

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

**DOKUMA FİBER TAKVİYELİ PARALEL PİM DELİKLİ TABAKALI
POLYESTER KOMPOZİT PLAKALARIN STATİK YÜK ALTINDAKİ
DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mak. Müh. Akın ATAŞ

Balıkesir, Temmuz - 2007

T.C.
BALIKESİR ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

DOKUMA FİBER TAKVİYELİ PARALEL PİM DELİKLİ TABAKALI
POLYESTER KOMPOZİT PLAKALARIN STATİK YÜK ALTINDAKİ
DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mak. Müh. Akın ATAŞ

Tez Danışmanı : Doç. Dr. Nurettin ARSLAN

Sınav Tarihi : 19 . 07. 2007

Jüri Üyeleri : Doç. Dr. Nurettin ARSLAN

Doç. Dr. İrfan AY

Yrd. Doç. Dr. Arın YILMAZ

(Danışman-BA.Ü)

(BA.Ü)

(BA.Ü)

Balıkesir, Temmuz - 2007

ÖZET

DOKUMA FİBER TAKVİYELİ PARALEL PİM DELİKLİ TABAKALI POLYESTER KOMPOZİT PLAKALARIN STATİK YÜK ALTINDAKİ DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ

Akın ATAŞ

Balıkesir Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü,
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

(Yüksek Lisans Tezi / Tez Danışmanı : Doç. Dr. Nurettin ARSLAN)

Balıkesir, 2007

Bu çalışmanın amacı iki paralel rijit pim tarafından değişken yayılı yüke maruz kalmış iki paralel delikli tabakalı cam elyaf-polyester kompozit plaktaki, hasar yükünü ve yataklama mukavemetini araştırmaktır. Pim yüklü tabakalı kompozit plakanın davranışı, deneysel ve nümerik olarak ayrı ayrı belirlenmiştir. Bu çalışmalar, üç farklı geometrik değişken kullanılarak gerçekleştirilmiştir. $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda, numune genişliğinin delik çapına oranı (W/D)=4, 6, 8, 10; kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D)=1, 2, 3, 4, 5 ve delikler arasındaki mesafenin delik çapına oranı (M/D)=2, 3, 4, 5 olarak seçilmiştir. Ayrıca, $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda (W/D)=8 sabit, (E/D)=1, 2, 3, 4, 5 ve (M/D)=2, 3, 4, 5 alınarak deneyler yapılmıştır. Hasar analizi, deneysel ve nümerik olarak gerçekleştirilmiştir. Numunelerdeki hasar tipleri ve hasar yükleri deneysel çalışmalardan bulunmuştur. Nümerik çalışma da üç boyutlu sonlu eleman metodu, Lusas 13.6 sonlu eleman programı yardımıyla yapılmıştır.

Deneysel sonuçlar, nümerik sonuçlarla karşılaştırılmış ve aralarında iyi bir uyum olduğu gözlenmiştir.

ANAHTAR SÖZCÜKLER : Kompozit plaka, yataklama gerilmesi, paralel pim bağlantısı.

ABSTRACT

THE INVESTIGATION OF MECHANICAL BEHAVIORS OF THE WOVEN FIBER REINFORCED PARALEL PIN LOADED MULTI- LAYERED POLYESTER COMPOSITE PLATES

Akın ATAŞ

**Balıkesir University, Institute of Science, Department of Mechanical
Engineering**

(Ms. D. Thesis / Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Nurettin ARSLAN)

Balıkesir-Turkey, 2007

The aim of this study is to research failure load and bearing strength in a laminated glass-polyester composite plate with two parallel circular holes, which are subjected to traction forces by two parallel rigid pins. The behaviour of pin loaded composite plates has been observed experimentally and numerically with different dimensions and fiber orientations. These are performed at three different modes; the distance from the free edge of the plate to diameter of holes (E/D) ratio (1, 2, 3, 4, 5), the plate width to diameter of holes W/D ratio (4, 6, 8, 10) and the distance between two holes to diameter of holes M/D ratio (2, 3, 4, 5) for $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ fiber orientation; (E/D) ratio (1, 2, 3, 4, 5), M/D ratio (2, 3, 4, 5) and W/D=8 for $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ orientations. The failure analysis is performed numerically and experimentally. Failure loads and bearing strengths on the specimens have been determined from experimental study. In numerical study, three dimensional finite element method was used by assistance of LUSAS 13.6 finite element analysis program.

The experimental results are compared with the numerical results and it has been seen that a good agreement between experimental and numerical results.

KEY WORDS: Composite plate, bearing strength, parallel pin loading.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	ii
ABSTRACT	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ŞEKİL LİSTESİ	vi
ÇİZELGE LİSTESİ	ix
ÖNSÖZ	x
1. GİRİŞ	1
1.1 Pim Bağlantılarının Hasar Tipleri	4
1.2 Çalışmanın Amacı	5
1.3 Problemin Tanıtılması	6
1.4 Numunelerin Hazırlanması ve Deneylein Yapılışı	7
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	9
3. KOMPOZİT MALZEMELER	15
3.1 Kompozit Malzemelerin Genel Özellikleri	16
3.2 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	17
3.2.1 Elyaf Takviyeli Kompozit Malzemeler	17
3.2.2 Parçacık Takviyeli Kompozit Malzemeler	18
3.2.3 Tabakalı Kompozitler	18
3.2.4 Karma (Hibrid) Kompozitler	19
3.3 Kompozit Malzemelerde Kullanılan Takviye Elemanları	20
3.3.1 Cam Elyafı	22
3.3.2 Bor Elyafı	24
3.3.3 Silisyum Karbür Elyafı	25
3.3.4 Alumina Elyafı	26
3.3.5 Grafit (Karbon) Elyafı	26
3.3.6 Aramid Elyafı	27
3.4. Matriks Malzemeleri	29
3.4.1 Epoksi Reçine Matriksler	30
3.4.2 Polyester Reçine Matriksler	31
3.4.3 Vinylester Reçine Matriksler	32
3.4.4 Fenolik Reçine Matriksler	33
3.4.5 Metal Matriksler	33
4. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞI	35
4.1 Kompozit Bir Tabakanın Makro Mekanik Davranışı	36
4.1.1 Genel Hooke Kanunu	36
4.1.2 Ortotrop Bir Tabakanın Düzlemsel Mukavemet Teorileri	41
4.2 Kompozit Bir Tabakanın Mikro Mekanik Davranışı	43
4.3 Tabakalı Kompozit Yapıların Makro Mekanik Davranışı	45
4.3.1 Tabakalı Bir Yapıda Gerilme Şekil Değişim Analizleri	46

4.3.2	Tabakalı Bir Yapıda Kuvvetler ve Momentler	49
4.3.3	Pim Bağlantılı Kompozitler İçin Hasar Kriterleri	53
4.3.3.1	Hashin Hasar Kriteri	54
5.	TEST NUMUNELERİ İÇİN MATERYAL VE METOT	56
5.1	Materyaller	56
5.1.1	Polyester Reçine	56
5.1.2	Hızlandırıcı (Katalizör)	57
5.1.3	Sertleştirici	58
5.1.4	Hava Kabarcığı Giderici	58
5.1.5	Stiren (Styrene) Monomeri	58
5.1.6	Kalıp Ayırıcı	59
5.1.7	Cam Elyafı	59
5.2	Test Numunelerinin İmalat Metodu	60
5.2.1	Test Numunelerinin İmalatında Uygulanan Elle Yatırma (Hand Lay-Up) Yöntemi	60
5.2.2	Kullanılan Kalıbın İmalatı	62
5.2.3	Kompozit Numunelerin İmalat Aşaması	64
5.3	Malzeme Temini	68
5.2	Numunelerin Kesimi ve Delinmesi	68
5.3	Malzeme Özelliklerinin Deneysel Olarak Bulunması	68
5.4	Testlerin Yapılışı	69
5.5	Malzemenin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi	69
5.5.1	Fiber Yönündeki ve Fibere Dik Yöndeki Çekme Mukavemetlerinin Bulunması	69
5.5.2	Fiber Yönündeki ve Fibere Dik Yöndeki Basma Mukavemetlerinin Bulunması	71
5.5.3	Kayma Modülünün Bulunması	72
5.5.4	Kayma Mukavemetinin Bulunması	73
5.6	Sonlu Elemanlar Modeli ve Analizi	75
5.6.1	Sonlu Elemanlar Yöntemi Hakkında Genel Bilgi	75
5.6.2	Üç Boyutlu Sonlu Elemanlar Metodu	76
5.6.3	Kompozit Plakaların LUSAS 13.6 İle Modellenmesi	77
6.	BULGULAR	81
6.1	Kompozit Plakalarda Meydana Gelen Hasar Tipleri	81
6.2	Maksimum Yataklama Gerilmesi	83
6.3	Deneysel ve Nümerik Olarak Elde Edilen Maksimum Yük ve Yataklama Gerilmelerinin Karşılaştırılması	91
7.	TARTIŞMA VE SONUÇ	96
KAYNAKLAR		98
EKLER		102
EK A		102

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil		
<u>Numarası</u>	<u>Adı</u>	<u>Sayfa</u>
Şekil 1.1	Kompozit Malzemelerin Çeşitli Uygulamaları	4
Şekil 1.2	Pim bağlantılarının hasar modları	5
Şekil 1.3	Plakaların geometrik değişkenleri ve yükleme şartları	7
Şekil 1.4	Deneyleerde kullanılan özel aparat	8
Şekil 3.1	Kompozit malzeme üretiminde kullanılan bazı elyaf çeşitleri	28
Şekil 4.1.a.	Elyaflı bir kompozit tabaka	38
Şekil 4.1.b.	θ° Açılı bir kompozit tabaka	38
Şekil 4.2	Elyaf-matriks konumu ile elektriksel devre benzeşimi	44
Şekil 4.3	X-Z Düzleminde eğilme şekil değişimi	46
Şekil 4.4	Düzlemsel kuvvetler ve momentler	49
Şekil 4.5	Tabakalı bir yapı kesiti	50
Şekil 5.1	Temin edilen cam elyaf tipleri	60
Şekil 5.2	EI Yatırması Yöntemi (Wet Hand Lay-Up)	61
Şekil 5.3	Üst kalıp	62
Şekil 5.4	Alt kalıp	63
Şekil 5.4	Kompozit numunelerin üretiminde kullanılan kalıp	63
Şekil 5.5	Kalıba, Polivaks ve Polivaks EKO sıvı kalıp ayırıcı uygulanması	65
Şekil 5.6	Fırça yardımıyla cam keçeye reçine emdirilmesi	66
Şekil 5.7	Reçine emdirilmiş cam keçenin rulolanması	66
Şekil 5.8	Kalıbın prese yerleştirilmesi	67
Şekil 5.9	INSTRON Çekme cihazı	69
Şekil 5.10	E_1 ve ν_{12} 'nin bulunmasında kullanılan numunenin şematik gösterimi	70
Şekil 5.11	E_1 ve ν_{12} 'nin deneysel olarak bulunması	70
Şekil 5.12	Basma mukavemetinin deneysel olarak bulunması	71
Şekil 5.13	Kayma modülünün deneysel olarak bulunması	73
Şekil 5.15	Iosipescu test numunesi geometrisi ve şematik test düzeneği	74
Şekil 5.16	Üç boyutlu problem	76
Şekil 5.17	Composite Brick (HX16L) Eleman	78
Şekil 5.18	Yarım modelin meshlenmesi	78
Şekil 5.19	Simetri yüzeyinin mesnetlenmesi	79
Şekil 5.20	Pimin temas yüzeyinin radyal olarak mesnetlenmesi	79
Şekil 5.21	Modele yük uygulanması	80
Şekil 6.1	Kopma Hasar Moduna Ait Yük-Deplasman Grafiği	82
Şekil 6.2	Yırtılma Hasar Moduna Ait Yük-Deplasman Grafiği	82
Şekil 6.3	Yataklama Hasar Moduna Ait Yük-Deplasman Grafiği	83

Şekil 6.4	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (M/D=2; E/D=1, 2, 3, 4, 5; W/D=4, 6, 8, 10)	87
Şekil 6.5	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (M/D=3; E/D=1, 2, 3, 4, 5; W/D=6, 8, 10)	87
Şekil 6.6	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (M/D=4; E/D=1, 2, 3, 4, 5; W/D=6, 8, 10)	88
Şekil 6.7	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (M/D=5; E/D=1, 2, 3, 4, 5; W/D=8, 10)	88
Şekil 6.8	$[0^{\circ}]_8$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (W/D=8; E/D=1, 2, 3, 4, 5; M/D=2, 3, 4, 5)	89
Şekil 6.9	$[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (W/D=8; E/D=1, 2, 3, 4, 5; M/D=2, 3, 4, 5)	89
Şekil 6.10	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (W/D=8; E/D=1, 2, 3, 4, 5; M/D=2, 3, 4, 5)	90
Şekil 6.11	$[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (W/D=8; E/D=1, 2, 3, 4, 5; M/D=2, 3, 4, 5)	90
Şekil A.1	$[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=4, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	102
Şekil A.2	$[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=6, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	102
Şekil A.3	$[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	103
Şekil A.4	$[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=10, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	103
Şekil A.5	$[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=3, W/D=6, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	104
Şekil A.6	$[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=3, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	104
Şekil A.7	$[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=3, W/D=10, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	105
Şekil A.8	$[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=4, W/D=6, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	105
Şekil A.9	$[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=4, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	106
Şekil A.10	$[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=4, W/D=10, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	106
Şekil A.11	$[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=5, W/D=10, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	107
Şekil A.12	$[0]_8$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	107
Şekil A.13	$[0]_8$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=3, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	108
Şekil A.14	$[0]_8$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=4, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	108
Şekil A.15	$[0]_8$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=5, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	109
Şekil A.16	$[0_2/30_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği	

Şekil A.17	(M/D=2, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5) [0 ₂ /30 ₂] _s Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği	109
	(M/D=3, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	110
Şekil A.18	[0 ₂ /30 ₂] _s Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=4, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	110
Şekil A.19	[0 ₂ /30 ₂] _s Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=5, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	111
Şekil A.20	[0 ₂ /60 ₂] _s Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	111
Şekil A.21	[0 ₂ /60 ₂] _s Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=3, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	112
Şekil A.22	[0 ₂ /60 ₂] _s Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=5, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	112
Şekil A.23	[0 ₂ /30 ₂] _s Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=5, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)	113

ÇİZELGE LİSTESİ

<u>Çizelge Numarası</u>	<u>Adı</u>	<u>Sayfa</u>
Çizelge 1.1	Testleri yapılan numunelerin oryantasyonları ve Geometrileri	6
Çizelge 3.1	Kompozitlerde kullanılan bazı elyafların mekanik ve fiziksel özellikleri	22
Çizelge 3.2	Cam elyafların mekanik özellikleri ve bileşimleri	24
Çizelge 3.3	Karbon Ve Grafit Elyafaların Karşılaştırılması	27
Çizelge 3.4	Farklı Elyaflardan Oluşan Kompozitlerin Birim Maliyetleri	28
Çizelge 3.5	Bazı Matriks Malzemelerinin Özellikleri	30
Çizelge 5.1	Sıvı CE 92 N8 Polyester Reçinenin Özellikleri	57
Çizelge 5.2	Sertleşmiş CE 92 N8 Polyester Reçinenin Özellikleri	57
Çizelge 5.3	Cam fiberin (E - camı) yaklaşık mekanik özellikleri	60
Çizelge 5.4	Cam Elyaf-Polyester kompozit malzeme özellikleri	75
Çizelge 6.1	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel Yük ve Yataklama Gerilmesi Değerleri (E/D=1)	84
Çizelge 6.2	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel Yük ve Yataklama Gerilmesi Değerleri (E/D=2)	85
Çizelge 6.3	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel Yük ve Yataklama Gerilmesi Değerleri (E/D=3)	85
Çizelge 6.4	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel Yük ve Yataklama Gerilmesi Değerleri (E/D=4)	86
Çizelge 6.5	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel Yük ve Yataklama Gerilmesi Değerleri (E/D=5)	86
Çizelge 6.6	$[0^{\circ}]_8$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel ve Nümerik Yük ve Gerilme Değerlerinin Karşılaştırılması	92
Çizelge 6.7	$[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel ve Nümerik Yük ve Gerilme Değerlerinin Karşılaştırılması	93
Çizelge 6.8	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel ve Nümerik Yük ve Gerilme Değerlerinin Karşılaştırılması	94
Çizelge 6.9	$[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel ve Nümerik Yük ve Gerilme Değerlerinin Karşılaştırılması	95

ÖNSÖZ

Tez çalışmam sırasında bilgi ve tecrübesi ile bana yol gösteren çok değerli hocam Sayın Doç. Dr. Nurettin ARSLAN'a ve çalışmanın deneysel aşamasında, büyük bir özveri göstererek bana yardımcı olan Sayın Arş. Gör. Dr. Faruk ŞEN'e en içten teşekkürlerimi sunarım.

Cam dokuma ve cam keçe teminindeki katkılarından dolayı Cam Elyaf A.Ş.'ye, kompozit plakaların üretimindeki katkılarından dolayı İzoreel San. ve Tic. Ltd. Şti.'ye, deneyleri yapabilmemiz için bize laboratuvarlarını açan Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü'ne, maddi desteklerinden dolayı Balıkesir Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimine ve yardımlarına ihtiyaç duyduğum her konuda desteklerini esirgemeyen çalışma arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Çalışmalarım esnasında maddi ve manevi olarak sürekli destek olan aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Balıkesir, 2007

Akın ATAŞ

1. GİRİŞ

Malzemeler genellikle metaller, seramikler ve organik malzemeler olarak üç ana gruba ayrılırlar. Bu üç grubun birbirlerine göre üstün ve zayıf yönleri vardır. Bu üç ana grubun yanında, aynı yada farklı grumlardan iki yada daha fazla malzemenin uygun olan özelliklerini tek malzemede toplamak, yada yeni bir özellik ortaya çıkarmak amacıyla makro düzeyde birleştirilmesi ile oluşturulan malzemeler, kompozit malzemeler olarak adlandırılır. Kompozit malzemelere bir tür 'ısmarlama malzeme' gözü ile bakılabilir. Atomsal veya molekül düzeyde birleştirilen malzemeler makroskobik olarak homojen olduklarından kompozit malzeme olarak sınıflandırılmazlar. Kompozit malzemelerin avantajı bileşenlerinin en iyi özelliklerini bir araya getirmesidir. Günümüzde çok gelişmiş olan ve sürekli gelişmekte olan kompozit malzemeler, aslında binlerce yıldan beri kullanılmaktadır. Örneğin, çamur içine karıştırılan saman çöpleri ile yapılan kerpiç, bir kompozit malzemedir. Ok yayı yapılırken üst üste konulan, özellikleri ve lif yönleri farklı ağaç levhalar kompozit bir malzeme oluştururlar. Ayrıca kompozit malzemeler doğada da değişik biçimlerde bulunmaktadır (ağaçlar, kemik, v.s.).

Kompozit malzeme üretiminin bilinçli olarak ele alınması ve bilimsel yaklaşımlarla yeni malzemelerin geliştirilmesi ancak 1940'lı yıllarda cam takviyeli plastiklerin kullanımı ile başlamıştır. Önemli ilk uygulamalara örnek olarak radar kubbeleri gösterilebilir. Cam takviyeli plastikler elektromanyetik geçirgenlik, hafiflik, atmosfer koşullarına dayanıklılık ve mekanik özellikleri nedeniyle bu amaç için kullanılabilir en uygun malzemedir. İlk CTP (Cam Takviyeli Plastik) tekne 1942'de yapılmış, ilk elyaf sarma patenti ise 1946'da A.B.D.'de alınmıştır. 1950'lerde ise uçak pervaneleri kompozit malzemedan yapılmaya başlanmıştır. Bugün uçak endüstrisinde % 30'a varan oranlarda

kullanılan kompozit malzemelere örnek olarak, çeşitli polimerler (plastikler), içerisine gömülmüş karbon lifleri, alüminyum içerisine dizilmiş boron lifleri veya 1000° C üzerindeki sıcaklıklarda çalışabilen malzemeler gösterilebilir [1].

Çağdaş uygulamalarda önemli bir ileri malzeme grubu olarak ortaya çıkan kompozitler iki veya daha fazla malzemenin karması ve / veya kombinasyonu ile ortaya çıkar. Burada hedef farklı malzemelerin farklı ve değişken özelliklerinin en optimal şekilde kullanılması, hatta oluşan kompozitin daha üstün özelliklere kavuşturulmasıdır. Kobalt metaliyle (Co), tungsten karbür (WC) seramiğinin karmasından teker teker her iki malzemedan daha üstün özelliklere sahip "sert metaller" grubunun oluşması, karbon elyafı takviyelenmiş plastiklerin üstün özellikli kompozitlere dönüşümü gibi örneklerde bu açıkça görülmektedir. Kompozit malzemelerde matriks fazı ile bu faza katılan takviye malzeme fazı bulunur. Genelde takviye malzemeleri parçacık, plakacık, elyaf, kıl-kristal (whisker) şeklindedir ve malzemeye yüksek dayanım özelliği kazandırır. Bir anlamda halen mevcut olmayan bir malzemeye ihtiyaç duyulduğunda, "A" malzemesinin belirli özellikleri ile "B" malzemesinin belirli özelliklerine sahip bir malzeme düşünüldüğünde, belirli bir sistematik içinde "A" ve "B" malzemesinin aynı hacimde özellik ve karakteristiklerini kaybetmeden, "farklı" ve "yeni" bir malzeme olarak kullanılabilmesini sağlar kompozit malzeme teknolojisi. Bu bağlamda kompozit malzemeler malzeme bilimindeki her gelişmede hep en önde gelen konu olmaya devam edecektir. Çünkü her yeni malzeme bu malzemenin içerisinde yer alacağı onlarca farklı kompozit malzeme anlamına gelecektir [2].

Bilim ve teknolojinin büyük bir hızla ilerlediği günümüzde, her geçen gün yeni ve üstün özelliklere sahip malzemelere ihtiyaç ortaya çıkmaktadır. Bu ihtiyaçlar, kompozit malzemelerin geliştirilmesi için itici gücü oluşturmuştur. Son otuz yılda, malzeme teknolojisindeki çalışmaların endüstriyel anlamda uygulamaya sunduğu malzemeler içinde en önemlisi olarak belirtilen kompozitler, "geleceğin malzemeleri" olarak

tanımlanmaktadır. Kompozitler, mekanik dayanım, tokluk, ısıl iletkenlik, aşınmaya karşı direnç, kırılma dayanımı ve boyutsal özellikleri koruması gibi çeşitli mühendislik özellikleri ile, diğer malzemeler ile karşılaştırıldığında daha iyi olan malzeme grubudur. Bu özelliklerinden dolayı kompozit malzemeler özellikle havacılık sanayisinde yaygın olarak kullanılan malzemelerdir. Son yıllarda havacılık sanayisindeki gelişmelere paralel olarak otomotiv sektöründe de, başlangıçta aksesuar parçaları olarak sonraları ise motor dahil hayati önem taşıyan parçalar olarak kullanımları artmaya başlamıştır. Ayrıca bu malzemelerden dişli, kam, tekerlek, fren ve debriyaj balataları, yataklar, muylular gibi aşınmaya maruz kalabilecek parçaların imali de gün geçtikçe yaygınlaşmaktadır [3,4,5].

Kompozit malzemelerin en büyük uygulama alanlarından biri olan otomotiv sektöründe de geleceğe yönelik çalışmalar özellikle otomobil ağırlığını azaltma, alternatif yakıtların kullanımı, elektronik sistemlerin gelişimi, motor verimliliği, güvenlik, ekonomik üretim yöntemleri, çevre bilinci gibi konularla içiçe yürümektedir. Araç ağırlığını azaltma yönünde Al, Mg gibi hafif metallerin, çeşitli polimerlerin ve kompozit malzeme kullanımının yaygınlaştırılması amacıyla çalışmalar yapılmaktadır. Tüm gövdenin plastik tabanlı kompozitlerden yapılması yolunda çalışmalar yapılmaktadır. Günümüzde, araç ağırlığının önemli bir kısmını teşkil eden yoğunluğu yüksek çelik ve dökme demirden yapılan kısımlar yoğunluğu daha az alüminyum alaşımları, plastikler yada alüminyum ve plastik matrisli kompozit malzemelerden yapılmaktadır [6,7].

Şekil 1.1'de cam fiber takviyeli kompozit malzemelerin çeşitli uygulamaları görülmektedir.

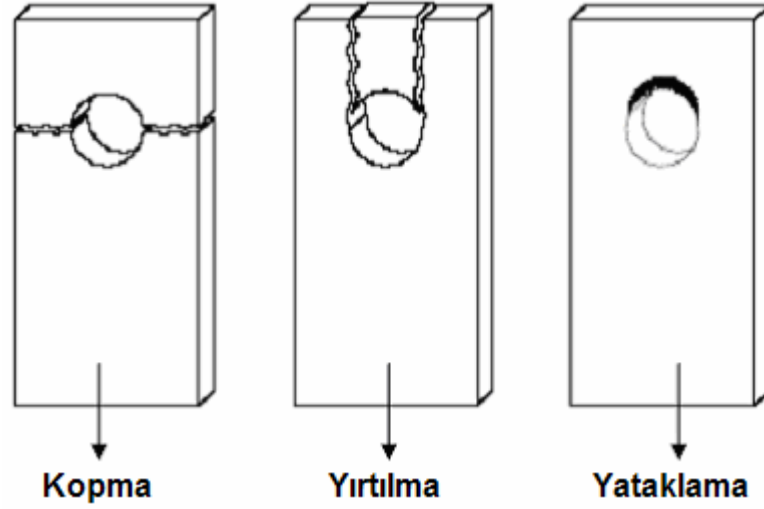


Şekil 1.1 Kompozit Malzemelerin Çeşitli Uygulamaları

Fiber takviyeli kompozit yapıların birbiriyle veya metallerle birleşimleri genellikle pim bağlantılarıyla yapılmaktadır. Bağlantı yüke maruz kaldığında pim bağlantı noktaları gerilme yığılmaları nedeniyle büyük problemler oluştururlar. Bütün pim bağlantı bölgeleri kritik unsurlar içerdiğinden, konstrüksiyonun mukavemeti pim bağlantısının mukavemetine bağlıdır. Bu nedenle pim bağlantılarının tasarımında daha fazla özen gösterilmeli ve ilgili hesaplamalar iyi bir şekilde yapılmalıdır [8].

1.1 Pim Bağlantılarının Hasar Tipleri

Pim bağlantısıyla mekanik olarak sabitlenmiş plakalarla yapılan deneysel çalışmalar, bağlantıların çeki kuvvetine maruz kaldıklarında genel olarak kopma, yırtılma ve yataklama olmak üzere üç temel hasar modunda bozulduklarını göstermiştir. Her bir hasar modunun meydana getirdiği hasar tipleri şekil 1.2'de gösterilmiştir [9]. Farklı çalışma ortamlarına ve malzeme özelliklerine göre bu hasar modlarının kombinasyonları da görülebilir.



Şekil 1.2 Pim bağlantılarının hasar modları

Pim bağlantılarının davranışında dört grup parametre etkilidir [8];

- **Malzeme Parametreleri:** Fiber tipi, şekli, matriks (reçine) tipi, fiber oryantasyonu ve tabaka sayı ve dizilimi vb.
- **Geometrik Parametreler:** Numune genişliği (W) veya genişliğin delik çapına oranı (W/D), kenar mesafesi (E) veya kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D), seri veya paralel olarak iki delik kullanılıyorsa delikler arasındaki mesafe (M) veya delikler arasındaki mesafenin delik çapına oranı (M/D), delik çapı (D).
- **Bağlayıcı Parametreleri:** Bağlama tipi, pimin boyutu, bağlama alanı, delik boyutu ve tolerans.
- **Tasarım Parametreleri:** Yükleme tipi (çekme, basma, yorulma vb.), yükleme yönü, birleştirme tipi, geometri (yükseklik, kenar mesafesi, delik durumu vb.), çevre şartları.

1.2 Çalışmanın Amacı

Kompozit malzemelerin birbiriyle ve diğer malzemelerle bağlantıları genellikle pimlerle yapılmaktadır. Bağlantı noktasında deliğin plakada

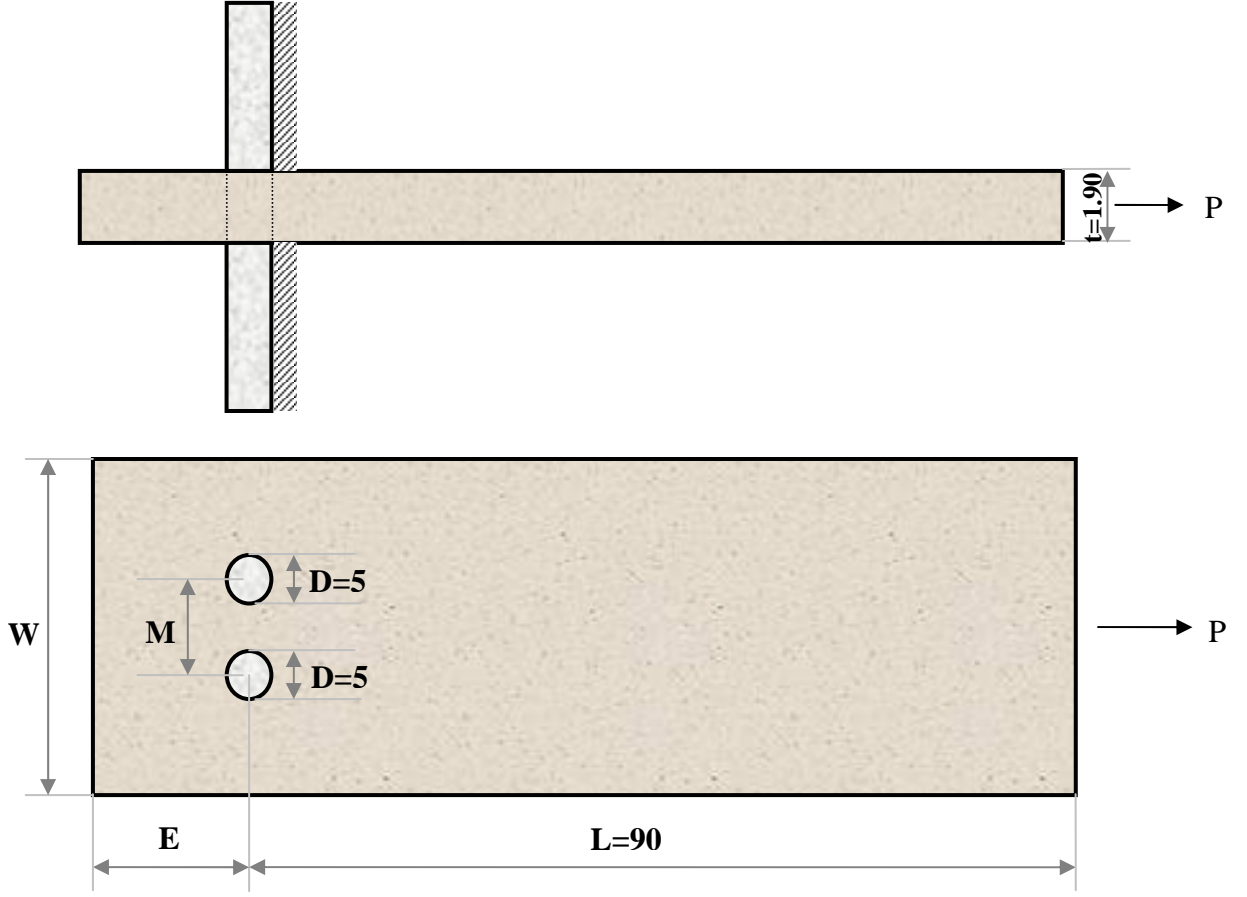
oluşturduğu süreksizlik, delik kenarında gerilme yığılmaları oluşturur. Bu nedenle, pim bağlantısının mukavemeti pim bölgesinin mukavemeti ile ilgilidir. Bu çalışmada iki paralel rijit pimle bağlanmış, yaklaşık %63 fiber oranına sahip cam elyaf polyester kompozit plakaların $[0^\circ]_8$, $[0^\circ_2/30^\circ_2]_s$, $[0^\circ_2/45^\circ_2]_s$, $[0^\circ_2/60^\circ_2]_s$ tabaka konfigürasyonları için, maksimum yatak yükleri ve gerilmeleri hesaplanarak optimum pim bağlantı geometrisi bulunmaya çalışılmıştır.

1.3 Problemin Tanıtılması

Boyutları $L=90$ mm, $t=1.90$ mm, E, W ve M mesafeleri değişken olan cam elyaf polyester plakalar hazırlanmıştır. Plakaların ucundan E mesafede ve aralarındaki açıklık M olan $D=5$ mm çapında simetrik delikler açılmıştır. Deney numuneleri üzerinde açılan bu deliklere boşluksuz olarak geçen çelik pimler takılmıştır. Hazırlanan plakaların moment oluşturmadan simetri eksenine doğrultusunda INSTRON 1114 çekme cihazıyla çekilmiştir.

Çizelge 1.1 Testleri yapılan numunelerin oryantasyonları ve geometrileri

Tabaka oryantasyonu	Kalınlık t (mm)	Delik Çapı D (mm)	E/D	W/D	M/D
$[0^\circ_2/45^\circ_2]_s$	1.90	5	1, 2, 3, 4, 5	4, 6, 8, 10	2, 3, 4, 5
$[0^\circ]_8$	1.90	5	1, 2, 3, 4, 5	8	2, 3, 4, 5
$[0^\circ_2/30^\circ_2]_s$	1.90	5	1, 2, 3, 4, 5	8	2, 3, 4, 5
$[0^\circ_2/60^\circ_2]_s$	1.90	5	1, 2, 3, 4, 5	8	2, 3, 4, 5

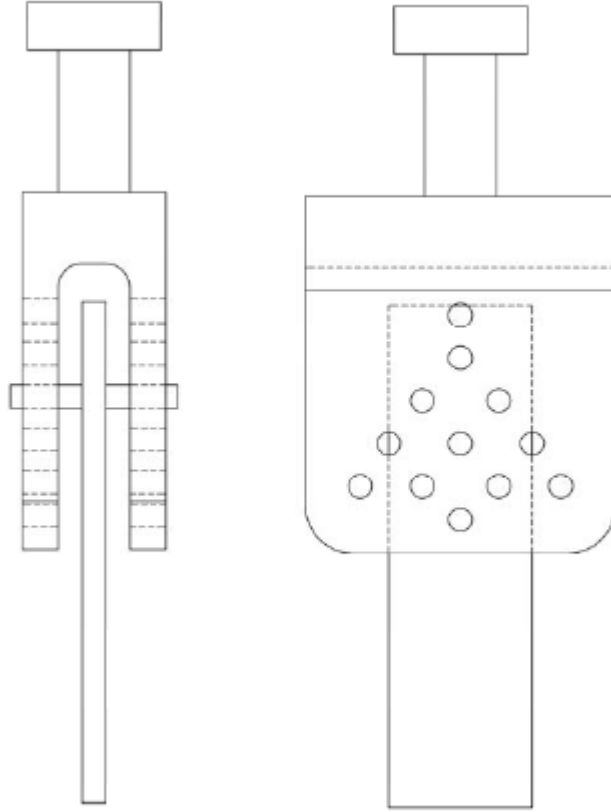


Şekil 1.3 Plakaların geometrik değişkenleri ve yükleme şartları

1.4 Numunelerin Hazırlanması ve DeneYlerin Yapılışı

Cam elyaf polyester plakalardan $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda numune genişliğinin delik çapına oranı $(W/D)=4, 6, 8, 10$; kenar mesafesinin delik çapına oranı $(E/D)=1, 2, 3, 4, 5$ ve delikler arasındaki mesafenin delik çapına oranı $(M/D)=2, 3, 4, 5$ olarak; $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda ise $(W/D)=8$ sabit, $(E/D)=1, 2, 3, 4, 5$ ve $(M/D)=2, 3, 4, 5$ alınarak ince spiral taşla kesilmiştir. Daha sonra plakalar markalanıp freze tezgahında 5 mm. çapında bir matkap ucu ile delinmiştir.

Hazırlanan numuneler özel olarak hazırlanmış bir aparat yardımıyla INSTRON 1114 çekme cihazıyla 1 mm/dak hızla çekilmiş ve bütün numuneler için yük-deplasman grafikleri elde edilmiştir. Her plaka geometrisi için üçer tane deney yapılmıştır.



Şekil 1.4 Deneylerde kullanılan özel aparat

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Kompozit malzemelerin birleştirilmesinde matriks ve elyaf tipi gibi malzeme özellikleri, yükleme koşulları ve ortam şartları gibi pek çok bileşen göz önünde alınarak kullanılacak bağlama yöntemi seçilir. Matriks fazının termoplastik olduğu durumlarda ısı etkisiyle birleştirme (plastik kaynağı) tercih edilmesinin yanında cıvata ve perçin bağlantılarının da kullanılması mümkündür [10].

Çalışmamızda da kullandığımız termoset matriksli kompozit malzemeler ile metal matriksli kompozitler ise genellikle mekanik bağlama elemanları (cıvata, perçin, v.b.) kullanılarak birleştirilmektedirler. Bu yöntemlerde malzemelerin birleştirilebilmesi için, çeşitli büyüklüklerde ve şekillerde pim delikleri açılmaktadır. Bu delikler etrafında süreksizlikler oluşmakta ve kompozit malzemelerin heterojen ve anizotropik yapısı nedeniyle karmaşık gerilme dağılımları ortaya çıkmaktadır. Dolayısıyla bütün pim bağlantı noktaları zayıf nokta olduğundan, kontrüksiyonun mukavemeti mekanik bağlantının mukavemetine bağlıdır.

Bunun yanında, bu gibi unsurların yapısal elemanlarda kullanılması (parçaların birbirine bağlanması, konstrüksiyonun hafifletilmesi, v.b.) kaçınılmazdır. Bu düşünceden hareketle, günümüze kadar pek çok araştırmacı kompozit malzemelerde kullanılabilecek olan optimum geometriye sahip delik şekli ve deliğin yapı üzerinde hangi bölgede konumlandırılması gerektiği gibi konularda çeşitli çalışmalar yapmışlardır.

Karakuzu, Ataş ve Akbulut, Sonlu Elemanlar Yöntemi (FEM) ile dairesel delikli, örgü çelik tellerle takviye edilmiş tabakalı termoplastik kompozit plakalardaki düzlem statik yükleme sonucu oluşan elastik-plastik

gerilmeleri inceleyerek farklı tabaka dizilimlerine sahip kompozit plakaların farklı yük taşıma kapasitesine sahip oldukları ve bir önceki yükleme yönünde tekrar yüklendiklerinde, kompozit plakaların yük taşıma kapasitesinin arttığını göstermişlerdir [11].

Yao ve çalışma arkadaşları, eksantrik olarak konumlandırılmış dairesel delikli cam elyaf takviyeli kompozit plakaların çekme ve kırılma dayanımları konusunda bir çalışma yapmışlardır. Çalışmalarında, dairesel deliklerin çapı (D) ve eksenden kaçıklık miktarı (e)'nin kompozit plakların çekme ve kırılma dayanımı üzerindeki etkilerini araştırmışlardır. Sonuç olarak, delik çapı (D)'nin gerilme-uzama ilişkisi lineerliği üzerinde eksen kaçıklığı miktarı (e)'nden daha fazla etkiye sahip olduğu görülmüştür [12].

Rezaeepazhand ve Jafari, özel şekilli (dairesele, kare, üçgen, hexagonal) deliklere sahip kompozit plaktardaki gerilmeleri analitik olarak incelemişlerdir. Çalışmalarında, Leknitsjki' nin dairesel ve eliptik delikler için kullandığı yöntemi, çalışmalarında kullandıkları özel şekillere uyarlamışlardır [13].

Toubal, Karama ve Lorrain, dairesel delikli kompozit plakalarda delik etrafında bulunan geometrik kusurların neden olduğu gerilim yoğunlaşmalarını, Elektronik Nokta İnterferometrisi (ESPI) adı verilen temassız bir ölçme yöntemi ile incelemişler ve elde ettikleri deneysel sonuçları Lekhnitski' nin metodu ve sonlu elemanlar yöntemi ile karşılaştırmışlardır. Fiber oryantasyon açısı 0° olan numunelerden alınan veriler karşılaştırma sonucu birbiriyle örtüşmesine rağmen, 45° ve 90° fiber açısına sahip olan numunelerin verilerinde iyi bir sonuç elde edilememiştir [14].

Potti, Rao ve Srivastava, delikler ve çatlaklar içeren kompozit malzemelerin dayanımını hesaplamak için, Whitney-Nuismer tarafından önerilen Nokta Gerilme Kriteri (PSC)'ni ve Ortalama Gerilme Kriteri (ASC)'ni kullanmışlardır. Çalışma sonucunda numunelerin merkezinde bulunan aynı

aplı dairesel deliklerin, çatlakların ve çatlaklı dairesel deliklerin, numune mukavemetini yaklaşık olarak eşit miktarda etkilediği gösterilmiştir. Yine Potti, Rao ve Srivastava, alışmaları sonucunda yüzey çentikleri içeren ince kompozit plakaların kırılma dayanımlarını hesaplamak için hasar gerilmesi ve gerilme yoğunluğu faktörü arasında amprik bir bağıntı geliştirmişlerdir [15-16].

Arslan ve çalışma arkadaşları, simetrik ve antisimetrik tabakalı örgü elik tel takviyeli polietilen termoplastik matriksli kare delikli kompozitlerin elastik-plastik davranışları konusunda yaptıkları çalışmada Sonlu Elemanlar Yöntemi (FEM) ve Birincil Kayma Deformasyonu Teorisini kullanarak fiber oryantasyon açısının kalıntı gerilmeler ve plastik bölgeler üzerindeki etkilerini göstermişlerdir [17].

F.Z. Hu ve C. Soutis, yapmış oldukları çalışmada dairesel delikli kompozit plaklardaki tabakalar arasındaki gerilme dağılımlarını Sonlu Elemanlar Yöntemi ve Ko-Lin analitik yaklaşımıyla ayrı ayrı hesaplayıp karşılaştırmışlardır [18].

Yapıcı ve şahin, bir ucu ankastre diğer ucu ise düzgün yayılı yüke maruz bırakılan ([30°, - 30°]) fiber takviyeli tabakalı termoplastik dairesel delikli kompozit levhalarda delik çapına bağlı olarak , delikten kenara kadar meydana gelen gerilmeleri inceleyerek, delik etrafında oluşan gerilme dağılımlarının numune kenarına doğru azaldığını göstermişler ve bunun gerekçelerini açıklamışlardır [19].

Özer ve zbay, sonlu elemanlar yöntemini kullanan bir bilgisayar programı (FORTRAN) yardımı ile, düzlemsel yüklenmiş ortasında dairesel delik bulunan kompozit plakta oluşan elastik gerilmelerin analizini yapmışlardır [20].

Gr ve Kaman, ortasında dikdörtgen delik bulunan düzlem kompozit levhada yaptıkları elasto-plastik gerilme analizi sonucunda, i gerilmelerle

geometrik süreksizliğin bulunduğu delik köşelerinde gerilme yığılmalarının azaltıldığını ve dolayısıyla, kompozit plakaların çekme mukavemetinin arttığını göstermişlerdir [21].

İçten ve Sayman, dairesel pim bağlantılı alüminyum-cam elyaf-epoksi sandviç kompozit plakaların hasar yükü ve hasar moduna, farklı plaka geometrilerinin etkilerinin deneysel olarak araştırmışlardır. Çalışma sonucunda kenar mesafesinin delik çapına (E/D) oranı ve plaka genişliğinin delik çapına (W/D) oranı 4 ve daha büyük olduğunda hasar yükünün arttığını göstermişlerdir [22].

Karakuzu, Gülem ve İçten, malzemesi cam elyaf-vinilester olan dairesel delikli kompozit plakaların yataklama gerilmesi, hasar yükü ve hasar modunu tespit etmek için (E/D) ve (W/D) oranlarını değiştirmek suretiyle deneysel ve nümerik bir çalışma yapmışlar ve çalışmanın nümerik kısmında LUSAS 13.4 sonlu elemanlar programını kullanmışlardır. Yapılan deneyler, (E/D) ve (W/D) oranı arttıkça yataklama gerilmesi değerinin arttığını göstermiştir [23].

Marie-Laure Dano ve çalışma arkadaşları pim bağlantılı kompozit plakaların hasar analizini yapabilmek için bir sonlu elemanlar programı geliştirmişler ve bu programda çeşitli hasar kriterleri kullanmışlardır. Yapılan deneysel çalışmalarla karşılaştırıldığında en iyi uyum maksimum gerilme kriteri kullanılarak yapılan nümerik analizde elde edilmiştir [24].

Okutan, $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}]_s$ ve $[90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}]_s$ konfigürasyonuna sahip cam elyaf-epoksi kompozit plakalarda hasar analizini deneysel ve nümerik olarak incelemiş, (E/D) ve (W/D) oranının 3 ve daha büyük olduğu geometrilere yataklama modunun görüldüğünü, kopma modunun da büyük ölçüde tabaka oryantasyonuna bağlı olduğunu belirtmiştir [25].

G. Caprino ve çalışma arkadaşları pim ve civata bağlantılı cam elyaf-alüminyum kompozit plakalarda yataklama gerilmesi üzerine bir araştırma

yapmışlardır. Pim bağlantılı plakalarda (E/D) ve (W/D) oranını değiştiren araştırmacılar, civata bağlantılı plakalarda da bağlantı basıncını değiştirerek farklı şartlar altında incelemeler yapmışlardır [26].

P. P. Camanho ve M. Lambert, her plakadaki gerilim dağılımlarını nümerik olarak hesaplamak suretiyle pim ve civata bağlantılı kompozit plakalar için yeni bir tasarım metodolojisi geliştirmişlerdir [27].

G. Kelly ve S. Hallström, karbon-epoksi kompozit plakaların yataklama yüküne tabaka dizilimlerinin ve plaka geometrilerinin etkisini deneysel ve nümerik olarak araştırmışlardır. Araştırmacılar yataklama yükünün (W/D) ≥ 2 ve (E/D) ≥ 1.5 olduğunda ortaya çıktığını göstermişlerdir [28].

Y. Xiao ve T. Ishikawa, $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2s}$ konfigürasyonuna sahip grafit-poliamid ve grafit-epoksi kompozit plakaların yataklama yüklerini inceleyerek farklı matriks malzemelerinin yataklama yükü üzerindeki etkilerini incelemişler ve grafit-epoksi matriksli plakaların daha yüksek mukavemete sahip olduklarını göstermişlerdir [29]. Aynı araştırmacılar ABAQUS sonlu elemanlar programını kullanarak yaptıkları nümerik analizle de çalışmalarını desteklemişlerdir [30].

Aktaş, malzemesi karbon-epoksi olan kompozit plakaların statik ve dinamik yük altındaki yataklama gerilmelerini bulmak için $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$ ve $[90^\circ/45^\circ/-45^\circ/0^\circ]_s$ konfigürasyonundaki plakalarla çalışmalar yapmış ve (E/D) ve (W/D) oranlarının 4 ve daha büyük olduğu durumlarda yataklama gerilmesinin maksimum değere ulaştığını göstermiştir [31].

Karakuzu ve çalışma arkadaşları, yapılmış olan literatür çalışmalarından farklı olarak örgü cam elyaf-vinilester kompozit plakalarda 2 tane seri pim bağlantısı kullanmışlar, (E/D) ve (W/D) oranlarının yanında delikler arasındaki mesafenin delik çapına (M/D) oranını da değiştirmek suretiyle oluşturulan farklı geometrilerdeki plakalarla deneysel ve nümerik çalışmalar yapmışlardır. Çalışmada, (M/D) oranının artmasıyla hasar

yükünün de arttığı, ancak (M/D) oranının hasar yükü üzerinde (E/D) oranından daha az etkili olduğu gösterilmiştir [32].

Taylak, iki paralel rijit pim tarafından değişken yayılı yüke maruz kalmış, iki paralel delikli tabakalı glass-vinylester kompozit plaktaki hasar modunu, hasar yükünü ve yatak mukavemetini araştırmış, pimle yüklenmiş tabakalı kompozit plakanın davranışını, deneysel ve nümerik olarak gözlemlemiştir. Taylak, deneysel sonuçları nümerik sonuçlarla karşılaştırmış ve aralarında iyi bir uyum olduğunu ortaya koymuştur [33].

Şimdiye kadar yapılan çalışmaların büyük çoğunluğu tek bir pim deliği kullanılması durumunda optimum bağlantı geometrisini veya tabaka konfigürasyonunu bulmaya yöneliktir. Paralel ve seri pim bağlantılarında ise çalışmalar genellikle tek bir tabaka konfigürasyonu veya tek bir plaka geometrisi için gerçekleştirilmiştir.

Bu Çalışmanın Amacı

Bu çalışmada ise; $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda, numune genişliğinin delik çapına oranı (W/D)=4, 6, 8, 10; kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D)=1, 2, 3, 4, 5 ve delikler arasındaki mesafenin delik çapına oranı (M/D)=2, 3, 4, 5 olarak seçilmiştir. Ayrıca ifade edilen değişkenler literatür bulguları ile karşılaştırma yapabilmek amacıyla, $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda (W/D)=8 sabit, (E/D)=1, 2, 3, 4, 5 ve (M/D)=2, 3, 4, 5 alınarak deneyler yapılmıştır.

3. KOMPOZİT MALZEMELER

Kompozit malzemeler yeni bulunan bir malzeme grubu olmayıp, doğada varolan yapılardan hareketle, farklı özelliklere sahip malzemelerin birleştirilmesi sonucu elde edilmektedirler [34].

Kompozit malzeme, belirli bir amaca yönelik olarak, en az iki farklı maddenin bir araya getirilmesi ile meydana gelen malzeme grubudur. Üç boyutlu nitelikli bu birleştirmede amaç, bileşenlerin hiçbirinde tek başına mevcut olmayan bir özelliğin elde edilmesidir. Diğer bir deyişle, amaçlanan doğrultuda, bileşenlerinden daha üstün özelliklere sahip bir malzeme üretilmesi hedeflenmektedir. Kompozit malzemeye, “Çok Bileşenli Malzeme”, “Çok Fazlı Malzeme”, “Donatılı Malzeme” ve “Pekiştirilmiş Malzeme” gibi adlar da verilmektedir [35].

Karbon elyafı plastikler, otomobil lastikleri ve sermetler bunlara örnek olarak gösterilebilir. Bir kompozit malzeme genelde düşük modül ve dayanıma sahip reçine veya metalik matriks ana fazı ile bunun içinde dağılmış daha az oranda kullanılan tali fazı olan takviye elemanından oluşmaktadır. Ancak, molekül ve atomal düzeyde birleştirilen malzemeler, mikroskobik olarak homojen olduklarından kompozit malzeme olarak sınıflandırılmazlar. Bir kompozit malzeme bünyesinde, çekirdek olarak adlandırılan takviye elemanı ve bunun etrafını çevreleyen matriks malzemesinin bulunduğu bilinmektedir. Takviye elemanı olarak değişik morfolojiye sahip kısa ve uzun elyaflar, whiskerler (kılcal kristaller), kırılmış veya parçacıklı seramikler kullanılmaktadır. Bunların temel fonksiyonu, gelen yükü taşımak ve matriksin rijitlik ve dayanımını arttırmaktır. Matriksin fonksiyonu ise, elyaflara yük ve gerilim transferi sağlayabilmek için elyaf ve

matriksi bir arada tutmak yanında çoğu gevrek ve kırılğan olduğundan onların yüzeylerini dış ve çevresel etkilere karşı korumaktır [36].

3.1 Kompozit Malzemelerin Genel Özellikleri

Uygulamada, kompozit malzeme üretiminde genellikle aşağıdaki özelliklerinin birinin veya birkaçının geliştirilmesi amaçlanmaktadır:

- Mekanik dayanım, basınç, çekme, eğilme, çarpma dayanımı
- Yorulma dayanımı, aşınma direnci
- Korozyon direnci
- Kırılma tokluğu
- Yüksek sıcaklığa dayanıklılık
- Isı iletkenliği veya ısıl direnç
- Elektrik iletkenliği veya elektriksel direnç
- Akustik iletkenlik, ses tutuculuğu veya ses yutuculuğu
- Rijitlik
- Ağırlık
- Görünüm

ve benzeri özellikler şeklinde sıralanabilir. Ayrıca, böylelikle dolaylı olarak malzemenin birim maliyeti de düşürülebilmektedir [35].

Yukarıda belirtilen bu özellikler için gerekli şartlar, uygun matriks ve takviye eleman çifti, üretim tekniği, optimizasyonu, bileşenlerin mukavemet özellikleri ve diğer faktörler göz önüne alınarak üretim yapılırsa istenilen özelliği elde etmek mümkündür.

Bu avantajlar yanında kompozit malzemelerin bazı dezavantajları da mevcut olup bunlara örnek olarak;

- Üretimin güçlüğü,
- Pahalı olması,
- İşlenmesinin güç olması yanında maliyetin yüksek oluşu ve gerekli

yüzey kalitesinin elde edilemeyişi,

- Diğer malzemeler gibi geri dönüşümünün (recycle) olmayışı,
- Kırılma uzamasının az oluşu gibi faktörler sayılabilir [36].

3.2 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Yapılarında çok sayıda farklı malzeme kullanılabilen kompozitlerin gruplandırılmasında kesin sınırlar çizmek mümkün olamamakla birlikte, yapıdaki malzemelerin formuna göre bir sınıflama yapmak mümkündür [34].

3.2.1 Elyaf Takviyeli Kompozit Malzemeler

Değişik malzemelerin elyaflarla donatılarak çeşitli özelliklerini iyileştirmeye yönelik çalışmaların teorik yönüyle ele alınışının epeyce yeni olmasına karşın, ilk uygulamaların çok eskilere dayandığı bilinmektedir. Kerpiç malzemenin bitkisel elyaf ve samanla karıştırılarak yapılması, alçı hamurunda yine bitkisel lifler ile at kuyruğu ve yelesi gibi hayvansal liflerin, kılların kullanılması, asbest lifleri gibi inorganik malzeme kullanılarak çimento bağlayıcılı malzemelerin donatılması herkesçe bilinen örneklerden birkaçıdır [35].

Elyaf takviyeli kompozitlerde, yumuşak ve sünek matriks içine sert, dayanıklı, elastikliği yüksek elyaflar ilave edildiğinde, çekme dayanımı, yorulma dayanımı ve özgül dayanım özellikleri iyileştirilir. Elyaf takviyeli kompozitlerde oldukça değişik takviye elemanları kullanılmaktadır. Elyaf, örme veya şerit fitil şeklinde olabilmekle beraber, tabakalar halinde yönlü elyaflar da kullanılır [36].

Elyafın matriks içindeki yerleşimi kompozit yapının mukavemetini etkileyen önemli bir unsurdur. Uzun elyafların matriks içinde birbirlerine paralel şekilde yerleştirilmeleri ile elyaflar doğrultusunda yüksek mukavemet

sağlanırken, elyaflara dik doğrultuda oldukça düşük mukavemet elde edilir. İki boyutlu yerleştirilmiş elyaf takviyelerle her iki yönde de eşit mukavemet sağlanırken, matriks yapısında homojen dağılmış kısa elyaflarla ise izotrop bir yapı oluşturmak mümkündür. Elyafların mukavemeti kompozit yapının mukavemeti açısından çok önemlidir. Ayrıca, elyafların uzunluk/çap oranları arttıkça matriks tarafından elyaflara iletilen yük miktarı artmaktadır. Elyaf yapının hatasız olması da mukavemet açısından oldukça önemlidir [34].

3.2.2 Parçacık Takviyeli Kompozit Malzemeler

Bu tip kompozitler tek veya iki boyutlu makroskobik partiküllerin veya sıfır boyutlu olarak kabul edilen mikroskobik partiküllerin matriks ile oluşturdukları malzemeler olup elyaf hacim oranı % 25'den fazla kullanılmamaktadır. En çok kullanılan parçacıklar ise Al_2O_3 ve SiC'den oluşan seramiklerdir. Burada yük, elyaf ve matriks tarafından birlikte taşınır ve özellikler yine izotropiktir. Bu kompozitler dayanımı iyileştirmekten ziyade beklenilmeyen, alışılmışın dışında özellikler elde etmek için tasarlanmaktadır [36].

Kompozit yapının mukavemeti parçacıkların sertliğine bağlıdır. En yaygın tip plastik matriks içinde yer alan metal parçacıklardır. Metal parçacıklar ısı ve elektriksel iletkenlik sağlar. Metal matriks içinde seramik parçacıklar içeren yapıların (sermet), sertlikleri ve yüksek sıcaklık dayanımları yüksektir. Uçak motor parçalarının üretiminde tercih edilmektedirler [34].

3.2.3 Tabakalı Kompozitler

Temel malzeme eksenleri doğrultusunda, değişik yönlerdeki tabaka ve katmanların üst üste konularak bir araya getirilmesi ile tabakalı (laminat) kompozitlerin elde edilmesi mümkün olmaktadır. Tabakalı kompozit malzemeler, mukavemet, ısı iletimi, gözeneklilik, ağırlık, yüzey sertliği, suya

veya diğ er dış etkenlere karşı direnç gösterme gibi çeşitli yönlerden farklılık gösteren tabakaların bir araya getirilmesiyle üretilmektedirler [35,36].

Tabakalı kompozitler en az iki tabakadan oluşurlar. Ancak, dayanım ve mekanik özelliklerin özellikle önem taşıdığı ve kompozit tabakaların düzlemindeki, birbirine dik iki ayrı doğrultusunda birbirine yakın özelliklerin beklendiği hallerde, malzemenin hedeflenen bu özelliklere sahip olabilmesi için en az üç veya daha fazla tabaka kullanılmaktadır. Bu tabakaları oluşturan malzemeler farklı olabileceği gibi, aynı tür malzemedenden de yapılabilmektedir [35].

Sürekli elyaf takviyeli tabakalı kompozitler uçak yapılarında, kanat ve kuyruk grubunda yüzey kaplama malzemesi olarak çok yaygın bir kullanıma sahiptirler. Ayrıca, uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanı olan sandviç yapılar da tabakalı kompozit malzeme örneğidirler. Sandviç yapılar, yk taşımayarak sadece izolasyon özelliğine sahip olan düşük yoğunluklu bir çekirdek malzemenin alt ve üst yüzeylerine mukavemetli levhaların yapıştırılması ile elde edilirler [34].

3.2.4 Karma (Hibrid) Kompozitler

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

Farklı tiplerdeki hibrid kompozitler aşağıdaki gibi gruplandırılabilir [34]:

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

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

3. Reçine matriksli tabakalar ve metal matriksli tabakalar gibi farklı kompozit yapılan içeren süper hibridler elde edilebilir. Süper hibridlerde tabakalar bir yapışkan malzeme ile birleştirilirler.

3.3 Kompozit Malzemelerde Kullanılan Takviye Elemanları

ASTM' ye göre, takviye malzemesi, uzunluğunun enine oranı en az 10/1 olduğunda elyaf olarak adlandırılmaktadır. Birkaç yıl önce elyaf terimi tekstil malzemeleriyle sınırlandırılmıştı ve kompozitler için cam elyaf kullanılırdı. Bugün özellikle mühendislik kullanımı için çok değişik elyaflar bulunmaktadır. Bunların başlıcaları; cam, karbon, boron, alüminyum oksit ve silisyum karbür olup değişik morfolojik şekillerde olabilmektedir. Ancak kompozitlerde takviye elemanı olarak elyaf veya kılcal kristalli formu kullanıldığı zaman optimum özellikleri elde edilebilmektedir [36].

Bir kompozit malzemede takviye elemanının esas fonksiyonu; yükü taşıyarak matriksin rijitliği ve dayanımını arttırmaktır. 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 [36].

Elyafların ince çaplı olarak üretilmeleri ile, büyük kütleli yapılara oranla yapısal hata olasılıkları en aza indirilmiştir. Bu nedenle üstün mekanik özellikler gösterirler. Örneğin, karbon elyaf kütle halindeki grafitten yaklaşık

50 kat daha fazla mukavemete sahiptir ve bu özellik bilhassa whiskerlerde daha belirgin haldedir [34,36].

Matriks malzeme içinde yer alan elyaf takviyeler kompozit yapının temel mukavemet elemanlarıdır. Kompozit malzeme üretilirken takviye elemanı seçimi, üretim tekniği, üretim esnasında elyafların matriks tarafından ıslatılabilmesi, yönlendirilmeleri ve elyaf içeriği kompozitin fiziksel ve mekanik özelliklerini belirler. Bu nedenle takviye elemanı seçimi ve özelliklerinin iyi bilinmesi gerekir. Elyaflar [36];

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

Bazı elyafların tipik özellikleri Çizelge 3.1'de gösterilmiştir [37]. Aynı zamanda bazı metallerin özellikleri karşılaştırma amacıyla çizelgede verilmiştir.

Çizelge 3.1 Kompozitlerde kullanılan bazı elyafların mekanik ve fiziksel özellikleri

Malzeme	Yoğunluk ρ (g/cm ³)	Elastisite Modülü (E) (GPa)	Poisson Oranı (μ)	Çekme Mukavemeti (σ_c) (MPa)	Özgün Sertlik (E/ ρ)
Metaller					
Çelik	7.8	200	0.32	1724	1.0
Alüminyum	2.7	69	0.33	483	1.0
Titanyum	4.5	91	0.36	758	0.95
Elyafar					
E-Camı	2.58	69	0.22	3450	1.05
S-Camı	2.46	86.8	0.23	4585	1.4
Karbon(AS4)	1.80	235	0.20	3599	5.1
Karbon(P100S)	2.15	724	0.20	2199	13.2
Karbon(IM8)	1.8	310	0.20	5171	6.7
Boron	2.6	385	0.21	3799	5.8
Kevlar 49	1.44	124	0.34	3620	3.6
Safir	3.97	435	0.28	3600	4.3
Alumina	3.95	379	0.25	1585	3.7

3.3.1 Cam Elyafar

Cam elyafı, elyaf takviyeli kompozitlerin üretiminde en çok kullanılan donatı malzemelerindendir. Üstün özelliklerinin yanı sıra, ekonomik bir donatı türü olması bu sonucu ortaya çıkarmaktadır. Çeşitli matriks malzemeleriyle kullanılmış olmasına karşılık, temel kullanım alanı cam takviyeli plastik (CTP) endüstrisidir [35].

Plastik esaslı kompozitlerde kullanılan genel tip E-Camı, alkali olmayan boron silikat olup iyi elektrik yalıtım özellikleri için geliştirilirken, S-Camı daha pahalı fakat daha yüksek modüle sahip magnezyum ve alüminyum silikat ihtiva eder. C-Camı ise oldukça iyi korozyon direncine

sahiptir ancak mekanik özellikleri düşüktür. Ayrıca, özel uygulamalar için çok yüksek mekanik dayanımlı R-Camları da geliştirilmiştir ve uçak endüstrisi ile uzay endüstrisinde kullanılmaktadır [36,38].

Cam elyaf takviyeli reçineli kompozit malzemeler hafif, mukavim, anti korozif ve malzeme yorulmasına dayanıklı olduğundan, jeotermal merkezi ısıtma sistemlerinde kullanılan borularda da tercih edilmektedir [39].

Cam elyafların bazı özellikleri aşağıdaki gibi özetlenebilir [34];

1.Yüksek çekme mukavemetine sahiptirler, birim ağırlık başına mukavemeti çeliğinkinden yüksektir.

2. Isıl dirençleri düşüktür. Yanmazlar, ancak yüksek sıcaklıkta yumuşarlar. Bu özellikleri katkı malzemeleri kullanılarak iyileştirilebilir.

3. Kimyasal malzemelere karşı dirençlidirler.

4. Nem absorbe etme özellikleri yoktur, ancak cam elyafli kompozitlerde matris ile cam elyaf arasında nemin etkisi ile bir çözülme olabilir. Özel elyaf kaplama işlemleri ile bu etki ortadan kaldırılabilir.

5.Elektriği iletmezler. Bu özellik sayesinde elektriksel yalıtımın önem kazandığı durumlarda cam elyafli kompozitlerin kullanılmasına imkan tanırırlar.

Sonuç olarak, cam fiber takviyeli kompozit malzemelerin (GFRP=CTP), hafiflik, yüksek mukavemet, uzun süre özelliklerini koruma, UV ışınları altında çalışabilme ve iyi kimyasal direnç gibi çok önemli malzeme özelliklerine sahip olduğu belirlenmiştir. Ayrıca malzemenin mekanik özellikleri de, cam elyaf takviyesinin kompozit malzeme içerisindeki oranına, karışımdaki dağılımına ve yönüne bağlıdır [40,41].

Cam elyaflar genellikle plastik veya epoksi reçinelerle kullanılırlar. Çizelge 3.2'de cam elyaf tiplerine ait bazı özellikler verilmiştir [34].

Çizelge 3.2 Cam elyafların mekanik özellikleri ve bileşimleri

Özellikler	CAM TİPİ			
	A	C	E	S
Özgül ağırlık (gr/cm ³)	2.50	2.49	2.54	2.48
Elastik modül (GPa)	-	69.0	72.4	85.5
Çekme mukavemeti (MPa)	3033.0	3033.0	3448.0	4585.0
Isı genleşme katsayısı (m/m°Cx10 ⁻⁶)	8.6	7.2	5.0	5.6
Yumuşama Sıcaklığı (≡C)	727.0	749.0	841.0	970.0
Katkı Malzemeleri (%)				
SiO ₂	72.0	64.4	52.4	64.4
Al ₂ O ₃ ,Fe ₂ O ₃	0.6	4.1	14.4	25.0
CaO	10.0	13.4	17.2	-
MgO	2.5	3.3	4.6	10.3
Na ₂ ,K ₂ O	14.2	9.6	0.8	0.3
B ₂ O ₃	-	4.7	10.6	-
BaO	-	0.9	-	-

3.3.2 Bor Elyafı

Bor elyafı, ticari amaçlı olarak mevcut yüksek teknoloji ürünleri arasında piyasaya çıkan ilk üründür. Bor elyafı; bor'un kimyasal buharının çok ince bir tungsten teli üzerinde yoğunlaştırılması ile üretilmektedir. Çok sağlam ve dayanıklı bir takviye malzemesi olup, yüksek yoğunluğu ve yüksek maliyeti kullanımını sınırlandırmaktadır. Piyasada yalnızca şerit halinde bulunmaktadır [42].

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 [34].

Bor elyaflar yüksek çekme mukavemetine ve elastik modüle sahiptirler. Çekme mukavemetleri 2758 MPa ila 3447 MPa'dır. Elastik modül ise 400 GPa'dır. Bu değer S camının elastik modülünden beş kat fazladır. Üstün mekanik özelliklere sahip olan bor elyaflar, uçak yapılarında kullanılmak üzere geliştirilmişlerdir. Ancak, maliyetlerinin çok yüksek olması nedeniyle, son yıllarda yerlerini karbon elyaflara bırakmışlardır [34].

Bor elyafların Silisyum Karbür (SiC) veya Bor Karbür (B₄C) kaplanmasıyla yüksek sıcaklıklara dayanım artar. Özellikle bor karbür kaplanması ile çekme mukavemeti önemli ölçüde artırılabilir. Bu elyaflar pahalı olmasına rağmen uzay sanayinde kullanılır ve ABD'de elyaf üretimi yılda 50 bin ton'u aşmaktadır [34,36].

3.3.3 Silisyum Karbür Elyaflar

1960'lı yıllarda plastik ve metal matriksli kompozitler için takviye fazı olarak yüksek özgül dayanım ve elastik modüle sahip malzemeler üzerine oldukça yoğun çalışmalar yapılmıştır. General Teknoloji Şirketi (GTŞ) de deneysel çalışmalarını SiC üzerine yoğunlaştırmıştır. GTŞ 1966 yılında SiC filamentlerin ortalama çekme dayanımını 2756-3445 MPa arasında değiştirebilmişti. Bu çekme dayanımı özelliklerinin iyi olduğu Birleşik Uçak Sanayi tarafından da rapor edilmiştir [36].

Silisyum karbürün yüksek sıcaklıklardaki özellikleri bor elyaflardan daha iyidir. Silisyum karbür elyaf 1370°C' ta mukavemetinin sadece %30'nu kaybeder. Bor elyaf için bu sıcaklık 640°C' tır [34].

Bu elyaflar genellikle Titanyum matriksle kullanılırlar. Jet motor parçalarında Titanyum, Alüminyum ve Vanadyum alaşımlı matriks ile kullanılırlar. Ancak Silisyum karbür elyaflar Bor elyaflara göre daha yüksek yoğunluğa sahiptirler. Silisyum karbürün karbon çekirdek üzerine kaplanması ile üretilen elyafların yoğunluğu düşüktür [34].

3.3.4. Alumina Elyaf lar

Alumina, Alüminyum oksittir (Al_2O_3). Elyaf formundaki alümina, 0.02 mm çapındaki alümina flamanın Silisyum dioksit (SiO_2) kaplanması ile elde edilir.

Alumina elyaf ların çekme mukavemetleri yeterince yüksek değildir ancak basma mukavemetleri yüksektir. Örneğin, alumina/epoksi kompozitlerin basma mukavemetleri 2275 ila 2413 MPa'dır [34]. Ayrıca, yüksek sıcaklık dayanımları nedeniyle uçak motorlarında kullanılmaktadırlar.

3.3.5. Grafit (Karbon) Elyaf lar

Karbon, yoğunluğu 2.268 gr/cm^3 olan kristal yapıda bir malzemedir. Karbon elyaf lar cam elyaf larından daha sonra gelişen ve çok yaygın olarak kullanılan bir elyaf grubudur [34].

Yüksek teknoloji ürünü olarak kompozit pazarının geniş bir kısmı, karbon veya grafit elyaf ürünlerinden yararlanmaktadır. Karbon elyaf ının diğer takviye liflerine göre daha farklı avantajları vardır. Nispeten düşük elyaf yoğunluğu, yüksek mukavemet ve yüksek modül özelliklerini bir araya getirerek üstün bir kombinasyon özelliği sunmaktadır. Aynı zamanda yüksek ısılarda özelliğini koruma ve yorulma dayanımı özelliklerine sahiptir [42].

Bununla birlikte karbon elyaf ının kendi yapısal özelliklerinden kaynaklanan bazı olumsuz yanları da mevcuttur. Liflerin sınırlı uzama özellikleri bazı darbe sorunlarına neden olmaktadır. Bu açığı kapatmak amacıyla daha yüksek uzama olanaklı elyaf ürünleri geliştirilmektedir. Karbon elyaf ının elektrik iletkenliği de bazı kullanım alanlarında engel olabilmektedir. Karbon elyaf ı demet, şerit ve kumaş halinde üretilmektedir. Daha çok termoplastik ve termoset hazır kalıplama bileşimlerinde katkı malzemesi olarak kullanılmak üzere, kırılmış veya öğütülmüş bir şekilde

satılmaktadır. Grafit halinde, çok yüksek ısıl iletkenliğe sahiptir. Bakıra göre dörtte bir ağırlıkta olan Grafit/Karbon elyafının termal iletkenliği bakırın üç, dört katıdır [42].

Karbon ve grafit aynı hammaddeden elde edilirler, grafit daha yüksek sıcaklıkta elde edilir, bu da daha yüksek saflık sağlar. Karbon ve grafit elyafların karşılaştırılması çizelge 3.3' de verilmektedir [34]:

Çizelge 3.3 Karbon Ve Grafit Elyafların Karşılaştırılması

Özellik	Grafit Elyaf	Karbon Elyaf
Saflık	99	93-95
İşlem Sıcaklığı (°C)	>1700	>1700
Elastik Modül (GPa)	>345	<345

3.3.6. Aramid Elyaflar

Aramid "aromatik polyamid" in kısaltılmış adıdır. Polyamidler uzun zincirli polünerlerdir, aramidin moleküler yapısında altı karbon atomu birbirine hidrojen atomu ile bağlanmışlardır [34].

Geçen yirmi yıl boyunca, ileri teknoloji ürünleri olarak bilinen aramid elyafı önemli bir mesafe kat etmiş olup uzay, denizcilik, spor ürünleri, eğlence, otomotiv ve silah endüstrisi gibi klasik kompozit pazarlarına hitap etmiştir [42].

İki farklı tip aramid elyaf mevcuttur. Bunlar Du Pont firması tarafından geliştirilen Kevlar 29 ve Kevlar 49'dur. Aramidin mekanik özellikleri grafit elyaflarda olduğu gibi elyaf eksenine doğrultusunda çok iyi iken elyaflara dik doğrultuda çok zayıftır. Aramid elyaflar düşük ağırlık, yüksek çekme mukavemeti ve düşük maliyet özelliklerine sahiptir. Darbe direnci yüksektir, gevrekliği grafitin gevrekliğinin yarısı kadardır. Bu nedenle kolay

şekil verilebilir. Doğal kimyasallara dirençlidir ancak asit ve alkalilerden etkilenir [34].

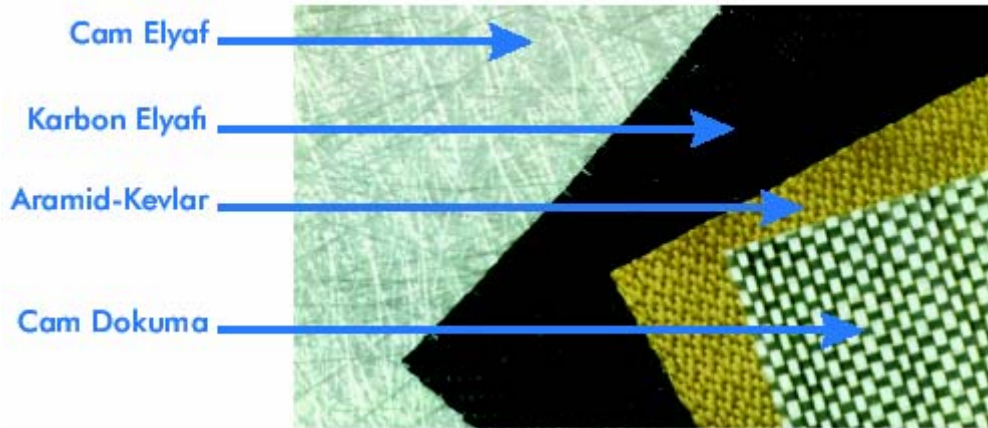
Kevlar49/Epoksi kompozitlerinin darbe mukavemeti grafit/epoksi kompozitlere oranla yedi kat, bor/epoksi kompozitlere oranla dört kat daha iyidir.

Çizelge 3.4 de ise farklı elyaf malzemelerin epoksi matris ile oluşturduğu yarı mamul tabaka maliyetleri, E camının maliyeti baz alınarak verilmektedir [34].

Çizelge 3.4 Farklı Elyafardan Oluşan Kompozitlerin Birim Maliyetleri

Kompozit	Maliyet
E Camı/Epoksi	1
S Camı/Epoksi	4-8
Kevlar/Epoksi	15-40
Karbon (HT)/Epoksi	30-60
Karbon (HM)/Epoksi	80-120

Şekil 3.1’de kompozit malzeme üretiminde kullanılan çeşitli elyaf tipleri gösterilmiştir [43].



Şekil 3.1 Kompozit malzeme üretiminde kullanılan bazı elyaf çeşitleri

3.4. Matriks Malzemeleri

Kompozit yapılarda matriksin üç temel fonksiyonu vardır. Bunlar, elyafları bir arada tutmak, yükü elyaflara dağıtmak ve elyafları çevresel etkilerden korumaktır. İdeal bir matriks malzemesi başlangıçta düşük viskoziteli bir yapıda iken daha sonra elyafları sağlam ve uygun bir şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçebilmelidir [34].

Elyaf takviyeli kompozitlerde en çok kullanılan matriks malzemesi polimerlerdir. Polimerlere günlük dilde “plastikler” de denilmektedir. Malzeme olarak polimerler iç yapılarına göre, termoplastikler ve termosetler olmak üzere iki temel gruba ayrılmaktadır [35].

Plastiklerin büyük bir çoğunluğu ve hemen hemen takviyesiz plastiklerin tamamı termoplastiktir. Termoplastik malzemeler ısıtıldığında yumuşar ve yarı akışkan haldeyken yeniden şekillendirilebilir. Daha sonra yeniden farklı bir ürün elde etmek istenirse, termoplastik malzemenin yeniden ısıtılması ve kalıplanması mümkündür. Termoplastiklerin kalıplama özellikleri mumun özelliklerine benzetilebilir. Öyle ki, mum yarı akışkan hale gelecek kadar ısıtıldıktan sonra bir kalıp içerisine dökülecek olursa, kalıbın şeklini alacaktır. Bu şekilde kalıplanmış olan mum tekrar ısıtılıp bir başka kalıp içine dökülürse bu kez de yeni kalıbın şeklini alacaktır [42].

Termoset reçineler genellikle sıvı haldedir. Bazı özel termoset reçinelerin düşük ergime derecelerinde katı halde buldukları da bilinmektedir. Kalıplama sırasında meydana gelen kimyasal ve egzotermik (ısı çıkartan) reaksiyonlar sonucunda termoset reçineler sertleşmektedirler. Genellikle termoset reaksiyonlar geri dönüşümlü değildir. Bu özelliği ile termoset reçineler yumurtaya benzemektedir. Bir başka deyişle, bir kere pişirildiğinde katı hale gelen yumurtayı sıvı haldeki ilk şekline döndürmek veya kabuğunun içine yerleştirmek mümkün değildir. Değişim kalıcıdır. Termoset reçineler uygun malzemelerle takviye edildiğinde ağırlıklarına

oranla teknolojinin geliştirdiği en dayanıklı malzemeler arasında yer almaktadırlar [42].

Kompozit malzemelerin üretiminde plastik matrikslerin yanı sıra bazı metaller ve alaşımları da kullanılmaktadır. Yüksek mukavemet gerektirmeyen durumlarda, en çok kullanılan matriks malzemesi polyester reçinesidir. Gelişmiş kompozitlerin üretiminde ise genellikle epoksi reçinesi kullanılmaktadır [34]. Çizelge 3.5'de bazı matriks malzemelerinin önemli özellikleri verilmiştir [36].

Çizelge 3.5 Bazı Matriks Malzemelerinin Özellikleri

Malzeme Özellikleri	Epoksi	Polyester	Fenolik
Yoğunluk (g/cm ³)	1.11	1.04-1.46	1.24-1.32
Elastik modül (MPa)	7000	3400	4800
Çekme dayanımı (MPa)	70	41-90	34-62
Kopma uzaması (%)	3-6	2-4	1.5-2.0
Isıl iletkenlik	0.19	0.19	0.15
Isıl genleşme katsayısı (1/°C)	45-65	55-100	68

3.4.1 Epoksi Reçine Matriksler

Epoksiler iki yada daha fazla epoksit içeren bileşenlerden oluşurlar. Polifenol'ün epikloridin ile bazık şartlarda reaksiyonu sonucu elde edilirler. Viskoz ve açık renkli bir sıvı halindedirler [34].

Epoksi reçineler genellikle üstün performanslı fakat daha yüksek maliyetteki reçine sistemlerinin kullanımını öngören kritik uygulamalarda tercih edilmektedir. Epoksi reçineler denizcilik, otomotiv, elektrik/elektronik ve diğer çeşitli sektörlerdeki kompozit parçaların üretiminde performans faktörünün maliyet faktöründen daha önemli olduğu uygulamalarda kullanılmaktadır. Ancak, epoksi reçinenin vizkositesinin çoğu polyester

reçineninkinden yüksek olması ve üstün mekanik özellikler elde etmek için post kür gerektirmesi nedeniyle epoksilerin kullanımı zordur [42].

Epoksilerin avantaj ve dezavantajları aşağıdaki gibi özetlenebilir [34]:

Avantajları :

- 1.Kopma mukavemetleri yüksektir.
- 2.Elyaf yapılarla yüksek bağ mukavemeti sağlarlar.
- 3.Yüksek aşınma direncine sahiptirler.
- 4.Uçucu değildirler ve kimyasal dirençleri yüksektir.
- 5.Düşük ve yüksek sıcaklıklarda sertleşebilirle özelliğine sahiptirler.

Dezavantajları:

- 1.Polyesterle karşılaştırıldığında pahalıdır.
2. Polyestere oranla yüksek viskoziteye daha az uygundur.

3.4.2 Polyester Reçine Matrisler

Polyesterler, dikarboksilik asitler ve polihidrik alkollerin (glükoller) kondensasyon polimerizasyonu sonucu oluşurlar. Polyester reçineler, cam elyaf takviyeli plastiklerin üretiminde en çok kullanılan matris malzemeleridir. Bunlar, doymuş polyesterler ve doymamış polyesterler olmak üzere iki grupta toplanırlar. Doymuş polyester reçineler, termoplastik özellikler gösteren, enjeksiyon kalıplamada ve elyaf üretiminde kullanılan malzemelerdir. Doymamış polyesterler ise, uygun bir katalizör aracılığı ile yapı oluşturan termoset özellikli reçinelerdir [35,42].

Polyester matrislerin avantaj ve dezavantajları aşağıdaki gibi özetlenebilir [34]:

Avantajları:

1. Takviyelerin neminin kolayca dışarı atılabilmesine izin veren düşük viskozite
2. Düşük maliyet
3. Çeşitli uygulamalar için geniş bir sınır içinde kolay imal edilebilirlik.
4. İyi çevresel dayanım.

Dezavantajları:

1. Kür sırasındaki yüksek egzotermik reaksiyon zayıf elyaf/matriks bağ mukavemetine neden olur.
2. Sistem gevrekleşmeye eğilimlidir
3. Çok seyreltik alkalilere bile zayıf kimyasal direnç gösterir.
4. Polyester reçinelerin, epoksi reçinelere göre elyaf matriks arası bağ mukavemetinin daha düşük olması nedeniyle, uçak yapılarındaki kullanım alanları küçük uçaklarla ve planörlerle sınırlıdır.

3.4.3 Vinilester Reçine Matriksler

Vinilester reçineler, epoksi reçinelerin avantajlar ile doymamış polyester reçinelere özgü “kolay işleme”/“hızlı sertleşme” gibi özellikleri birleştirmek üzere geliştirilmiştir. Epoksi reçine ile akrilik yada meta akrilik asidin reaksiyona sokulması sonucu elde edilmektedirler. Bu reaksiyon, maleik anhidrit kullanıldığında polyester reçinelerde olduğu gibi doymamış bir uç üzerinde meydana gelmektedir. Polyester reçinede olduğu gibi benzer bir sıvı elde etmek için üretilen polimer, stiren içinde çözülür. Vinilesterler polyester reçinelerle kullanılan geleneksel organik peroksitlerle de sertleştirilebilir. Vinilesterler mekanik dayanım ve mükemmel korozyon dayanımı sağlarlar. Bu üstün özellikleri sayesinde epoksi reçinelerdeki gibi karmaşık proses veya özel kullanım becerisi gerektirmezler [42].

Bu polimerler, kimyasal dayanım gerektiren kimya tesislerinde, borularda ve depolama tanklarında kullanılmaktadır [35].

3.4.4 Fenolik Reçine Matrisler

Fenolik reçinelerin ticari ismi "bakalit" tir. Fenolik reçineler yaklaşık yüz yıldır kullanılmaktadır. Bu reçineler 300°C' ye kadar sürekli, asbest lifleriyle donatılmaları halinde ise kısa süreli olarak 1000°C' ye kadar kullanılabilirler [35,36].

Fenolik kompozitler yüksek sıcaklık dayanımı, yük altında boyutsal stabilite ve ses geçirmezlik özellikleri, korozyon dayanımı (kimyasal dayanım) ve mükemmel alev dayanımı / az duman çıkarma / zehirsiz duman özellikleri gibi birçok özgün performans niteliklerine sahiptir. Fenolikler ahşap, fren ve debriyaj balataları, cila ve izolasyon endüstrilerinde yüksek miktarlarda kullanılmaktadır [42].

En önemli dezavantajları ise diğer matris malzemelerine göre mekanik özelliklerinin düşük olmasıdır [34].

3.4.5 Metal Matrisler

Metallerin matris malzemesi olarak kullanılması, yine metal olan çok ince liflerin (whisker) üretimiyle başlamıştır. Kompozit malzemelerde, matris malzemesi olarak mukavemetli ve hafif metaller kullanılır. En yaygın olanları alüminyum, titanyum ve magnezyumdur. Takviye olarak da berilyum, molibden, çelik yada tungsten elyaflar kullanılır. Ayrıca SiC kaplı bor elyaflar ve grafit elyaflarda kullanılır. Bu kompozitlerde de diğerlerinde olduğu gibi elyaflar yapıya mukavemet ve tokluk kazandırırken metal matris de elyafları bir arada tutar, gerilmeleri ve yükleri şekil değiştirerek karşılar [34,35].

Ancak metal matrisli kompozitlerin üretiminde kimi problemler söz konusudur. İnce elyaf yapılar kompozit üretiminde ergimiş matris malzemesinin içine yerleştirilirler. Reçine matrislerin ergime sıcaklıkları elyaflarinkinden düşüktür. Ancak, metal matrislerin ergime sıcaklıkları

yüksek olduğundan problemler yaşanır. Yüksek sıcaklık elyaflara zarar verebilir. Bu nedenle metal matrisler için farklı yöntemler kullanılmalıdır [34].

Metal matrisli ve elyaf donatılı kompozitlerde, fazlar arasında elektro-kimyasal etkileşim olması, fazlardan birinin korozyona uğramasına sebep olabilir. Örneğin, alüminyum alaşımı bir matris içinde karbon elyaf kullanılması halinde, bu iki malzeme arasında galvanik korozyon görülmektedir. Bunun önüne geçmek için karbonun yüzeyi önce nikel veya gümüşle kaplanılarak önlem alınmalıdır [35].

4. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞI

Kompozit malzemeler çoğu konvansiyonel mühendislik malzemelerinden farklı karakteristiklere sahiptirler. Bu farklı karakteristiklerin bir kısmı konvansiyonel davranışlara uyumlanabilirken diğer kısım tamamıyla yeni analitik ve deneysel sistem gerektirmektedir.

Mühendislik malzemeleri genellikle homojen ve izotrop yapıdadır. Homojen bir yapı tümü ile üniform özelliklere sahiptir, özellikler yapı içinde konuma bağlı olarak değişmez. İzotrop yapıda ise malzeme özellikleri bir noktada yöne bağlı olarak değişmemektedir. Yapıda bir sıcaklık basamağı söz konusu olduğunda homojenlik bozulmakta ancak izotropi özelliği korunmaktadır.

Kompozit yapılar genellikle heterojen ve izotrop olmayan ortotrop veya anizotrop yapılardır. Ortotrop bir yapının bir noktasında üç temel eksen doğrultusunda farklı malzeme özellikleri söz konusudur. Ancak yapı birbirine dik üç temel düzleme göre simetrikdir. Anizotrop bir yapıda ise bir noktada tüm yönlerde farklı özellikler söz konusudur ve özelliklerin simetrik olduğu düzlemler yoktur. Özellikler yöne bağlı olarak değişmektedir.

Kompozit malzemelerin heterojen ve izotrop olmayan yapılarda olmaları nedeniyle tasarım ve analizlerinde mikro mekanik ve makro mekanik olarak adlandırılan iki farklı inceleme dalı söz konusudur.

Mikro mekanikte, mikroskobik ölçeklendirme ile kompozit oluşturan matriks ve elyafların bireysel rollerinden hareketle kompozit yapının özellikleri incelenir. Makro mekanikte ise kompozit malzeme homojen bir yapı olarak kabul edilir ve incelemeler bu yönde geliştirilir. Mikro mekanik ve makro

mekanik modeller ile kompozit malzeme tasarımlarında maksimum verim ile istenilen özelliklerin sağlanması mümkün olmaktadır.

4.1 Kompozit Bir Tabakanın Makro Mekanik Davranışı

4.1.1 Genel Hooke Kanunu

Hooke kanunu, gerilme ile şekil değişimi arasındaki bağıntıyı veren bir ifadedir. Tabakalı kompozitlerin mekanik davranışlarının incelenmesinde Hooke kanunu izotrop, ortotrop ve anizotrop durumlar için ele alınmalıdır.

Homojen izotropik bir malzeme için tek boyutlu gerilme durumunda Hooke kanunu 4.1 bağıntısı ile ifade edilebilir. Bu bağıntıda, elastik modül (E) söz konusudur.

$$\sigma = E \cdot \varepsilon \quad (4.1)$$

İki boyutlu gerilme durumunda 4.2 bağıntıları yazılabilir [34]:

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= (\varepsilon_1 + \nu \cdot \varepsilon_2) \cdot \frac{E}{(1 - \nu^2)} \\ \sigma_2 &= (\varepsilon_2 + \nu \cdot \varepsilon_1) \cdot \frac{E}{(1 - \nu^2)} \\ \tau_{12} &= \nu \cdot G \end{aligned} \quad (4.2)$$

4.2 bağıntılarında ν ve E olmak üzere iki elastik sabit söz konusudur. Üçüncü sabit G kayma elastik modülü ise 4.3 bağıntısı ile diğer sabitler cinsinden tanımlanabilmektedir [34].

$$G = \frac{E}{2 \cdot (1 + \nu)} \quad (4.3)$$

Anizotrop bir malzeme için üç eksenli gerilme halinde 4.4 eşitliği ile verilen Hooke bağıntısı 21 bağımsız elastik sabit içermektedir [34]:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{41} & S_{42} & S_{43} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{51} & S_{52} & S_{53} & S_{54} & S_{55} & S_{56} \\ S_{61} & S_{62} & S_{63} & S_{64} & S_{65} & S_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (4.4)$$

[S] matrisi, malzemenin gerilme-şekil değişim bağıntısını veren elastik matrisidir. Ortotropi durumunda ise üç düzleme göre simetri söz konusudur ve 9 bağımsız elastik sabit içeren 4.5 bağıntısı ile Hooke bağıntısı verilebilir [34]:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (4.5)$$

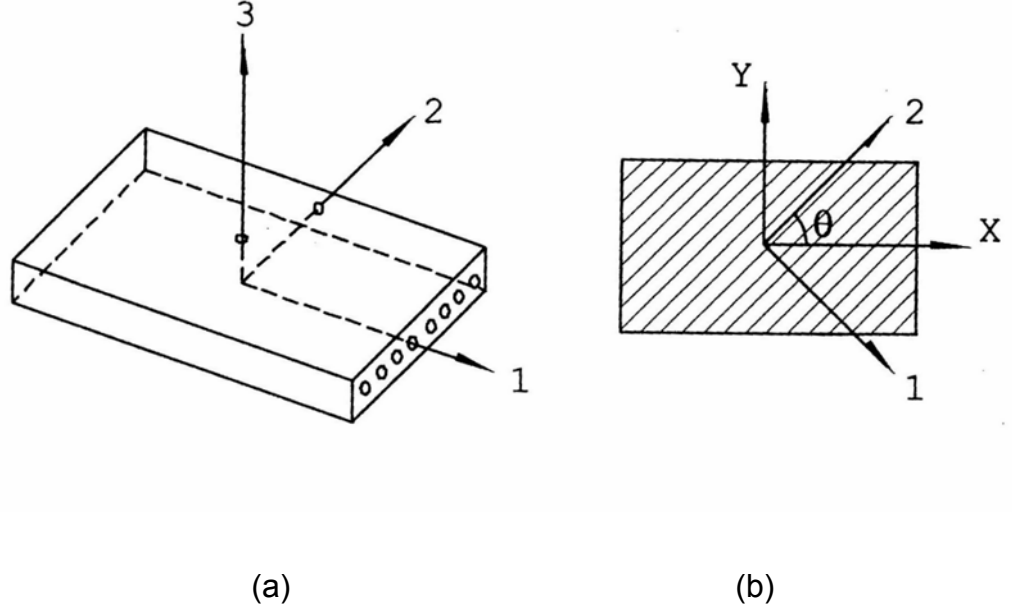
Düzlemsel gerilme durumunda ise 4.6 bağıntısı yazılabilir:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (4.6)$$

4.6 bağıntısı, 4.7 bağıntısı şeklinde de ifade edilebilir. [Q] matrisi, [S] elastikiyet matrisinin tersi olup rijitlik matrisi olarak ifade edilmektedir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (4.7)$$

Şekil 4.1.a' da verilen elyaf takviyeli bir kompozit tabaka için [Q] rijitlik matrisinin elemanları 4.8 bağıntıları ile verilebilir [34].



Şekil 4.1.a. Elyaflı bir kompozit tabaka
b. θ° Açılı bir kompozit tabaka

$$\begin{aligned}
 Q_{11} &= \frac{E_{11}}{(1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21})} \\
 Q_{22} &= \frac{E_{22}}{(1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21})} \\
 Q_{12} &= \frac{E_{22} \cdot \nu_{12}}{(1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21})}
 \end{aligned} \tag{4.8}$$

$$Q_{66} = G_{12}, Q_{16} = 0, Q_{26} = 0$$

Ortotrop bir tabaka için rijitlik matrisi 4.8 bağıntılarında verilen 4 bağımsız elastik sabit ile tanımlanabilmektedir. E_{11} ve E_{22} , "1" ve "2" yönlerindeki elastik modüller, G_{12} kayma elastik modülü, ν_{12} Poisson oranıdır. ν_{12} , bu sabitlerin bir fonksiyonu olarak 4.9 bağıntısı ile verilebilir [34]:

$$\nu_{21} = \frac{\nu_{12} \cdot E_{22}}{E_{11}} \quad (4.9)$$

Şekil 4.1.b' de verilen ortotrop kompozit tabakada elyaflar, temel eksen takımı ile θ açısı yapacak biçimde yönlendirilmiştir. Bu durumda, elyaflar ve temel eksenler doğrultusundaki, gerilme bağıntısı 4.10 eşitliği ile verilebilir. Ayrıca, benzer olarak şekil değişim ifadesi için ise 4.11 eşitliği yazılabilir [34].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = [T] \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.10)$$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{Bmatrix} = [T] \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{\gamma_{xy}}{2} \end{Bmatrix} \quad (4.11)$$

4.10 ve 4.11 eşitliklerinde verilen $[T]$ matrisi θ açısının bir fonksiyonu olarak 4.12 bağıntısı ile verilebilir [2].

$$T = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

$$m = \cos\theta, \quad n = \sin\theta$$

4.10 ve 4.11 ifadeleri, 4.13 bağıntıları şeklinde de yazılabilirler:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [T]^{-1} \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \gamma_{12}/2 \end{Bmatrix} \text{ ve } \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{12}/2 \end{Bmatrix} = [T]^{-1} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12}/2 \end{Bmatrix} \quad (4.13)$$

$[T]$ matrisi pozitif θ açısı için tanımlanmış olup, tersi olan matris ise negatif θ açısı için 4.14 eşitliği ile tanımlanabilir [34].

$$[T]^{-1} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

4.7, 4.10 ve 4.13 bağıntılarından, elyafların temel eksen takımı ile θ açısı yapacak şekilde yönlendirilmiş ortotropik bir tabakanın gerilme şekil değişimi bağıntısı, 4.15 eşitliği ile verilebilir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [T]^{-1} \cdot [Q] \cdot [T] \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.15)$$

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1} \cdot [Q] \cdot [T] \quad (4.16)$$

4.16 eşitliği ile tanımlanan Q matrisi, rijitlik dönüşüm matrisi olarak adlandırılır. 4.16, 4.15 eşitliğinde yazılarak 4.17 ifadesi elde edilir [34].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.17)$$

4.17' de verilen \bar{Q} matrisinin terimleri, θ açısına ve tabaka elastik sabitlerine bağlı olarak 4.18 eşitlikleri ile verilebilir [34]:

$$\begin{aligned}
\bar{Q}_{11} &= Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta \\
\bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\
\bar{Q}_{22} &= Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta \\
\bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \\
\bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta \\
\bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{12} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta)
\end{aligned}$$

.....(4.18)

\bar{Q} matrisinin terimleri, Q matrisinden farklı ve aynı zamanda sıfırdan da farklı değerdedirler. Ancak, ortotrop ibir tabakada elyaf yönlenmesinden bağımsız olarak daima 4 elastik sabit söz konusudur.

4.1.2 Ortotrop Bir Tabakanın Düzlemsel Mukavemet Teorileri

Malzeme mukavemetinin tesbiti için yapılan teorik çalışmalarda problemler iki eksenli gerilme durumları için çözümlenmektedir.

Bu bölümde incelenecek olan mukavemet teorilerinde iki eksenli gerilme durumu söz konusudur. Bu teorileri;

- a- Maksimum gerilme teorisi
- b- Maksimum şekil değiştirme teorisi
- c- Tsai-Hill teorisi olarak sınıflandırabiliriz.

Maksimum gerilme teorisinde, asal eksenler doğrultusundaki asal gerilmeler maksimum gerilmelerden küçük olmalıdır. Çekme gerilmeleri için 4.19 bağıntısı yazılabilir [34].

$$\sigma_1 < \sigma_{x\zeta}, \sigma_2 < \sigma_{y\zeta}, \tau_{12} < \tau_{xy} \quad (4.19)$$

4.19 bağıntısında verilen $\sigma_{x\zeta}$ ve $\sigma_{y\zeta}$ değerleri, sırasıyla elyaflar doğrultusunda ve elyaflara dik doğrultularda emniyetle taşınabilen maksimum gerilme değerleridir. τ_{xy} ise maksimum kayma gerilmesidir [34].

Maksimum şekil değişimi teorisi, maksimum gerilme teorisine oldukça benzer bir teoridir. Çekme ve basma yüklemesi durumlarında sırasıyla 4.20 ve 4.21 bağıntıları ile verilebilir.

$$\varepsilon_1 < \varepsilon_{x\zeta}, \varepsilon_2 < \varepsilon_{y\zeta}, \gamma_{12} < \gamma_{xy} \quad (4.20)$$

$$\varepsilon_1 > \varepsilon_{xb}, \varepsilon_2 > \varepsilon_{yb} \quad (4.21)$$

4.20 ve 4.21 ifadelerinde verilen $\varepsilon_{x\zeta}$, ε_{xb} , $\varepsilon_{y\zeta}$, ε_{yb} terimleri sırasıyla elyaflar yönünde ve elyaflara dik yönlerde maksimum çekme veya (basma) şekil değişim değerleridir. γ_{xy} ise 1-2 düzleminde maksimum kayma şekil değişimidir. Gerilme şekil değişim bağıntıları 4.22 ile verilebilir [34].

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \frac{1}{E_1} \cdot (\sigma_1 - \nu_{12} \cdot \sigma_2) \\ \varepsilon_2 &= \frac{1}{E_2} \cdot (\sigma_2 - \nu_{21} \cdot \sigma_1) \\ \gamma_{12} &= \frac{\tau_{12}}{G_{12}} \end{aligned} \quad (4.22)$$

Elyafların θ açısı altında yönlenmeleri durumunda ise 4.23 bağıntıları yazılabilir.

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma_x \cdot \cos^2 \theta \\ \sigma_2 &= \sigma_x \cdot \sin^2 \theta \\ \tau_{12} &= \sigma_x \cdot \sin \theta \cdot \cos \theta \end{aligned} \quad (4.23)$$

4.22 ve 4.23 bağıntılarından 4.24 ifadesi elde edilebilir.

$$\begin{aligned}
\varepsilon_1 &= \frac{1}{E_1} \cdot (\cos^2 \theta - \nu_{12} \cdot \sin^2 \theta) \cdot \sigma_x \\
\varepsilon_2 &= \frac{1}{E_2} (\sin^2 \theta - \nu_{12} \cdot \cos^2 \theta) \cdot \sigma_x \\
\gamma_{12} &= \frac{1}{G_{12}} \cdot \sin \theta \cdot \cos \theta \cdot \sigma_x
\end{aligned} \tag{4.24}$$

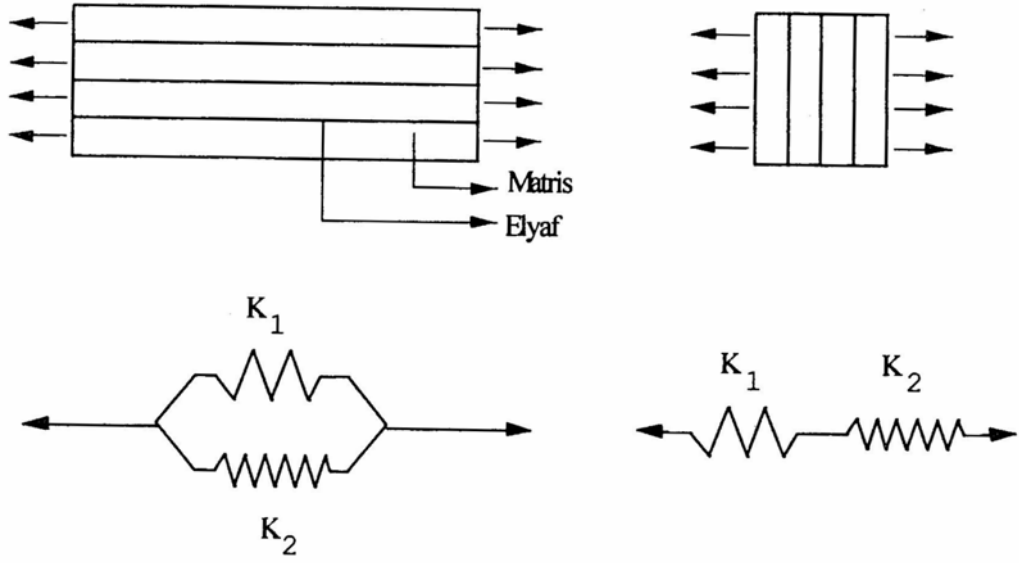
Tsai ve Hill ise iki boyutlu gerilme durumunda, 4.25 bağıntısını geliştirmişlerdir.

$$\frac{\sigma_1^2}{\sigma_{x\zeta}^2} - \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{\sigma_{x\zeta}^2} + \frac{\sigma_2^2}{\sigma_{y\zeta}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{\tau_{xy}^2} = 1 \tag{4.25}$$

$\sigma_{x\zeta}$, $\sigma_{y\zeta}$ ve τ_{xy} elyaflar doğrultusunda ve elyaflara dik doğrultularda maksimum gerilme değerleridir. Bu teorinin, diğer iki teori ile karşılaştırıldığında, deneysel sonuçlarla en iyi uyum gösteren teori olduğu tesbit edilmiştir [34].

4.2 Kompozit Bir Tabakanın Mikro Mekanik Davranışı

Elyaf takviyeli kompozit bir tabakanın özelliklerinin, elyaf ve matris malzeme özellikleri cinsinden belirlenmesi için bazı modellerin geliştirilmesi gerekmektedir. Mikro mekanik analizin temel problemi, dahili bir gerilmenin veya heterojen olarak devam eden bir iç şekil değişiminin belirlenebilmesidir. Ancak, kompozit yapıların mikroskobik gerilme ve iç şekil değişimlerini detaylı olarak bilmeksizin, kompozit yapılar hakkında bilgi edinmek mümkündür.



Şekil 4.2 Elyaf-matriks konumu ile elektriksel devre benzeşimi [34]

Elyaf yönüne paralel özellikler, şekil 4.2' de verilen paralel bağlı bir devre gibi düşünülerek, bileşiği meydana getiren her bir parçanın özelliklerinin bir toplamı olarak verilebilir [34].

$$P = \sum_{i=1}^n V_i \cdot P_i \quad (4.26)$$

4.26 bağıntısında verilen V_i değeri, hacimsel oran; P_i değeri ise elyaf veya matriks faza ait özellik olarak tanımlanabilir.

Elyaf yönüne dik özellikler ise seri bağlı bir devre gibi düşünülerek 4.27 bağıntısı ile hesaplanabilir [34].

$$\frac{1}{P} = \sum_{i=1}^n \frac{V_i}{P_i} \quad (4.27)$$

4.26 ve 4.27 bağıntıları ile elyaflar yönünde ve elyaflara dik yönde elastik sabitlerin belirlenmesi mümkündür.

$$\sigma_e = E_e \cdot \varepsilon_1 \quad \sigma_m = E_m \cdot \varepsilon_1 \quad (4.28)$$

4.28 bağıntısında “e” indisi elyaflara ait, “m” indisi ise matriks malzemeye ait özellikleri belirtmektedir. 4.26 bağıntısından, elyaflar yönündeki elastik modül 4.29 bağıntısı ile hesaplanabilir.

$$E_1 = E_e \cdot V_e + E_m \cdot V_m \quad (4.29)$$

4.30 bağıntısından ise, elyaflara dik yöndeki elastik modül hesaplanabilir.

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_e}{E_e} + \frac{V_m}{E_m} \quad (4.30)$$

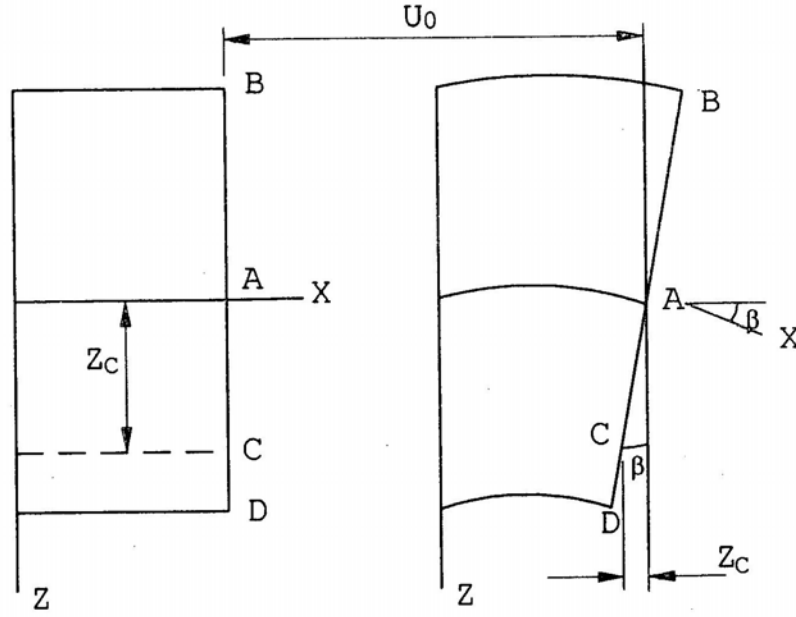
4.3 Tabakalı Kompozit Yapıların Makro Mekanik Davranışı

Tabakalı kompozit yapılar, kompozit tabakaların üst üste birleştirilmesi sonucu elde edilen katlı plakalardır. Tabakalı yapının özellikleri ve davranışı, elyaf ve matriks özelliklerinin artık tanımlanmadığı bir kompozit yapının makroskobik analizi çerçevesinde incelenir.

Tabakalı yapı, tüm tabakaların elyaf yönlenme açılarının listelenmesi ile tanımlanabilir. Örneğin, $(0^\circ/90^\circ/0^\circ)_T$ ifadesi, tümü üç tabakadan oluşan yapıyı ifade etmektedir. Açık dağılımının orta tabakaya bir ayna simetrisine sahip olması durumunda “s” indisi kullanılarak kısaltma yapılabilmektedir. $(0^\circ/90^\circ/0^\circ)_T$ ve $(0^\circ/90^\circ)_s$ gösterimleri aynı yapıyı ifade etmektedirler. Ayrıca, $(0^\circ/45^\circ/-45^\circ)_s$ şeklindeki bir gösterim $(0^\circ/\pm 90^\circ)_s$ olarak kısaltılabilmektedir [34].

4.3.1 Tabakalı Bir Yapıda Gerilme Şekil Değişim Analizleri

Bu kısımda, tabakalı yapıdaki herhangi bir noktanın şekil değişimi incelenecektir. Şekil 4.3' de verilen yapının orta tabakasının X ve Y yönündeki şekil değişimleri (u_0 , v_0), Z yönündeki şekil değişimi ise (w) ile gösterilmektedir.



Şekil 4.3 X-Z Düzleminde eğilme şekil değişimi

Şekil 4.3' de verilen kesit X-Z düzlemine aittir ve herhangi bir yükün etkisi ile deformasyon söz konusudur. Orta tabaka üzerinde "A" noktasını ele aldığımızda X doğrultusunda, u_0 şekil değişimi söz konusudur. Orta tabakanın normal olan B-D-A hattı üzerindeki herhangi bir C noktasının X yönündeki şekil değişimi 4.31 bağıntısı ile verilebilir [34].

$$U_c = U_0 - Z_c \cdot \beta \quad (4.31)$$

Z_c , C noktasının Z yönündeki şekil değişimini vermektedir. β ise B-A-D normalinin düşey eksen ile yaptığı açıdır ve 4.32 bağıntısı ile tanımlanabilir.

$$\beta = \frac{\delta_w}{\delta_x} \quad (4.32)$$

4.31 ve 4.32 bağıntıları yardımıyla, orta tabakadan Z uzaklıktaki bir noktanın X yönündeki yer değişimi ifadesi 4.33 ile verilebilir.

$$U = U_0 - Z \cdot \frac{\delta_w}{\delta_x} \quad (4.33)$$

Benzer olarak, orta tabakadan Z uzaklığındaki noktanın Y yönündeki yer değişim ifadesi ise 4.34 ile verilebilir.

$$V = V_0 - Z \cdot \frac{\delta_w}{\delta_y} \quad (4.34)$$

Orta tabaka üzerindeki herhangi bir noktanın şekil değişimi ϵ_x , ϵ_y , γ_{12} ise, yer değişim terimleri cinsinden tanımlanabilirler [34].

$$\epsilon_x = \frac{\delta U}{\delta x} \quad (4.35)$$

4.33 ve 4.35 ifadeleri yardımıyla 4.36 eşitliği yazılabilir.

$$\epsilon_x = \frac{\delta U_0}{\delta x} - Z \cdot \frac{\delta^2 w}{\delta x^2} \quad (4.36)$$

Benzer olarak 4.37 ifadesi yazılabilir.

$$\varepsilon_y = \frac{\delta V_0}{\delta_y} - Z \cdot \frac{\delta^2 w}{\delta_y^2} \quad (4.37)$$

Kayma şekil değişimi ise 4.38 ifadesi ile verilebilir [34].

$$\gamma_{xy} = \frac{\delta U}{\delta_y} + \frac{\delta V}{\delta_x} \quad (4.38)$$

4.33 ve 4.34 bağıntılarının 4.38' de yerine yazılmasıyla 4.39 bağıntısı elde edilir.

4.36, 4.37, 4.39 bağıntıları, tabakalı bir yapının bir deformasyona maruz kalması sonucu oluşan şekil değişimini veren ifadelerdir.

Orta tabakanın şekil değişimleri ε_{x0} , ε_{y0} , γ_{xy0} ve yapının eğriliklerini veren k_{x0} , k_{y0} , k_{xy0} değerleri 4.40 bağıntısında verilmektedir [34].

$$\begin{aligned} \varepsilon_{x0} &= \frac{\delta U_0}{\delta_x} & k_{x0} &= \frac{\delta^2 w}{\delta_x^2} \\ \varepsilon_{y0} &= \frac{\delta V_0}{\delta_y} & k_{y0} &= \frac{\delta^2 w}{\delta_y^2} \\ \gamma_{xy0} &= \frac{\delta U_0}{\delta_y} + \frac{\delta V_0}{\delta_x} & k_{xy0} &= 2 \cdot \frac{\delta^2 w}{\delta_x \delta_y} \end{aligned} \quad (4.40)$$

4.40 bağıntılarının 4.36, 4.37 ve 4.38' de yerine yazılmasıyla şekil değişim deplasmanı 4.41 bağıntısıyla ifade edilebilir.

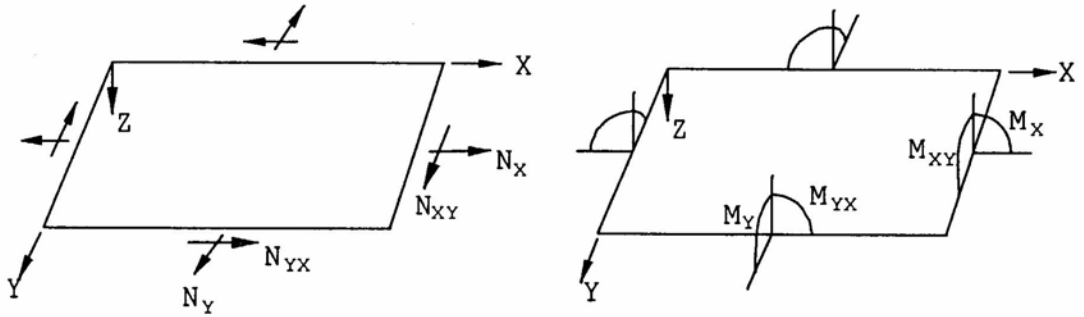
$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{x0} \\ \varepsilon_{y0} \\ \gamma_{xy0} \end{Bmatrix} + Z \cdot \begin{Bmatrix} k_{x0} \\ k_{y0} \\ k_{xy0} \end{Bmatrix} \quad (4.41)$$

4.7 ve 4.41 bağıntılarından 4.42 bağıntısı yazılabilir. 4.42 bağıntısı yapının herhangi bir "k" tabakasındaki gerilme değerlerini, orta tabaka şekil değişimi, tabakanın eğrilik değerleri ve tabakanın elastik özellikleri cinsinden ifade etmektedir [34].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_{x0} \\ \varepsilon_{y0} \\ \gamma_{xy0} \end{Bmatrix} + Z \cdot \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \cdot \begin{Bmatrix} k_{x0} \\ k_{y0} \\ k_{xy0} \end{Bmatrix} \quad (4.42)$$

4.3.2 Tabakalı Bir Yapıda Kuvvetler ve Momentler

Tabakalı bir yapı için kuvvetlerin ve momentlerin belirlenmesi, her bir tabakanın gerilmelerinin, toplam tabaka kalınlığı üzerinden integrasyonu ile gerçekleştirilebilir.

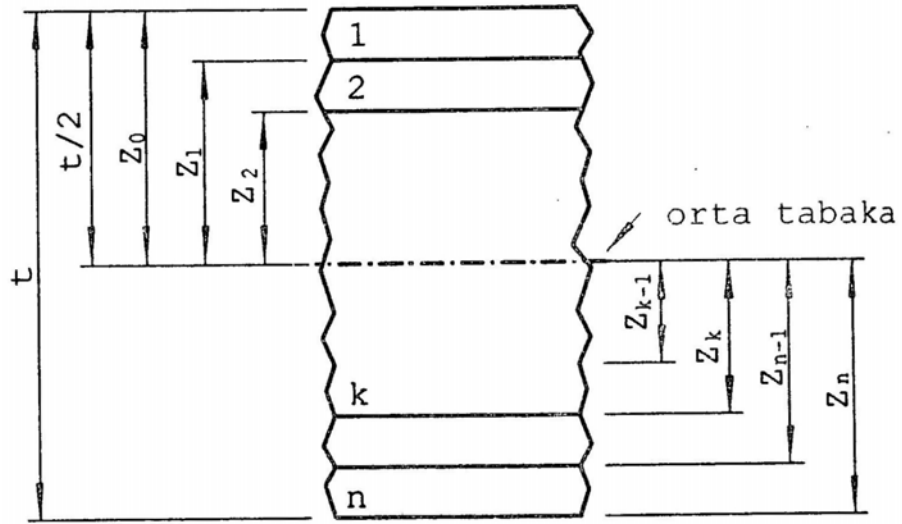


Şekil 4.4 Düzlemsel kuvvetler ve momentler

Şekil 4.4' de tabakalı bir yapının orta tabakasındaki kuvvetler ve momentler verilmektedir. Tüm tabakanın kuvvet ve moment bağıntıları ise 4.43 ve 4.44 eşitlikleri ile verilebilir [34].

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \cdot dz \quad (4.43)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \cdot z \cdot dz \quad (4.44)$$



Şekil 4.5 Tabakalı bir yapı kesiti [34]

Şekil 4.5' de Z_k ve Z_{k-1} değerleri tanımlanmaktadır. Kuvvet ve moment ifadeleri, integrasyon işleminden sonra Z 'nin fonksiyonu olmayıp X ve Y koordinat sistemine bağlıdır. 4.43 ve 4.44 bağıntılarında 4.42 bağıntısı yazıldığında, kuvvet ve momentler her bir tabakanın rijitlik matrisleri toplamı cinsinden 4.45 ve 4.46 bağıntıları ile ifade edilebilirler [34].

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \cdot \left(\int_{Z_{k-1}}^{Z_k} \begin{bmatrix} \varepsilon_{x0} \\ \varepsilon_{y0} \\ \gamma_{xy0} \end{bmatrix} dz + \int_{Z_{k-1}}^{Z_k} \begin{bmatrix} k_{x0} \\ k_{y0} \\ k_{xy0} \end{bmatrix} \cdot z \cdot dz \right) \quad (4.45)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \cdot \left(\int_{Z_{k-1}}^{Z_k} \begin{bmatrix} \varepsilon_{x0} \\ \varepsilon_{y0} \\ \gamma_{xy0} \end{bmatrix} \cdot z \cdot dz + \int_{Z_{k-1}}^{Z_k} \begin{bmatrix} k_{x0} \\ k_{y0} \\ k_{xy0} \end{bmatrix} \cdot z^2 \cdot dz \right) \quad (4.46)$$

ε_{x0} , ε_{y0} , γ_{xy0} ve k_{x0} , k_{y0} , k_{xy0} "Z" nin fonksiyonu olmayıp, orta tabaka değerleridirler ve toplam işlemi dışında bırakılabilirler. 4.45 ve 4.46 bağıntıları 4.47 ve 4.48 bağıntılarına dönüşür.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_{x0} \\ \varepsilon_{y0} \\ \gamma_{xy0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_{x0} \\ k_{y0} \\ k_{xy0} \end{bmatrix} \quad (4.47)$$

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_{x0} \\ \varepsilon_{y0} \\ \gamma_{xy0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_{x0} \\ k_{y0} \\ k_{xy0} \end{bmatrix} \quad (4.48)$$

4.47 ve 4.48 bağıntılarında verilen A_{ij} , B_{ij} ve D_{ij} matrisleri 4.49 bağıntıları ile açıklanmaktadır. A_{ij} matrisi, çekme (basma) rijitlik matrisi, B_{ij} matrisi bağlantı rijitliği matrisi, D_{ij} matrisi ise eğilme rijitliği matrisi olarak adlandırılır.

Bir yapı için B_{ij} matrisinin varlığı, çekme ile eğilme arasında bir bağlantı olduğunu göstermektedir. Bu da çekme yükleri sonucu yapıda sadece çekme deformasyonu değil aynı zamanda eğilme veya burulma oluştuğunu göstermektedir [34].

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k \cdot (Z_k - Z_{k-1})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \cdot \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k \cdot (Z_k^2 - Z_{k-1}^2) \quad (4.49)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \cdot \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k \cdot (Z_k^3 - Z_{k-1}^3)$$

4.47 bağıntısından “X” doğrultusundaki N_x yükü için 4.50 ifadesi yazılabilir.

$$N_x = A_{11} \cdot \varepsilon_{x0} + A_{12} \varepsilon_{y0} + A_{16} \cdot \gamma_{xy0} + B_{11} \cdot k_{x0} + B_{12} \cdot k_{y0} + B_{16} \cdot k_{xy0} \quad (4.50)$$

N_x yükünün uygulanması sonucu ε_{x0} , ε_{y0} , γ_{xy0} orta tabaka şekil değişimleri ile eğilme ve burulma deformasyonları k_{x0} , k_{y0} , k_{xy0} oluşur. $B_{11} = B_{12} = B_{16} = 0$ olması durumunda, ki bu durum orta tabakaya göre ayna simetrisine sahip tüm yapılarda sağlanmaktadır ve 4.50, 4.51’ e dönüşür.

$$N_x = A_{11} \cdot \varepsilon_{x0} + A_{12} \varepsilon_{y0} + A_{16} \cdot \gamma_{xy0} \quad (4.51)$$

Ayrıca, A_{16} teriminin sıfır değerini alması durumunda, orta tabakada sadece bir boyuna uzama, enine daralma deformasyonu söz konusu olacaktır.

Bu durum için 4.52 bağıntısı yazılabilir. A_{16} ve A_{26} terimleri, 0° ve 90° elyaf yönlenmelerinden oluşan simetrik yapılar için sıfır değerini alırken, yapının simetrisini korumak koşulu ile θ açılı her tabakanın ardına $-\theta$ açılı tabaka yerleştirildiğinde de sıfır değerini almaktadırlar.

$$N_x = A_{11} \cdot \varepsilon_{x0} + A_{12} \varepsilon_{y0} \quad (4.52)$$

4.52 bağıntısı aynı zamanda homojen izotrop yapıların eşitliğidir. Ancak, izotrop yapılar için A_{ij} matrisinin terimleri 4.53 bağıntısına dönüşür ve iki elastik sabit (E, ν) ile tanımlanabilir. Ortotrop, tabakalı yapılar için ise 4 elastik sabit gerekmektedir ($E_{11}, E_{12}, \nu_{12}, G_{12}$) [34].

$$A_{11} = A_{22} = \frac{E.t}{1-\nu^2}$$

$$A_{12} = \nu.A_{11} \quad (4.53)$$

$$A_{66} = \frac{E.t}{2.(1+\nu)}$$

N_x yük ifadesine benzer olarak 4.48 eşitliğinden eğilme momenti M_x değeri 4.54 ile verilebilir.

$$M_x = B_{11}.\varepsilon_{x0} + B_{12}.\varepsilon_{y0} + B_{16}.\gamma_{xy0} + D_{11}.k_{x0} + D_{12}.k_{y0} + D_{16}.k_{xy0} \quad (4.54)$$

B_{ij} matrisinin ve D_{16} ile D_{26} terimlerinin sıfır olması durumunda, ortotrop yapılarda ve izotrop yapılarda elde edilen 4.55 bağıntısı verilebilir.

$$M_x = D_{11}.k_{x0} + D_{12}.k_{y0} \quad (4.55)$$

4.3.3 Pim Bağlantılı Kompozitler İçin Hasar Kriterleri

Kompozit malzemelerde hasar analizi yapabilmek için öncelikle malzemenin oluşturduğu her bir tabakadaki fiber yönündeki ve fibere dik yöndeki gerilmelerin bilinmesi gerekmektedir. Bu gerilmeler de SEM (Sonlu Elemanlar Metodu) yardımıyla bulunabilir. Pim bağlantılı kompozit malzemeler için çeşitli hasar kriterleri ortaya konmuştur. Bu hasar kriterlerinin bazıları aşağıdaki gibidir [8]:

1. Matriks çekme kriteri
2. Matriks basma kriteri
3. Fiber-Matriks kayma hasar kriteri
4. Fiber çekme hasar kriteri
5. Fiber basma hasar kriteri
6. Yamada-Sun kriteri
7. Hashin kriteri

4.3.3.1 Hashin Hasar Kriteri

Bu çalışmada, sonlu eleman modellerinde kullanım önceliğine sahip olan Hashin hasar kriteri kullanılmıştır [33]. Bu hasar kriterine göre, aşağıdaki eşitliklerden biri sağlandığında, malzeme hasara uğrar.

- Fiber Çekme Modu:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \frac{1}{S_2}(\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2) = 1 \quad (4.56)$$

ya da

$$\sigma_{11} = X_t \quad (4.57)$$

- Fiber Basma Modu:

$$|\sigma_{11}| = X_c \quad (4.58)$$

- Matriks Çekme Modu ($\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$):

$$\frac{1}{Y_T^2}(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2 + \frac{1}{S_T^2}(\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \frac{1}{S^2}(\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2) = 1 \quad (4.59)$$

- Matriks Basma Modu:

$$\frac{1}{Y_c} \left[\left(\frac{Y_c}{2S_T} \right)^2 - 1 \right] (\sigma_2 + \sigma_3) + \frac{1}{4S_T^2} (\sigma_2 + \sigma_3)^2 + \frac{1}{S_T^2} (\tau_{23}^2 - \sigma_2 \sigma_3) + \frac{1}{S^2} (\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2) = 1 \quad (4.60)$$

Burada;

σ_{11} : Fiber yönündeki nominal gerilme

σ_{22} : Fibere dik yöndeki nominal gerilme

τ_{12} : Nominal kayma gerilmesi

X_t : Fiber yönündeki çekme mukavemeti

Y_t : Fibere dik yöndeki çekme mukavemeti

X_c : Fiber yönündeki basma mukavemeti

Y_c : Fibere dik yöndeki basma mukavemeti

S : Kayma mukavemeti

S_T : Fibere dik yöndeki kayma mukavemeti'dir.

5. TEST NUMUNELERİ İÇİN MATERYAL VE METOT

5.1 Materyaller

Balıkesir Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Mekanik Laboratuvarında imal edilen deney numuneleri için aşağıda temel özellikleri verilen materyaller kullanılmıştır.

5.1.1 Polyester Reçine

Çalışmada, Cam Elyaf Sanayii'nden (Şişecam) temin edilen CE 92 N8 tipi genel amaçlı Cam Elyaf Polyesteri kullanılmıştır. CE 92 N8 tipi polyester, genel amaçlı CTP (Cam Takviyeli Plastik) uygulamaları için geliştirilmiş, orta reaktiviteli, ortoflatik polyester reçinesidir [42]. Deneysel çalışmalarda kullanılan polyester reçinenin özellikleri Çizelge 5.1 ve Çizelge 5.2'de verilmiştir.

CE 92 N8 tipi reçinenin sağladığı faydalar [40]:

- Uygun viskozitesi sayesinde cam elyafını çabuk ve kolay ıslatır.
- Yüksek mekanik dayanım sağlar.

Çizelge 5.1 Sıvı CE 92 N8 Polyester Reçinenin Özellikleri [42]

Özellikler	Birim	Spesifikasyon Değerleri
Görünüm	-----	Berrak
Viskozite	Cps	400±60
Asit Sayısı	MgKOH/g	max. 25
Katı Madde Miktarı	%	min. 58
Jelleşme Süresi* (25°C)	dak.	8±2
Egzoterm Pik* (25°C)	°C	180±20
Stabilite	Ay	4

(*) "Jelleşme Süresi" ve "Egzoterm Pik" tayini 50 mm. çapında bir cam kaba konulan 100 gr. reçineye 25°C'de %0.25 oranında %6'lık Kobalt Naftanat ve %2 oranında %50 aktif Metil Etil Keton Peroksit ilave edilmesinden sonra yapılır.

Çizelge 5.2 Sertleşmiş CE 92 N8 Polyester Reçinenin Özellikleri [42]

Özellikler	Birim	Spesifikasyon Değerleri
Spesifik Yoğunluk	g/cm ³	1.2
Sertlik	Barcol	min. 45
Eğilme Dayanımı	kg/cm ²	min. 850
Çekme Dayanımı	kg/cm ²	min. 450

5.1.2 Hızlandırıcı (Katalizör)

Kompozit numunelerin üretiminde hızlandırıcı olarak, Poliya Polyester ve Yardımcı Maddeler Sanayii'nden temin edilen COBALT (%1'lik) kullanılmıştır. Firma, genel amaçlı polyester kullanımında, 23°C' de ortalama 10-11 dakikalık jelleşme süresi için %1 oranında Cobalt kullanımı önermiştir [40,43]. Ancak uyguladığımız "Elle Yayma" (Hand Lay-Up) yönteminde yaklaşık olarak 40-50 dakikalık bir jelleşme süresine ihtiyaç duyulduğundan, yaklaşık %0.5 oranında Cobalt kullanılmıştır.

5.1.3 Sertleştirici

Kompozit numunelerin üretiminde sertleştirici olarak, Poliya Polyester ve Yardımcı Maddeler Sanayii'nden temin edilen MEK-PEROXIDE (Methyl Ethyl Ketone Peroxide) kullanılmıştır. Firma, genel amaçlı polyester kullanımında, 23°C' de ortalama 10-11 dakikalık jelleşme süresi için %1 oranında MEK-P kullanımı önermiştir [40,43]. Ancak uyguladığımız "Elle Yayma" (Hand Lay-Up) yönteminde yaklaşık olarak 40-50 dakikalık bir jelleşme süresine ihtiyaç duyulduğundan, yaklaşık %0.5 oranında MEK-P kullanılmıştır.

5.1.4 Hava Kabarcığı Giderici

Kompozit plakaların üretiminde karşılaşılan en büyük problem, üretimden sonra plakaların içerisinde kalan hava kabarcıklarıdır. Bu hava kabarcıkları, plakalarda çentik etkisi yaratmakta ve plakaların mukavemetini düşürmektedir.

Bu hava kabarcıklarını azaltabilmek amacıyla, Poliya Polyester ve Yardımcı Maddeler Sanayii'nden temin edilen BYK-555 olarak adlandırılan hava kabarcığı giderici özelliği olan bir kimyasal madde, hacimsel olarak %0.2 oranında kullanılmıştır.

5.1.5 Stiren (Styrene) Monomeri

Kompozit numuneler üretilirken kullanılan elyafların, polyesterin akıcılığını arttırarak, polyester tarafından tam olarak ıslatılabilmesini sağlamak amacıyla, Poliya Polyester ve Yardımcı Maddeler Sanayii'nden temin edilen Stiren kullanılmıştır. Polyester reçinenin düşük viskozitede kullanılması, cam elyaf takviyesinin daha kolay ve çabuk ıslanabilmesini sağlamaktadır. Aynı zamanda, viskozitenin azalması sonucunda, polyester

reçine içerisindeki hava kabarcıklarının tahliyesi daha da kolaylaşmaktadır. Bu sayede, yapı içerisinde bulunan ve kompozit plakaların mukavemetini önemli ölçüde etkileyen hava kabarcıklarının miktarı en aza indirilebilmektedir. Bu çalışmada, CE 92 N8 tipi polyester içerisine yaklaşık %10-15 arasında Stiren ilave edilmiştir.

Kullanılacak hızlandırıcı (cobalt), sertleştirici (MEK-P) ve diğer katkı maddeleri için firmalar tam ve kesin değerler belirtmemektedirler. En uygun katkı oranları, üretim koşullarına bağlı olarak, deneme yanılma yöntemi ile üretici tarafından saptanmalıdır [40]. Bu nedenle, kullanılan polyesterin cinsi, polyester reçine jelleşmeden elle yayma işleminin tamamlanma süresi (40-50 dak.), ortam sıcaklığı ve kullanılan stiren oranına bağlı olarak, çeşitli polyester+stiren karışımlarına farklı oranlarda Cobalt ve MEK-P katılarak, jelleşme ve sertleşme süreleri tespit edilmiştir. Bu işlemlerden sonra, bu çalışmada gerekli numuneleri hazırlayabilmek için %0.5 oranında Cobalt ve yine %0.5 oranında MEK-P kullanılabileceği belirlenmiştir.

5.1.6 Kalıp Ayırıcı

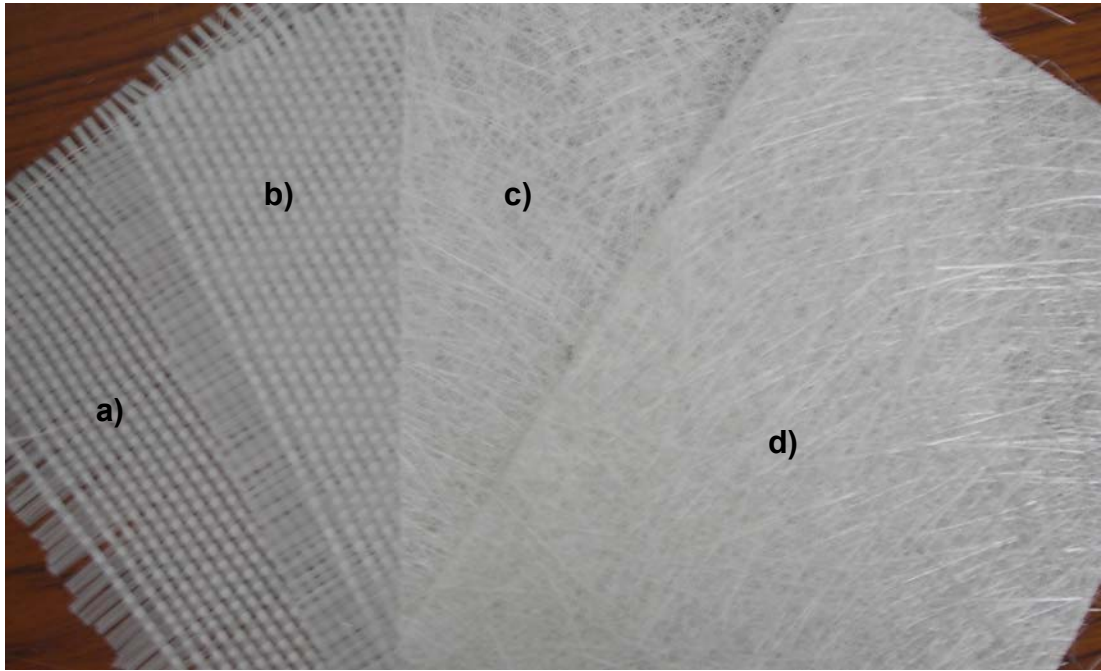
Kalıp ayırıcı olarak, Poliya Polyester ve Yardımcı Maddeler Sanayii'nden temin edilen Poliya Polivaks ve Poliya Polivaks EKO PVA sıvı kalıp ayırıcı kullanılmıştır. Poliya Polivaks sadece ilk kalıplama esnasında kullanılmış, Poliya Polivaks EKO PVA sıvı kalıp ayırıcı ise her kalıplamadan önce kullanılmıştır.

5.1.7 Cam Elyafı

Çalışmada kullanılmak üzere; 300, 450 gr/m²'lik cam dokuma ve 300, 450 gr/m²'lik cam keçe fiberler, Cam Elyaf Sanayii'nden temin edilmiştir. Bütün fiberler "E" camı elyafıdır.

Çizelge 5.3 Cam fiberin (E - camı) yaklaşık mekanik özellikleri [40]

Malzeme Tipi	Çekme Mukavemeti (MPa)	Çekme Modülü (GPa)	Tipik Yoğunluk (gr/cm ³)	Spesifik Modül
Cam Fiber – E Camı	2400	69	2.5	27



a) 300 gr/m² Cam Dokuma

b) 450 gr/m² Cam Dokuma

c) 300 gr/m² Cam Keçe

d) 450 gr/m² Cam Keçe

Şekil 5.1 Temin edilen cam elyaf tipleri

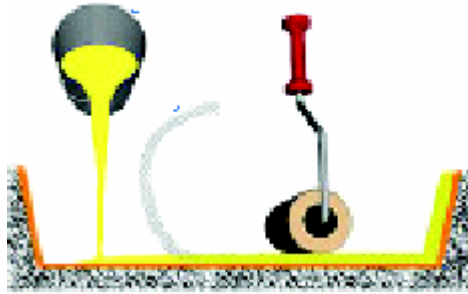
5.2 Test Numunelerinin İmalat Metodu

5.2.1 Test Numunelerinin İmalatında Uygulanan Elle Yatırma (Hand Lay-Up) Yöntemi

Düşük üretim düzeylerinde yaygın kullanımı olan bu kalıplama yöntemi, ilk zamanlardan beri endüstride sürekli gelişime açık olan ve üzerinde çalışılan üretim yöntemlerinden biri olmuştur. Bir çok uygulama alanı vardır ve özellikle yüksek mukavemet gerektiren kayık teknesi, tanklar,

bina panelleri ve sandık gibi oldukça büyük parçaların üretiminde rahatlıkla kullanılabilir. Kompozit endüstrisi kalıplama yöntemleri arasında temel ve evrensel olarak en uygulanabilir yöntem olarak kabul edilmektedir. Reçinede meydana gelen kimyasal reaksiyonlar malzemeyi yüksek dayanımlı ve hafif ürünler elde edilebilecek şekilde sertleştirir. Beton matriks içinde çelik çubukların takviye malzemesi görevi görmesi gibi, reçine, elyaf takviyeleri için matriks görevindedir [36,42].

Bu yöntemde genellikle keçe yada dokuma biçimindeki elyaf kalıp üzerine yerleştirilerek termosetting plastikler (bunlar kovalent bağlarla bağlı olup, bir kere şekillendirilince yeniden ısıtılıp şekillendirilemezler) bir fırça ile uygulanır, istenen kalınlığa ulaşana kadar bu işleme devam edilir. Reçine içinde kalan hava bir silindir yardımı ile çıkarılır. Katalizörü önceden katılmış reçine çoğunlukla oda sıcaklığında sertleşir. El yatırmasında polyester ve epoksi en yaygın olarak kullanılan reçine türleridir. Tutuşma tehlikesini önlemek, ağırlığını arttırmak ve görünümünü iyileştirmek gibi nedenlerle reçineye değişik maddeler katılabilir [44].



Şekil 5.2 El Yatırması Yöntemi (Wet Hand Lay-Up)

El yatırması yönteminin başlıca avantajları şunlardır [42]:

- Düşük üretim maliyeti
- Üretilen parçaların boyutlarında teorik olarak kısıtlama olmaması
- Tasarımda gerektiğinde değişikliklerin kolaylıkla yapılabilmesi

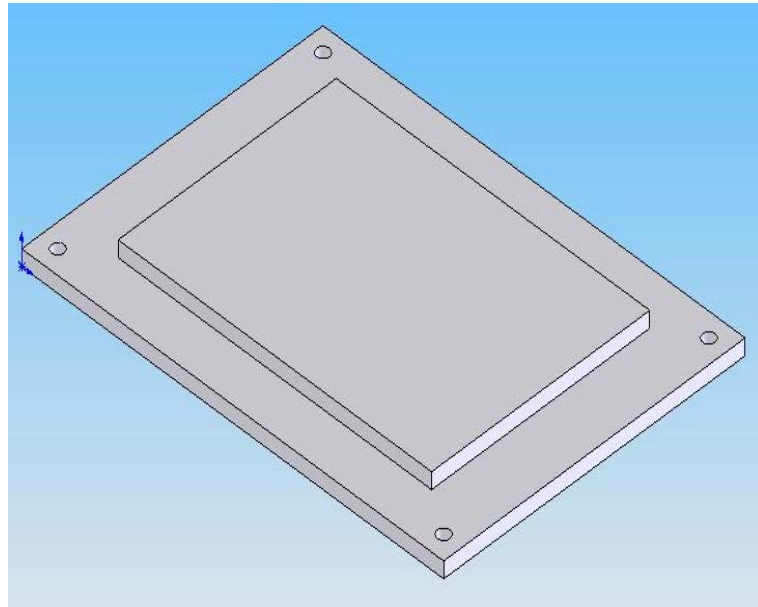
- Diğer yöntemler arasında en düşük yatırım maliyetine sahip olması
- Çeşitli renklerde dekoratif yüzey elde edilebilmesi
- Yerinde kalıplama olanağı
- Prototip üretimine ve büyütmeye uygun olması
- Maksimum tasarım esnekliği; belirli bölgelerin daha mukavim yapılabilmek olanağı , özel eklemlerin yapılabilmek olanağı
- Montaj kolaylığı

El yatırması yönteminin dezavantajları şunlardır [42]:

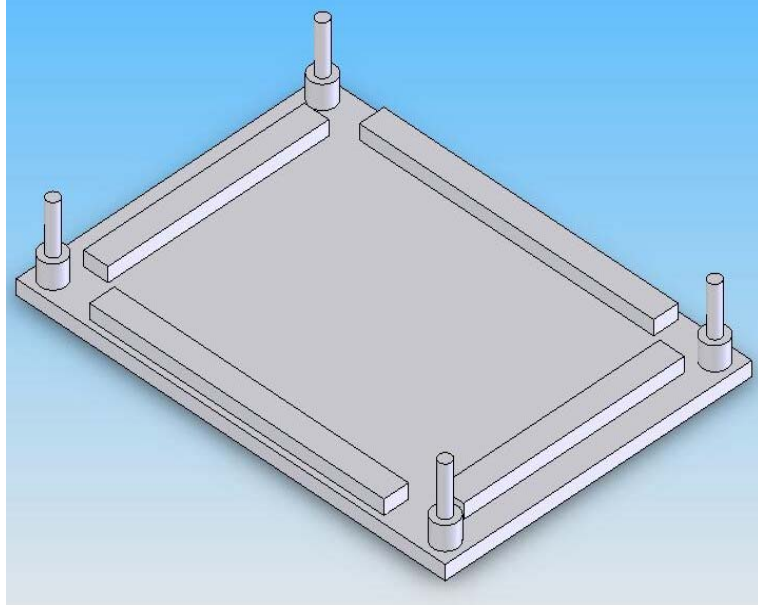
- Tek yüzü düzgün ürün elde edilebilmesi
- İşgücü yoğun bir proses olması
- Üretim kalitesinin işçi yeteneklerine bağlı olması

5.2.2 Kullanılan Kalıbın İmalatı

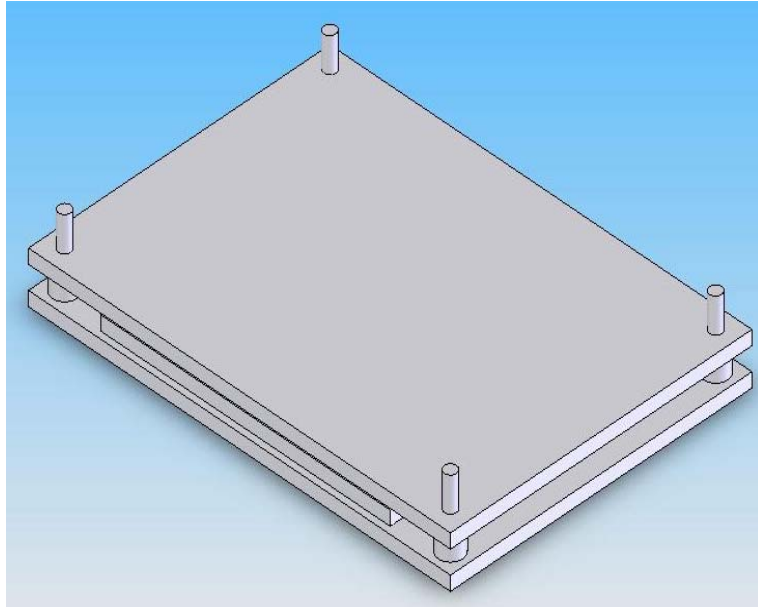
Elle yayma yöntemi ile kompozit numune elde edebilmek için Şekil 5.3, 5.4 ve 5.5'te resimleri görülen ve kalıp boşluğu 4 mm olarak ayarlanan bir kalıp imal edilmiştir. Kalıp, Balıkesir 6. Bakım Merkezi'nde üretilmiştir.



Şekil 5.3 Üst kalıp



Şekil 5.4 Alt kalıp



Şekil 5.4 Kompozit numunelerin üretiminde kullanılan kalıp

5.2.3 Kompozit Numunelerin İmalat Aşaması

Çalışmada kullanılmak üzere laboratuarda üretilen kompozit numuneler aşağıda sıralanan aşamalardan sonra elde edilmiştir:

- 300 g/cm²'lik cam keçe elyaflar, boyutları 18*25 cm olacak şekilde kesilerek hazırlanmıştır.
- Paslanmaz çelikten yapılmış olan ve Şekil 5.3, 5.4 ve 5.5'te resimleri görülen kalıbın tümü asetonla temizlenmiştir.
- Kalıp içi boşluğuna ve kalıp üstüne yeterli miktarda polivaks kalıp ayırıcı sürülmüştür. Temiz bir sünger ile kalıp ayırıcının hem fazlalığı alınmış hem de kalıbın her tarafına ulaşması sağlanarak, kalıp 10-15 dakika kurumaya bırakılmıştır (Şekil 5.5).
- Polivaks kalıp ayırıcı kuruduktan sonra, Polivaks EKO sıvı kalıp ayırıcının, bir parça pamuk kullanılarak, kalıbın bütün noktalarında eşit miktarda, ince bir film tabakası oluşturacak şekilde ulaşması sağlanmış ve kuruması için yeterli süre beklenmiştir (Şekil 5.5).
- Ölçülü beher ile ilk önce 850 ml'lik polyester reçinesi, daha sonra 150 ml'lik stiren karışım kabına dökülerek, toplam hacim 1000 ml'ye ulaştırılmıştır.
- 1000 ml'lik polyester+stiren karışımına %0.5 oranında cobalt (%1'lik) hızlandırıcısı katılmış, bu karışım homojen bir dağılım sağlanana kadar karıştırılmış ve karıştırma işleminin dolaylı olarak oluşan hava kabarcıklarının atılması için yeterli süre beklenmiştir.
- 1000 ml'lik polyester+stiren karışımına %0.5 oranında MEK-P sertleştiricisi katılmış ve bu karışım, hava kabarcıklarının oluşmasını en aza indirebilmek için, mümkün olduğunca yavaş karıştırılmıştır.
- Hazırlanan bu karışıma, %0.2 oranında BYK-555 hava kabarcığı giderici madde katılıp karıştırılarak, karışım içinde homojen bir şekilde dağılımı sağlanmıştır.
- Daha önceden kesilerek hazırlanmış olan cam keçelerden bir tabaka alınıp kalıp boşluğuna yerleştirilmiş ve uçları kesilerek kollarının daha sert hale gelmesi sağlanmış olan bir fırça yardımıyla, cam keçeye

reçine emdirilmiştir (Şekil 5.6). Fırçanın kıllarının kesilerek daha sert hale getirilmesinin amacı, hem reçinenin elyaflara daha iyi emdirilmesini, hem de reçine emdirme esnasında oluşan hava kabarcıklarının azaltılmasını sağlamaktır.

- Fırça yardımıyla cam keçeeye yeterli miktarda reçine emdirildikten sonra, hava kabarcıklarının daha da azaltılabilmesi amacıyla, reçine emdirilmiş cam keçe, bir rulo (kirpi rulo) yardımıyla rulolanmıştır (Şekil 5.7).
- Bir kompozit plakada yeterli kalınlığa ve istenilen elyaf hacim oranına ulaşabilmek amacıyla, 8 kat cam keçe kullanılmıştır. Dolayısıyla, bir önceki basamakta verilen işlemler sekiz defa tekrarlanmıştır.
- Reçine emdirme işlemi tamamlandıktan sonra üst kalıp kapatılarak, bütün kalıp, laboratuarda bulunan hidrolik prese yerleştirilmiştir (Şekil 5.8). Üst kalıp, alt kalıpta bulunan bileziklere tam olarak oturduğunda, kalıp boşluğu 4 mm olmaktadır. Dolayısıyla, pres yardımıyla, üst kalıp bu bileziklere temas edene kadar kuvvet uygulanmıştır.
- Yaklaşık 12 saat sonra kalıp açılarak, numuneler kalıptan çıkarılmıştır.



Şekil 5.5 Kalıba, Polivaks ve Polivaks EKO sıvı kalıp ayırıcı uygulanması



Şekil 5.6 Fırça yardımıyla cam keçeye reçine emdirilmesi



Şekil 5.7 Reçine emdirilmiş cam keçenin rulolanması



Şekil 5.8 Kalıbın prese yerleştirilmesi

Laboratuar çalışmalarının uzun bir zamanı, kompozit plakaların içerisinde oluşan hava kabarcıklarının giderilebilmesi için sarf edilmiştir. Hava kabarcıklarının giderilebilmesi için uygulanan işlemlerden bir tanesi, “Vakum Destekli Reçine Transferi” yöntemidir [45]. Bu yöntem kullanılarak üretilen numunelerde, en az elle yayma yönteminde olduğu kadar hava kabarcığı bulunduğu gözlemlenmiştir. Aynı zamanda, bu yöntemin uygulanması, elle yayma yöntemine göre daha fazla zaman aldığından, elle yayma yönteminin kullanılmasına karar verilmiştir.

Elle yayma yöntemiyle, aynı kalıptan genellikle günde bir tane ürün elde edilebilmektedir (kür şartları nedeniyle). Laboratuarda imal edilen kompozit plakaların üretiminde kullanılan kalıp ölçülerinin küçük olmasından ve zamanın kısıtlı olmasından dolayı, kompozit plakaların daha kısa sürede üretilebilmesi için, bu konuda uzman bir firma olan İZOREEL (Kompozit İzole Malzemeler, İzmir) firmasından yardım alınmış ve kompozit plakalar bu firmada üretilmiştir.

5.3 Malzeme Temini

Bu çalışmada kullanılan cam elyaf-polyester numuneler İZOREEL (Kompozit İzole Malzemeler, İzmir) firmasında üretilmiştir. Üretilen numuneler $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonunda olup 8 tabakadan oluşmaktadır. Kompozit numunelerin hacimsel fiber oranı yaklaşık %76 olup her bir tabakanın kalınlığı 0.2 mm dir.

Kompozit plakalar öncelikle elle yayma yöntemiyle 8 tabaka halinde hazırlanmış ve daha sonra preslenerek 110° sıcaklık ve 0.2 MPa basınç altında 25 dakika kür (pişirme) işlemi uygulanarak elde edilmiştir.

5.2 Numunelerin Kesimi ve Delinmesi

Cam elyaf-polyester plakalar gerekli olan boyutlarda ince spiral taşla kesilip zımparalanarak bütün yüzeyleri temizlenmiştir. Daha sonra 5 mm matkap ucu kullanılarak freze tezgahında istenilen geometrilerin elde edilebilmesi için delikler delinmiştir.

5.3 Malzeme Özelliklerinin Deneysel Olarak Bulunması

Kompozit malzemeler homojen olmadığından, deneyleri izotropik malzemelere oranla daha karmaşık ve pahalıdır. Bu nedenle bu konuda çeşitli nümerik yaklaşımlar ortaya atılmıştır. Problemi nümerik olarak çözebilmek için malzemenin mühendislik sabitlerinin bilinmesi gerekmektedir [8]. Bundan dolayı, pim bağlantılarının statik yük durumunun analizini yapmak için, kullanılan numunelerin fiber doğrultusunda ve fibere dik doğrultusundaki mekanik özellikleri deneysel olarak bulunmuştur.

5.4 Testlerin Yapılışı

Bütün testler INSTRON 1114 çekme cihazında yapılmıştır (Şekil 5.9). Kullanılan kompozit malzemenin mekanik davranışı, çekme cihazına bağlı bir bilgisayar yardımıyla grafik halinde alınmıştır. Malzemenin Elastisite Modülü ve Poisson Oranını bulmak için numuneler üzerine strain gaugeler yapıştırılıp malzemenin şekil değiştirme değerleri bir indikatör yardımıyla okunmuştur.



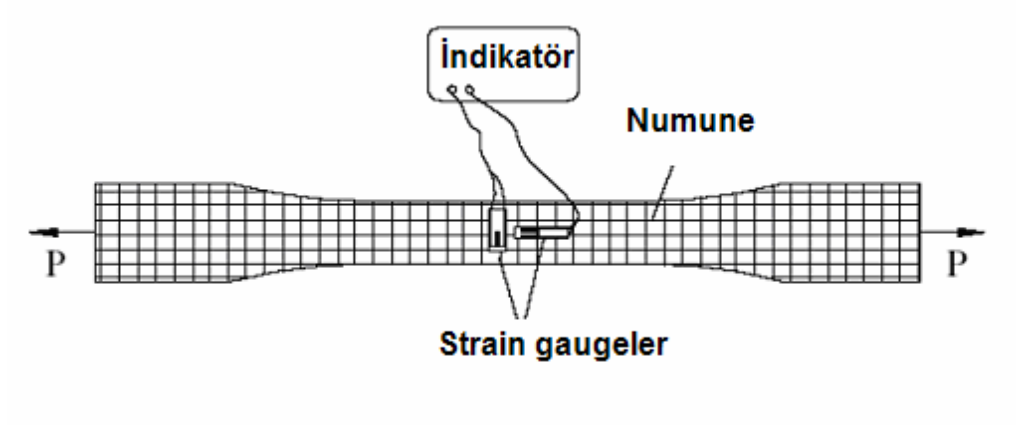
Şekil 5.9 INSTRON Çekme cihazı

5.5 Malzemenin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi

5.5.1 Fiber Yönündeki ve Fibere Dik Yöndeki Çekme Mukavemetlerinin Bulunması

Kompozit malzemenin fiber doğrultusundaki elastisite modülünü (E_1), poisson oranını (ν_{12}) ve çekme mukavemetini (X_c) bulmak için 8 tabakadan oluşan $[0^\circ]$ cam elyaf-polyester numuneler test edilmiştir. Testler ASTM D3039-76 standardına göre yapılmıştır [46].

Numune, INSTRON çekme cihazına örgü şeklindeki yapısının 90° açığa sahip fiberlerinin eksenleri tam çekme yönüne gelecek şekilde bağlanmış ve 1 mm/dak hızla çekilmiştir. Birim şekil değiştirmeler strain gaugeler yardımıyla bir indikatörden okunmuştur.



Şekil 5.10 E_1 ve ν_{12} 'nin bulunmasında kullanılan numunenin şematik gösterimi



Şekil 5.11 E_1 ve ν_{12} 'nin deneysel olarak bulunması

E_1 , ν_{12} ve X_t değerleri aşağıda verilen formüller yardımıyla hesaplanmıştır.

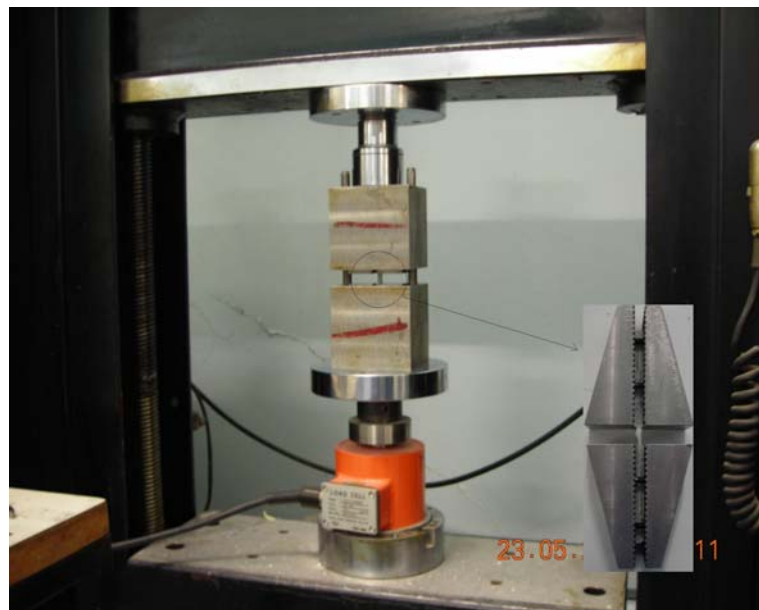
$$\sigma_1 = \frac{P}{A} \quad \nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \quad (5.1)$$

$$E_1 = \frac{\sigma_1}{\varepsilon_1} \quad X_\zeta = \frac{P_{kopma}}{A} \quad (5.2)$$

Burada A , numunenin çekme yönüne dik kesit alanıdır. Örgü yapı nedeniyle E_1 ve ν_{12} ve X_ζ sırasıyla E_2 ve ν_{21} ve Y_ζ 'ye eşittir.

5.5.2 Fiber Yönündeki ve Fibere Dik Yöndeki Basma Mukavemetlerinin Bulunması

Fiber yönündeki ve fibere dik yöndeki basma mukavemetlerinin bulunması için 8 tabakadan oluşan $[0^\circ]$ cam elyaf-polyester numuneler ASTM 3410-75 standardına göre kesilerek hazırlanmış ve numuneler 1 mm/dak hızla basılmıştır [47].



Şekil 5.12 Basma mukavemetinin deneysel olarak bulunması

Basma mukavemetleri, aşağıdaki formülde verildiği gibi numunelerin basmada dayanabildiği maksimum yükün kesit alanına bölünmesiyle elde edilmiştir.

$$X_b = \frac{P_{basma}}{A} \quad (5.3)$$

Burada A , numunenin basma yönüne dik kesit alanıdır. Örgü yapı nedeniyle X_b , Y_b 'ye eşittir.

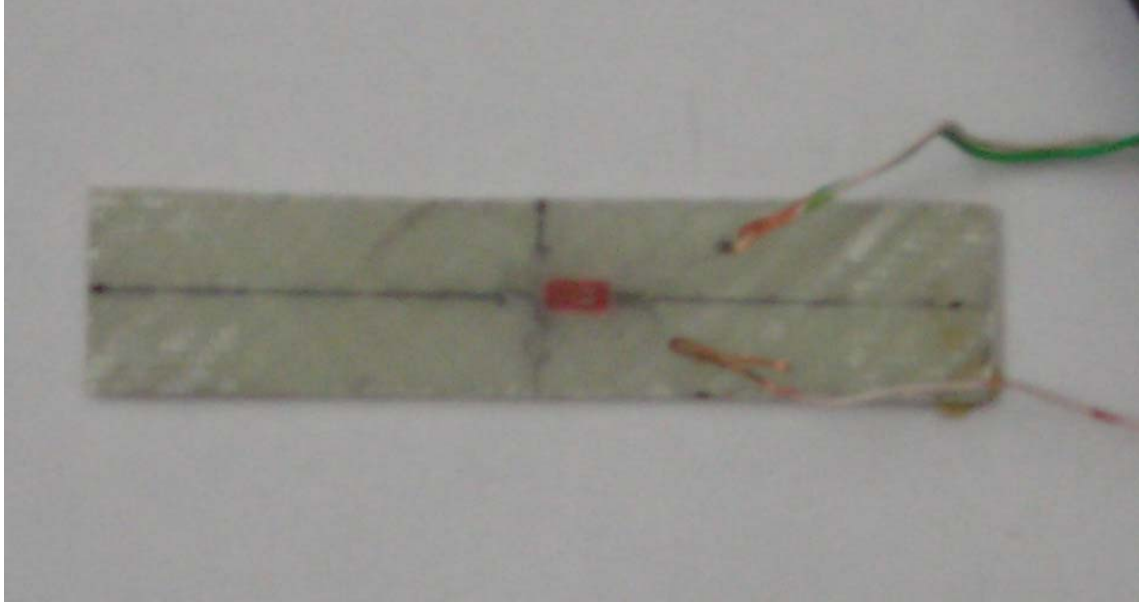
5.5.3 Kayma Modülünün Bulunması

Kayma modülünü bulmak için 8 tabakadan oluşan numunelerin örgü yapısının bir fiber doğrultusunun açısı 45° , diğer fiber doğrultusu -45° olacak şekilde ASTM 3039-76 standardına göre kesilmiştir [46]. Sonra numunenin eksenine bir adet strain gauge yapıştırılarak 1 mm/dak hızla çekilmiş ve birim şekil değiştirmeler bir indikatör yardımıyla okunmuştur. Okunan bu değerler (5.4) ve (5.5) denklemleri düzenlenerek elde edilen (5.6) denkleminde yerine yazılarak G_{12} kayma modülü hesaplanmıştır.

$$E_x = \frac{P/A}{\epsilon_x} \quad (5.4)$$

$$\frac{1}{E_x} = \frac{1}{4} \left(\frac{1}{E_1} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} + \frac{1}{G_{12}} + \frac{1}{E_2} \right) \quad (5.5)$$

$$G_{12} = \frac{1}{\left(\frac{4}{E_x} + \frac{2\nu_{12}}{E_1} - \frac{1}{E_1} - \frac{1}{E_2} \right)} \quad (5.6)$$

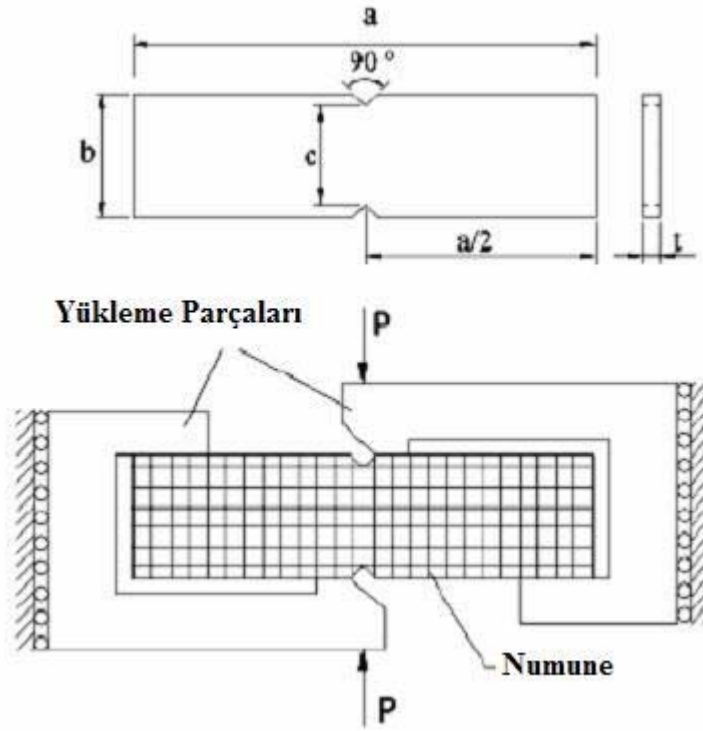


Şekil 5.13 Kayma modülünün deneysel olarak bulunması

5.5.4 Kayma Mukavemetinin Bulunması

Kayma mukavemetini bulmak için bir çok geometri ve test metodu geliştirilmiştir. Bunlar; burulma tüpü testi, sandviç haç kiriş testi, T testi ve losipescu testidir. Bu çalışmada kayma mukavemetinin belirlenmesi için en yaygın kullanılan yöntem olan losipescu testi kullanılmıştır [8]. Boyutları; $a=80$ mm, $b=20$ mm, $c=10$ mm ve $t=1.90$ mm olan numune 1 mm/dak hızla yüklenerek kayma mukavemeti (5.7) denkleminde elde edilmiştir.

$$S = \frac{P_{\max}}{t.c} \quad (5.7)$$



Şekil 5.15 Iosipescu test numunesi geometrisi ve şematik test düzeneği

Bu deneyler yardımıyla bulunan Cam Elyaf-Polyester kompozit malzemenin özellikleri Çizelge 5.4'de verilmiştir.

Çizelge 5.4 Cam Elyaf-Polyester kompozit malzeme özellikleri

Özellik	Sembol (Birim)	Değer
Fiber Oranı	V_f (%)	76
Fiber Yönündeki Elastisite Modülü	E_1 (GPa)	31.61
Fibere Dik Yönündeki Elastisite Modülü	E_2 (GPa)	31.61
Kayma Modülü	G_{12} (GPa)	3.22
Poisson Oranı	ν_{12}	0.206
Fiber Yönündeki Çekme Mukavemeti	X_σ (MPa)	344.34
Fibere Dik Yönündeki Çekme Mukavemeti	Y_σ (MPa)	344.34
Fiber Yönündeki Basma Mukavemeti	X_b (MPa)	359.21
Fibere Dik Yönündeki Basma Mukavemeti	Y_b (MPa)	359.21
Kayma Mukavemeti	S (MPa)	82.61

5.6 Sonlu Elemanlar Modeli ve Analizi

5.6.1 Sonlu Elemanlar Yöntemi Hakkında Genel Bilgi

Uygulamalı fiziğin ve matematiğin çeşitli alanlarında karşımıza çıkan problemlerin çoğu için analitik çözümler elde etmek zor ve hatta imkansızdır. Analitik bir çözüm, sistemin içindeki herhangi bir noktada aranan bir bilinmeyen değerini veren matematiksel bir ifadedir ve sistem içinde bulunan sonsuz sayıdaki diğer noktalarda da geçerlidir. Analitik çözümler sadece basitleştirilmiş şartlar için elde edilebilmektedir. Kompleks malzeme özellikleri ve sınır şartları ihtiva eden problemlerde, yaklaşık ve kabul edilebilir sonuçlar veren nümerik hesap metotları kullanılır. Nümerik hesap metotlarında bilinmeyen yaklaşık değeri, sadece sistem içindeki belirli noktalarda elde edilir. Bu nümerik hesap yöntemleri arasında, sonlu farklar ve Ritz yönteminden bahsedilebilir.

Nümerik hesap yöntemlerinin aksine, Sonlu Elemanlar Yöntemi ile non-lineer ve anizotrop malzeme özelliklerine ve kompleks sınır şartlarına sahip ortamların davranışları kolaylıkla belirlenebilir [48].

Sonlu Elemanlar Yönteminin temel felsefesi, diferansiyel denklemler şeklinde elde edilen sistem denklemlerinin, cebrik denklemlerin çözümü haline getirilip, bu denklemlerin çözülmesidir. Bu sonuca şöyle varılır [48]:

1. Sürekli ortam, elemanlara ayrılır.
2. Eleman denklemleri çıkarılır.
3. Elemanların birleştirilmesi ile bulunan lineer denklem takımı çözülür.

Sonlu elemanlar yönteminde, göz önüne alınan sürekli ortamın bir, iki ya da üç boyutlu olmasına göre elemanlar da bir, iki ya da üç boyutlu olurlar. Yöntemin sistematikliği ve her türlü yapıya aynı işlemlerle uygulanabilmesi en önemli avantajıdır [49].

5.6.2 Üç Boyutlu Sonlu Elemanlar Metodu

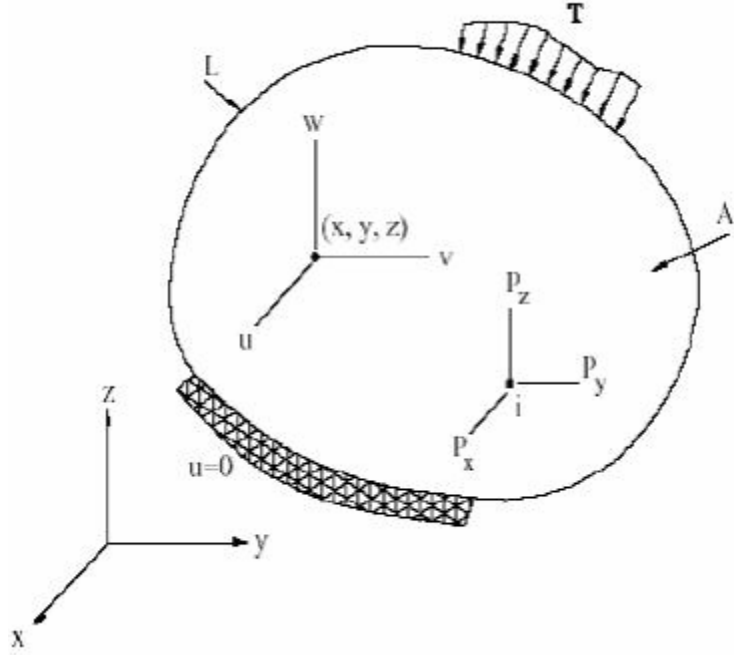
Üç boyutlu sonlu elemanlar yönteminde, yer değiştirmeler, kuvvet bileşenleri ve iç yapı kuvvetleri, (x,y,z) doğrultularının fonksiyonlarıdır. Yer değiştirme vektörü \mathbf{u} aşağıdaki gibi verilir [33]:

$$\mathbf{u} = [u, v, w]^T \quad (5.8)$$

Burada; u , v ve w , \mathbf{u} vektörünün sırasıyla x, y ve z doğrultusundaki bileşenleridir. Gerilme ve şekil değiştirme bağıntıları ise aşağıdaki gibidir:

$$\boldsymbol{\sigma} = [\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{zz}, \sigma_{yz}, \sigma_{xz}, \sigma_{xy}]^T \quad (5.9)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_{xx}, \varepsilon_{yy}, \varepsilon_{zz}, \varepsilon_{yz}, \varepsilon_{xz}, \varepsilon_{xy}]^T \quad (5.10)$$



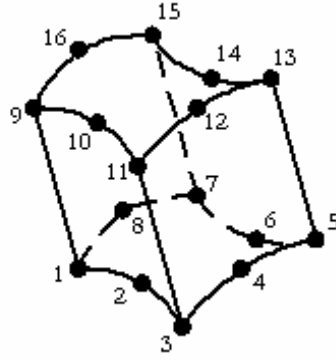
Şekil 5.16 Üç boyutlu problem

Şekil 5.16'ya göre, üç boyutlu problemde aşağıdaki iç ve dış kuvvet vektörleri yazılabilir:

$$\mathbf{f} = [f_x, f_y, f_z]^T, \quad \mathbf{T} = [T_x, T_y, T_z]^T \quad (5.11)$$

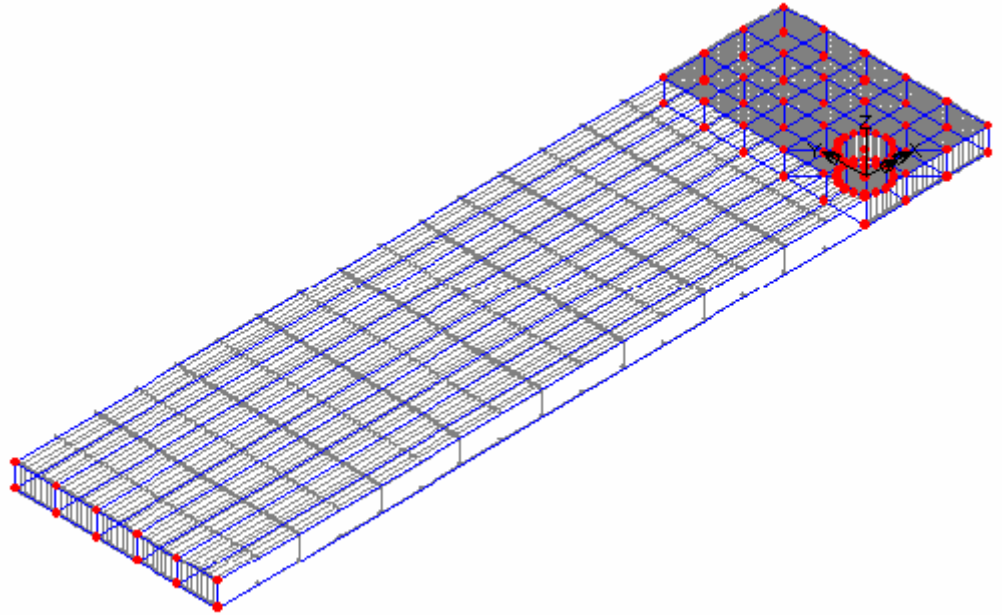
5.6.3 Kompozit Plakaların LUSAS 13.6 İle Modellenmesi

Kompozit plakaların 3 boyutlu sonlu eleman analizi, LUSAS 13.6 analiz programı ile gerçekleştirilmiştir. Hasar analizi için Hashin hasar kriteri seçilmiştir. Eleman tipi olarak Hexahedral şekle ve Quadratic interpolasyona sahip olan Composite Brick (HX16L) eleman seçilmiştir (Şekil 5.). Çalışmada modellenen plakalarda 25 eleman ve 192 düğüm noktası kullanılmıştır.



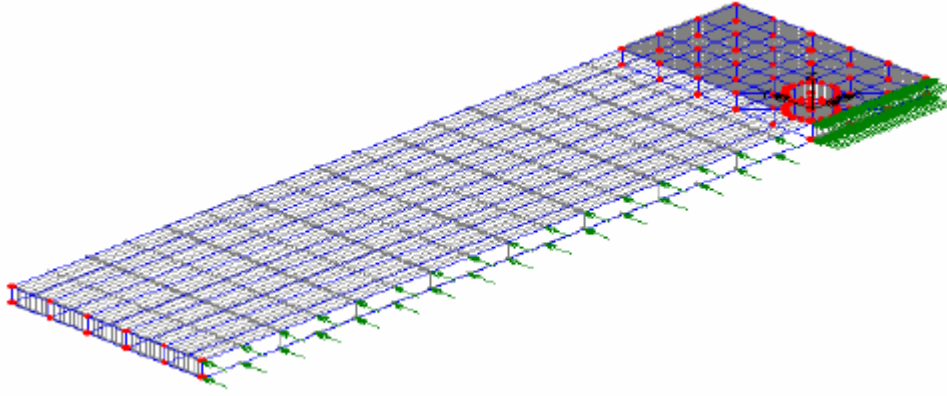
Şekil 5.17 Composite Brick (HX16L) Eleman

Plakaların simetrik özellik taşımalarından dolayı, analizlerin daha kısa sürede tamamlanabilmesi için, kompozit plakaların sadece birer yarısı modellenmiş ve meshlenmiştir (Şekil 5.18).



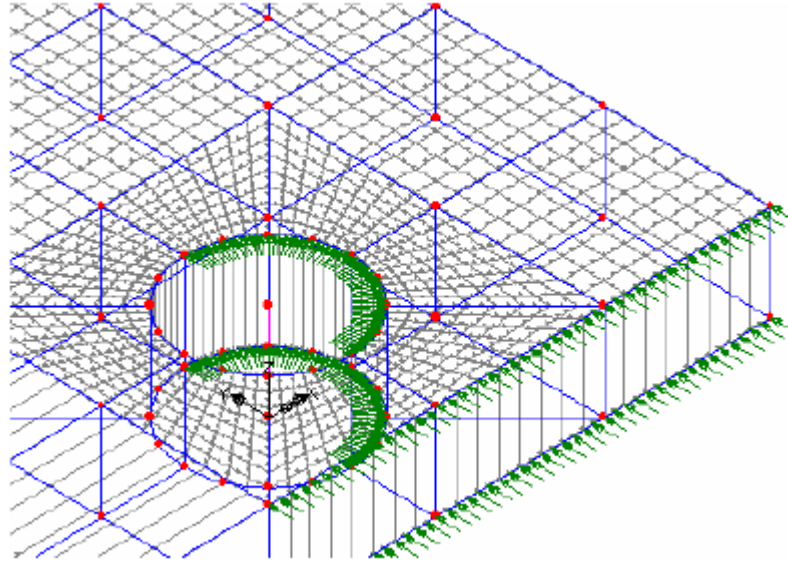
Şekil 5.18 Yarım modelin meshlenmesi

Modelleme ve meshleme işlemlerinden sonra, yarım modelin simetri yüzeyi, XZ düzleminde kayar mesnetle sabitlenmiştir (Şekil 5.19).



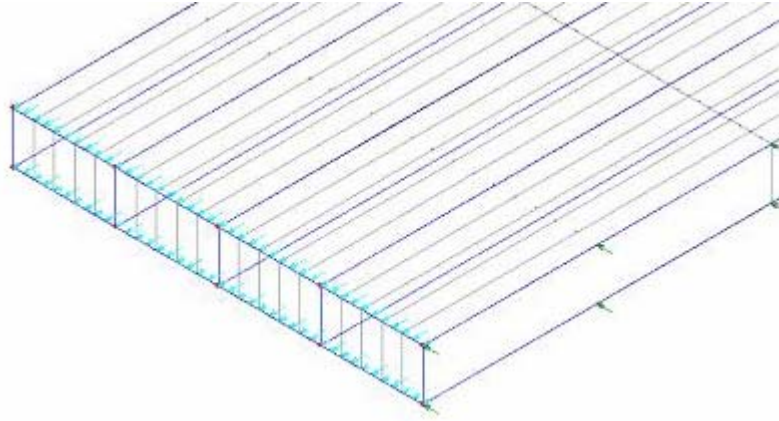
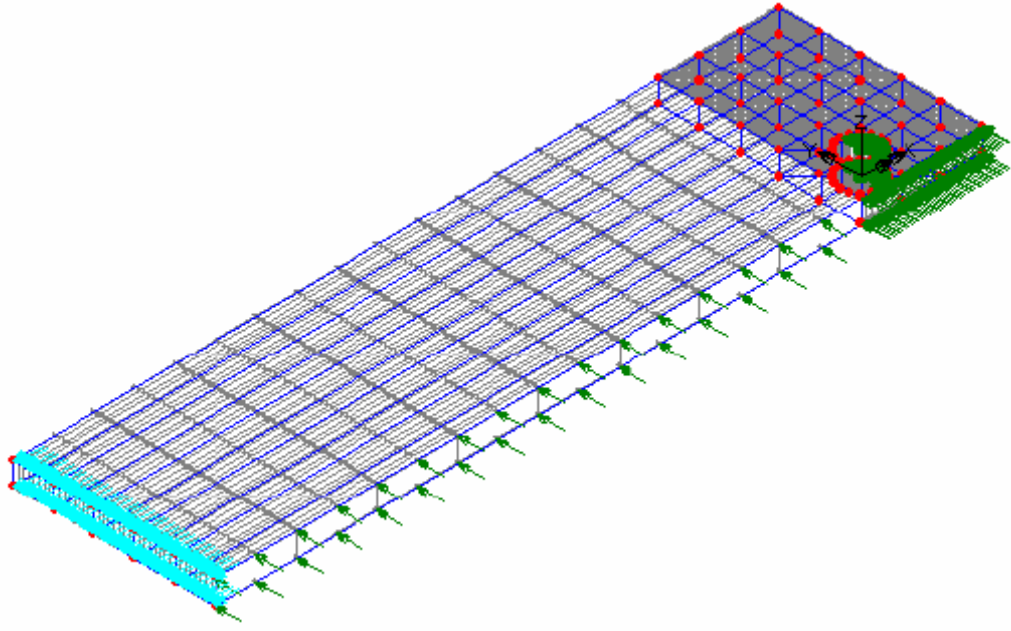
Şekil 5.19 Simetri yüzeyinin mesnetlenmesi

Plakanın delik yüzeyine (pimin temas ettiği yüzey) radyal olarak mesnetlenmiştir (Şekil 5.20).



Şekil 5.20 Pimin temas yüzeyinin radyal olarak mesnetlenmesi

Son olarak, hazırlanan modele Şekil 5.21'de görüldüğü gibi çekme yükü uygulanarak, model analize hazır hale getirilmiştir.



Şekil 5.21 Modele yük uygulanması

6. BULGULAR

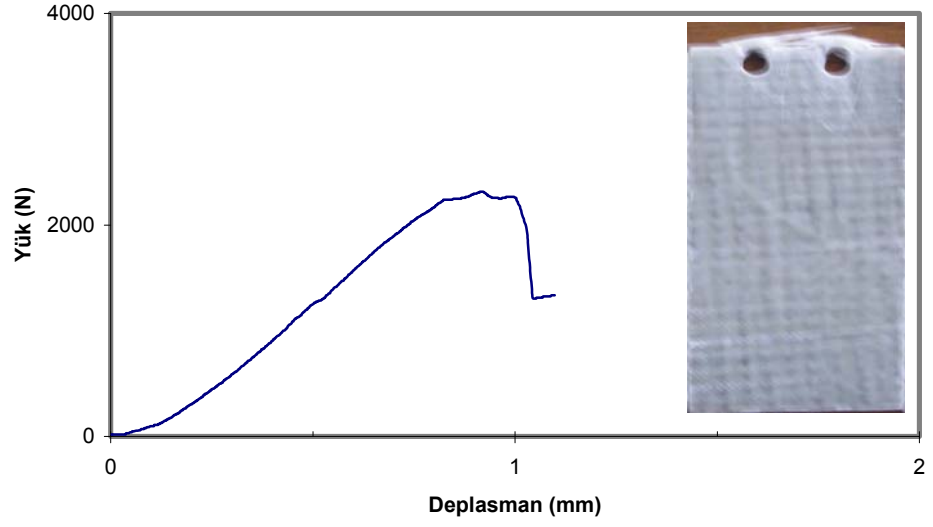
Cam elyaf polyester plakalardan $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda numune genişliğinin delik çapına oranı $(W/D)=4, 6, 8, 10$; kenar mesafesinin delik çapına oranı $(E/D)=1, 2, 3, 4, 5$ ve delikler arasındaki mesafenin delik çapına oranı $(M/D)=2, 3, 4, 5$ olarak; $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda ise $(W/D)=8$ sabit, $(E/D)=1, 2, 3, 4, 5$ ve $(M/D)=2, 3, 4, 5$ alınarak, bu geometrilere sahip bütün kompozit plakalar için çekme deneyleri yapılarak yük-deplasman grafikleri ve maksimum yataklama gerilmeleri elde edilmiştir.

Aynı zamanda; $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda, $(W/D)=8$ sabit, $(E/D)=1,2,3,4,5$ ve $(M/D)=2, 3, 4, 5$ alınarak LUSAS 13.6 sonlu elemanlar programı yardımıyla da maksimum yataklama gerilmeleri hesaplanmıştır.

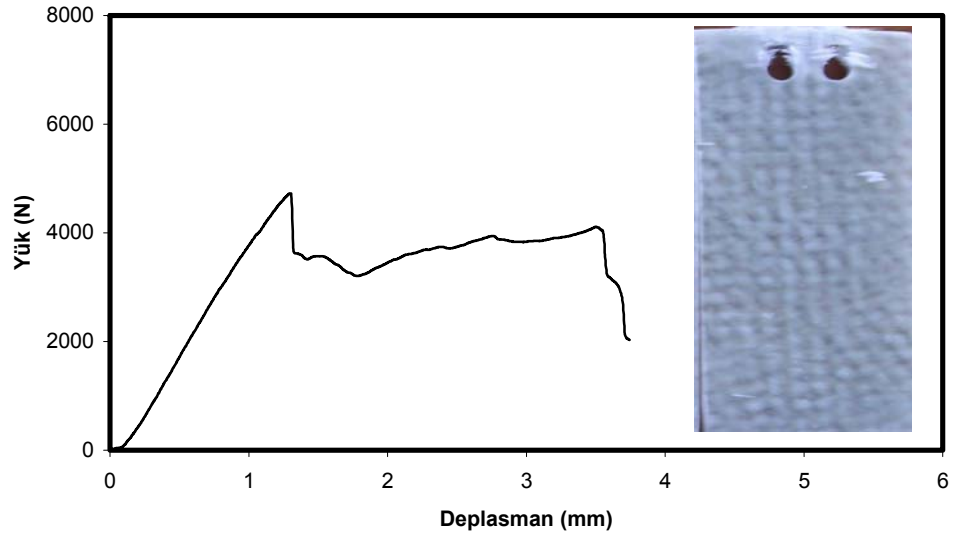
6.1 Kompozit Plakalarda Meydana Gelen Hasar Tipleri

Yapılan deneylerden elde edilen grafikler incelendiğinde, malzemede ilk hasar oluşuncaya kadar yük-uzama eğrilerinin genellikle lineer olarak arttığı görülmüştür. Bütün grafiklerde genelde üç temel eğri görülmektedir. Bunlardan ilki kopma hasar moduna karşılık gelen eğridir. Bu eğride yük belirli bir değere kadar çıkar ve aniden kırılma meydana gelir (Şekil 6.1). Bu hasar çeşidi en tehlikeli olandır. Diğer bir eğri çeşidinde de yük maksimum noktasına ulaşır, daha sonra yük azalırken deplasman artmaya devam eder ve yırtılma meydana gelir. Bu eğri ise yırtılma hasar moduna karşılık gelir. Son eğri çeşidinde de ilk hasar meydana geldikten sonra yük artarken aynı zamanda deplasman da artmaya devam eder. Yük maksimum noktaya

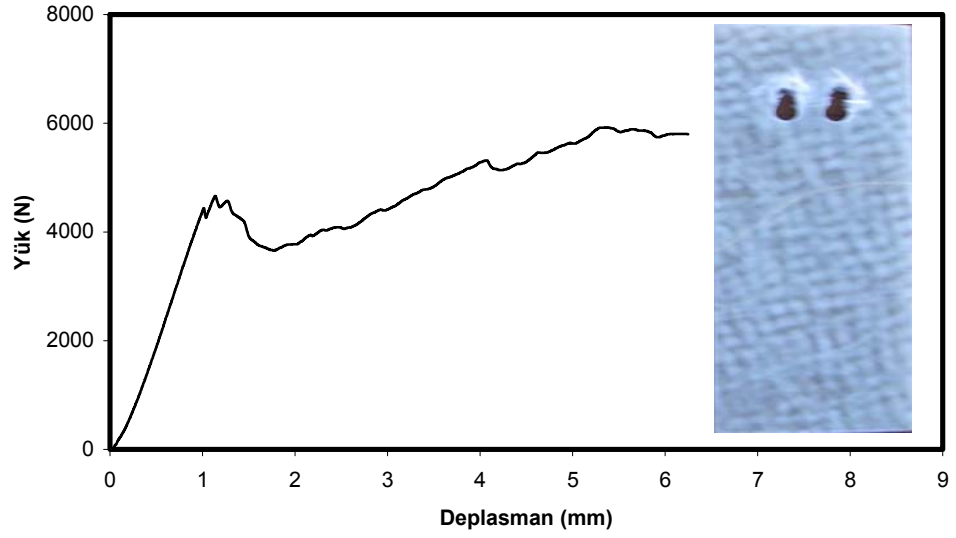
ulaşır ve bunu takiben yük düşerken deplasman artar. Fakat parça hala yük taşımaya devam eder. Bu hasar modu ise yataklama hasar modudur.



Şekil 6.1 Kopma Hasar Moduna Ait Yük-Deplasman Grafiği



Şekil 6.2 Yırtılma Hasar Moduna Ait Yük-Deplasman Grafiği



Şekil 6.3 Yataklama Hasar Moduna Ait Yük-Deplasman Grafiği

Deneyleri yapılan bütün kompozit plakalara ait olan Yük-Deplasman grafikleri EK A' da verilmiştir.

6.2 Maksimum Yataklama Gerilmesi

Maksimum yataklama gerilmesi, pim bağlantısının dayanabildiği maksimum gerilme olarak tanımlanır [8].

$$\sigma_b = \frac{P_{\max}}{2D.t} \quad (6.1)$$

Gerilme değeri maksimum yataklama gerilmesine ulaştığında, malzemede oluşan çatlaklardan dolayı, malzeme yüke karşı direncini kaybeder ve pim, malzeme içerisinde hızla ilerlemeye başlar.

Maksimum yataklama gerilmesi en küçük değerini, bütün fiber oryantasyonlarında, E/D=1 iken almakta ve bu oran arttıkça, maksimum yataklama gerilmesi de artmaktadır.

$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ oryantasyonuna sahip kompozit plakalarda, E/D=1, 2, 3, 4, 5 olduğu durumlar için M/D ve W/D oranlarına bağlı olarak maksimum yük ve bunlara bağlı olarak elde edilen maksimum yataklama gerilmesi değerleri Çizelge 6.1 ile Çizelge 6.5 arasında verilmiştir.

Çizelge 6.1 $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel Yük ve Yataklama Gerilmesi Değerleri (E/D=1)

E/D=1		Maksimum Yük (N)	Maksimum Yataklama Gerilmesi (MPa)
W/D=4	M/D=2	2315	121
	M/D=3	-----	-----
	M/D=4	-----	-----
	M/D=5	-----	-----
W/D=6	M/D=2	2992	157
	M/D=3	3090	162
	M/D=4	1569	82
	M/D=5	-----	-----
W/D=8	M/D=2	3629	191
	M/D=3	2707	142
	M/D=4	1991	104
	M/D=5	3001	157
W/D=10	M/D=2	4002	210
	M/D=3	3845	202
	M/D=4	3090	162
	M/D=5	3119	164

Çizelge 6.2 [$0^{\circ}_2/45^{\circ}_2$]_s Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel Yük ve Yataklama Gerilmesi Değerleri (E/D=2)

E/D=2		Maksimum Yük (N)	Maksimum Yataklama Gerilmesi (MPa)
W/D=4	M/D=2	2992	157
	M/D=3	-----	-----
	M/D=4	-----	-----
	M/D=5	-----	-----
W/D=6	M/D=2	4728	248
	M/D=3	5660	297
	M/D=4	3639	191
	M/D=5	-----	-----
W/D=8	M/D=2	2687	141
	M/D=3	2687	141
	M/D=4	2629	138
	M/D=5	4914	258
W/D=10	M/D=2	5081	267
	M/D=3	6101	321
	M/D=4	5336	280
	M/D=5	5365	282

Çizelge 6.3 [$0^{\circ}_2/45^{\circ}_2$]_s Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel Yük ve Yataklama Gerilmesi Değerleri (E/D=3)

E/D=3		Maksimum Yük (N)	Maksimum Yataklama Gerilmesi (MPa)
W/D=4	M/D=2	3531	185
	M/D=3	-----	-----
	M/D=4	-----	-----
	M/D=5	-----	-----
W/D=6	M/D=2	5473	288
	M/D=3	6886	362
	M/D=4	4777	251
	M/D=5	-----	-----
W/D=8	M/D=2	4502	236
	M/D=3	5189	273
	M/D=4	6651	350
	M/D=5	7033	370
W/D=10	M/D=2	3874	203
	M/D=3	5248	276
	M/D=4	5680	298
	M/D=5	6013	316

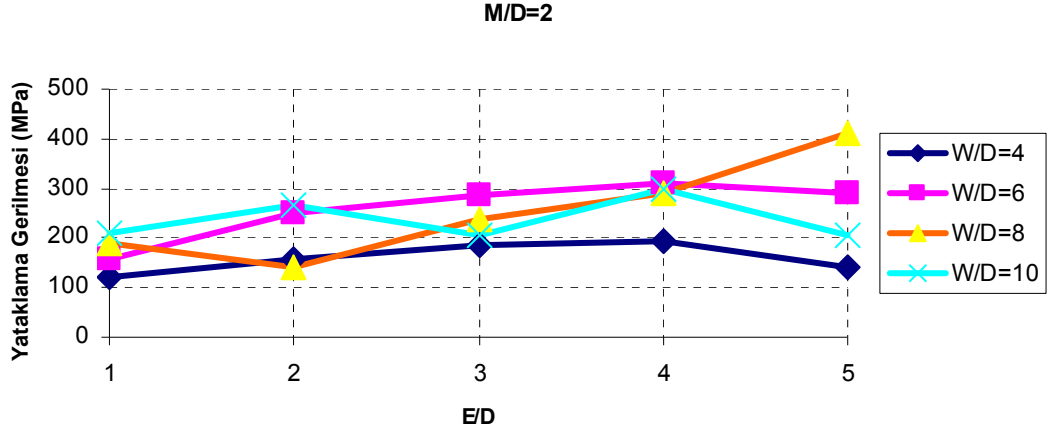
Çizelge 6.4 $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel Yük ve Yataklama Gerilmesi Değerleri (E/D=4)

E/D=4		Maksimum Yük (N)	Maksimum Yataklama Gerilmesi (MPa)
W/D=4	M/D=2	3678	193
	M/D=3	-----	-----
	M/D=4	-----	-----
	M/D=5	-----	-----
W/D=6	M/D=2	5925	311
	M/D=3	6925	364
	M/D=4	4345	228
	M/D=5	-----	-----
W/D=8	M/D=2	5522	290
	M/D=3	8220	432
	M/D=4	9152	481
	M/D=5	7416	390
W/D=10	M/D=2	5689	299
	M/D=3	5572	293
	M/D=4	5984	314
	M/D=5	6199	326

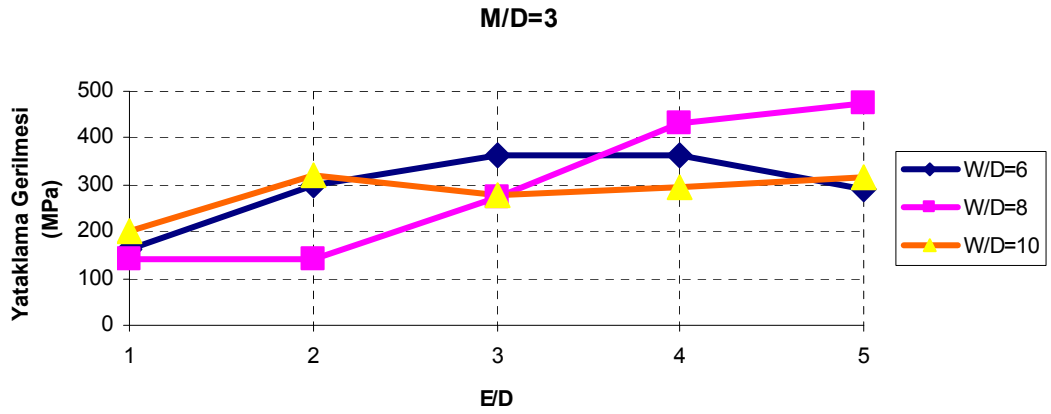
Çizelge 6.5 $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel Yük ve Yataklama Gerilmesi Değerleri (E/D=5)

E/D=5		Maksimum Yük (N)	Maksimum Yataklama Gerilmesi (MPa)
W/D=4	M/D=2	2668	140
	M/D=3	-----	-----
	M/D=4	-----	-----
	M/D=5	-----	-----
W/D=6	M/D=2	5483	288
	M/D=3	5552	292
	M/D=4	5523	290
	M/D=5	-----	-----
W/D=8	M/D=2	7818	411
	M/D=3	8976	472
	M/D=4	8485	446
	M/D=5	7347	386
W/D=10	M/D=2	3943	207
	M/D=3	6023	317
	M/D=4	4806	252
	M/D=5	3668	193

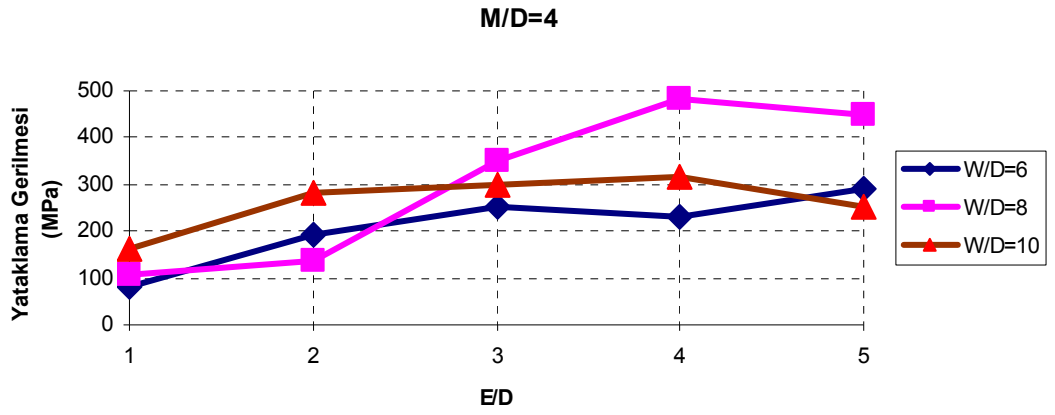
$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ oryantasyonuna sahip kompozit plakalarda, $M/D=2, 3, 4, 5$ olduğu durumlar için E/D ve W/D oranlarına bağlı olarak maksimum yataklama gerilmeleri, grafikler halinde Şekil 6.4 ile Şekil 6.7 arasında verilmiştir.



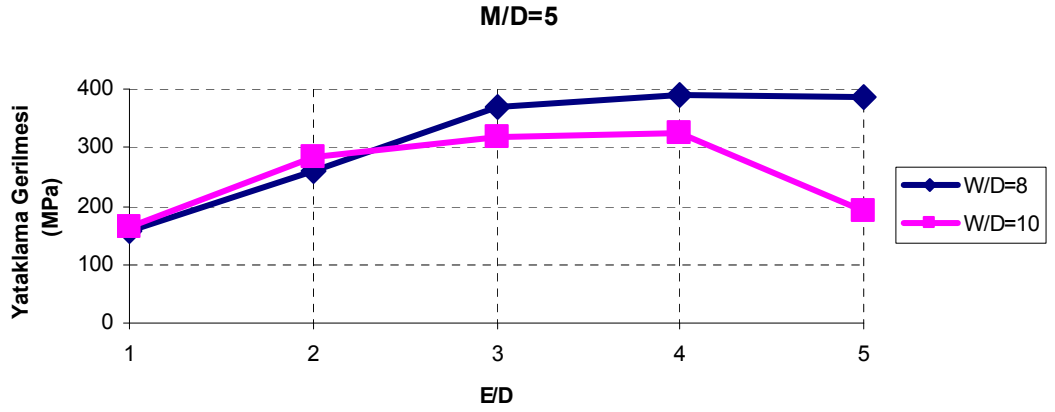
Şekil 6.4 $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri ($M/D=2$; $E/D=1, 2, 3, 4, 5$; $W/D=4, 6, 8, 10$)



Şekil 6.5 $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri ($M/D=3$; $E/D=1, 2, 3, 4, 5$; $W/D=6, 8, 10$)

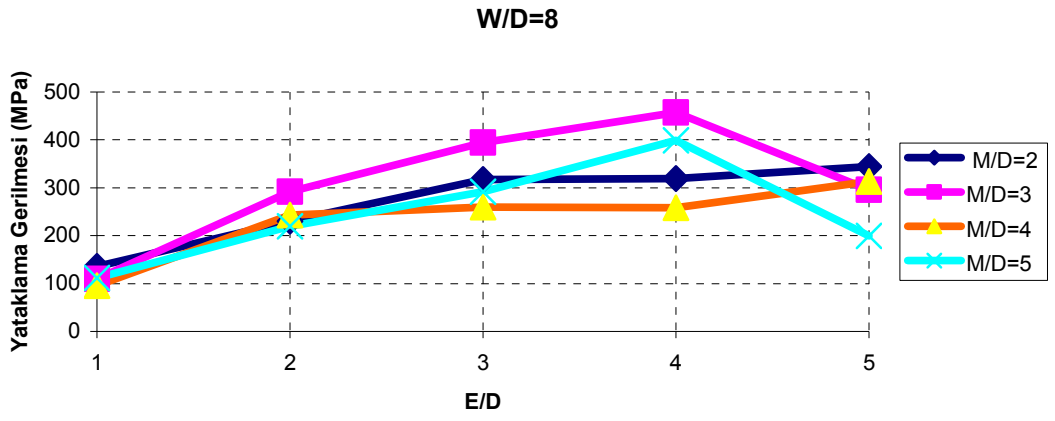


Şekil 6.6 $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (M/D=4; E/D=1, 2, 3, 4, 5; W/D=6, 8, 10)

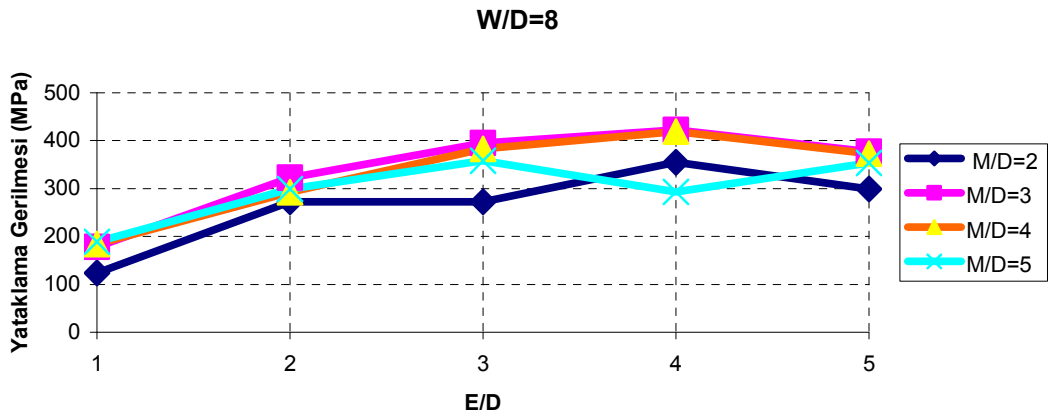


Şekil 6.7 $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (M/D=5; E/D=1, 2, 3, 4, 5; W/D=8, 10)

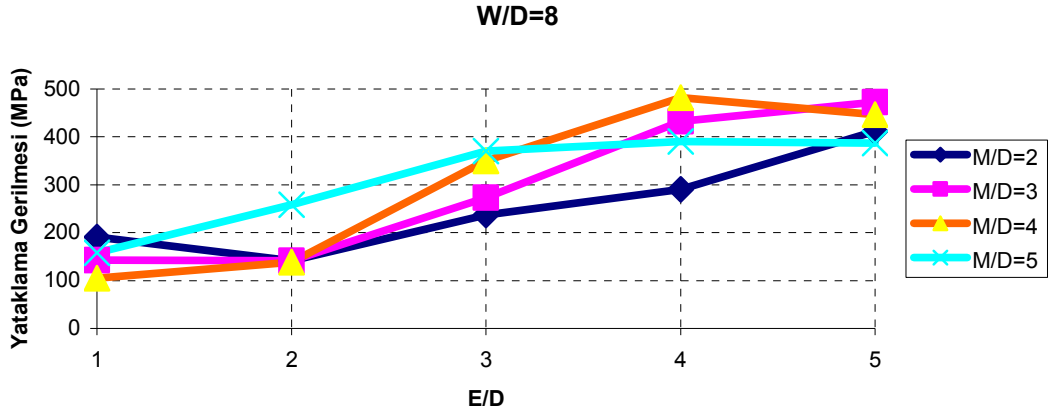
Şekil 6.8 ile Şekil 6.11 arasında $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ ve $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda, W/D=8 sabit olmak üzere, E/D ve M/D oranlarına bağlı olarak maksimum yataklama gerilmesi değerleri verilmiştir.



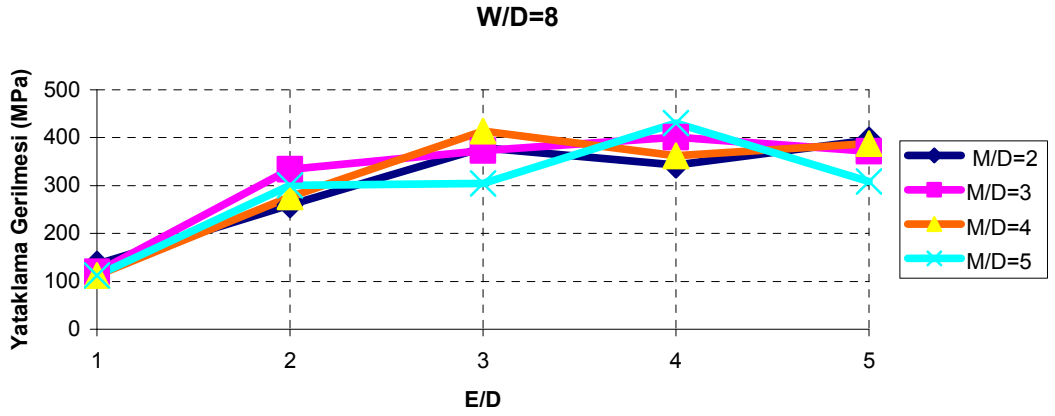
Şekil 6.8 $[0]_8$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri
(W/D=8; E/D=1, 2, 3, 4, 5; M/D=2, 3, 4, 5)



Şekil 6.9 $[0_2/30_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri
(W/D=8; E/D=1, 2, 3, 4, 5; M/D=2, 3, 4, 5)



Şekil 6.10 $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (W/D=8; E/D=1, 2, 3, 4, 5; M/D=2, 3, 4, 5)



Şekil 6.11 $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ Kompozit İçin Maksimum Yataklama Gerilmesi Değerleri (W/D=8; E/D=1, 2, 3, 4, 5; M/D=2, 3, 4, 5)

Şekil 6.4 ve Şekil 6.11 arasındaki grafikler incelendiğinde, maksimum yataklama gerilmesi değerlerinin, hemen hemen bütün tabaka oryantasyonlarında ve plaka geometrilerinde, E/D oranının 4 ve 4'ten büyük olduğu durumlarda maksimum değerine ulaştığı görülmektedir.

6.3 Deneysel ve Nümerik Olarak Elde Edilen Maksimum Yük ve Yataklama Gerilmelerinin Karşılaştırılması

Deneysel olarak elde edilen sonuçlara ilave olarak, $[0^\circ]_8$, $[0^\circ_2/30^\circ_2]_s$, $[0^\circ_2/45^\circ_2]_s$ ve $[0^\circ_2/60^\circ_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda, $W/D=8$ sabit olmak üzere, E/D ve M/D oranlarına bağlı olarak SEM (Sonlu Elemanlar Metodu) kullanılarak maksimum yataklama gerilmesi değerleri elde edilmiştir.

Çizelge 6.1 ile Çizelge 6.4 arasındaki çizelge değerleri incelendiğinde, deneysel olarak elde edilen sonuçlarla, SEM kullanılarak LUSAS programıyla elde edilen sonuçlar arasında bir paralellik görülmektedir. SEM kullanılarak elde edilen maksimum yük ve yataklama gerilmesi değerleri, deneysel değerlere oranla daha düşüktür. Bu durum, tasarımcı için olumlu bir sonuçtur [8]. Çünkü, tasarımcı tasarımını deneysel bulgularla değil de SEM bulgularıyla yapsa da, yine de emniyetli bölgede kalmış olacaktır. Verilen çizelge değerlerine göre, SEM kullanılarak, yaklaşık %10 hata ile maksimum yataklama gerilmesi tahmin edilebilmektedir.

Çizelge 6.6 $[0^\circ]_8$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel ve Nümerik Yük ve Gerilme Değerlerinin Karşılaştırılması

W/D=8		Maksimum Yük (N)		Maksimum Yataklama Gerilmesi (MPa)	
		Deneysel	Hashin	Deneysel	Hashin
M/D=2	E/D=1	2580	2512	136	132
	E/D=2	4375	4362	230	230
	E/D=3	6023	5768	317	304
	E/D=4	6072	5585	320	294
	E/D=5	6533	6018	344	317
M/D=3	E/D=1	2089	2123	110	112
	E/D=2	5543	5306	292	279
	E/D=3	7495	7146	394	376
	E/D=4	8682	8240	457	434
	E/D=5	5621	4920	296	259
M/D=4	E/D=1	1814	1689	95	89
	E/D=2	4611	4384	243	231
	E/D=3	4934	4408	260	232
	E/D=4	4915	4368	259	230
	E/D=5	5955	5275	313	278
M/D=5	E/D=1	2119	2063	112	109
	E/D=2	4169	3964	219	209
	E/D=3	5543	5102	292	269
	E/D=4	7573	7074	399	372
	E/D=5	3787	3011	199	158

Çizelge 6.7 $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel ve Nümerik Yük ve Gerilme Değerlerinin Karşılaştırılması

W/D=8		Maksimum Yük (N)		Maksimum Yataklama Gerilmesi (MPa)	
		Deneysel	Hashin	Deneysel	Hashin
M/D=2	E/D=1	2354	2229	124	117
	E/D=2	5180	4986	273	262
	E/D=3	5170	4823	272	254
	E/D=4	6739	6321	355	333
	E/D=5	5680	5332	299	281
M/D=3	E/D=1	3384	4018	178	211
	E/D=2	6131	5992	323	315
	E/D=3	7505	7222	395	380
	E/D=4	8025	7576	422	399
	E/D=5	7161	6830	377	359
M/D=4	E/D=1	3492	3351	184	176
	E/D=2	5562	5394	293	284
	E/D=3	7279	6844	383	360
	E/D=4	7956	7495	419	394
	E/D=5	7083	5985	373	315
M/D=5	E/D=1	3580	3320	188	175
	E/D=2	5690	5461	299	287
	E/D=3	6798	6459	358	340
	E/D=4	5572	4619	293	243
	E/D=5	6720	5699	354	300

Çizelge 6.8 $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel ve Nümerik Yük ve Gerilme Değerlerinin Karşılaştırılması

W/D=8		Maksimum Yük (N)		Maksimum Yataklama Gerilmesi (MPa)	
		Deneysel	Hashin	Deneysel	Hashin
M/D=2	E/D=1	3630	3031	191	160
	E/D=2	2688	2537	141	134
	E/D=3	4503	4142	237	218
	E/D=4	5523	5005	291	263
	E/D=5	7819	7014	412	369
M/D=3	E/D=1	2708	2448	143	129
	E/D=2	2688	2097	141	110
	E/D=3	5189	4815	273	253
	E/D=4	8221	7646	433	402
	E/D=5	8976	8235	472	433
M/D=4	E/D=1	1991	1467	105	77
	E/D=2	2629	2404	138	127
	E/D=3	6651	5998	350	316
	E/D=4	9153	8164	482	430
	E/D=5	8486	7357	447	387
M/D=5	E/D=1	3002	2348	158	124
	E/D=2	4915	4217	259	222
	E/D=3	7034	5775	370	304
	E/D=4	7416	6118	390	322
	E/D=5	7348	6496	387	342

Çizelge 6.9 $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ Tabaka Dizilimine Sahip Plakalarda Deneysel ve Nümerik Yük ve Gerilme Değerlerinin Karşılaştırılması

W/D=8		Maksimum Yük (N)		Maksimum Yataklama Gerilmesi (MPa)	
		Deneysel	Hashin	Deneysel	Hashin
M/D=2	E/D=1	2580	2224	136	117
	E/D=2	4934	4289	260	226
	E/D=3	7201	6488	379	341
	E/D=4	6514	5778	343	304
	E/D=5	7505	6372	395	335
M/D=3	E/D=1	2276	2057	120	108
	E/D=2	6347	5967	334	314
	E/D=3	7083	5943	373	313
	E/D=4	7622	6380	401	336
	E/D=5	7053	6609	371	348
M/D=4	E/D=1	2139	1632	113	86
	E/D=2	5258	4864	277	256
	E/D=3	7859	7152	414	376
	E/D=4	6876	6175	362	325
	E/D=5	7367	6549	388	345
M/D=5	E/D=1	2139	1709	113	90
	E/D=2	5709	4590	300	242
	E/D=3	5788	4711	305	248
	E/D=4	8182	6947	431	366
	E/D=5	5857	4867	308	256

7. TARTIŞMA VE SONUÇ

Bu çalışmada, iki paralel rijit pim tarafından çekme kuvveti uygulanan, paralel pim delikli cam elyaf-polyester kompozit plakaların maksimum hasar yükleri ve yataklama gerilmeleri deneysel ve nümerik olarak elde edilmiştir. Deneysel çalışmada; cam elyaf polyester plakalardan $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda numune genişliğinin delik çapına oranı $(W/D)=4, 6, 8, 10$; kenar mesafesinin delik çapına oranı $(E/D)=1, 2, 3, 4, 5$ ve delikler arasındaki mesafenin delik çapına oranı $(M/D)=2, 3, 4, 5$ olarak; $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda ise $(W/D)=8$ sabit, $(E/D)=1, 2, 3, 4, 5$ ve $(M/D)=2, 3, 4, 5$ alınarak, çekme deneyleri yapılmış ve bu plakaların maksimum hasar yükleri ve yataklama gerilmeleri bulunmuştur. Nümerik çalışmada ise, $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ konfigürasyonuna sahip plakalarda, $(W/D)=8$ sabit, $(E/D)=1, 2, 3, 4, 5$ ve $(M/D)=2, 3, 4, 5$ alınarak maksimum hasar yükü ve yataklama gerilmelerini belirleyebilmek için Hashin hasar kriteri kullanılmıştır. Deneysel ve nümerik çalışmaların sonuçları birbiriyle karşılaştırılmış ve aralarında iyi bir uyum olduğu görülmüştür. Aynı zamanda, değişken (E/D) , (M/D) , (W/D) oranlarına sahip farklı plaka geometrilerinin, maksimum hasar yükü ve yataklama gerilmesi üzerindeki etkileri de belirlenerek aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir:

- Kompozit plakaların maksimum yataklama gerilmesi en küçük değerini, bütün fiber oryantasyonlarında ve geometrilerde, $E/D=1$ iken almakta ve (E/D) , (M/D) , (W/D) oranları arttıkça, artmaktadır.
- $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ oryantasyonuna sahip plakalarda; $(M/D)=2, 3, 4, 5$ olduğu bütün durumlarda, yataklama gerilmesi değeri $W/D=8$ ve $E/D=4$ olduğu durumlarda maksimum değerine ulaşmaktadır.
- $W/D=8$ sabit tutulduğu durumlarda da, $[0^{\circ}]_8$, $[0^{\circ}_2/30^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$, $[0^{\circ}_2/60^{\circ}_2]_s$ oryantasyonuna sahip olan plakalarda, yataklama gerilmesi değeri genelde, $M/D=4$ ve $E/D=4$ olduğu durumlarda maksimum

değerine ulaşmaktadır. Dolayısıyla bu sonuç, maksimum yataklama gerilmesi değerinin, fiber oryantasyonundan bağımsız olarak $W/D=8$, $E/D=4$ ve $M/D=4$ olduğu geometrilerde maksimum değerine ulaştığını göstermektedir.

- $[0^\circ]_8$, $[0^\circ_2/30^\circ_2]_s$, $[0^\circ_2/60^\circ_2]_s$ oryantasyonlarından farklı olarak $[0^\circ_2/45^\circ_2]_s$ oryantasyonuna sahip plakalarda, $W/D=8$ ve $E/D=2$ olduğu durumda, yataklama gerilmesi değerinde belirgin bir düşüş görülmektedir.
- En büyük yataklama gerilmesi değerleri, $[0^\circ_2/45^\circ_2]_s$ oryantasyonuna sahip plakalarda $W/D=8$ ve $E/D=4$ olduğu durumlarda görülmektedir.
- SEM yardımıyla bulunan maksimum yataklama gerilmeleri, deneysel sonuçlarla paralellik göstermektedir. Aynı zamanda, SEM ile bulunan değerler, deneysel değerlerden daha düşüktür. Bu da tasarımcıya, deney yapmadan nümerik sonuçları kullanarak, pim bağlantısını tasarlama imkanı verecektir. Çünkü nümerik yaklaşımla bulunan değerler, emniyetli bölgenin altındadır [8].
- M/D ve W/D oranlarından bağımsız olarak, $E/D=1$ olduğu geometrilerde, genellikle kopma hasar modu gerçekleşmektedir. $E/D=3, 4, 5$ olduğu durumlarda ise hasar yükünün artmasıyla birlikte, genellikle en mukavemetli ve istenilen mod olan yataklama hasar modu gerçekleşmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] Temiz, Ş., Özel, A., “Tabakalı Kompozit Plaklarda Sonlu Eleman Yöntemiyle Elastik Gerilme Analizi”, Makine-İmalat Teknolojileri Sempozyumu, 14 - 15 Ekim 1999, Konya.
- [2] Sınmazçelik, T., “Makine Elemanlarında Kompozit Malzeme Kullanımı, Özellikleri ve Tasarım İlkeleri”, TMMOB Makine Mühendisleri Odası Konya Şubesi Makine Tasarım ve İmalat Teknolojileri Kongresi, Konya, (2001).
- [3] Yaşar, İ., Arslan, F., “Sürekli Cam Elyaf Takviyeli Polyester Matrisli Kompozitlerde Elyaf Hacim Oranı ve Elyaf Doğrultusunun Tribolojik Özelliklere Etkisi”, *Turk J. Engin. Environ. Sci.*, (2000) , 181-191.
- [4] Kuşhan, M. C., Çelik, O. N., “Organik Esaslı Kompozitler ve Otomobildeki Uygulamaları”, V.Otomotiv ve Yan Sanayii Sempozyumu Bildiriler Kitabı, Bursa, (1997).
- [5] Kılıçkap, E., Çakır, O., İnan, A., “%5 SiC-p Metal Matriksli Kompozitin Tornalanmasında Takım Aşınması ve Yüzey Pürüzlülüğünün İncelenmesi” II. Makina Tasarım ve İmalat Teknolojileri Kongresi, Konya, (2003).
- [6] Topuz, A., Topuz, P., “Otomotiv Sektöründe Demir-Çelik Kullanımı ve Alternatif Malzemeler Karşısındaki Durumu”, I. Demir-Çelik Sempozyumu Bildirileri, (1986).
- [7] Bengisu, M., “Günümüzde ve Gelecekte Otomobilde Malzeme Kullanımı”, *Mühendis ve Makine*, Cilt : 38 Sayı : 453.
- [8] Aktaş, A., “Pim Bağlantılı Kompozit Plakaların Statik ve Dinamik Davranışlarının İncelenmesi”, Doktora Tezi, Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Anabilim Dalı, Kırıkkale, (2002).
- [9] Kılıç, E., “Kompozit Malzemedeki Yapılan Yaprak Yayların Analizi”, Yüksek Lisans Tezi, Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, İzmir, (2006).
- [10] Messler, R. W., *Joining of Materials and Structures*, Elsevier Butterworth- Heinemann, 2004.

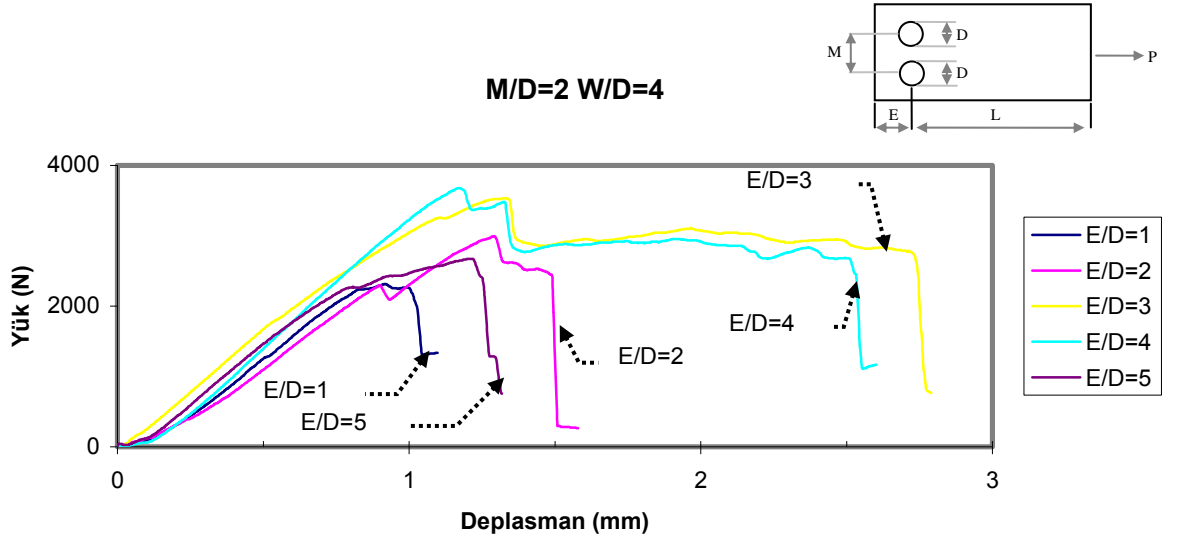
- [11] Karakuzu, R., Atas, C., Akbulut, H., "Elastic-plastic behavior of woven-steel-fiber-reinforced thermoplastic laminated plates under in-plane loading", *Composites Science and Technology*, (2001), 1475-1483.
- [12] Yao, X. F., Kolstein, M.H., Bijlaard, F.S.K., Xu, W., Xu, M., "Tensile strength and fracture of glass fiber-reinforced plastic (GFRP) plate with an eccentrically located circular hole", *Polymer Testing*, (2003), 955-963.
- [13] Rezaeepazhand, J., Jafari, M., "Stress analysis of perforated composite plates", *Composite Structures*, (2005), 463-468.
- [14] Toubal, L., Karama, M., Lorrain, B., "Stress concentration in a circular hole in composite plate", *Composite Structures*, (2005), 31-36.
- [15] Potti, G., Rao, B. N., Srivastava V.K., "Tensile fracture strength of boron:aluminum laminates with holes and slits", *Materials Science and Engineering*, (2001), 244-252.
- [16] Potti, G., Rao, B. N., Srivastava V.K., "Fracture strength of composite laminates containing surface notches", *Adv. Composite Mater.*, Vol. 10, No. 1, (2001), 29-37
- [17] Arslan N., Celik M., Arslan N., "Prediction of the elastic-plastic behavior of thermoplastic composite laminated plates ([0 degrees/theta degrees]₂)with square hole", *Composite Structures*, (2002), 37-49.
- [18] Hu, F.Z. , Soutis, C., "Interlaminar stresses in composite laminates with a circular hole", *Composite Structures*, (1997), 223-232.
- [19] Yapıcı,A., Şahin Ö.S., "([30,-30]₂) Fiber Takviyeli Tabakalı Termoplastik Kompozit Levhalara Delik-Kenar Arasında Oluşan Elasto-Plastik Gerilmeler", *Mühendis ve Makine*.
- [20] Özer, D., Özbay, M., "Düzlemsel Yüklenmiş Ortasında Dairesel Delik Bulunan Kompozit Plakta Oluşan Elastik Gerilmelerin Sonlu Elemanlar Yöntemi İle Analizi", *Gazi Üniv. Müh. Mim. Fak. Dergisi*, Cilt 19, No 1, (2004), 51-57.
- [21] Gür, M., Kaman, M. O., "Ortasında Dikdörtgen Delik Bulunan Düzlem Kompozit Levhada Elasto-Plastik Gerilme Analizi", *F.Ü. Fen ve Müh. Bilimleri Dergisi* (2001) 225-236.
- [22] İçten, B. M., Sayman, O., "Failure analysis of pin-loaded aluminum-glass-epoxy sandwich composite plates", *Composites Science and Technology*, (2003), 727-737.
- [23] Karakuzu, R., Gülem, T., İçten, B. M., "Failure analysis of woven laminated glass-vinylester composites with pin-loaded hole", *Composite Structures*, (2006), 27-32.

- [24] Dano, M., Kamal E., Gendron, G., “Analysis of bolted joints in composite laminates: Strains and bearing stiffness predictions”, *Composite Structures*, (2007), 562-570.
- [25] Okutan, B., “The effects of geometric parameters on the failure strength for pin-loaded multi-directional fiber-glass reinforced epoxy laminate”, *Composites: Part B*, (2002), 567-578.
- [26] Caprino, G., Squillace, A., Giorleo, G., Nele, L., Rossi, L., “Pin and bolt bearing strength of fibreglass/aluminium laminates”, *Composites: Part A*, (2005), 1307-1315.
- [27] Camanho, P. P., Lambert, M., “A design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials”, *Composites Science and Technology*, (2006), 3004-3020.
- [28] Kelly, G., Hallström, S., “Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates: effects of bolt-hole clearance”, *Composites: Part B*, (2004), 331-343.
- [29] Xiao, Y., Ishikawa, T., “Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part I: Experimental investigation)” *Composites Science and Technology*, (2005), 1022-1031.
- [30] Xiao, Y., Ishikawa, T., “Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part II: modeling and simulation)” *Composites Science and Technology*, (2005), 1032-1043.
- [31] Aktaş, A., “Bearing strength of carbon epoxy laminates under static and dynamic loading”, *Composite Structures*, (2005), 485-489.
- [32] Karakuzu, R., Çalışkan, C. R., Aktaş, M., İçten, B. M., “Failure behavior of laminated composite plates with two serial pin-loaded holes”, *Composite Structures*, (2007), doi:10.1016/j.compstruct.2007.01.002.
- [33] Taylak, N., “Effect of hole number to bearing strength in pin loaded laminated composite plates”, Yüksek Lisans Tezi, Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, İzmir, (2006).
- [34] Kayrak, M. A., Havaçılık Kompozitleri ve Mukavemet-Maliyet Analizleri, Anadolu Üniversitesi Yayınları, No. 1101, Eskişehir, 1999.
- [35] Ersoy, H. Y., Kompozit Malzeme, Literatür Yayınları, No. 66, İstanbul, 2001.
- [36] Şahin, Y., Kompozit Malzemelere Giriş, Gazi Kitabevi, Ankara, 2000.

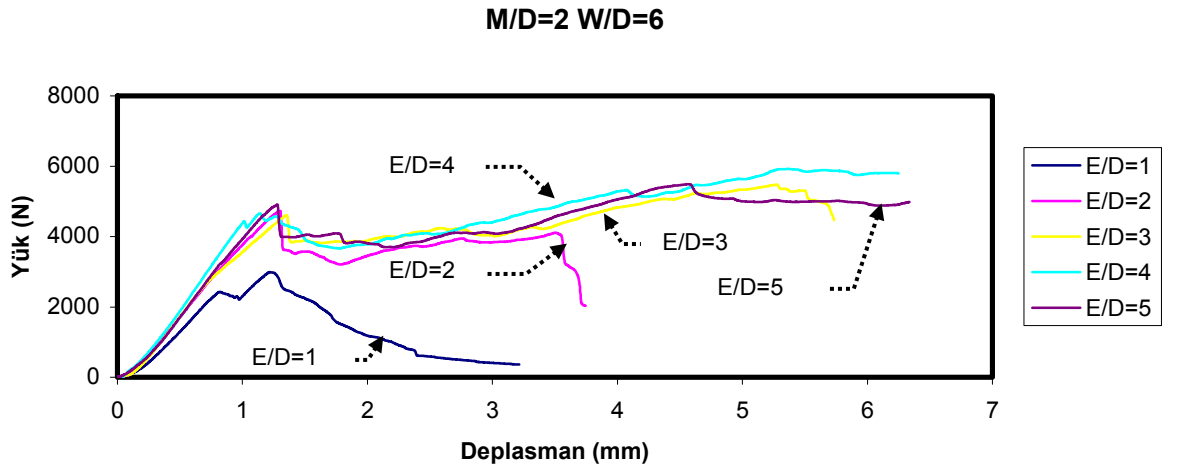
- [37] Herakovich, C. T., *Mechanics of Fibrous Composites*, University of Virginia, U.S.A, 1998.
- [38] Gülten, Z., *SMC Yöntemi İle Kompozit Üretimi*, Doktora Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, (2003).
- [39] Mertoğlu, O., Dokuz, İ., Canlan, A., Bakır, N., “Türkiye’deki Jeotermal Enerji Uygulamalarının Ekonomisi ve Jeotermal Enerji Teknolojilerindeki Gelişmeler”, Orme Jeotermal A.Ş.
- [40] Sakin, R., “Bilgisayar Destekli, Çok Numuneli Eğilme Yorulması Test Cihazı Tasarımı ve Cam-Fiber Takviyeli Polyester Kompozitlerde Eğilme Yorulması Davranışının İncelenmesi”, Doktora Tezi, Balıkesir Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Balıkesir, (2004).
- [41] Ünal, H., Fındık, F., Ay, İ., “Geri Kazanılmış Naylonun Mekanik ve Mikroyapı Özelliklerinin İncelenmesi”, Bilim Günleri, Makine Mühendisleri Odası Denizli Şubesi, (1999).
- [42] Cam Elyaf Sanayii A.Ş., “CTP Teknolojisi”, Cam Elyaf Sanayii A.Ş., İstanbul, 2006.
- [43] Poliya Poliester ve Yardımcı Maddeler Sanayi, “Otomotiv Endüstrisinde CTP Kullanımı”, Poliya Poliester ve Yardımcı Maddeler Sanayi, İstanbul, 2004.
- [44] Fındık, F., “Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri”, *Mühendis ve Makine*, Cilt: 29, Sayı: 337
- [45] Dong, C., “Development of a process model for the vacuum assisted resin transfer molding simulation by the response surface method”, *Composites Part A*, (2006), 1316-1324.
- [46] ASTM-D. 3039-76, (1982).
- [47] ASTM-D. 3410-75, (1982).

EKLER

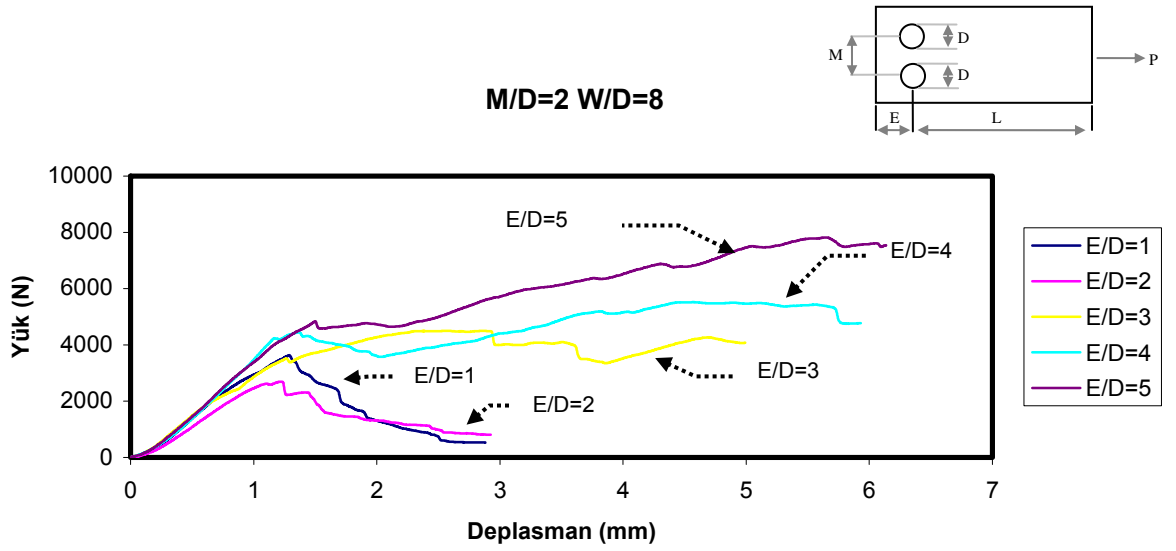
EK A Kompozit Plakalar İçin Yük-Deplasman Grafikleri



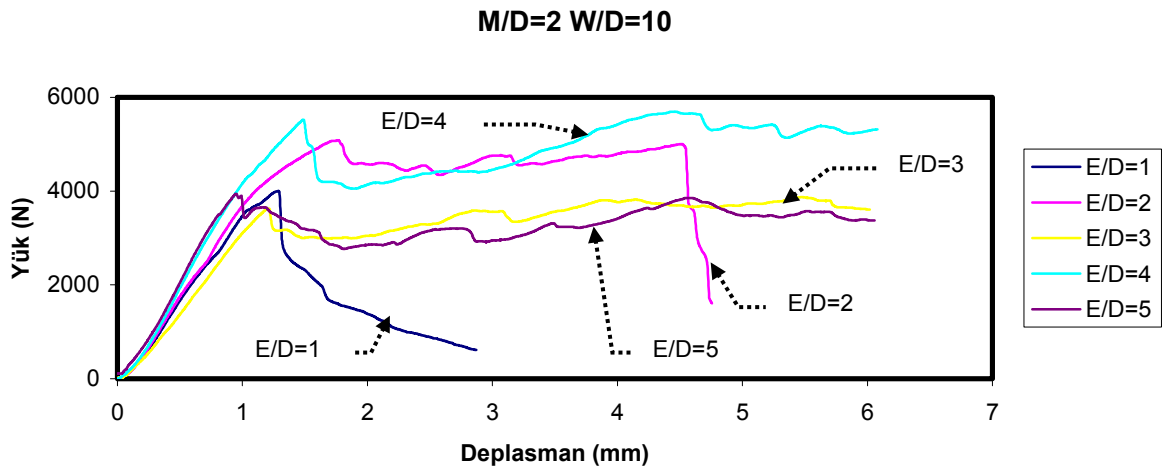
Şekil A.1 $[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=4, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



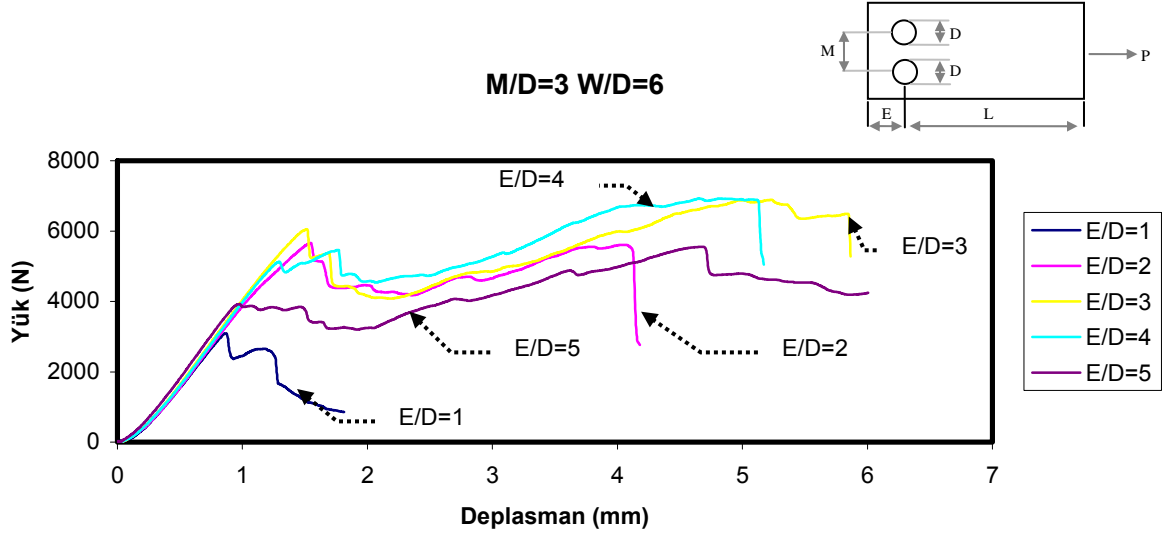
Şekil A.2 $[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=6, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



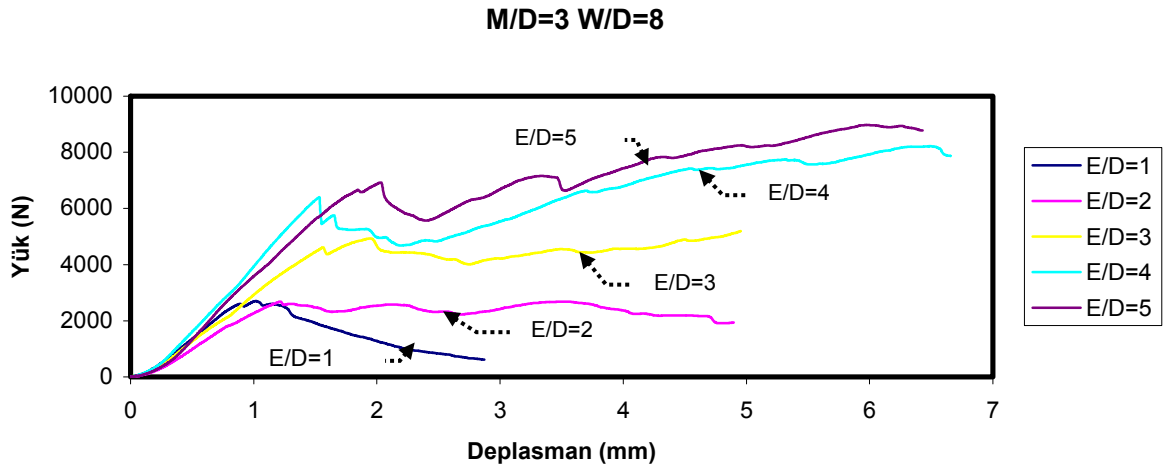
Şekil A.3 $[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



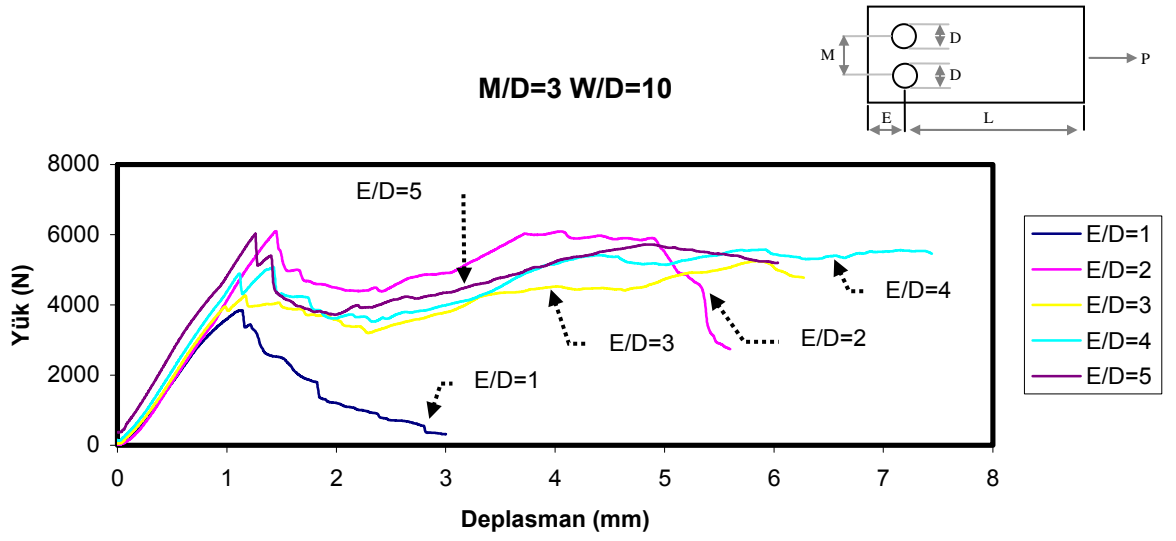
Şekil A.4 $[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=10, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



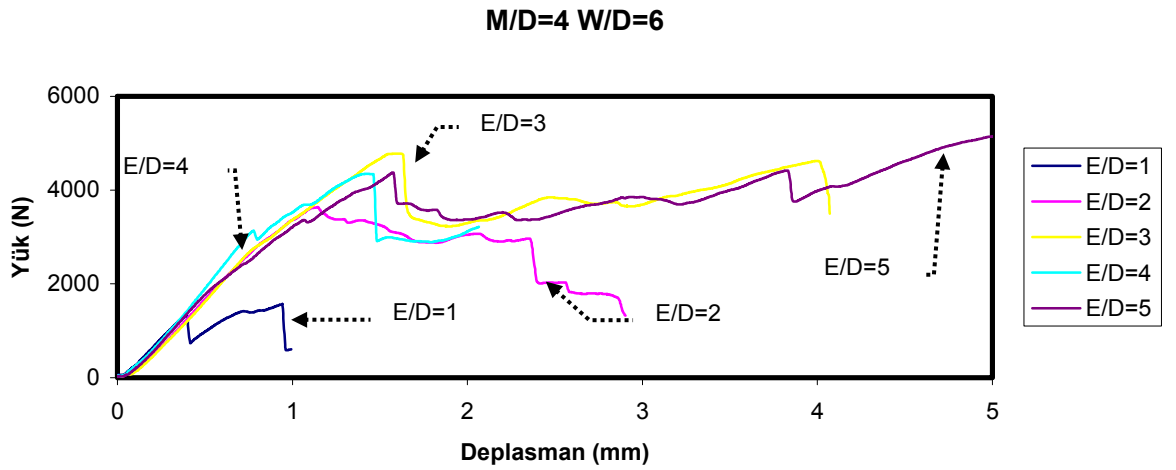
Şekil A.5 $[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=3, W/D=6, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



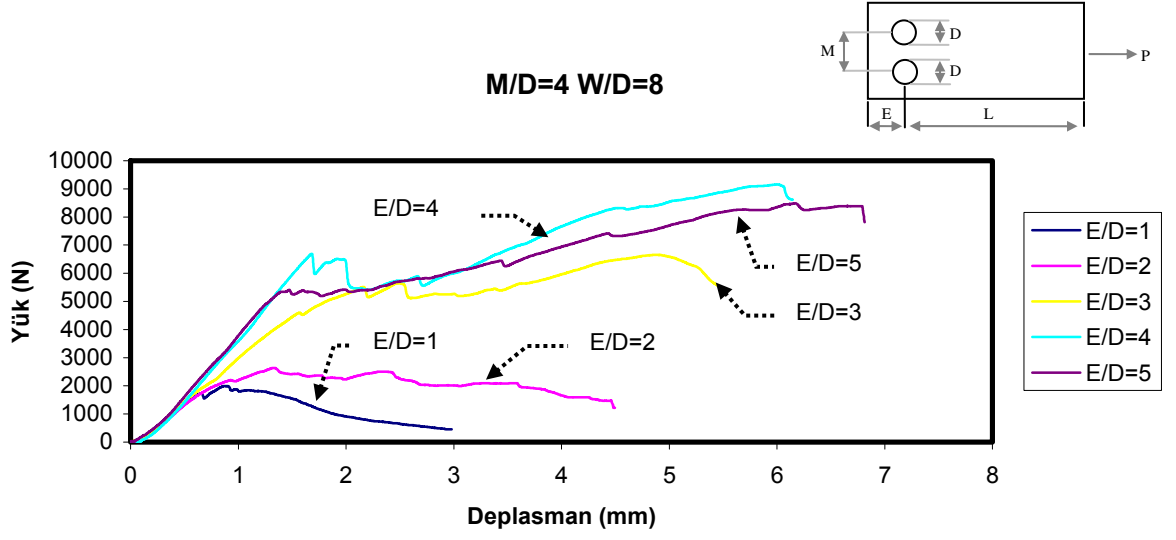
Şekil A.6 $[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=3, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



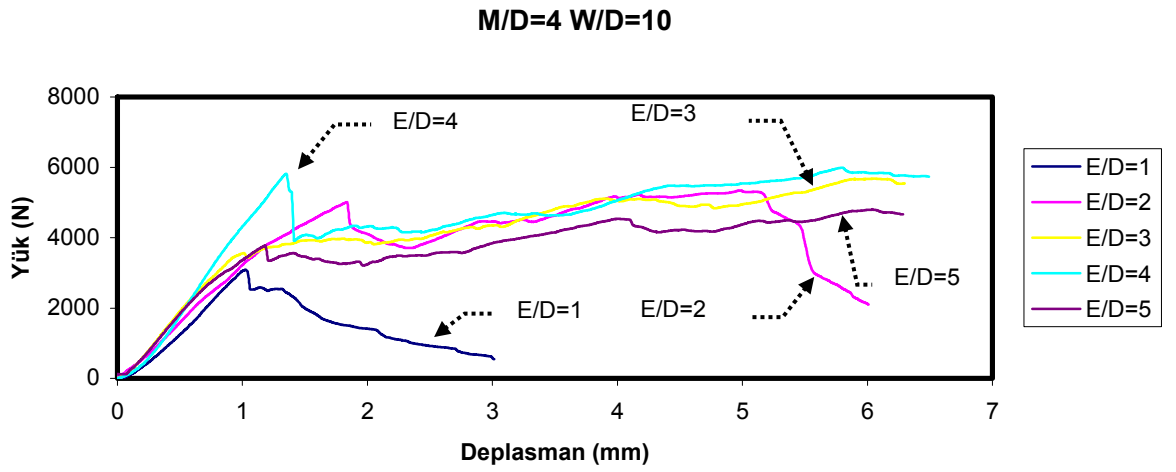
Şekil A.7 $[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=3, W/D=10, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



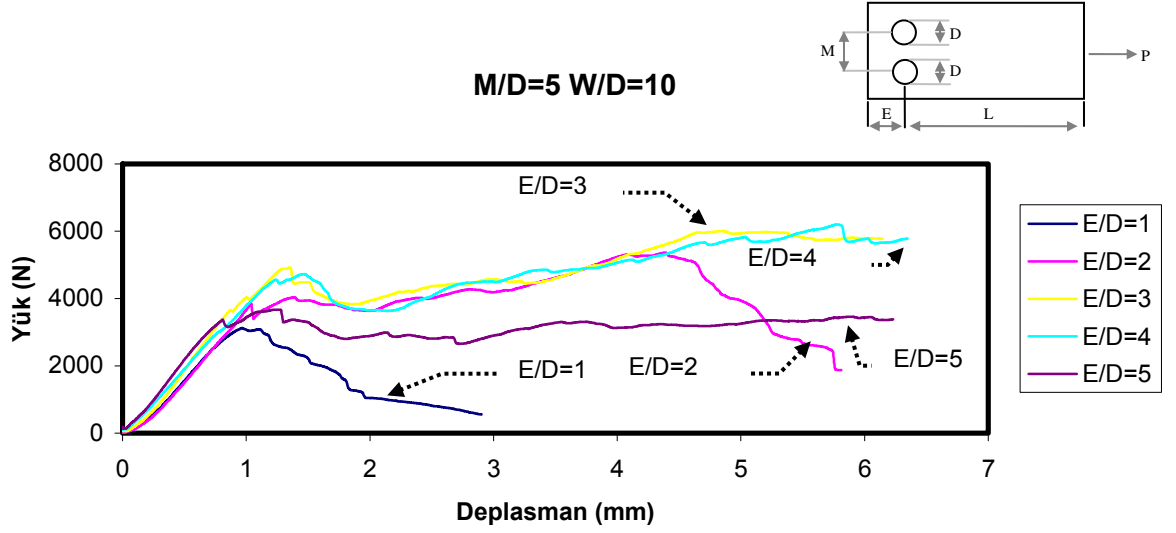
Şekil A.8 $[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=4, W/D=6, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



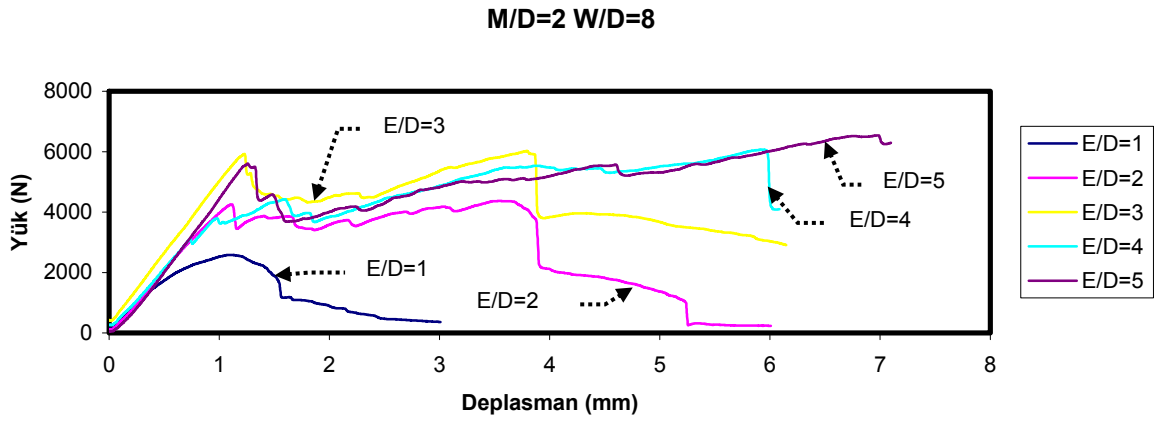
Şekil A.9 $[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=4, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



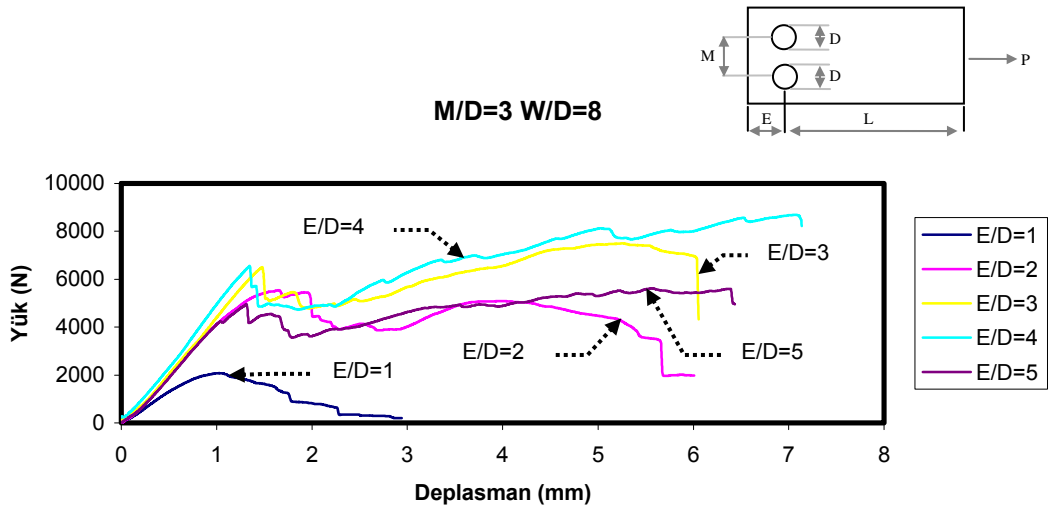
Şekil A.10 $[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=4, W/D=10, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



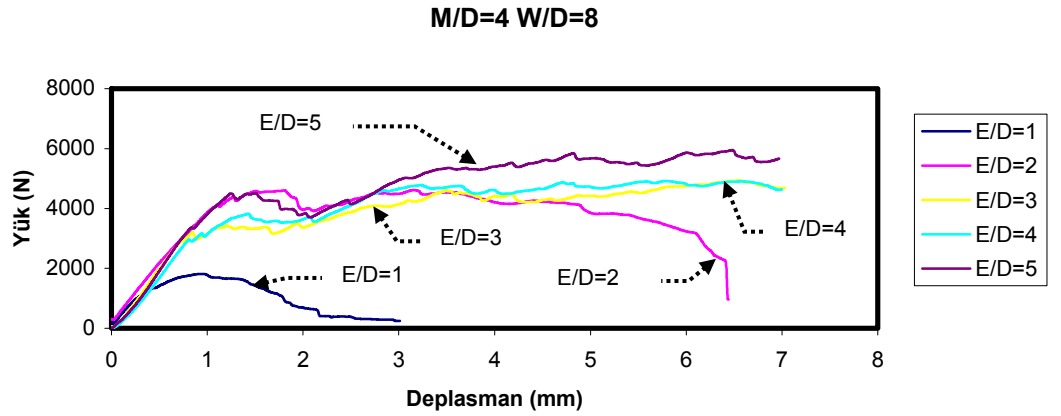
Şekil A.11 $[0_2/45_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=5, W/D=10, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



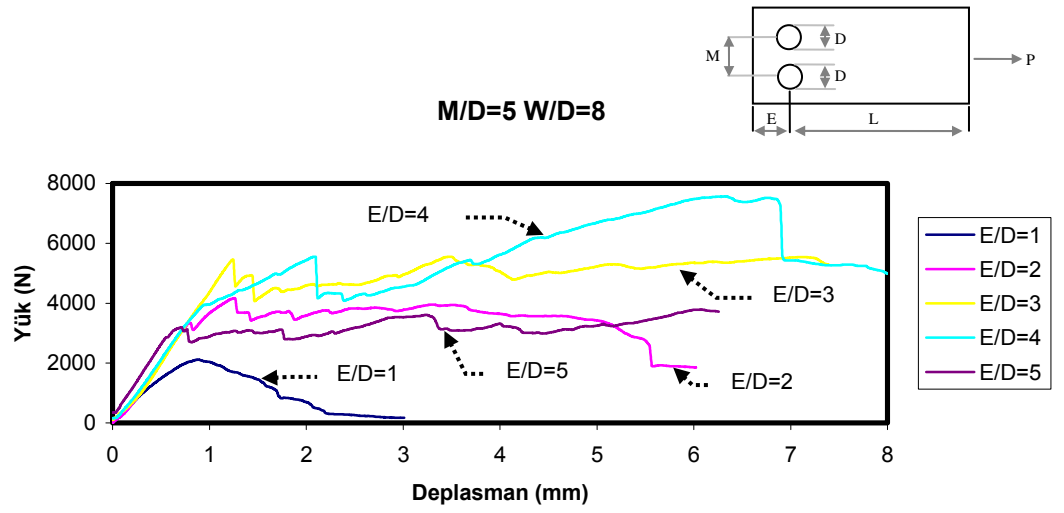
Şekil A.12 $[0]_8$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



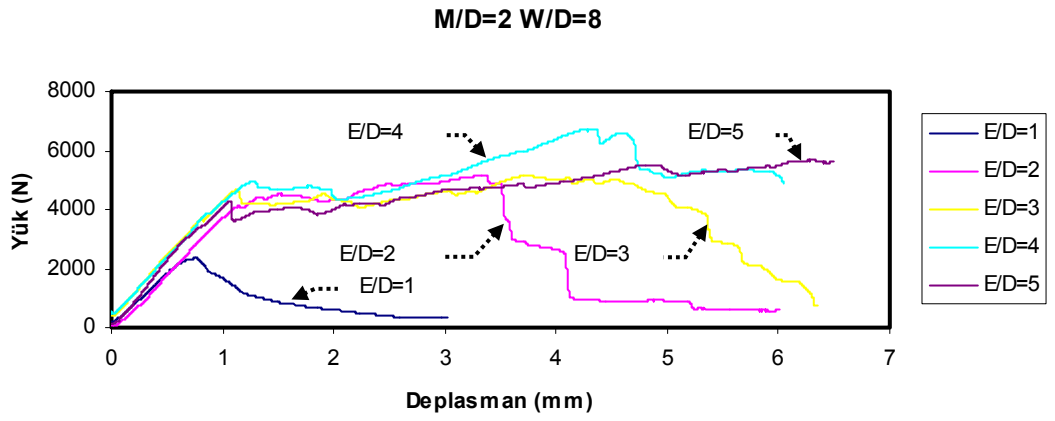
Şekil A.13 $[0]_8$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği ($M/D=3$, $W/D=8$, $E/D=1, 2, 3, 4, 5$)



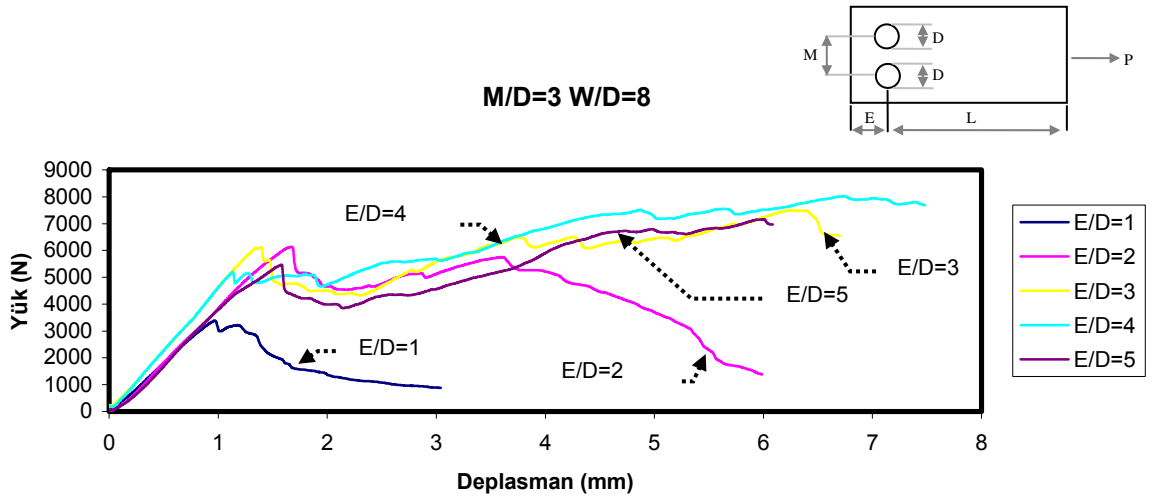
Şekil A.14 $[0]_8$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği ($M/D=4$, $W/D=8$, $E/D=1, 2, 3, 4, 5$)



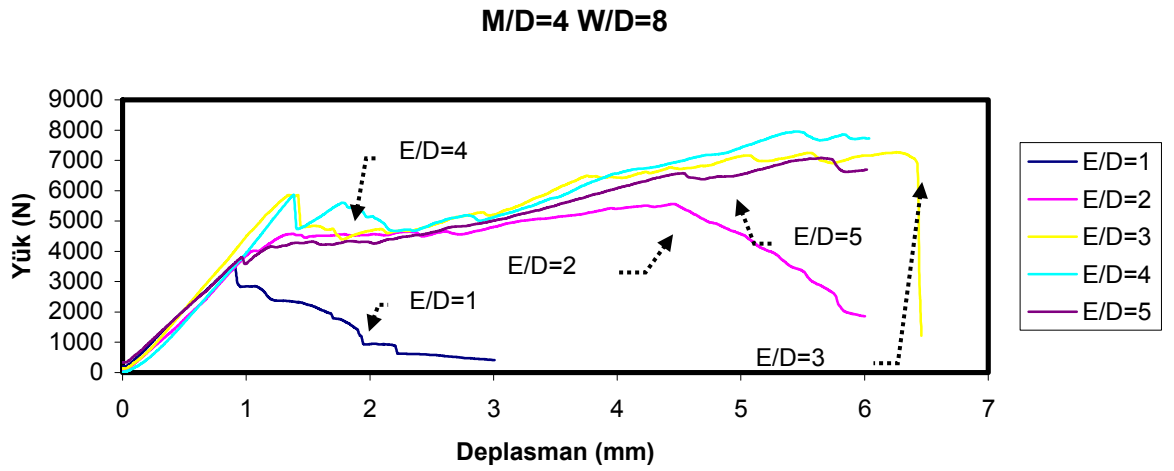
Şekil A.15 $[0]_8$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği ($M/D=5$, $W/D=8$, $E/D=1, 2, 3, 4, 5$)



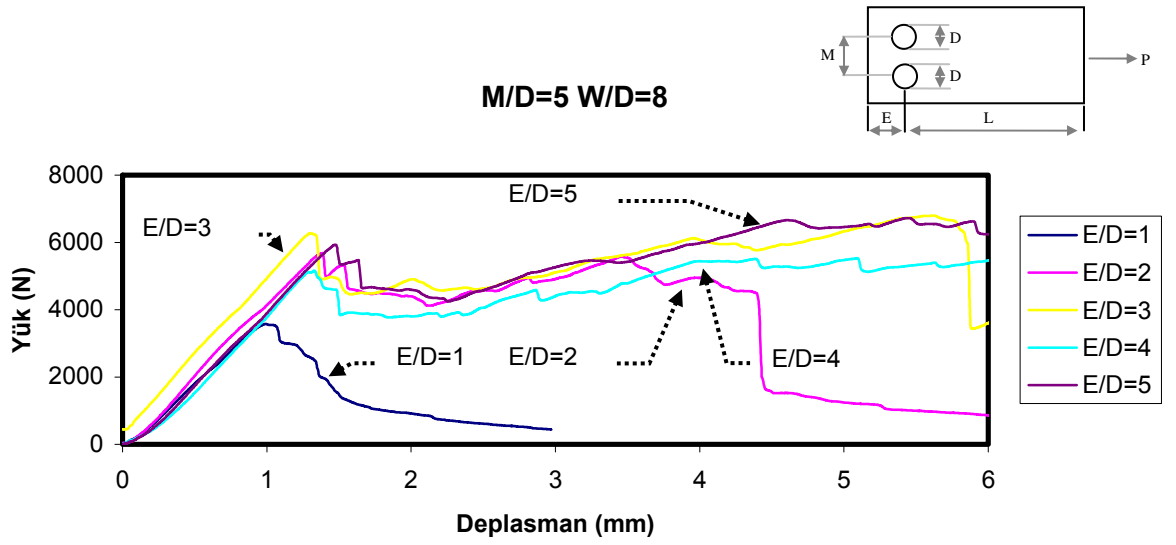
Şekil A.16 $[0_2/30_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği ($M/D=2$, $W/D=8$, $E/D=1, 2, 3, 4, 5$)



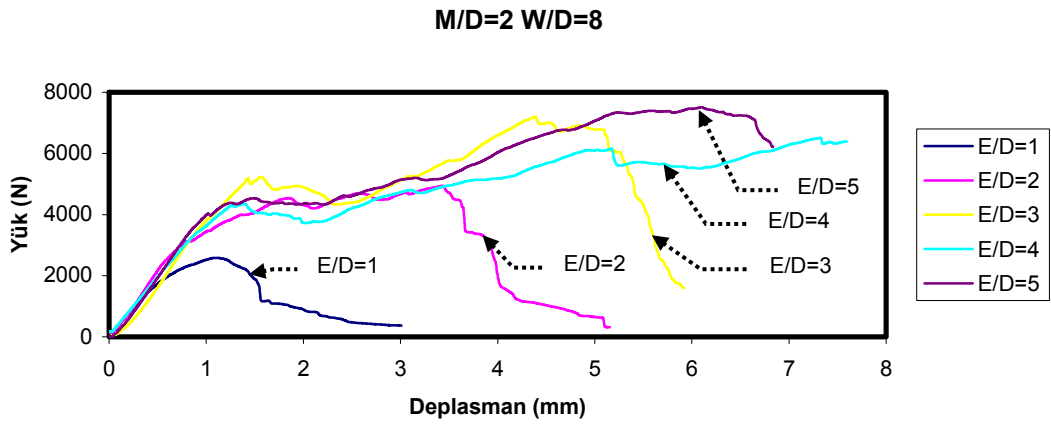
Şekil A.17 $[0_2/30_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=3, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



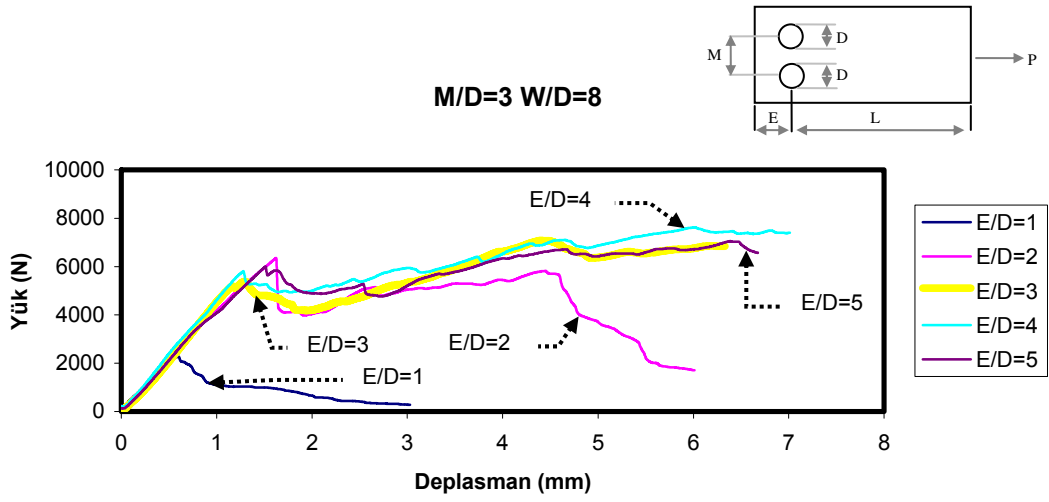
Şekil A.18 $[0_2/30_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=4, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



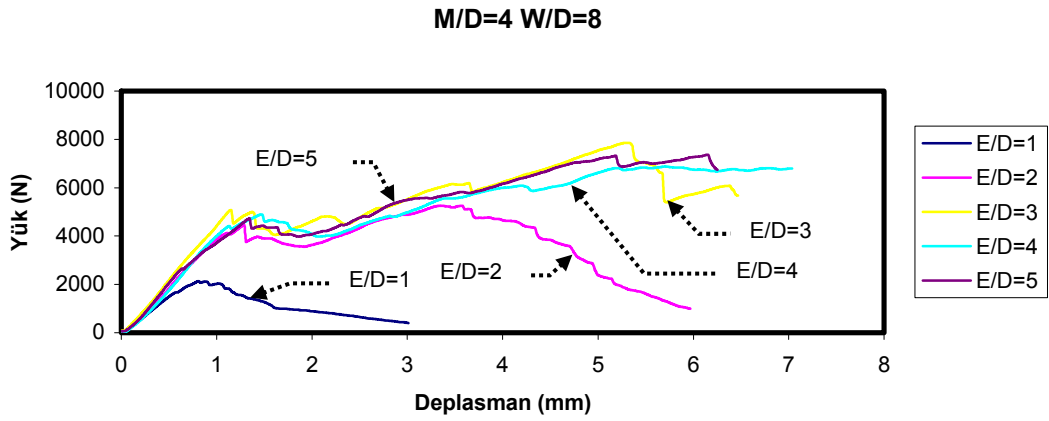
Şekil A.19 $[0_2/30_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=5, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



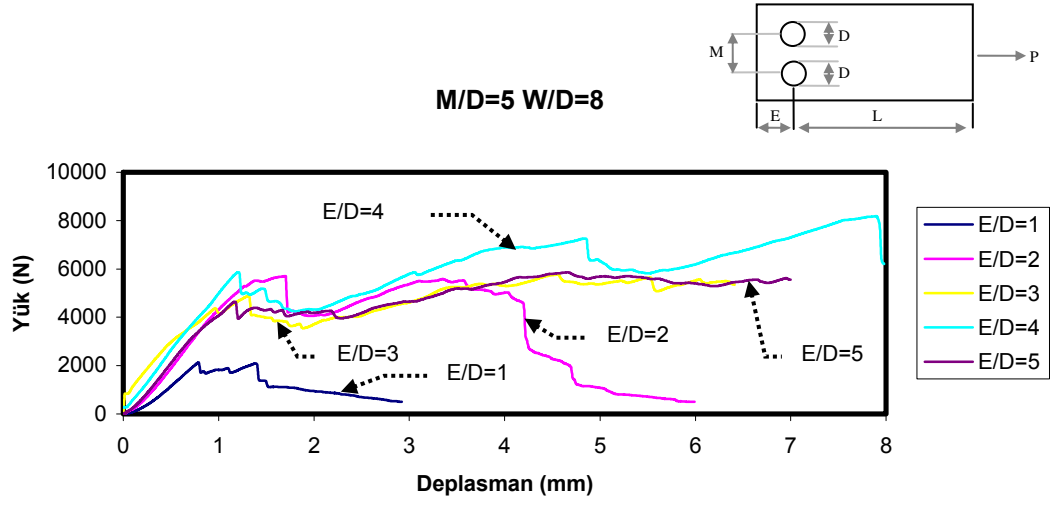
Şekil A.20 $[0_2/60_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=2, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



Şekil A.21 $[0_2/60_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=3, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



Şekil A.22 $[0_2/60_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=5, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)



Şekil A.23 $[0_2/30_2]_s$ Kompozit İçin Yük-Deplasman Grafiği (M/D=5, W/D=8, E/D=1, 2, 3, 4, 5)