

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

**FARKLI KÜR SICAKLIĞI VE SÜRELERİNDE ÜRETİLEN
TABAKALI KOMPOZİT PLAKALARIN PİMLİ/CİVATALI
BAĞLANTILARININ HASAR ANALİZİNİN İNCELENMESİ**

DOKTORA TEZİ

Arzu KORUVATAN

Balıkesir, Eylül – 2008

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

FARKLI KÜR SICAKLIĞI VE SÜRELERİNDE ÜRETİLEN
TABAKALI KOMPOZİT PLAKALARIN PİMLİ/CİVATALI
BAĞLANTILARININ HASAR ANALİZİNİN İNCELENMESİ

DOKTORA TEZİ

Arzu KORUVATAN

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Nurettin ARSLAN (Balıkesir Üniversitesi)

Balıkesir, Eylül - 2008

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

**FARKLI KÜR SICAKLIĞI VE SÜRELERİNDE ÜRETİLEN
TABAKALI KOMPOZİT PLAKALARIN PİMLİ/CİVATALI
BAĞLANTILARININ HASAR ANALİZİNİN İNCELENMESİ**

DOKTORA TEZİ

Arzu KORUVATAN

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Nurettin ARSLAN (Balıkesir Üniversitesi)

Sınav Tarihi : 23 / 09 / 2008

Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Nurettin ARSLAN (Balıkesir Üniversitesi)

Doç.Dr. Reşat ÖZCAN (Uludağ Üniversitesi)

Yrd.Doç.Dr. Ali ORAL (Balıkesir Üniversitesi)

Yrd.Doç.Dr. Alaaddin TOKTAŞ (Balıkesir Üniversitesi)

Yrd.Doç.Dr. Faruk ŞEN (Aksaray Üniversitesi)

Balıkesir, Eylül – 2008

ÖZET

FARKLI KÜR SICAKLIĞI VE SÜRELERİNDE ÜRETİLEN TABAKALI KOMPOZİT PLAKALARIN PİMLİ/CİVATALI BAĞLANTILARININ HASAR ANALİZİNİN İNCELENMESİ

Arzu KORUVATAN

**Balıkesir Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü,
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

(Doktora Tezi / Tez Danışmanı: Prof.Dr. Nurettin ARSLAN)

Balıkesir, Eylül-2008

Bu çalışmada, farklı kür çevrimlerinde üretilen ve farklı geometrik ölçülere sahip cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakaların pim/civata yükü altındaki bağlantı davranışı deneysel ve sayısal yöntemlerle incelenmiştir. Çalışmanın amacı, önyüklemesiz ve çeşitli değerlerde önyükleme momenti uygulanmış pim/civata bağlantılı tabakalı kompozit plakaların bağlantı bölgesindeki gerilme dağılımını incelemek, hasar şekillerini, hasar yüklerini ve yatak mukavemetlerini tespit etmektir. Bu amaçla, kompozit plakaların farklı kür çevrimlerinde üretilmesinin, bağlantı geometrisinin ve önyükleme momentinin, hasar başlangıcı ve yatak mukavemeti üzerindeki etkileri incelenmiştir.

Deneysel çalışmada kullanılan $[0^{\circ}/90^{\circ}]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksi kompozit plakalar dört farklı kür çevriminde (90°C sıcaklıkta ve 1,5 saat sürede, 90°C sıcaklıkta ve 4 saat sürede, 120°C sıcaklıkta ve 1,5 saat sürede, 120°C sıcaklıkta ve 4 saat sürede) üretilmiştir. Bu plakalardan genişliğinin delik

apına oranı (W/D) 2'den 5'e kadar ve kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D) 1'den 5'e kadar değiştirilerek farklı geometrilere sahip numune grupları hazırlanmıştır. Tek yönlü cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri statik yükler altında çekme, basma ve kayma deneyleri yapılarak belirlenmiştir. Deneyler sırasında kompozit malzemeler için ASTM standardına uygun test yöntemleri ve numune ölçüleri kullanılmıştır.

Tabakalı kompozit plakalar hidrolik sıcak preste (ısıl pres) ısıtılarak üretilmiştir. Tabakalı kompozit plakalardaki bağlantıların hasar özelliklerini belirlemek ve sayısal analiz sonuçlarıyla karşılaştırmak için, dört farklı kür çevriminde üretilen tabakalı kompozit plakalardan elde edilen numuneler üzerinde bir dizi deneyler gerçekleştirilmiştir. Deneyler ilk olarak herhangi bir önyükleme momenti uygulanmamış pim bağlantılı kompozit numunelere daha sonra da 1, 2, 3 ve 4 Nm önyükleme momentleri uygulanmış civatalı bağlantılı kompozit numunelere yapılmıştır.

Sayısal analizde ise genel amaçlı bir sonlu eleman paket programı olan LUSAS, Sürüm 14.0 yardımıyla kompozit plakaların üç boyutlu sonlu eleman modeli kullanılarak çözümleme yapılmış ve delik bölgesindeki gerilme dağılımları elde edilmiştir.

DeneySEL çalışmada, yüksek sıcaklık ve yüksek sürede (120 °C sıcaklık ve 4 saat süre) üretilen pimli/civatalı bağlantılı tabakalı kompozit plakaların diğer plakalardan daha yüksek yataklama mukavemetlerine sahip oldukları tespit edilmiştir. Ayrıca deneysel çalışmanın sonuçları ile sayısal analiz sonuçları karşılaştırılmış ve aralarında iyi bir uyum olduğu görülmüştür.

Anahtar Sözcükler: Tabakalı kompozit plakalar / kür çevrimi / yatak mukavemeti / hasar analizi / hasar şekilleri / önyükleme momenti / sonlu elemanlar metodu.

ABSTRACT

FAILURE ANALYSIS OF THE LAMINATED COMPOSITE PLATES WITH PIN/BOLT LOADED JOINTS MANUFACTURED UNDER VARIOUS CURE TEMPERATURES AND PERIODS

Arzu KORUVATAN

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

(Ph.D.Thesis / supervisors: Prof.Dr. Nurettin ARSLAN)

Balıkesir, September-2008

In this study, joint behaviour of pin/bolt loaded glass fibre-epoxy laminated composite plates produced different cure cycles and with different geometric dimensions has been investigated both experimentally and numerically. The aim of study is to determine failure modes, failure loads and bearing strengths and to examine stress distribution in regional connection of laminated composite plates pin/bolt loaded hole under various preload moments. For this purpose, it was carried out to determine the influences of different cure cycles, joint geometry and and preload levels on the failure initiation and bearing strength.

The glass fibre-epoxy laminated composite plates with $[0^{\circ}/90^{\circ}]_s$ ply orientation used in the experimental study were produced by four different cure cycles (90°C temperature and 1,5 h period, 90°C temperature and 4 h period, 120°C temperatures and 1,5 h period, 120°C temperatures and 4 h period). The specimen groups with different dimension ratio, E/D (the edge distance to hole diameter ratio)

and W/D (width to hole diameter) changed from 1 to 5 and 2 to 5, respectively, were prepared from the manufactured plates. The material properties of unidirectional glass fibre/epoxy composite plates were determined under tension, compression and in-plane shear in static loading conditions. During the experiments, ASTM standard experimental techniques and specimen sizes for composite materials were used. The shear characteristics of composite materials were obtained by Iosipescu test apparatus.

The laminated composite plates were produced by a hydraulic heating press machine. A series of experiments were performed under four different cure cycles to investigate the failure characteristic and to compare the numerical results with the experimental results. The tests were realized under without and with pre loading moment conditions, changing between 1 and 4 Nm. for the pin-loaded and bolt jointed laminated plates, respectively.

During the numerical study, the model for failure response of the laminated composite plates was developed and the solution was done by using finite element analysis software called LUSAS Version 14.0 and the stress distributions in hole region were obtained.

In experimental study, the laminated composite plates with pin/bolt loaded manufactured at high level temperatures and high level period (120 °C temperature and 4 h period) were determined with the more high bearing strenghts than the others. In addition, The experimental results are compared with the numerical results and it has been seen that a good agreement between experimental and numerical results.

Keywords: Laminated composite plates / cure cycle / bearing strength / failure analysis / failure modes / preloading moment / finite element method.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	ii
ABSTRACT	iv
İÇİNDEKİLER	vi
ŞEKİL LİSTESİ	x
TABLO LİSTESİ	xv
SEMBOL LİSTESİ	xx
ÖNSÖZ	xxii
1. GİRİŞ	1
1.1 Literatür Araştırması	2
1.2 Bu Çalışmanın Amacı	18
2. KOMPOZİT MALZEMELER	20
2.1 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	22
2.1.1 Elyaf Takviyeli Kompozit Malzemeler	22
2.1.2 Parçacık Takviyeli Kompozit Malzemeler	24
2.1.3 Tabakalı Kompozit Malzemeler	24
2.1.4 Karma (Hibrid) Kompozit Malzemeler	25
2.2 Matriks Malzemeler	25
2.2.1 Epoksi Reçineler	27
2.2.2 Polyester Reçineler	28
2.2.3 Vinilester Reçineler	29
2.2.4 Fenolik Reçineler	29
2.3 Takviye Malzemeleri	31
2.3.1 Cam Elyafı	32
2.3.2 Grafit (Karbon) Elyafı	33
2.3.3 Aramid Elyafı	34
2.4 Kompozit Malzemelerin Üretim Metotları	35

2.4.1	El Yatırması ve Püskürtme Metodu	36
2.4.2	Pres Kalıplama ve Reçine Transfer Metodu	37
2.4.3	Torba Kalıplama Metodu	39
2.4.3.1	Basınçlı Torba Kalıplama	39
2.4.3.2	Vakumlu Torba Kalıplama	40
2.4.3.3	Otoklavda Torba Kalıplama	41
2.5	Elyaf Takviyeli Tabakalı Kompozit Malzemelerin Kür Prosesi	42
2.5.1	Kür Çevrimleri	43
3.	KOMPOZİT YAPILARDAKİ BAĞLANTILAR	44
3.1	Mekanik Bağlantılarla Yapıştırarak Yapılan Bağlantıların Karşılaştırılması	46
3.2	Kompozit Yapılardaki Mekanik Bağlantıların Tasarımı	48
4.	KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞI	53
4.1	Bir Kompozit Tabakanın Makromekanik Davranışı	54
4.1.1	Ortotropik Bir Malzemenin Gerilme-Şekil Değiştirme İlişkileri	55
4.1.2	Ortotropik Bir Malzemenin Düzlemsel Gerilme Durumu İçin Gerilme – Şekil Değiştirme İlişkileri	58
4.1.3	Ortotropik Bir Malzemenin Keyfi Yönlerde Seçilmiş Eksenlerdeki Gerilme – Şekil Değiştirme İlişkileri	60
4.2	Tabakalı Kompozit Levhanın Makromekanik Davranışı	63
4.2.1	Tabakalı Kompozit Malzemelerin İstiflenme Geometrisi	64
4.2.2	Klasik Laminasyon Teorisi	65
4.2.3	Tek Bir Tabakanın Gerilme-Şekil Değiştirme İlişkisi	66
4.2.4	Çok Tabakalı Kompozit Bir Levhada Gerilme-Şekil Değiştirme İlişkisi	66
4.3	Bileşik Tabakaya Etkiyen Bileşke Kuvvet ve Momentler	70
4.4	Simetrik Kompozit Levhalar	74
4.4.1	Çok Katlı Özel Ortotropik Tabakalı Simetrik Levhalar	76
4.4.2	Çok Katlı Genel Ortotropik Tabakalı Simetrik Levhalar	78
5.	KOMPOZİT MALZEMELERİN HASAR ANALİZLERİ	79
5.1	Makromekaniksel Hasar Teorileri	82
5.1.1	Maksimum Gerilme Teorisi	84
5.1.2	Maksimum Şekil Değiştirme Teorisi	85
5.1.3	Tsai-Hill Teorisi	87

5.1.4	Hoffman Teorisi	91
5.1.5	Tsai-Wu Teorisi	92
5.1.6	Hashin Teorisi	94
6.	TEMEL MALZEME ÖZELLİKLERİNİN BELİRLENMESİ	97
6.1	Tabakalı Kompozit Malzemenin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi	98
6.1.1	Tabakalı Kompozit Malzemenin Çekme Özelliklerinin Belirlenmesi	100
6.1.2	Tabakalı Kompozit Malzemenin Basınç Özelliklerinin Belirlenmesi	103
6.1.3	Tabakalı Kompozit Malzemenin Kayma Özelliklerinin Belirlenmesi	105
7.	DENEYSEL ÇALIŞMA	111
7.1	Problemin Tanımı	111
7.2	Malzeme Temini ve Tabakalı Kompozit Plakaların Üretimi	112
7.3	Mekanik Özelliklerin Belirlenmesi	117
7.4	Tabakalı Kompozit Numunelerin Hazırlanması ve Test Yöntemi	119
7.5	Deneysel Çalışmanın Sonuçları	123
7.5.1	90°C – 1,5 Saat Kür Uygulanan Tabakalı Kompozit Plakaların Analizi	124
7.5.2	90°C – 4 Saat Kür Uygulanan Tabakalı Kompozit Plakaların Analizi	128
7.5.3	120°C – 1,5 Saat Kür Uygulanan Tabakalı Kompozit Plakaların Analizi	132
7.5.4	120°C – 4 Saat Kür Uygulanan Tabakalı Kompozit Plakaların Analizi	136
8.	SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE ÇÖZÜMLEME	140
8.1	Sonlu Elemanlar Analizi	140
8.2	Pim/Cıvata Bağlantılı Tabakalı Kompozit Plakanın Sonlu Eleman Modeli	141
8.2.1	Problemin Modellenmesi ve Sınır Şartları	142
8.2.2	Önyüklemesiz Pim Bağlantılı Tabakalı Kompozit Plakanın Sonlu Eleman Modelinin Oluşturulması ve Analizi	143
8.2.3	Önyüklemeli Cıvata Bağlantılı Tabakalı Kompozit Plakanın Sonlu Eleman Modelinin Oluşturulması ve Analizi	145
9.	SONUÇLAR VE TARTIŞMA	150
9.1	Hasar şekilleri	150
9.2	Yük-Yerdeğiştirme Eğrileri	151
9.3	Maksimum Hasar Yükleri	171
9.4	Yataklama Mukavemetleri	173
9.5	Bağlantı Geometrisinin Yatak Mukavemetine Etkisi	176
9.6	Önyükleme Momentinin Etkisi	176

9.7	Farklı Kür Sıcaklığı ve Sürelerinin Etkisi	177
9.8	DeneySEL Çalışma ile Sayısal Çalışmanın Karşılaştırılması	182
9.9	Sonuç ve Tartışma	177
	KAYNAKLAR	184

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil		
<u>Numarası</u>	<u>Adı</u>	<u>Sayfa</u>
Şekil 2.1	Kompozit malzemelerin sınıflandırılması	21
Şekil 2.2	El yatırması metodu	35
Şekil 2.3	Püskürtme metodu	36
Şekil 2.4	Pres kalıplama metodu	37
Şekil 2.5	Reçine transfer metodu	38
Şekil 2.6	Basınçlı torba kalıplama metodu	39
Şekil 2.7	Vakumlu torba kalıplama metodu	40
Şekil 2.8	Otoklavda torba kalıplama metodu	41
Şekil 2.9	Tipik bir kür çevrimi	43
Şekil 2.10	Modifiye edilmiş tipik bir kür çevrimi	43
Şekil 3.1	Kompozit yapılardaki yapıştırarak yapılan bağlantılar	45
Şekil 3.2	Kompozit yapılardaki mekanik bağlantılar	45
Şekil 3.3	Kompozit yapılardaki mekanik-yapıştırma bağlantılar	46
Şekil 3.4	Kompozit yapılardaki mekanik bağlantıların hasar şekilleri	49
Şekil 3.5	[0°/±45°] Karbon elyaf takviyeli kompozit levhalardaki cıvatalı bağlantıların hasar şekilleri üzerine elyaf oryantasyonunun etkisi	50
Şekil 4.1	Elyaf takviyeli kompozit yapıların uygun analiz yöntemlerinin şematik gösterimi	54
Şekil 4.2	Bir kompozit tabakanın gerçek ve model şematik gösterimi	55
Şekil 4.3	Tek yönlü sürekli elyaf takviyeli kompozit tabaka için temel malzeme yönleri	57
Şekil 4.4	Düzlemsel gerilme durumundaki ortotropik bir tabaka	59
Şekil 4.5	Genel ve malzeme koordinat sistemli tek yönlü elyaf	

	takviyeli kompozit tabaka	61
Şekil 4.6	Farklı elyaf açılı tabakalardan oluşan tabakalı kompozit levhanın şematik görünüşü	64
Şekil 4.7	Kirchoff varsayımları altında bir levhanın bir kenarının deforme olmamış ve olmuş geometrileri	67
Şekil 4.8	Bileşik tabakadaki kuvvet ve moment bileşkeleri	71
Şekil 4.9	N tabakadan oluşan bileşik tabaka geometrisi	72
Şekil 4.10	k ve k' benzer tabakalı simetrik tabakalı kompozit levha	75
Şekil 4.11	Üç katlı düzgün simetrik artı konumlu tabakalı kompozitin şematik görünüşü	77
Şekil 4.12	Üç katlı düzgün simetrik açısal konumlu tabakalı kompozitin şematik görünüşü	78
Şekil 5.1	Kompozit tabakanın mukavemet analizi için gerekli maksimum mukavemet ve birim uzamalar	81
Şekil 5.2	Tek eksenli eksen dışı yükleme	83
Şekil 5.3	Tsai-Hill hasar kriteri	90
Şekil 6.1	Tek yönlü elyaf takviyeli kompozit tabakanın temel mukavemetleri	98
Şekil 6.2	Boyuna çekme test numunesinin geometrik ölçüleri	100
Şekil 6.3	Kompozit numunelerin Young modüllerinin (E_1 , E_2) ve Poisson oranlarının (ν_{12} , ν_{21}) deneysel olarak bulunması	101
Şekil 6.4	1- yönünde tek eksenli yükleme	102
Şekil 6.5	Enine çekme test numunesinin geometrik ölçüleri	102
Şekil 6.6	2- yönünde tek eksenli yükleme	103
Şekil 6.7	Basınç testi aparatının şematik resmi	104
Şekil 6.8	Kompozit malzemenin basma mukavemetinin deneysel olarak bulunması	105
Şekil 6.9	Iosipescu kayma testi aparatı	106
Şekil 6.10	Iosipescu kayma testi yükleme şeklinin şematik gösterimi, kayma ve moment diyagramları	107
Şekil 6.11	Iosipescu kayma numunesinin ölçüleri	108
Şekil 6.12	45° çekme yükü altındaki numune geometrisi ve ölçüleri	109
Şekil 6.13	1- yönünde 45° açıda tek eksenli yükleme	109

Şekil 7.1	Pim bağlantılı tabakalı kompozit plakanın geometrisi	111
Şekil 7.2	Kompozit plakaların üretimlerinde kullanılan kalıbın	112
Şekil 7.3	Polivaks ve Polivaks EKO sıvı kalıp ayırıcının kalıp üzerine uygulanması	113
Şekil 7.4	Fırça yardımıyla cam elyafa reçine emdirilmesi	114
Şekil 7.5	Reçine emdirilmiş cam elyaftan rulo yardımıyla hava kabarcıklarının dışarı atılması	114
Şekil 7.6	Hidrolik pres	115
Şekil 7.7	Vakum haznesi	116
Şekil 7.8	Ön yükleme momenti uygulanmamış pim bağlantılı test numunesi ($M=0$)	121
Şekil 7.9	Ön yükleme momenti uygulanmış cıvata bağlantılı test numunesi ($M=1, 2, 3$ ve 4 Nm)	122
Şekil 7.10	Ön yükleme momenti uygulanan cıvata bağlantılı tabakalı kompozit numunelerin 1114 Instron çekme cihazında çekme deneyinin yapılışı	123
Şekil 8.1	3-boyutlu tabakalı izoparametrik sonlu eleman modeli	142
Şekil 8.2	Pim bağlantılı tabakalı kompozit plakanın yarım modeli	143
Şekil 8.3	3-boyutlu sonlu eleman modelin Silindirik Lokal Koordinat Sistemi ile sınır şartının gösterimi	144
Şekil 8.4	Silindirik koordinatlı 3-boyutlu sonlu eleman modelin gösterimi	144
Şekil 8.5	Pimli modelin yükleme durumları	145
Şekil 8.6	Önyüklemeye momentinin uygulanması için modelde oluşturulan rondela alanı	146
Şekil 8.7	Rondela alanı oluşturulan ve elemanlara ayrılan 3-boyutlu sonlu eleman modeli	146
Şekil 8.8	Model üzerine sürtünme kuvvetlerinin ve basıncın uygulamasının gösterimi	147
Şekil 8.9	Uygulanan sürtünme kuvveti ve basıncın hesaplanması	149
Şekil 9.1	Testleri yapılan bazı numunelerin hasar şekillerinin resimleri	150
Şekil 9.2	Kopma hasar şeklinin yük-yerdeğiştirme grafiği	151

Şekil 9.3	Yırtılma hasar şeklinin yük-yerdeğiştirme grafiği	151
Şekil 9.4	Yataklama hasar şeklinin yük-yerdeğiştirme grafiği	152
Şekil 9.5	90°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (W/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri	153
Şekil 9.6	90°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (W/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri	155
Şekil 9.7	120°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (W/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri	157
Şekil 9.8	120°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (W/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri	159
Şekil 9.9	90°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (E/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri	161
Şekil 9.10	90°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (E/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri	163
Şekil 9.11	120°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (E/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri	166
Şekil 9.12	120°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (E/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme	

	grafikleri	168
Şekil 9.13	Test edilen bazı kompozit numunelerin (E/D) oranına bağlı olarak maksimum hasar yükleri	173
Şekil 9.14	[0°//90° _s kompozit numunelerin maksimum hasar yükleri	174
Şekil 9.15	Test edilen bazı kompozit numunelerin kür sıcaklığı ve sürelerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri	175
Şekil 9.16	Test edilen bazı kompozit plakaların önyükleme momentine bağlı olarak maksimum hasar yükleri	177
Şekil 9.17	Test edilen bazı kompozit plakaların (E/D) oranına bağlı olarak yataklama mukavemetleri	178
Şekil 9.18	Test edilen bazı kompozit plakaların kür sıcaklığı ve sürelerine bağlı olarak yataklama mukavemetleri	180

TABLO LİSTESİ

Tablo		
<u>Numarası</u>	<u>Adı</u>	<u>Sayfa</u>
Tablo 3.1	Mekanik bağlantılarla yapıştırarak yapılan bağlantıların avantaj ve dezavantajlarının karşılaştırılması	47
Tablo 6.1	Kompozit numunelerinin geometrileri ve ASTM test metotları	99
Tablo 7.1	90°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan [0°] ₄ tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri	117
Tablo 7.2	90°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan [0°] ₄ tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri	118
Tablo 7.3	120°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan [0°] ₄ tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksitabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri	118
Tablo 7.4	120°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan [0°] ₄ tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri	119
Tablo 7.5	[0°/90°] _s tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf –epoksi tabakalı kompozit numunelerin kür sıcaklığı ve süreleri ile geometrik parametreleri	120
Tablo 7.6	90°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _s tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak hasar şekilleri	124
Tablo 7.7	90°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _s tabaka	

	oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak maksimum hasar yükleri	125
Tablo 7.8	90°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak yatak mukavemetleri	126
Şekil 7.9	90°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak hasar şekilleri	127
Şekil 7.10	90°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri	127
Şekil 7.11	90°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak yataklama mukavemetleri	127
Tablo 7.12	90°C – 4 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka Oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak hasar şekilleri	128
Tablo 7.13	90°C – 4 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak maksimum hasar yükleri	129
Tablo 7.14	90°C – 4 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka Oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak yatak mukavemetleri	130
Şekil 7.15	90°C – 4 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve	

	M=1, 2, 4 Nm önyüklemeye momentlerine bağlı olarak hasar şekilleri	131
Şekil 7.16	90°C – 4 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyüklemeye momentlerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri	131
Şekil 7.17	90°C – 4 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyüklemeye momentlerine bağlı olarak yataklama mukavemetleri	131
Tablo 7.18	120°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyüklemeye momentine bağlı olarak hasar şekilleri	132
Tablo 7.19	120°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyüklemeye momentine bağlı olarak maksimum hasar yükleri	133
Tablo 7.20	120°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyüklemeye momentine bağlı olarak yatak mukavemetleri	134
Tablo 7.21	120°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyüklemeye momentlerine bağlı olarak hasar şekilleri	135
Tablo7.22	120°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyüklemeye momentlerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri	135
Tablo 7.23	120°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°] _S tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyüklemeye momentlerine bağlı olarak	

	yataklama mukavemetleri	135
Tablo 7.24	120°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak hasar şekilleri	136
Tablo 7.25	120°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak maksimum hasar yükleri	137
Tablo 7.26	120°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak yatak mukavemetleri	138
Tablo 7.27	120°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak hasar şekilleri	139
Tablo 7.28	120°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri	139
Tablo 7.29	120°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak yataklama mukavemetleri	139
Tablo 9.1	90°C - 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin hasar şekilleri	180
Tablo 9.2	90°C - 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin maksimum hasar yükleri	180
Tablo 9.3	90°C - 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin yataklama	

	mukavemetleri	180
Tablo 9.4	90°C - 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin hasar şekilleri	181
Tablo 9.5	90°C - 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin maksimum hasar yükleri	181
Tablo 9.6	90°C - 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin yataklama mukavemetleri	181
Tablo 9.7	120°C -1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin hasar şekilleri	182
Tablo 9.8	120°C -1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin hasar yükleri	182
Tablo 9.9	120°C -1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin yataklama mukavemetleri	182
Tablo 9.10	120°C - 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin hasar şekilleri	183
Tablo 9.11	120°C - 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin hasar yükleri	183
Tablo 9.12	120°C - 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numunelerin yataklama mukavemetleri	183

SEMBOL LİSTESİ

θ	Çevresel koordinat yönü
β	x-yönündeki tabakalı kompozit plakanın orta yüzeyinin eğimi
$(\sigma_k)_{\max}$	Kopma hasar mukavemeti
$(\tau_y)_{\max}$	Yırtılma hasar mukavemeti
$(\sigma_y)_{\max}$	Yataklama hasar mukavemeti
ε_{ij}	Birim şekil değiştirme
σ_{ij}	Normal gerilme
ν_{ij}	Poisson oranı
τ_{ij}	Kayma gerilmesi
γ_{ij}	Kaymadaki birim şekil değiştirme
ε_{ij}°	Orta yüzey birim şekil değiştirme
$[B_e]$	Eğilme için uzama yer değiştirme dönüşüm matrisi
$[D_e]$	Malzeme matrisinin eğilme parçaları
$[K_e]$	Eğilme rijitlik matrisi
$[\bar{Q}]_{ij}$	Kısaltılmış rijitlik matrisi
$[Q_{ij}]$	Elastik matrisin tersi
$[C_{ij}]$	Rijitlik matrisi
$[S_{ij}]$	Elastik matrisi
A_{ij}	Uzamayla ilgili rijitlik
B_{ij}	Birleştirme rijitlikleri
D	Delik çapı
D_{ij}	Eğilme rijitliği
E	Kenar mesafesi
E_{ij}	Malzeme yönlerindeki elastik modül
G_{ij}	Kayma modülü
K_{ij}	Orta yüzey eğrilik dereceleri
L	Numune boyu
M_{ij}	Momentler

N_i	Şekil fonksiyonu
N_{ij}	Kuvvetler
P	Yük
P_{max}	Maksimum hasar yükü
S	Tabaka kayma mukavemeti
t	Numune kalınlığı
u, v, w	Yer değiştirme bileşenleri
U_e	Eğilmenin uzama enerjisi
V	Dış kuvvetlerin potansiyel enerjisi
W	Numune genişliği
X_b	Tabakalı kompozit malzemenin boyuna basınç mukavemeti
$X_ç$	Tabakalı kompozit malzemenin boyuna çekme mukavemeti
Y_b	Tabakalı kompozit malzemenin enine basınç mukavemeti
$Y_ç$	Tabakalı kompozit malzemenin enine çekme mukavemeti

ÖNSÖZ

Tez çalışmam süresince bilgi ve tecrübesi ile desteğini esirgemeyen çok değerli hocam Sayın Prof. Dr. Onur SAYMAN'a ve değerli görüş ve önerilerini aldığım hocam Sayın Prof. Dr. Nurettin ARSLAN'a en içten teşekkürlerimi sunarım. Çalışmanın deneysel aşamasında, büyük bir özveri göstererek bana yardımcı olan Arş. Grv. Semih BENLİ'ye, Arş. Grv. Akın ATAŞ'a ve tavsiyelerinden dolayı Yrd.Doç.Dr. Faruk ŞEN'e ayrı ayrı teşekkür ederim.

Kompozit plakaların üretiminde kullanılan cam elyaf, epoksi reçine teminindeki katkılarından dolayı Fibroteks Dokuma San. ve Tic. A.Ş., Cam Elyaf A.Ş. ve Poliya A.Ş. yetkililerine, çalışma süresince değerli bilgilerine başvurduğum Cam Elyaf A.Ş. yurt içi satış müdürü Sayın Hakan KUŞ'a, ve Feza Ticaret A.Ş. kimya mühendisi Sayın Dönsel KAYAN'a ayrıca teşekkür ederim. Kompozit plakaların üretimindeki katkılarından dolayı Murat EROĞLU, Rahmi AKIN ve İzoreel San. ve Tic. Ltd. Şti. personeline, kompozit plakaların üretimleri için gerekli kalıpların hazırlanmasında yardımcı olan Balıkesir Anadolu Merkez Endüstri Meslek Lisesi Makine Bölümü Torna-Tesviye Şefi Hüseyin ŞAYAN hocaya ve Balıkesir 6. ncı Bakım Merkezi Komutanlığı'nda görevli Müh.Yzb. Hakan YAĞLI'ya ayrı ayrı teşekkürlerimi sunarım.

Deneyleri yapabilmemiz için bize laboratuvarlarını açan Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölüm Başkanlığı'na ve yardımlarına ihtiyaç duyduğum her konuda desteklerini esirgemeyen Kara Harp Okulu'ndaki çalışma arkadaşlarıma teşekkür ederim. Son olarak çalışmalarım esnasında maddi ve manevi olarak sürekli destek olan çok değerli eşim Dr.Öğ.Yzb. Tuncer KORUVATAN'a ve aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Balıkesir, 2008 Arzu KORUVATAN

1. GİRİŞ

Günümüzde metaller gibi klasik malzemelerin birçok özelliği gelişen teknolojinin ihtiyaçları için yeterli olmayınca, daha üstün özelliklere sahip kompozit malzemelerin üretimine başlanmasıyla bu konuda hızlı bir gelişme sürecine girilmiştir. Kompozit malzemelerin yüksek mukavemet/ağırlık ve rijitlik/ağırlık oranları geleneksel metal malzemelerin yerine daha hafif yapıların geliştirilmesine kolaylık sağlamıştır. Oldukça dinamik bir yapıya sahip ve sürekli değişim içinde olan kompozit malzemeler maliyetlerinin düşürülmesi, verimliliğinin artırılmasıyla taşımacılık, inşaat malzemeleri, havacılık, uzay ve savunma sanayi gibi birçok alanda yaygın olarak kullanılmaktadır. Güvenlik ve dayanımın önemli olduğu bu uygulamalarda kompozit parçaların metal veya kompozit yapılara emniyetli bir şekilde bağlanması gerektiğinden daha çok mekanik bağlantılar tercih edilmektedir [1].

Mekanik bağlantılar, kompozit yapılardaki parçalar arasında yük transferinde başlıca yöntemlerden biridir. Bununla birlikte mekanik bağlantılar kompozit yapılarda kopma, yırtılma ve yataklama hasar şekillerine yol açan yüksek gerilme dağılımlarının da temel kaynağıdır. Yapının artan ağırlık etkisi altında yük taşıma devamlılığını sağlamak için her bir bağlayıcı tarafından artarak yük taşınır ve bağlantı bölgesinde meydana gelen gerilme, hasarın olasılığını giderek artırır. Bu nedenle, mekanik bağlantılarda delik etrafında oluşan gerilmeler bağlantı tasarımı için kritiktir. Kompozit levha ve bağlantı arasındaki temastan dolayı oluşan gerilmeler, pim bağlantılı deliklerin analizlerini çekmesiz deliklerden çok daha karışık hale getirir. Mekanik bağlantıların neden olduğu gerilmeler, levha ve bağlayıcı arasındaki sürtünmeye, bağlayıcı esnekliğine, bağlayıcı-delik boşluğuna, malzemenin izotropik olmayışına, yükleme durumlarına ve bağlantı geometrisine son derece bağlıdır. Kompozit yapı tasarımında mekanik bağlantıların bağlayıcı delik

etrafındaki gerilme dağılımının ve hasarın doğru tahmini, güvenilir mukavemet değerlendirmesi için büyük önem arz eder [1].

1.1 Literatür Araştırması

Literatüre baktığımızda, elyaf takviyeli kompozit yapılardaki mekanik bağlantıların davranışı üzerine yapılan çalışmaların birçoğu elyaf tipi ve şekli, matris tipi, malzeme özellikleri, bağlantı geometrisi, bağlayıcı tipi, yükleme şekli gibi tasarım parametrelerinin bağlantı hasar mukavemetlerine ve hasar şekillerine etkileri ile ilgilidir. Çoğu araştırmacı, bağlantı davranışı üzerine yaptıkları deneysel çalışmaların sonuçlarıyla sayısal ve analitik çözümlerinin sonuçlarını karşılaştırarak değerlendirmeler yapmışlardır. Camanho ve Matthews elyaf takviyeli kompozit levhalardaki mekanik bağlantıların gerilme ve mukavemet tahminleri üzerine yapılan çalışmaları inceleyip, bağlantı geometrisinin, elyaf oryantasyonunun, tabaka oryantasyonunun ve kalınlık nedeniyle rondela baskı kuvvetinin bağlantı davranışına etkilerinin deneysel, sayısal ve analitik analizlerin bir değerlendirmesini yapmışlardır. Araştırmacılar, elyaf takviyeli kompozit levhalardaki mekanik bağlantıların hasar tahmininde sayısal ve analitik analizlerden önce deneysel analizin yapılması gerektiğini vurgulamışlar ve yapılan deneysel çalışmalarda genel prosedürün, incelenen parametrelerin değiştirilip, diğer parametrelerin sabit tutularak numunelerin hasar oluncaya kadar test edildiğini belirtmişlerdir [2].

Oh, Kim ve Lee, çekme yükü altındaki cam-epoksi ve karbon-epoksi hibrit kompozit levhalardaki civatalı bağlantıların yatak hasarına elyaf oryantasyonu, tabaka oryantasyonu, elyaf hacim oranı, rondelâ dış çapı ve bağlama basıncının etkilerini deneysel ve sayısal çözümlenmeyle incelemişlerdir. Araştırmacılar deneysel çalışmada, civata bağlantılı hibrit kompozit levhalarda, maksimum hasar yükünden önce meydana gelen en yüksek yükün rondelâ altındaki tabakanın ve deliğin yüklenen kenarı üzerinde delaminasyon hasarına neden olduğunu, rondelâ dış kenarındaki tabakaların büyük ölçüde burkulmaya zorlandığını göstermişlerdir. En yüksek yataklama mukavemetinin, %35,5 elyaf hacim oranına ve $[+45^{\circ}\text{C}/-45^{\circ}\text{C}/+45^{\circ}\text{C}/(0^{\circ}\text{G})_2/-45^{\circ}\text{C}/+45^{\circ}\text{C}/-45^{\circ}\text{C}/(90^{\circ}\text{G})_2]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip

hibrid kompozit levhalardaki civatalı bağlantılarda meydana geldiğini belirlemişlerdir. Ayrıca yataklama mukavemetini, 71,1 Mpa'a kadar artan civata sıkma basıncının artırdığını ve rondelâ dış çapı 20 mm olduğu zaman hasar şeklinin yataklama hasarından kopma hasarına değiştiğini tespit etmişlerdir. Sayısal analizde ise, bağlantı mukavemetini tahmin etmek için malzeme non-lineerliğini, tabaka ve rondelâ arasındaki sürtünmeyi, tabaka ve civata arasındaki sürtünmeyi ve hasardan dolayı rijitlik kaybını hesaba alan bir sonlu eleman metodu kullanmışlardır [3].

Iarve, $[-45^{\circ}/90^{\circ}/45^{\circ}/0^{\circ}]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit plakadaki dairesel delik ile titanyum pim arasındaki etkileşimi tanımlayan üç boyutlu temas problemi için spline yaklaşımı ve Lagrangian çarpan metodunu kullanarak bağlantı probleminde analitik çözüm sunmuştur [4]. Ireman, HTA/6376 Ciba-Geigy tek yönlü yarı-mamul sistemden ürettiği kompozit levhalardaki civatalı bağlantıların bağlayıcı deliği etrafındaki kompozit levhanın kalınlığı nedeniyle uniform olmayan gerilme dağılımını üç boyutlu deneysel ve sayısal analizlerle incelemiştir. Araştırmacı her iki analiz sonucunun da birbirine yakın değerler verdiğini ve mekanik bağlantıların hasar tahmininde üç boyutlu sonlu eleman modelinin ideal bir araç olduğunu belirtmiştir [5]. Ko ve Kwak, non-lineer elastik davranış sergileyen $[0^{\circ}]_S$, $[\pm 45^{\circ}]_S$ $[0^{\circ}/\pm 45^{\circ}]_S$ ve $[0^{\circ}/\pm 45^{\circ}/90^{\circ}]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip grafit-epoksi kompozit levhalardaki mekanik bağlantıların bağlantı deliği etrafındaki gerilme dağılımını ve bağlayıcı-delik temasını analitik olarak incelemişlerdir. Araştırmacılar bağlayıcı-delik arasındaki temas probleminin çözümü için etkili bir sayısal prosedür sunmuşlar ve daha önce yapılan deneysel çalışmaların sonuçlarıyla karşılaştırarak doğrulamışlardır [6].

Persson ve Madenci, oval pim delikli kompozit levhaların pim deliği etrafındaki gerilme dağılımını, hasar şeklini deneysel ve sayısal analizlerle incelemişlerdir. Araştırmacılar, kopma hasarı ve yataklama hasarı sergileyen numunelerde mikroskobik hasarı akustik emisyon tekniği ile ölçmüşlerdir. Kompozit numunelerin rijitlik kaybının son hasar yüküne yakın değerlerde oluştuğunu göstermişlerdir. Ayrıca deneysel ve analik tahminlerle pim şeklinin değişmesiyle, pim bağlantılı kompozit levhaların yük taşıma kapasitesinin değişebileceğini belirlemişlerdir [7].

Persson, Madenci ve Eriksson, pim bağlantılı kompozit levhalardaki üç boyutlu gerilme alanını belirlemek için sonlu eleman yöntemiyle incelemişler ve tahminleri deneysel analizle doğrulamışlardır. Akustik emisyon tekniğini yarı-statik yüke maruz bırakılan numunelerin başlangıç hasar yükünü belirlemek için kullanmışlardır. Numunelerin delaminasyon başlangıcını belirlemek için radyografi ve mikrografi kullanımıyla yük adımları arasında her bir numuneyi incelenmişlerdir. Araştırmacılar, delaminasyonların son hasar yükünün %12 sinden daha az bir yükte başlayabileceğini belirlemişlerdir [8].

Xu, Yue ve Man, keyfi yükleme durumuna maruz bırakılan çok bağlantılı kompozit levhalardaki gerilme dağılımını klasik levha teorisine dayalı sonlu eleman yöntemi kullanarak incelemişlerdir. Araştırmacılar yaptıkları analitik çalışmada, delik etrafındaki gerilme dağılımının kompozit levhanın elyaf oryantasyonuna ve bağlantı geometrisine bağlı olduğunu göstermişlerdir. ± 45 elyaf oryantasyonlu kompozit tabaka sayısı arttıkça gerilme dağılımında azalma olduğunu, delikler arası mesafenin delik çapına oranı $(L/D) > 4,5$ olduğu zaman gerilmenin etkisinin önemsizleştiğini ve genişliğin delik çapına oranının (W/D) artmasıyla hızlı olarak arttığını ve kenar mesafesinin delik çapına oranı $(E/D) > 3$ ve $(E/D) < 5$ olduğu durumlarda gerilme dağılımının (E/D) 'den bağımsız olduğunu belirlemişlerdir [9].

Chien-Chang Lin ve Chuen-Horng Lin, simetrik tabaka oryantasyonlu kompozit levhalardaki pim bağlantılı deliklerin etrafındaki gerilme dağılımının, pim-delik arasındaki sürtünmenin ve boşluğun, bağlantı mukavemetine ve hasar şekillerine etkisini iki boyutlu sınır eleman metodu kullanarak analitik olarak incelemişlerdir. Araştırmacılar, pim-delik arasındaki boşluğun azaldığında temas bölgesindeki gerilmelerin arttığını belirlemişlerdir [10]. Yan, Wen, Chang ve Shyprykevich, grafit-epoksi kompozit levhalardaki civatalı bağlantıların kopma hasarı üzerine elyaf oryantasyonunun ve bağlantı geometrisinin, rondelâ büyüklüğünün, rondelâ baskı kuvvetinin ve sürtünmenin etkisini açık delik ve civata bağlantılı deliklerde deneysel olarak incelemişler ve civata sıkma kuvvetinin kompozit levhaların mukavemetini önemli ölçüde artırdığını belirlemişlerdir [11].

Dano, Gendron ve Picard, kompozit levhalardaki mekanik bağlantıların gerilme ve hasar analizlerini deneysel ve sayısal analizlerle incelemişlerdir. Deneysel çalışmada, $[(0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ)_3]_S$, $[(\pm 45^\circ)_6]_S$ ve $[(0^\circ/90^\circ)_6]_S$ elyaf oryantasyonlu cam elyaf-epoksi kompozit levhalardan tabaka oryantasyon açılarına bağlı olarak pim bağlantı delik merkezinin yerini kenar mesafesinin delik çapına oranını (E/D) 3'den 5'e kadar ve genişliğin delik çapına oranı (W/D) 4'den 8'e kadar değiştirerek numuneler elde etmişler ve farklı geometrik ölçülere sahip bu numunelerden kompozit malzemenin yataklama mukavemetini belirlemişlerdir. Sayısal analizde ise, değişik elyaf oryantasyonuna sahip kompozit levhalardaki pimli bağlantıların yataklama mukavemetini tahmin etmek için ticari bir yazılım programı olan ABAQUS ile iki boyutlu sonlu eleman modeli geliştirmişlerdir. Geliştirdikleri sonlu eleman modeli, pim-delik ara yüzündeki teması, gelişen tabaka hasarı, maksimum şekil değiştirme teorisini ve non-lineer kayma gerilim-uzama bağıntısını hesaba almaktadır. Sayısal analizde ise gelişen tabaka hasarını tahmin etmek için Hashin hasar kriterini kullanarak maksimum gerilme ve hasar kriterlerini birleştirmişlerdir. Yarı-izotropik $[(0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ)_3]_S$ tabaka oryantasyonlu kompozit levhaların doğrusal olmayan kayma hareketinde küçük bir fark meydana geldiğini belirlerken, $[(0^\circ/90^\circ)_6]_S$ ve $[(\pm 45^\circ)_6]_S$ tabaka oryantasyonlu kompozit levhaların mukavemet tahmininde büyük artış olduğunu tespit etmişlerdir. Araştırmacılar geliştirdikleri modelin, değişik elyaf oryantasyonuna sahip pim bağlantılı kompozit levhaların hasar tahmininde etkili bir araç olduğu değerlendirmişlerdir [12].

Lie, Yu ve Zhao, kompozit levhalardaki mekanik bağlantıların bağlantı mukavemeti, hasar yükü ve şekilleri için sonlu eleman modeli geliştirmişler ve önerdikleri modelin deneysel sonuçlarla uyumlu olduğunu göstermişlerdir [13]. Tong, T300/934 karbon-epoksi kompozit levhalardaki çeşitli yan zorlanmalı civatalı bağlantıların davranışı üzerine civata ve rondelânın nispi konumunun etkisini deneysel olarak incelemiştir. Araştırmacı, nispi konuma son hasar yüklerin değil de iç hasar yüklerinin etki edebileceğini göstermiştir. Ayrıca ölçülen hasar yüklerinin mevcut analitik bir modeli doğrulamak için de kullanıldığını belirtmiştir [14]. Ireman, Ranvik ve Eriksson, grafit-epoksi kompozit levhalarda bağlayıcı deliği etrafındaki hasar gelişimini deneysel olarak incelemişlerdir. Araştırmacılar, kompozit numuneleri yarı-statik çevrimle, artan yüklerle yüklemişler ve civata deliği

etrafındaki hasar gelişimini, uzama ölçümleri, akustik emisyon, X-Ray ve mikroskopik muayene gibi farklı metotları kullanarak belirlemişlerdir. Araştırmacılar, zengin reçineli tabaka yüzeyinde düşük yükte matris kırılması ile hasarın başladığını, son hasar yükünün %35'inde elyaf kırılmasının meydana geldiğini ve hasar yükünün %70'inde delaminasyon hasarının başladığını göstermişlerdir [15]. Tosh ve Kelly, kompozit levhalardaki pimli bağlantıların davranışına delik etrafındaki elyaf yerleşiminin ve kompozit levhaların üretim metodunun etkisini deneysel olarak incelemişlerdir. $[0/\pm 60]_s$ tabaka oryantasyonlu grafit elyaf ve epoksi reçineden reçine difüzyon tekniğiyle ürettikleri kompozit levhalara otoklav' da 177°C 'de ve 630 kPa basınç altında kür uygulamışlardır. Araştırmacılar kompozit levhalara yaptıkları deneyler sonucunda, belirli mukavemetin büyük potansiyele sahip elyafların açık bir delik konfigürasyonu için %62'ye kadar ve pim bağlantılı delik konfigürasyonunda ise %85' kadar geliştirdiğini tespit etmişlerdir [16].

Okutan, Aslan ve Karakuzu, dokuma camelyaf-epoksi kompozit levhalardaki pimli bağlantıların hasar mukavemetine, genişliğin delik çapına oranı (W/D) ve kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D) gibi çeşitli geometrik parametrelerin etkilerini deneysel olarak incelemişlerdir. Çalışmada, dokuma camelyaf-epoksi kompozit levhaları elle yatırma yöntemiyle (hand lay-up) ürettikten sonra kompozit malzemeye 120°C sıcaklıkta 3 saat kür uygulamışlardır. Ürettikleri kompozit levhalardan genişliğinin delik çapına oranını (W/D), 2'den 5'e kadar ve kenar mesafesinin delik çapına oranını (E/D), 1'den 5'e kadar değiştirerek numuneler elde etmişlerdir. Araştırmacılar, çekme deneyi ile kompozit numunelerdeki bağlantıların hasar mukavemetlerini ve hasar şekillerini belirlemişler ve kompozit levhalardaki bağlantı davranışının geometrik parametrelere bağlı olarak değiştiğini tespit etmişlerdir [17, 18].

Karakuzu, Ataş ve Akbulut, statik düzlem gerilme altındaki dairesel delikli dokuma-çelik elyaf takviyeli polietilen matrisli kompozit levhaların elastik-plastik gerilmeyi sayısal analizle incelemişlerdir. Düşük yoğunluktaki polietilen termoplastik matris ile değişik elyaf oryantasyon açılarındaki dokuma çelik elyafları elektrikli ısıtıcı yardımıyla basınç uygulamadan 160°C sıcaklığa kadar ısıtmışlar ve

daha sonra eriyen malzemeye aynı sıcaklıkta 2.5 Mpa basınç altında 5 dakika kür uygulanmışlardır. Sıcaklığı 30 °C' ye düşürerek malzemeye 3 dakika süre ile 15 Mpa basınç uygulayarak kür işlemini tamamlamışlardır. Araştırmacılar kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini deneysel olarak belirlemişlerdir. Sayısal analizde ise, artık gerilmeleri ve plastik bölgelerin büyümesini, simetrik ve antisimetrik kompozit levhalarda dokuz-noktalı Lagrangian sonlu eleman metodunu kullanarak elde etmişlerdir. Yapılan analizler sonucunda, değişik elyaf oryantasyonlu kompozit levhalardaki plastik bölge büyümesinin artmasıyla levha gerilmelerinin yumuşadığını, artık gerilme bileşenlerinin yoğunluğunun zamanla yük adımlarının artmasıyla azalabileceğini, kompozit levhaların yük taşıma kapasitelerinin önceki yükleme yönlerinde yeniden yüklenmesiyle artacağını belirlemişlerdir [19].

Starikov ve Schön, yarı-izotropik karbon elyaf-epoksi kompozit levhalarda gömme başlı civatalı bağlantıların yarı-statik davranışını deneysel olarak incelemişlerdir. Araştırmacılar, statik yüklemeye karşı en düşük direnci 2 bağlayıcılı kompozit levhaların gösterdiğini, çok sıralı bağlantıların kopma hasarına, tek sıralı bağlantıların ise yataklama hasarına uğradıklarını belirlemişlerdir. Basınç mukavemetinin aynı numune tipleri için çekme mukavemetinden daha yüksek olduğunu, yarı-statik yükleme altında civatanın hareket ölçümleri kompozit levhalar arasındaki sürtünmenin etkisinden dolayı civataların yan yatma, kayma ve eğilme gibi farklı hareket durumlarını tespit etmişlerdir [20]. Berbinau ve Soutis, kompozit levhalardaki mekanik bağlantılardaki delik etrafındaki sınır değer probleminin çözümü için analitik metot sunmuşlardır [21].

Pan, Yang, Cai ve Yuan, kompozit levhalarda bağlayıcı deliği etrafındaki gerilmelerin analizi için üç boyutlu sınır elaman metodu (SEM) geliştirmişler ve düzlem gerilme altındaki $[90^{\circ}/0^{\circ}]_s$ ve $[-45^{\circ}/45^{\circ}]_s$, iki farklı tabaka oryantasyonuna sahip karbo-epoksi kompozit levhalara geliştirdikleri metodu uygulamışlardır. Araştırmacılar, geliştirdikleri sınır elaman metodunun kompozit levhalardaki bağlantı davranışı analizinde güvenilir ve doğru sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir [22]. Heung-Joon Park, HT145/RS1222 karbon-epoksi kompozit levhalardaki mekanik bağlantıların (pimli ve civatalı) yataklama mukavemeti üzerine tabaka

oryantasyonu ve sıkma kuvvetinin etkisini akustik emisyon test tekniğini kullanarak deneysel olarak incelemişler ve her iki faktöründe yatak mukavemeti üzerinde önemli etkisi olduğunu belirtmişlerdir [23,24]. Zhang, kompozit levhalardaki mekanik bağlantıları ve tamirlerini analiz etmek için bir sınır eleman metodu geliştirmiştir [25].

M.A. McCarthy, Lawlor, Stanley ve C.T. McCarthy, $[45^{\circ}/0^{\circ}/-45/90]_5s$ tabaka oryantasyonuna sahip karbon elyaf-epoksi kompozit levhalardaki çok sıralı civata bağlantıların gerilme dağılımına etkisini [26], değişebilir civata deliği boşluğunun kompozit civata bağlantılarının rijitliğine ve mukavemetine etkilerini [27], civata-delik boşluklu bağlantıların hasar gelişimi ve yük-yerdeğiştirme karakteristiklerini değişebilir civata-delik boşluklu çoklu civata bağlantılı kompozit levhalardaki gelişen hasarı [28], deneysel ve sayısal analizlerle incelemişlerdir. Araştırmacılar, kompozit plakaları HTA/6376 grafit-epoksi' den yarı-izotropik ve sıfır hatalı tabakalar şeklinde üretmişlerdir. Hem civata başı dışarıda kalan altı köşe başlı hem de gömme başlı civatalar kullanmışlar; iki farklı moment seviyesi uygulanmışlardır. Numune çaplarını; delikte birincil hasar türünün elde edilmesi için seçmişlerdir. Civata birleşim rijitliğini, delik mukavemetindeki %2 lik sapmayı, en son delik mukavemetini ve en son yatak gerilmesini standarda uygun elde etmişlerdir. Ayrıca, sapma metodu üzerinde bazı avantajlara sahip olan alternatif bir mukavemet tanımlaması çıkarmışlar ve sonuçları bu tanımlamaya göre değerlendirmişlerdir. Tüm konfigürasyonlarda civata deliği boşluğu artışının, bağlantı rijitliğinin azalmasına ve delik uzama değerlerinin artmasına bağlı olduğunu belirlemişlerdir. Elle sıkma metodu ile birleştirilmiş olan altı köşe başlı civatalar, civata deliği boşluğu ile bağlantı mukavemeti arasında bir ilişki saptamışlar, ancak gömme başlı civatalar ve momentli bağlantılarda bu durumun olmadığını tespit etmişlerdir. Sayısal analizde ise ABAQUS sonlu eleman paket programı yardımıyla gelişen hasar tahminini yapmış ve deneysel sonuçlarla uyumlu olduğunu belirtmişlerdir [29].

Starikov ve Schön, yarı-izotropik karbon elyaf-epoksi kompozit levhalarda civatalı ve metal bağlantıların yorulma dayanımlarını deneysel olarak incelemişlerdir. Deneysel çalışmada, çift bindirmeli 2,4 ve 6 civata bağlantılı ve tek

bindirmeli 6 civata bağlantılı kompozit numunelerde civata çapını 6 mm., genişliğin civata çapına oranını $(W/D)=4,5$ kenar mesafesinin civata çapına oranını $(E/D)=2,5$ kompozit levhanın kalınlığının civata çapına oranını $(T/D)=1,04$ olarak seçmişler ve bu numunelere yorulma testleri uygulamışlardır. Araştırmacılar, tek sıralı bağlantılarda daha kısa yorulma ömrüne karşın, tek ve çift bindirmeli 6 civata bağlantılı yarı-izotropik karbon elyaf-epoksi kompozit levhalarda yorulmaya karşı daha yüksek dayanım gösterdiklerini belirlemişlerdir. Ayrıca yarı-izotropik karbon elyaf-epoksi kompozit bağlantıların yorulma davranışı civata sayısına lineer olarak bağlı olduğunu ve bu kuralın aynı kalınlıktaki levhaların farklı konfigürasyonlu civata bağlantılarında yorulma ömrünü hesaplamak için kullanılabileceğini önermişlerdir [30].

Okutan, $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ ve $[90^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$ tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksi kompozit levhalardaki tek pim bağlantıların davranışına geometrik parametrelerin etkilerini deneysel ve sayısal analizlerle incelemiştir. Deneysel çalışmada, cam elyaf-epoksi kompozit levhalar elle yatırma yöntemiyle (hand lay-up) üretildikten sonra ilk periyot için 0.2 Mpa basınç altında 120 °C sıcaklıkta 4 saat, ikinci periyot da ise 0.2 Mpa basınç altında 100°C sıcaklıkta 2 saat kür uygulanmıştır. Araştırmacı kompozit levhalardan genişliğinin delik çapına oranını (W/D) , 2'den 5'e kadar ve kenar mesafesinin delik çapına oranını (E/D) , 1'den 5'e kadar değiştirerek elde ettiği numunelere çekme deneyleri yapmıştır. Sayısal analizde ise pim bağlantıların hasar tahmininde Larry Lessard tarafından geliştirilen iki boyutlu sonlu eleman metodunu kullanmıştır. Okutan, tek delikli numunelerde kopma hasarının tabaka oryantasyonuna, tek delikli bağlantının kayma mukavemetinin tabaka oryantasyonuna ve E mesafesine bağlı olduğu göstermiştir. Ayrıca $[90/0/90]_s$ tabaka oryantasyonlu numunelerin (W/D) oranının 2 ve 3 olduğu durumlarda kritik E/D oranının 4, ve (W/D) oranının 4 olduğu durumlarda ise kritik (E/D) oranının 2 olduğu belirlemiştir [31].

İçten ve Karakuzu, dokuma karbon elyaf-epoksi [32], İçten ve Sayman alüminyum-cam elyaf-epoksi sandviç [33], İçten, Karakuzu ve Toygar, dokuma kevlar-epoksi [34], Karakuzu, Gülem ve İçten, dokuma cam elyaf-vinilester kompozit levhalardaki hasar yüküne ve hasar şekline geometrik parametrelerin

etkilerini deneysel ve sayısal analizlerle incelemişlerdir. Araştırmacılar deneysel çalışmalarda kompozit numunelerin genişliğinin delik çapına oranını (W/D), 2'den 5'e kadar ve kenar mesafesinin delik çapına oranını (E/D), 1'den 5'e kadar değiştirerek numune geometrisinin bağlantı mukavemetine etkisini incelemişlerdir. Sayısal analizde ise, LUSAS 13.4 analiz programı yardımıyla sonlu eleman modeli oluşturmuşlar, Hashin ve Hoffman hasar kriterini kullanarak kompozit levhalardaki bağlantıların hasar yüklerini ve hasar şekillerini tahmin etmişlerdir. Araştırmacılar deneysel ve sayısal analizler sonucunda, kompozit levhalardaki pimli bağlantıların mukavemetlerinin geometrik parametrelerin artmasıyla arttığını yani, kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D) ve genişliğin delik çapına oranı (W/D) arttığı zaman levha mukavemetinin yüksek değerlere ulaştığını göstermişlerdir. (E/D) oranı 4 ve 5 olduğunda yatak mukavemetinin hemen hemen aynı değeri aldığını, ancak (E/D) oranı 1 olduğu zaman, yatak mukavemetinin en düşük değeri aldığını, (W/D) oranı 2 olduğunda genelde kopma hasarı, (W/D) oranı arttığı zaman ise yırtılma veya yataklama hasarı meydana geldiğini belirlemişlerdir. Ayrıca araştırmacılar yatak mukavemetinin 0° elyaf yönlü kompozit levhalarda en üst değeri alırken +45° elyaf yönlü kompozit levhalarda en alt değeri aldığını yani, elyaf yön açısının değeri arttıkça yatak mukavemetinin azaldığını belirlemişlerdir [35].

Aktaş ve Dirikolu, $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_S$ ve $[90^\circ/45^\circ/-45^\circ/0^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip pim bağlantılı karbon-epoksi kompozit levhaların bağlantı mukavemetini deneysel ve sayısal analizlerle incelemişlerdir. Araştırmacılar geometrik parametrelerden $(E/D) \geq 4$ ve $(W/D) \geq 4$ olduğu durumlarda yataklama mukavemetinin her iki tabaka oryantasyonunda da üst sınıra ulaştığını, $[90^\circ/45^\circ/-45^\circ/0^\circ]_S$ oryantasyonunun güvenli ve maksimum yataklama mukavemetinin %12 ve %20'ye kadar $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_S$ oryantasyonundan daha güçlü olduğunu belirlemişlerdir. Sayısal analizde ise ANSYS sonlu eleman paket programı yardımıyla kompozit numunelerin hasar tahminini yapmışlar ve deneysel sonuçlarla aynı olduğunu belirtmişlerdir [36, 37].

Whitworth, Othieno ve Barton, pim bağlantılı grafit-epoksi kompozit plakaların yataklama mukavemetini analitik olarak incelemişlerdir. Chang–Scott–Springer karakteristik eğri modeli kullanımını içeren analizde, bağlayıcı delik

etrafındaki gerilme dağılımını değerlendirmek için iki boyutlu sonlu eleman metodu kullanmışlardır. Çekme ve basmadaki karakteristik uzunlukları, basma yüküne maruz bırakılan dairesel delikli kompozit levhalara ve çekme yüküne maruz bırakılan merkez çentikli kompozit levhalara nokta gerilme hasarı uygulayarak belirlemişlerdir. Ayrıca Yamada-Sun hasar kriterini bağlantı hasarını belirlemek için kullanmışlardır. Araştırmacılar, analitik çalışmadan elde ettikleri sonuçları deneysel sonuçlarla karşılaştırmışlar ve önerdikleri analitik çözümün kompozitlerdeki yatak hasarı tespitinde yeterli sonuç verdiğini öne sürmüşlerdir [38]. Okutan ve Karakuzu, pim bağlantılı kompozit levhaların bağlantı mukavemetini deneysel ve sayısal analizlerle incelemişlerdir. $[0^\circ/\pm 45^\circ]_s$ ve $[90^\circ/\pm 45^\circ]_s$ tabaka oryantasyonuna sahip E-cam elyaf-epoksi kompozit levhaları elle yatırma yöntemi (hand lay-up) ile üretilip, 120°C sıcaklıkta, 0.2 Mpa basınç altında 4 saat ve hemen ardından yine aynı basınç altında 100°C sıcaklıkta 2 saat bekleterek kür uygulamışlardır. Ürettikleri kompozit levhalardan elde ettikleri numunelere çekme deneyleri yapmışlardır. Araştırmacılar yaptıkları deneyler sonucunda; $[0/\pm 45]$ tabaka oryantasyonuna sahip numunelerin yataklama mukavemetinin, $[90/\pm 45]$ tabaka oryantasyonuna sahip numunelerden daha yüksek olduğunu, (W/D) oranının azaldıkça pim yataklarındaki mukavemetin azaldığını, aynı sonucun (E/D) oranı için de geçerli olduğunu, $[90/\pm 45]$ için maksimum mukavemetin, $(E/D) \leq 3$ ve $(W/D) \leq 4$ olduğu durumlarda görüldüğünü belirlemişlerdir. $[0/\pm 45]$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit numuneler için maksimum dayanım ise, (E/D) ve (W/D) oranlarının 3 olduğu durumda meydana geldiğini belirtmişlerdir. Ayrıca, tek delikli numunenin kopma hasarının tabaka oryantasyonuna ve numunenin genişliğine bağlı olduğu, (W/D) oranındaki değişikliğin neden olduğu etkiler $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ tabaka oryantasyonlu numunede daha belirgin bir şekilde görüldüğünü, tek delikli bağlantının yırtılma hasarının (E/D) oranına bağlı olarak tabaka oryantasyonuna bağlı olduğu tespit etmişlerdir [39].

Yang, Pan ve Yuan, elastik olarak pim bağlantılı $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]_s$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit plakaların mekanik davranışına pim-delik arasındaki sürtünmenin, yataklama kuvvetinin ve bypass yüklemenin etkisini üç boyutlu gerilme analizi ile incelemişlerdir. Sayısal analizde, çok tabakalı sınır eleman metodu ve izotropik olmayan kompozit levhalar için tasarlanan geleneksel olmayan sınır eleman metodunu kullanmışlardır. Araştırmacılar, temas ve gerilme

durumlarının farklı tabakalarda çok farklı olduğunu, bağlantıdaki sürtünmenin temas basıncını azalttığını fakat önemli kayma gerilmesi içerdiğini ve diğer gerilme dağılımı bileşenlerini de değiştirdiğini, yeniden gerilme dağılımı üzerine yük çevriminin etkisinin kompozit ve pim arasındaki mükemmel uyumdan dolayı önemsiz olduğunu ifade etmişlerdir [40].

Kelly ve Hallström, kumaş şeklinde dokunmuş karbon elyafı ile takviye edilmiş kompozit levhalardaki mekanik bağlantıların yuva mukavemetlerini deneysel ve sayısal analizlerle incelemişlerdir. Araştırmacılar, tabaka oryantasyonunun ve bağlantı geometrisinin delik mukavemeti üzerindeki etkilerini ve kopma yükü ve %4 delik deformasyonu ile birincil civata-delik boşluğunun delik mukavemeti üzerindeki etkilerini saptanmışlardır. Civata-delik boşluğunun bir sonucu olarak mengene ile sıkıştırılmış ve pim yüklü levhalarda %4'lük delik deformasyonundaki delik mukavemetinde önemli bir azalma bulmuşlardır. Sonuç olarak, mekanik bağlantı tasarımında civata deliği boşluğu etkilerinin göz önünde bulundurulması gerektiği kanısına varmışlardır [41].

Ujjin, Crosky, Schmidt, Kelly, Li ve Carr, yarı-izotropik karbon-epoksi kompozit levhalardaki pimli bağlantıların yüklenme boyunca gelişen hasarını akustik emisyon tekniğini uygulayarak deneysel olarak ve MSC.MARC sonlu eleman paket programı yardımıyla sayısal analizlerle incelemişlerdir. W2G190 yarı-mamul iki yönlü dokuma karbon elyaf ile F593 epoksi reçineden elle yatırma (hand lay-up) yöntemiyle ürettikleri kompozit numunelere yarı-mamul üreticileri tarafından tavsiye edilen kür çevrimi kullanılarak 180°C sıcaklıkta bir otoklav içerisinde kür işlemine tabi tutmuşlardır. Araştırmacılar, kompozit levhalara yaptıkları akustik emisyon analizi ile hasar başlangıcının elyaf-matris yapışmamasını izleyen elyaf kırıkları ve sonradan ortaya çıkan matris çatlağı ile meydana geldiğini göstermişlerdir. Deneysel sonuçlarla MSC MARC sonlu eleman paket programıyla yaptıkları sayısal analiz sonuçlarının uyumlu olduğunu belirtmişlerdir [42].

Aktaş, statik ve dinamik yükler altındaki $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$ ve $[90^\circ/45^\circ/-45^\circ/0^\circ]_s$ tabaka oryantasyonuna sahip karbon-epoksi kompozit levhalardaki pimli bağlantıların hasar mukavemetlerine ve hasar şekillerine, elyaf oryantasyonu ve

geometrik parametrelerin etkilerini deneysel ve sayısal analizlerle incelemiştir. Deneysel çalışmada, en iyi geometriyi elde etmek için genişliğin delik çapına oranını (E/D) 1'den 5'e kadar ve kenar mesafesinin delik çapına oranının (W/D) 2'den 5'e kadar değiştirerek çekme deneyi uygulamıştır. Sayısal analizde ise, ANSYS sonlu elemanlar paket programı yardımıyla iki boyutlu sonlu eleman modeli oluşturmuş ve Yamada-Sun hasar kriterini kullanarak bağlantı davranışını tahmin etmiştir. Araştırmacı yaptığı analizler sonucu, mukavemet açısından [90/45/-45/0]_s tabaka oryantasyonlu kompozit levhaların [0°/45°/-45°/90°]_s tabaka oryantasyonlu kompozit levhalara göre %12 daha dayanıklı olduğunu belirlemiştir. En iyi bağlantı geometrisinin (E/D)≤4 ve (W/D)≤4 oranları olduğunu ve her iki tabaka oryantasyonunun en yüksek yataklama mukavemetlerini bu oranlarda gösterdiğini belirtmiştir. Ayrıca tüm (E/D) ve (W/D) tabaka oryantasyonları karşılığında (E/D) ve (W/D) oranları artarken yorulma dayanımının, statik dayanımın %63'üne kadar azaldığını ve (E/D) ve (W/D) oranları artarken yorulma dayanım limitinin azalma gösterdiğini tespit etmiştir [43].

Yılmaz ve Sınmazçelik, [0°/90°]_{3s} ve [45°/-45°]_{3s} tabaka oryantasyonlu karbon elyaf takviyeli Polifinilen Sülfür (PPS) matrisli kompozit levhadaki bağlantı davranışına numune geometrisinin, elyaf ve tabaka oryantasyonlarının etkilerini deneysel olarak incelemişler. Araştırmacılar, bağlantı geometrisinin, elyaf ve tabaka oryantasyonunun kompozit malzemenin yük taşıma performansını önemli ölçüde etkilediğini göstermişlerdir [44]. Özes ve Demirsoy, dokuma cam elyaf takviyeli epoksi kompozit taşıyıcı zincir parçasındaki pim bağlantısının gerilme dağılımına çeşitli yükleme durumlarının etkilerini deneysel ve sayısal analizlerle incelemişlerdir. Araştırmacılar, deneysel çalışmada kompozit taşıyıcı zincir parçasındaki pim bağlantısı için seçtikleri (250 N, 500 N, 750 N, 1000 N, 1250 N) yükleme durumlarındaki maksimum baskı gerilmesinin, yük temsil noktasında ve pim deliğinin iç yüzeyinde meydana geldiğini belirtmişlerdir. İlk çalışma durumunun maksimum gerilmesinin ikinci çalışma durumunun maksimum gerilmesinden daha düşük olduğunu ve maksimum çekme gerilmesinin pim deliğinin üst ve alt kısmında meydana geldiğini belirlemişlerdir. Sayısal analizde ise, ticari sonlu eleman paket programı ANSYS yardımıyla üç boyutlu gerilme analizi yapmışlar ve deneysel çalışma sonuçlarıyla uyumlu olduğunu belirtmişlerdir [45].

Xiao ve Ishikawa, seçtikleri iki farklı polimer matris esaslı karbon elyaf takviyeli kompozit levhaların reçine özelliklerinin bağlantıların hasar mukavemeti üzerine etkilerini deneysel ve sayısal analizlerle incelemişler ve bağlantı mukavemetinin, iki farklı matrisli kompozit levhalardaki pim deliği çapının %4 deforme olduğu andaki dayanım yükü olarak belirlemişlerdir [46, 47]. Tercan, Asi ve Aktaş, 0°, 45° ve 90° yönde çekme kuvveti ile yüklenen örgü cam elyaf takviyeli epoksi matrisli kompozit levhaların yataklama mukavemetini deneysel olarak incelemişlerdir. Deneysel olarak, örgü cam elyaf ve epoksi matrisden elle yatırma (hand lay-up) yöntemiyle ürettikleri kompozit plakalara sıcak preste 15 Mpa basınç altında 130°C sıcaklıkta 1,5 saat kür uygulamışlar ve kompozit plakalardan, kenar mesafesinin delik çapına oranını (E/D) ve genişliğin delik çapına oranı (W/D) 2, 4, 6, 8'e kadar değiştirerek değişik bağlantı geometrilerine sahip numuneler elde etmişler ve numunelere çekme testi yapmışlardır. Araştırmacılar, maksimum yükün üç yönde de pimin 0,5 mm ve 2 mm yer değiştirdiğinde meydana geldiğinde, kompozit levhaların yataklama mukavemetinin geometrik parametrelerin artmasıyla arttığını, yataklama mukavemetinin elyaf oryantasyon açılarının 45° olduğu ve (E/D), (W/D) oranlarının 4'e eşit olduğunda üst limite ulaştığını belirlemişlerdir [48].

Çubukçuoğlu, ön yükleme momenti uygulanmış civata tarafından zorlanan dokuma cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakaların hasar yüklerini ve hasar şekillerini deneysel olarak belirlemiş, ön yükleme momentlerinin ve rondela çapının plaka üzerine etkisini incelemiştir. Araştırmacı deneysel çalışmada ön yükleme momentinin artmasıyla yatak mukavemetinde arttığını, rondela çapının (R2>R1) etkisinin ise R1 çaplı rondela üzerinden uygulanan ön yükleme momentleri ile yapılan birleştirmelerin yatak mukavemetlerinin R2 çaplılara göre daha yüksek olduğu belirlemiştir [49].

Camanho ve Lambert, Hexcel M7-8552 karbon-epoxy kompozit levhadaki mekanik bağlantıların hasar başlangıcını ve hasar şekillerini analitik olarak incelemişlerdir. Kompozit malzemenin mekanik özelliklerini belirlemek için kompozit malzemeden levhalar üretmişler ve bu levhalara sıcak preste 7 Bar basınç altında 110°C sıcaklıkta 1 saat ve ardından 7 Bar basınç altında 180°C sıcaklıkta 2 saat bekleterek kür uygulamışlardır. Araştırmacılar, kompozit malzemelerin hasar

başlangıcını ve hasar şekillerini belirlemek için yeni bir analitik metot geliştirmişler ve bu metodun tek eksenli ve çok eksenli yükleme altındaki civatalı veya pimli bağlantılara kolaylıkla uygulanabileceğini öne sürmüşlerdir [50].

Kelly, iki değişik kalınlıktaki ($t=1,6\text{mm}$, $t=3,2\text{mm}$) ve $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$, $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_{s2}$ tabaka oryantasyonlu karbon elyaf-epoksi kompozit levhalardaki tek bindirmeli hibrid (yapıştırılmalı/civatalı) bağlantıların mukavemetini ve yorulma ömrünü deneysel ve sayısal analizlerle incelemiştir. Araştırmacı, kompozit levhalardaki bağlantı davranışına ve hasar şekillerine tabaka oryantasyonunun ve malzeme yapışma özelliğinin etkisini araştırmış ve yapıştırarak yapılan bağlantılara göre daha yüksek rijitlik, mukavemet ve yorulma ömrüne sahip olduklarını göstermiştir. Hibrit bağlantıların mukavemetinde civatanın bulunmasına ve yorulma ömrünü artmasına rağmen önemli bir artış görülmediğini belirtmiş ve yorulma çatlak başlangıcının hibrit bağlantılarda yükün önemli bir kısmının civatalar tarafından iletilmesinden daha sonra meydana geldiğini belirtmiştir. Ayrıca, bağlantı hasar şeklinin hibrit bağlantı mukavemeti ve levhanın dayanım mukavemeti arasındaki bir ilişkiye bağlı olduğunu tespit etmiştir. Sayısal analizde ise, ABAQUS sonlu eleman paket programını yardımıyla farklı yük seviyelerindeki bağlayıcı deliği etrafındaki gerilme dağılımını, bağlantı davranışını ve bağlantının yük transferi tahminini yapmıştır [51]. Marie-Laure Dano, Kamal ve Gendron, pim bağlantılı kompozit levhalardaki bağlantı davranışını tahmin etmek için sonlu eleman modeli geliştirmişlerdir. Model, pim-delik ara yüzündeki teması, gelişen hasarı, maksimum şekil değiştirme teorisini ve non-linear kayma gerilme-uzama ilişkisini hesaba almaktadır. Gelişen tabaka hasarını tahmin etmek için, Hashin, maksimum gerilme hasar kriterinin birleşimi dört farklı analizi ve birleştirilmiş farklı kısalma kuralları kullanılmışlardır. Araştırmacılar, delik etrafındaki gerilmeleri ve dayanım rijitliği üzerine birleştirilmiş kısalma kuralları ve hasar kriterinin etkisini belirlemişlerdir [52].

Karakuzu, Çalışkan, Aktaş ve İçten, iki seri pim bağlantılı dokuma cam-vinilester kompozit plakanın bağlantı davranışına geometrik parametrelerin etkisini deneysel ve sayısal analizlerle incelemiştir. Deneysel çalışmada, elle yatırma (hand lay-up) yöntemiyle üretilen cam-vinilester kompozit plakalara 10 Mpa basınç

altında, 100°C sıcaklıkta 30 dakika kür uygulanmışlar. Üretilen kompozit plakalardan, diğer geometrik parametrelerin (W/D) ve (E/D) yanında, iki seri pim deliğinin arasındaki mesafenin delik çapına oranını (M/D), 2'den 5'e kadar değiştirerek hazırladıkları kompozit numunelere çekme deneyi yapmışlardır. Sayısal analizde ise LUSAS 13.6 sonlu elemanlar paket programını kullanarak üç boyutlu sonlu elaman modeli geliştirmişlerdir. Araştırmacılar yaptıkları analizlerle, (M/D) oranının artmasıyla hasar yükünün de arttığını ve (M/D) oranının hasar yükü üzerinde (E/D) oranından daha az etkili olduğu belirlemişlerdir. Ayrıca kritik yükün (W/D) oranının 3 olduğu durumda oluştuğunu ve hasar yükünün (W/D) oranının 3'e eşit ve daha büyük olduğu durumlarda değişmediğini göstermişlerdir [53].

Karakuzu, Taylak, İçten ve Aktaş, iki paralel pim bağlantılı dokuma cam-vinilester kompozit levhanın hasar yükünü, hasar şeklini ve yataklama mukavemetini deneysel ve Sayısal olarak incelemişlerdir. Deneysel çalışmada, elle yatırma yöntemiyle (hand lay-up) üretilen dokuma cam-vinilester kompozit plakalara 10 Mpa basınç altında 100°C sıcaklıkta 30 dakika süre ile kür uygulanmışlardır. Kompozit plakalardan kenar mesafesinin delik çapına oranını (E/D), 1'den 5'e kadar, delik merkezleri arasındaki mesafenin delik çapına oranını (M/D), 2'den 5'e kadar ve numune kenarından delik merkezine olan mesafenin delik çapına oranını (K/D), 2'den 4'e kadar değiştirerek elde ettikleri numunelere çekme deneyi uygulamışlardır. Sayısal çalışmada ise LUSAS 13.4 sonlu elemanlar paket programı yardımıyla hasar yükü ve hasar şekillerini belirlemişlerdir. Araştırmacılar, yırtılma hasar şeklinin (E/D) oranıyla direkt olarak ilgili olduğunu, (E/D)=1 olduğunda yırtılma hasarı meydana geldiğini ve (E/D)>1, (M/D)>2 olduğunda yataklama hasarının meydana geldiğini göstermişlerdir. Ayrıca yataklama hasarının (E/D) oranına son derece bağlı olduğunu, (M/D) ve (K/D) oranları sabitken (E/D) oranının artmasıyla yataklama mukavemetinin arttığını belirlemişlerdir [54, 55].

Ataş, iki paralel rijit pim tarafından değişken yayılı yüke maruz kalmış iki paralel delikli dokuma cam elyaf-polyester tabakalı kompozit plakadaki, hasar yüklerini ve yataklama mukavemetlerini deneysel ve sayısal analizlerle incelemiştir. Araştırmacı deneysel çalışmada üç farklı geometrik değişken kullanmış olup, $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2]_s$ oryantasyonuna sahip plakalarda, numune genişliğinin delik çapına oranı

(W/D)=4, 6, 8, 10, kenar mesafesinin delik çapına oranını (E/D)=1, 2, 3, 4, 5 ve delikler arasındaki mesafenin delik çapına oranını (M/D)=2, 3, 4, 5 olarak, $[0^\circ]_8$, $[0^\circ_2/30^\circ_2]_S$, $[0^\circ_2/60^\circ_2]_S$ oryantasyonuna sahip plakalarda ise (W/D)=8 sabit tutmuş, (E/D)=1, 2, 3, 4, 5 ve (M/D)=2, 3, 4, 5 olarak değiştirerek hasar yüklerini ve yataklama mukavemetlerini tespit etmiştir. Ayrıca, $[0^\circ]_8$, $[0^\circ_2/30^\circ_2]_S$, $[0^\circ_2/45^\circ_2]_S$, $[0^\circ_2/60^\circ_2]_S$ oryantasyonuna sahip plakalarda, (W/D)=8 sabit, (E/D)=1, 2, 3, 4, 5 ve (M/D)=2, 3, 4, 5 şeklinde değiştirerek LUSAS 13.6 sonlu elemanlar paket programı yardımıyla maksimum yataklama gerilmelerini belirlemiştir. Ataş, kompozit plakaların maksimum yataklama gerilmesinin en küçük değerinin, bütün fiber oryantasyonlarında ve geometrilere, (E/D)=1 olduğunda aldığını ve (E/D), (M/D), (W/D) oranları arttıkça arttığını, $[0^\circ_2/45^\circ_2]_S$ oryantasyonuna sahip plakalarda; (M/D)=2, 3, 4, 5 olduğu bütün durumlarda, yataklama gerilmesi değerinin (W/D)=8 ve (E/D)=4 olduğu durumlarda maksimum değerine ulaştığını, (W/D)=8 sabit olduğu durumlarda, $[0^\circ]_8$, $[0^\circ_2/30^\circ_2]_S$, $[0^\circ_2/45^\circ_2]_S$, $[0^\circ_2/60^\circ_2]_S$ oryantasyonuna sahip olan plakalarda, yataklama gerilmesi değerinin, (M/D)=4 ve (E/D)=4 olduğu durumlarda maksimum değerine ulaştığını belirlemiştir. Ayrıca maksimum yataklama gerilmesi değerinin, fiber oryantasyonundan bağımsız olarak (W/D)=8, (E/D)=4 ve (M/D)=4 olduğu geometrilere maksimum değerine ulaştığını ve $[0^\circ]_8$, $[0^\circ_2/30^\circ_2]_S$, $[0^\circ_2/60^\circ_2]_S$ 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 gösterdiğini, en büyük yataklama gerilmesi değerleri, $[0^\circ_2/45^\circ_2]_S$ oryantasyonuna sahip plakalarda (W/D)=8 ve (E/D)=4 olduğu durumlarda olduğunu belirlemiştir. Araştırmacı sayısal analizde LUSAS paket programı yardımıyla belirlediği maksimum yataklama gerilmelerinin deneysel sonuçlarla paralellik gösterdiğini belirtmiştir [56].

Pekbey, pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ/\pm 60^\circ]_S$ elyaf oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksi kompozit plakanın hasar yükünü ve hasar şeklini deneysel olarak belirlemiştir. Ayrıca, önyüklem momentinin (M), plakanın kenar mesafesinden delik merkezine olan mesafesinin delik çapına oranının (E/D) ve kompozit plaka genişliğinin delik çapına oranının (W/D) hasara olan etkilerini incelemiştir. Araştırmacı, önyüklem momentini M= 0, 1, 2, 3, 4 Nm. olarak almış, kenar mesafesinin delik çapına oranını (E/D) 1'den 5'e kadar ve genişliğin delik çapına

oranını (W/D) 2'den 6'ya kadar değiştirmiştir. Önyüklemesiz (M=0) deneylerde plaka rijit bir pim tarafından çekme yüküne maruz bırakmıştır. Önyükleme momenti yapılan kompozit numunelerin deneylerinde ise, önyükleme momentini bir torkmetre yardımıyla civatayı M=1, 2, 3, 4 Nm sıkarak elde etmiştir. Araştırmacı numunelerde, (E/D) ve (W/D) oranlarına bağlı olarak yataklama, yırtılma, kopma hasar tiplerinin ve bunların birleşimlerinin meydana geldiğini belirlemiş ve önyükleme momentinin, yatak mukavemetini artırıcı bir etkiye sahip olduğunu belirtmiştir [57].

şen, farklı geometrik ölçüleri ve tabaka dizilişlerine sahip pim bağlantılı cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakların hasar durumu deneysel ve sayısal analizlerle incelemiştir. Araştırmacı, çeşitli değerlerde ön yüklem momenti uygulanmış seri bağlı çift pim deliği olan tabakalı kompozit plakların hasar mekanizmasının oluşumunu, hasar şekillerini, hasar yüklerini ve yatak mukavemetlerini tespit etmiştir. Çift pim bağlantılı tabakalı kompozite ait hasar özelliklerini belirleyip, sayısal analizle karşılaştırmak için farklı tabaka oryantasyonuna sahip sekiz farklı tabakalı kompozit plakaya ait numuneler üzerinde deneyler yapmıştır. Bunun için kompozit numunenin kenar mesafesinin delik çapına oranını 1'den 5'e kadar, genişliğinin delik çapına oranını 2'den 5'e kadar ve seri bağlı iki pim arasındaki mesafenin delik çapına oranını 3'ten 5'e kadar değiştirmiştir. Önyüklem momenti ile yapılan testlerden önce, deneylerde herhangi bir ön yüklem momenti uygulanmamış numuneleri test etmiştir. Daha sonra diğer numunelere 2, 3, 4 ve 5 Nm önyüklem momentleri uygulayarak her bir numuneye çekme deneyi yapmıştır. Ayrıca şen, tabakalı kompozit plakların hasar analizi için sayısal çözümleme de yapmıştır. Sayısal analizde, modelleme ve çözüm işlemi için genel amaçlı sonlu eleman yazılımı olan LUSAS Kompozit, Sürüm 13.6 kullanmıştır. Araştırmacı, kompozit plakalardaki pimli bağlantılar için önyüklem momentinin en uygun değerinin 3 Nm olduğunu belirtmiştir [58,59].

1.2. Bu Çalışmanın Amacı

Bu çalışmanın amacı, farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilen ve değişik geometrik ölçüleri sahip tek yönlü cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakların

pimli/civatalı bağlantılarının hasar şekillerinin, maksimum hasar yüklerinin ve yatak mukavemetlerinin deneysel ve sayısal yöntemlerle incelenmesidir. Çalışmada tabakalı kompozit plakaların farklı kür sıcaklıkları ve sürelerinde üretilmelerinin, önyükleme momentinin ve bağlantı geometrilerinin tabakalı kompozit plakaların yatak mukavemetine etkisi incelenmiştir. Cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakalar dört farklı kür çevriminde (90°C-1.5 saat, 90°C-4 saat, 120°C-1.5 saat ve 120°C-4 saat) üretilmiş olup, numunenin genişliğinin delik çapına oranı (W/D), 2'den 5'e kadar ve kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D) 1'den 5'e kadar değiştirilmiştir. Deneysel çalışmada tabakalı kompozit plakalardaki bağlantıların hasar özelliklerini belirlemek için önyüklemesiz pim bağlantılı kompozit numunelerle 1, 2, 3 ve 4 Nm. önyükleme momenti uygulanan civata bağlantılı tabakalı kompozit numuneler üzerinde bir dizi deney gerçekleştirilmiştir. Sayısal analizde ise kompozit plakaların LUSAS, Sürüm 14.0 paket programı yardımıyla üç boyutlu sonlu eleman modeli ile hasar şekilleri, hasar yükleri ve yatak mukavemetleri belirlenmiştir.

2. KOMPOZİT MALZEMELER

Kompozit malzemeler, iki yada daha fazla sayıdaki, aynı veya farklı gruptaki malzemelerin en iyi özelliklerini, yeni ve tek bir malzemedeki toplamak amacıyla makro ölçüde birleştirilmesiyle oluşan malzemeler olarak adlandırılırlar. Kompozit malzemedeki beklenen değişik fiziksel, mekaniksel veya kimyasal özellikler, bu özelliklere sahip bileşenler tarafından sağlanmaktadır. Makro ölçüde heterojen karakterli bir yapıya sahip olan kompozit malzemelerin içyapıları incelendiğinde yapı bileşenlerinin seçilip ayırt edilmesi mümkündür. Yapı bileşenlerinin farklı karakteristik özellikleri kompozit malzemenin yapısında bütünleşir. Bu nedenle kompozitin sahip olduğu özelliklerin tümünü tek bir yapı bileşeninde görmek mümkün değildir [60].

Kompozit ürünlerin günümüzde mühendisler ve tasarımcılar tarafından yaygın olarak kabul görmesindeki en önemli etken, sunduğu değişik performans avantajlarıdır. Kompozitlerin sağlayacağı bu avantajların iyi bir şekilde anlaşılması tasarımcı ve mühendislerin işlerini daha kolay hale getirmektedir. Mühendislik malzemeleri arasında yüksek mukavemet değerleri sağlayan kompozitler, çekme, eğilme, darbe ve basınç dayanımı gibi mekanik değerlerin sağlanmasına yönelik tasarlanabilmektedir. Geleneksel malzemelerin aksine kompozitler, bir uygulamadaki özel tasarım beklentilerine uygun mukavemet değerlerini sağlayabilmektedir. Birim alan ağırlığında hem takviyesiz plastiklere hem de metallere göre daha yüksek mukavemet değerleri sunmaktadır. Yapıya sağladığı yüksek mukavemet/hafiflik özelliği etkin bir şekilde kullanılmasındaki en önemli nedenlerden biridir [62].

Kompozit malzemeler bir tasarımcının aklına gelebilecek her türlü karmaşık, basit, geniş, küçük yapısal, estetik, dekoratif ya da fonksiyonel şekle sokulabilir. Çeşitli mekanik, çevresel zorlanmalar altında şekillerini ve işlevselliklerini

korumaktadırlar. Elektrik yalıtım özellikleri, birçok parçaların üretimi konusunda açık bir tercih nedenidir. Ayrıca uygulama gereği, uygun modifiye edicilerin ve katkı malzemelerinin kullanılması durumunda kompozit ürüne elektriksel iletkenlik niteliği katmakta mümkündür [62].

Kompozit malzemeler paslanmaz ve aşınmazlar. Çeşitli kimyasal ve ısı ortamlara dayanımı sağlamak amacıyla geliştirilmişlerdir. Uygun tasarlandığında kompozit ürünlerin en az bakımla, uzun süreli hizmet ömrüne sahip olmaları sağlanabilir. Kompozit üretimi için seçilen araç ve gereçlerin maliyeti, çelik, alüminyum ve metal alaşımlı malzemeler gibi geleneksel malzemelere göre daha ucuzdur. Ayrıca, sınırsız kalıplama boyutları, çok sayıda üretim tekniği, diğer malzemelerle uyuma özelliği, takviye amacı ile köpük kullanımı, kendinden renklendirilme olanağı, isteğe bağlı olarak, ışık geçirgen özellikte üretilbilme olanağı gibi avantajlara da sahiptir [62].

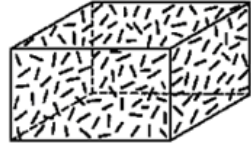
Kompozit malzemelerin mantığı gereği, bileşenin olumsuz özellikleri mevcutsa bu özellik mevcut kompozit malzemeye de yansır. Örneğin; kompoziti oluşturan matriks malzeme organik çözücülere karşı dayanıksız ise, ondan meydana gelen kompozite de bu olumsuzluk yansır. Dolayısıyla böyle kompozit malzemelerin, organik çözücülerin bol miktarda bulunduğu ortamda kullanılmaması gerekir. Aynı mantık, sıcaklık, nem v.s gibi kimyasal etkiler açısından da yürütülebilir. Kompozit malzemelerde şu tür dezavantajlar görülmektedir [60]:

- Kompozit malzemelerdeki hava zerrecikleri, malzemenin yorulma özelliklerini olumsuz etkiler.
- Kompozit malzemeler, değişik doğrultularda, değişik özellikler gösterirler.
- Çekme, basma, kesme operasyonları uygulanan aynı kompozit numunelerin liflerinde açılma meydana geldiğinden, bu tür malzemelerde hassas imalattan söz edilemez.
- İyi tanımlanmamış tasarım parametreleri varsa, bundan dolayı ham malzeme açısından en yüksek imalat verimliliğine ulaşamaz [62].

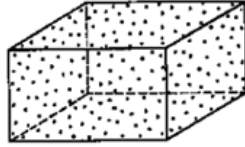
2.1 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeleri yapılarını oluşturan malzemeler ve yapı bileşenlerinin şekillerine göre iki şekilde sınıflandırmak mümkündür. Matriks malzemesinin türüne göre plastik kompozitler, metalik kompozitler, seramik kompozitler vb. gibi bir gruptandırma yapılabildiği gibi Şekil 2.1’de gösterildiği gibi yapı bileşenlerinin şekillerine göre de sınıflandırma yapılabilir:

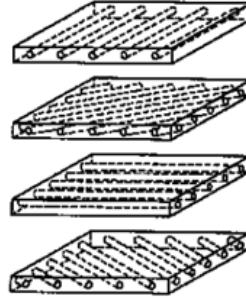
1. Elyaf takviyeli kompozit malzemeler,
2. Parçacık takviyeli kompozit malzemeler,
3. Tabakalı kompozit malzemeler,
4. Karma (Hibrid) kompozit malzemeler [63, 64].



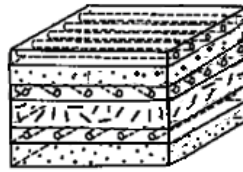
1. Elyaf Takviyeli
Kompozit Malzemeler



2. Parçacık Takviyeli
Kompozit Malzemeler



3. Tabakalı Kompozit Malzemeler



4. Karma (Hibrid) Kompozit Malzemeler

Şekil 2.1 Kompozit malzemelerin sınıflandırılması.

2.1.1 Elyaf Takviyeli Kompozit Malzemeler

Elyaf takviyeli kompozitler, birçok özelliklerde artış sağlayan, yüksek etkinliği olan liflerin ilavesiyle elde edilirler. Mühendislikte kullanılan malzemelerin

pek çoğu elyaf şeklinde üretildiklerinden mukavemet ve rijitlikleri kütle halindeki değerlerinden çok üst düzeyde olabilmektedir. Örneğin karbon elyafların çekme mukavemeti kütle halindeki grafitten 50 kat, rijitliği 3 kat daha yüksektir [61, 62].

Takviye elemanları yapı içerisinde kesintisiz uzayan sürekli elyaflar veya uzun elyafların kesilmesiyle elde edilen süreksiz elyaf şeklinde olabilir. Elyaf takviyeli kompozitlerin mühendislik performansını etkileyen en önemli faktörler, elyafların şekli, uzunluğu, yönlenmesi, matriksin mekanik özellikleri ve elyaf-matriks ara yüzey özellikleridir [61, 62].

Elyafların matriks içerisindeki yerleşimi kompozit yapının mukavemetini etkileyen önemli bir unsurdur. Uzun elyafların matriks içerisinde birbirlerine paralel şekilde yerleştirilmeleri ile elyaf doğrultusunda yüksek mukavemet sağlanırken, elyaflara dik doğrultuda oldukça düşük mukavemet elde edilir. İki yönlü olarak yerleştirilen elyaflarla her iki yönde de eşit mukavemet sağlanırken, matriks içerisinde homojen dağılmış kısa elyaflarla izotrop bir yapı oluşturmak mümkündür [61, 62].

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 önemlidir. Kompozit yapının mukavemetinde önemli olan bir diğer unsur ise elyaf-matriks arasındaki bağın yapısıdır. Matriks yapıda boşluklar söz konusu ise elyaflarla temas azalacaktır. Nem absorpsiyonu da elyaf ile matriks arasındaki bağı bozan olumsuz bir özelliktir [61, 62].

Elyaflar dairesel olduğu gibi nadiren dikdörtgen, hegzagonal, poligonal ve içi boş dairesel kesitli olabilir. Bu kesitlerin bazı artı özellikleri olmakla birlikte (yüksek mukavemet gibi) dairesel kesitler maliyeti ve kullanım kolaylığı ile üstünlük sağlar. Sürekli elyaflarla çalışmak genelde daha kolaydır ve tasarım serbestliği süreksizlere göre çok daha sınırlıdır. Sürekli elyaflar süreksizlerden daha iyi yönlenme göstermelerine karşılık, süreksiz elyafların kullanılması daha pratik sonuçlar vermektedir [61, 62].

2.1.2 Parçacık Takviyeli Kompozit Malzemeler

Parçacık takviyeli kompozitler, bir veya iki boyutlu makroskobik parçacıkların veya sıfır boyutlu olarak kabul edilen çok küçük mikroskobik parçacıkların matriks fazı ile oluşturdukları malzemelerdir. Rijitlik ve mukavemette artış sağlayan küçük granül dolgu maddesi ilavesiyle şekillendirilerek üretilirler. Parçacık takviyeli kompozitleri elyaf kompozitlerden ayırt eden karakteristik özellikleri, parçacıkların matriks içinde tamamen rastgele dağılması ve bu nedenle malzemenin izotropik özellik göstermesidir. Parçacık takviyeli kompozitlerin maliyeti düşüktür ve rijitliği de oldukça iyidir [61, 62].

2.1.3 Tabakalı Kompozit Malzemeler

Tabakalı kompozitler, farklı özelliklere sahip en az iki tabakanın birleşiminden oluşur. Çok değişik kombinasyonlarda tabakalanmış kompozitlerin üretimleri mümkündür. Metaller üzerine uygulanan metalik, organik veya seramik kaplamalar, cam-plastik-cam tabakalardan oluşan kompozitler, kâğıt üzerine kaplanmış plastik kompozitler, farklı elyaf yönlenmesine sahip tek tabakaların birleştirilmesiyle elde edilen yapılar bu tür kompozitlere örnek olarak gösterilebilir. Korozyon direnci zayıf metaller üzerine daha yüksek dirençli metallerin veya plastiklerin veya plastiklerin kaplanmasıyla korozyon direncinin, yumuşak metallerin sert malzemelerle birleştirilmesiyle sertlik ve aşınma direncinin, farklı elyaf yönlenmesine sahip tek tabakaların birleştirilmesiyle de çok yönlü yük taşıma özelliğinin geliştirilmesi mümkündür [61, 62].

Ayrıca, uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanı olan sandviç yapılar da tabakalı kompozit malzemelere örnek olarak verilebilir. Sandviç yapılar, yük taşımayarak sadece izolasyon özelliğine sahip olan düşük yoğunluklu bir çekirdek malzemenin alt ve üst yüzeylerine mukavemetli levhaların yapıştırılması ile elde edilirler [61, 62].

2.1.4 Karma (Hibrid) Kompozit Malzemeler

Aynı kompozit yapıda iki ya da daha fazla elyaf çeşidinin bulunması mümkün olabilir. Bu tip kompozitlere karma (hibrid) kompozitler denir. Örneğin, kevlar ucuz ve tok bir elyafdır ancak basma mukavemeti düşüktür. Grafit ise düşük tokluğa sahip, pahalı ancak iyi basma mukavemeti olan bir elyaftır. Bu iki elyafın kompozit yapıda bir arada bulunması ile elde edilen hibrid kompozitin tokluğu grafit kompozitten daha iyi, aynı zamanda maliyeti daha düşük ve basma mukavemeti de kevlar elyafı kompozitten daha yüksek olmaktadır. Farklı tiplerdeki hibrid kompozitler aşağıdaki gibi gruplanabilir [61, 62]:

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

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

3. Reçine matriksli tabakalar ve metal matriksli tabakalar gibi farklı kompozit yapılar içeren süper hibridler elde edilebilir. Süper hibridlerde tabakalar bir yapışkan malzeme ile birleştirilirler [61, 62].

Bu çalışmada, elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemelerin üretimlerinde kullanılan çeşitli matriks ve takviye malzemeleri ile tabakalı kompozitlerin üretim metotları ve kür işlemleri hakkında bilgi verilmiştir. Diğer kompozit malzemelerle ilgili bilgiler çeşitli kaynaklarda bulunabilir.

2.2 Matriks Malzemeler

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 [61, 62, 66].

Elyaf takviyeli kompozit yapılarda yükü taşıyan elyafların fonksiyonlarını yerine getirmeleri açısından matriksin mekanik özelliklerinin rolü çok büyüktür. Örneğin; matriks malzemesi olmaksızın bir elyaf demeti düşünüldüğünde yük bir ya da birkaç elyaf tarafından taşınacaktır. Matriksin varlığı ise yükün tüm elyaflara eşit olarak dağılımını sağlayacaktır. Kesme yükü altındaki bir gerilmeye dayanım, elyaflarla matris arasında iyi bir yapışma ve matrisin yüksek kesme mukavemeti özelliklerini gerektirir [61, 62].

Elyaf yönlendirmelerine dik doğrultuda, matriksin mekanik özellikleri ve elyaf ile matris arasındaki bağ kuvvetleri, kompozit yapının mukavemetini belirleyici önemli hususlardır. Matriks elyafa göre daha zayıf ve daha esnektir. Bu özellik kompozit yapıların tasarımında dikkat edilmesi gereken bir husustur [61, 62].

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin üretiminde matriks malzemesi olarak genellikle polimerler kullanılır. Polimer kategorisi içerisinde yer alan en geniş kapsamlı gruptan biri plastiklerdir. Plastik malzemeler kompozit konusuna yakın olanlarca reçine olarak ifade edilmektedir. Plastikler, termoset ve termoplastik olarak bilinen iki gruba ayrılırlar. 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 [62].

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, değişim kalıcıdır. Termoset reçineler uygun malzemelerle takviye edildiğinde ağırlıklarına oranla teknolojinin geliştirdiği en dayanıklı malzemeler arasında yer almaktadırlar [62].

Kompozit endüstrisinde kullanılan en yaygın termoset reçineler; epoksi, polyester, vinilester ve fenoliktir. Yüksek mukavemet gerektirmeyen durumlarda en çok kullanılan matris malzemesi polyester reçinesidir. Gelişmiş kompozitlerin üretiminde ise genellikle epoksi reçinesi kullanılmaktadır [62].

2.2.1 Epoksi Reçineler

Epoksi reçineler geniş bir yelpazedeki kompozit parçaların üretiminde en yaygın kullanıma sahip reçinelerden biridir. Farklı performans düzeylerine sahip bir dizi ürün elde etmek için reçinenin yapısı geliştirilebilir. Epoksi reçineler, spesifik performans özellikleri sağlamak üzere değişik şekillerde formüle edilebilirler veya diğer epoksi reçinelerle karıştırılabilirler. Epoksi reçineleri, her molekülde iki veya daha fazla epoksi grubunu ihtiva eden maddelerdir [62].

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 viskozitesinin çoğu polyester reçineninkinden yüksek olması ve üstün mekanik özellikler elde etmek için 'post kür' gerektirmesi nedeniyle epoksilerin kullanımı zordur [62].

Epoksi reçinelerin polyesterlere göre sağladığı yararların başında sertleşme sırasında düşük çekme özelliği gelir. Bu genelde %1-2 düzeyindedir ve dolgu maddeleri ile sıfıra indirilebilir [62].

Tabakalı kompozit levha uygulamaları için kullanılan epoksi reçineler iki sınıfa ayrılır;

1. **Sıvı reçineler:** Islak yatırma uygulamalarında kullanılır,
2. **Düşük molekül ağırlıklı katı reçineler:** yarı mamul (prepreg) yapımında solüsyon olarak kullanılır.

Modifiye edilmemiş epoksi reçineler genellikle ıslak yatırma sistemlerinde ısıyla sertleştirmek için kullanılır. Uygulamalarda bazik reçinenin vizkozitesi çok yüksek olduğundan vizkoziteyi düşürmek için ve işlemeyi kolaylaştırmak için seyreltici eklenir. Bunlar reçinenin sertleşmiş özelliklerini de düzenler [62].

Isıyla sertleşen epoksi reçine sistemlerinin çoğunun ısı derecesi 50°C'nin üstündedir. Bu ısı, post kür'de yükseltilebilir derece ile artırılabilir. Genelde tabakalı kompozit levha uygulanırken yapılır [62]. Epoksilere uygulanan kür işlemleri ile yüksek sıcaklıklara dayanımları artırılabilir. Tüm polimerler düşük sıcaklıkta saydamlaşır ve yüksek sıcaklıkta kauçuklaşır. Geçişin meydana geldiği sıcaklık aralığına 'cam geçiş sıcaklığı' adı verilir. Cam geçiş sıcaklığı maksimum çalışabilme sıcaklığının bir ölçüsüdür. Örneğin; 100°C'de uygulanan bir kür işlemi ile maksimum çalışma sıcaklığı 90-100°C artırılabilir [61].

Epoksi reçineler başta cam, karbon ve aramid olmak üzere çeşitli elyaf takviye malzemeleri ile birlikte kullanılmaktadır. Bor, tungsten, çelik, bor karbür, silikon karbür, grafit ve kuartz gibi özel takviye malzemeleri için matriks reçine olarak da kullanılmaktadır. Genellikle yüksek mukavemet ve yüksek sertlik gereksinimlerini karşılamak amacıyla kullanılmaktadır. Epoksi reçineler özellikle el yatırması, elyaf sarma, vakum torbalama, otoklav, basınçlı torba ve sıcak pres gibi kompozit üretim yöntemlerinde kullanıma elverişlidir [62].

2.2.2 Polyester Reçineler

Polyesterler, dikarboksilik asitler ve polihidrik alkollerin (glikoller) kondensasyon polimerizasyonu sonucu oluşurlar. 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. Doymamış polyesterler kompozit üretiminde kullanılan reçinelerin %75'ini temsil eder [62].

Polyester reçineler istenilen özelliklerin elde edilmesi ve hangi kalıplama yöntemiyle uyumlu olması isteniyorsa ona göre formüle edilirler. Polyesterler çok yönlü oldukları için ve polimer zincirlerinin oluşumu sırasında modifiye edilebilme ve biimlendirilebilme olanağı sayesinde kompozit endüstrisinde sınırsız kullanım alanına sahiptirler. Bu tür reçinelerin en büyük avantajı mekanik, kimyasal ve elektriksel özellikler, boyutsal stabilite, maliyet ve kullanım kolaylığı gibi özellikleri arasındaki dengeden ileri gelmektedir. Polyesterler, borular, tanklar, gemi iskeleti, otomotiv gövdesi parçaları ve yapı panelleri gibi büyük parçaları üretimlerinde yaygın olarak kullanılır [62].

2.2.3 Vinilester Reçineler

Vinilester reçineler, epoksi reçinelerin avantajları 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 u üzerinde meydana gelmektedir. Polyester reçinelerde 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 stn özellikleri sayesinde epoksi reçinelerdeki gibi karmaşık proses veya özel kullanım becerisi gerektirmezler [62].

2.2.4 Fenolik Reçineler

Fenolikler; çoğunlukla fenol (karbolik asit) ve formaldehit'e dayanan bir reçine topluluğudur. Fenolikler kondensasyon reaksiyonu sırasında sertleşen termoset reçinelerdir. Fenolik reçinelerin en büyük avantajı yüksek sıcaklık dirençleridir. En önemli dez avantajları ise diğer matris malzemelere göre mekanik özelliklerinin düşük olmasıdır. 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 yaygın olarak kullanılmaktadır [62].

Kompozit üretiminde kullanılan en bilinen termoplastik reçineler aşağıda verilmiştir:

Naylon (PA): Yüksek sertlik, darbelere dayanım ve makul sıcaklık stabilitesi özelliklerine sahiptir.

Polifinilen Sülfür (PPS): Mükemmel mukavemet, yüksek sıcaklık derecelerinde kullanım, düşük maliyet, kimyasal dayanım gibi üstün özelliklere sahip olup otomotiv sektöründe kullanılmaktadır.

Sıvı kristal Polimerler (LCP): Üstün elektriksel özellikler, yüksek ısı ve kimyasal dayanıklılık gibi mükemmel mukavemet özelliklere sahip olup yaygın olarak elektrik bağlantı kutuları ve prizlerde kullanılır.

Polyetheretherketone (PEEK): Kimyasal dayanım, yüksek ısıya dayanım, düşük duman çıkışı, yangına dayanım gibi özelliklerin arandığı uygulamalarda elverişlidir.

Polipropilen (PP): Yüksek spesifik mukavemet, düşük maliyet, çok iyi kimyasal dayanım ve esneklik özelliklerine sahip olup, petrokimya ve boru ürünlerinde kullanılmaktadır.

Polietilen (PE): Özellikleri bakımından biraz polipropilene benzer, kolay işlenebilir ve çok dayanıklı olup, çeşitli moleküler ağırlıklarda mevcuttur.

Polyetherimid (PEI): Yüksek sıcaklıklarda mükemmel mukavemet ve sertlik, alev dayanımı, boyutsal değişmezlik özelliklerine sahip olup, uçak iç parçalarında, sterilize edilen tıbbi aletlerde kullanılmaktadır.

Fluoropolimerler: Çok iyi kimyasal dayanım, güçlü elektriksel özellikler ve düşük sürtünme katsayısı özelliklerine sahip reçine türüdür [62].

2.3 Takviye Malzemeleri

Takviye malzemesi kompoziti oluşturan en önemli elemanlardan biri olup kompozit üzerine gelen yükün büyük bir kısmını taşımaktadır. Yükün elyaflara iletebilmesi için matriksle elyaf arasında fiziksel ve kimyasal uyumun, ara yüzey bağının iyi olması gerekir. Takviye elemanı ile matriksin ısıl genleşme katsayıları arasındaki uyum, kalıcı yapısal gerilmelerin oluşması yönünden önemlidir [61].

Birçok malzeme polimerlerin takviyesinde kullanılmaktadır. Bazı takviye malzemeleri ağaçtaki selüloz gibi, kendiliğinden doğada var olan ham, işlenmemiş ürünlerdir. Bununla birlikte, birçok takviye malzemesi endüstriyel olarak üretilmektedir. 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 halindeki gösterdikleri özelliklerinden daha üstün performans gösterirler. Elyafların ince çaplı olarak üretilmeleri ile büyük kütleli yapılara oranla yapısal hata olasılıkları en aza indirilmiştir [62].

Takviye malzemeleri fitil, öğütülmüş lifler, kırılmış lifler, keçe, kırılmış demetten keçe veya ısı ile şekillendirilebilen keçeleri kapsamaktadır. Çok yönlü takviye malzemeleri, sürekli elyafların dokunarak, örülerek veya dikilerek kumaş veya levha şekline getirilmiş diğer türleri de vardır. Tek yönlü takviye malzemeleri, şerit, demet, tek yönlü kumaş, tek veya çok uçlu fitilleri kapsamaktadır [62].

Elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemelerin üretimlerinde yarı mamul (prepreg) tabakalar da kullanılmaktadır. Yarı mamul tabakalar, kuru elyaflara matris malzemenin emdirilmesi sonucu elde edilen ürünlerdir. Matris malzemenin tam sertleşmemiş (viskoz) bir yapıda olması nedeniyle silikon tabakalar arasında muhafaza edilmektedir. Bu tabakalar, tek yönlü 0° elyaflardan oluşan rulolar halinde

üretir. Ayrıca 0° ve 90° elyaf yönlendirmelerinden oluşan örgü tabakalarda üretilmektedir. Yarı mamul tabakalar, elyaf oranı yüksek kompozitlerin üretimini mümkün kılar. Üretilen tabakalı plakanın kalınlığı, ağırlığı ve elyaf matris malzeme oranı homojendir. Ayrıca üretim kolaylığı sağlarlar. Ancak, yarı mamul tabakalarla üretimde elyaf ve matris malzeme çiftini birlikte seçme zorunluluğu vardır (karbon/epoksi, cam/epoksi, cam/polyester gibi) [61].

Kompozit üretilirken; takviye elemanı seçimi, üretim tekniği, üretim esnasında elyafların matris tarafından ıslatılabilmesi, yönlendirilmeleri ve elyaf içeriği kompozitin fiziksel ve mekanik özelliklerini belirler. Elyafalarda aranan temel özellikler:

- Yüksek elastik modülü,
- Yüksek dayanım,
- Düşük yoğunluk,
- Kimyasal uyumluluk,
- Üretim kolaylığı,
- Isıl dirençtir.

Plastik matrisli kompozit malzemelerde en yaygın kullanılan takviye malzemeleri; cam elyafı, grafit (karbon) elyafı ve aramid elyafıdır [61, 62].

2.3.1 Cam Elyafı

Cam elyafın esasını; silis-kum (SiO_2) meydana getirmekle beraber belirli oranlarda sodyum, kalsiyum, alüminyum, bor ve demir gibi elementlerin oksitlerinden oluşur. Polimer esaslı kompozitlerde yaygın olarak kullanılan en ucuz takviye elemanıdır. Üç boyutlu moleküler yapıda bir silis atomu dört oksijen atomu ile çevrilmiştir. Cam elyaflar, camların elektrik fırınında yaklaşık olarak 1200-1500°C de ergitilmesi ve ergiyen camların bir platin alaşımlı olan potanın tabanındaki binlerce delikten hızlı şekilde aşağı doğru demetler halinde çekilerek ve soğutma bölgesinden geçirilerek üretilirler [61, 62].

Cam elyafların bazı özellikleri aşağıdaki gibi özetlenebilir:

- Yüksek çekme mukavemetine sahiptirler, birim ağırlık başına mukavemeti çeliğinkinden yüksektir.
- Isıl dirençleri düşüktür. Yanmazlar, ancak yüksek sıcaklıkta yumuşarlar. Bu özellikleri katkı malzemeleri kullanılarak iyileştirilebilir.
- Kimyasal malzemelere karşı dirençlidirler.
- Nem absorbe etme özellikleri yoktur, ancak cam elyafı kompozit malzemede matriks ile cam elyaf arasında nemin etkisi ile bir çözülme olabilir. Özel elyaf kaplama işlemleri ile bu etki ortadan kaldırılabilir.
- Elektriği iletmezler. Bu özellik sayesinde elektriksel yalıtımın önem kazandığı durumlarda cam elyafı kompozitlerin kullanımına imkan tanırırlar [61,62].

Cam elyaf imalinde silis-kumuna çeşitli katkı malzemeleri eklendiğinde yapı bu malzemelerin etkisi ile farklı özellikler kazanır. A-camı, C-camı, E-camı, S-camı ve R-camı gibi çeşitli tipte cam elyaf mevcuttur. A-camı yüksek oranda alkali içeren bir camdır. Bu nedenle elektriksel yalıtkanlık özelliği kötüdür. Kimyasal direnci yüksek olan A-camı, en yaygın cam tipidir. C-camı oldukça iyi korozyon direncine sahip ancak mekanik özellikleri düşüktür. E-camı düşük alkali oranı nedeniyle elektriksel yalıtkanlığı diğer cam tiplerine göre çok iyidir. Mukavemeti oldukça yüksektir. Suya karşı direnci de oldukça iyidir. Nemli ortamlar için geliştirilen kompozitlerde genellikle E-camı kullanılır. S-camı yüksek mukavemetli bir camdır. Çekme mukavemetleri E-camına göre %33 daha yüksektir. Ayrıca yüksek sıcaklıklarda oldukça iyi bir yorulma direncine sahiptir. Ayrıca, özel uygulamalar için çok yüksek mekanik dayanımlı R-camları da geliştirilmiştir ve uçak endüstrisi ile uzay endüstrisinde kullanılmaktadır [61, 62].

2.3.2 Grafit (Karbon) Elyafı

Karbon elyaflar cam elyaflardan daha sonra gelişen ve çok yaygın olarak kullanılan bir elyaf grubudur. Karbon elyafı üretiminde birçok yöntem vardır. İlk karbon elyafı piroliz (yanma) ve ısıl işleme tabi tutulan sentetik liflerin karbon ve

grafit elyafına dönüştürülmesi sureti ile üretilmiştir. Sentetik esaslı elyafların çoğunluğu, girdi malzeme olarak polikronitril (PAN) kullanılarak elde edilmektedir. Bu liflerin modülleri ve dayanımları, proses sırasındaki gerilim ve sıcaklık koşullarının değiştirilmesi ile kontrol altında tutulmaktadır [61].

Diğer karbon/grafit elyafı üretim prosesi, öncelikli olarak zift kullanımını esas almaktadır. Bu zift, sıvı kristal zift (mesophase) haline dönüştürülmekte ve sıvı haldeki kristal zift piroliz işlemine tabi tutulmakta yüksek modüllü takviye özelliği ve yüksek mukavemet değerlerine sahip ürün elde edilmesi amacıyla ısı uygulanmakta ve elyafa dönüştürülmektedir. Zift esaslı ürünler çok yüksek modüllere sahiptir ve kopma uzaması düşüktür [61].

Karbon elyafın 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 sahiptirler [62].

2.3.3 Aramid Elyafı

Aramid elyaflar, karbon, hidrojen, oksijen ve azottan oluşan aromatik bir organik bileşiktir. Yüksek düzeyde yönlendirilmiş olan bu polimer, düşük yoğunluk ile yüksek modül ve yüksek düzeyde yapışma özelliği ile yüksek mukavemet/ağırlık oranını bir araya getirmektedir. Mukavemet ve modül değerleri yanı sıra, liflerin kolaylıkla ıslatılabilmesi ve üründe darbe dayanımı özellikleri dolayısıyla yaygın olarak kullanılan reçinelerin çoğunluğu ile kullanılabilir. Aramid elyafın negatif ısıl genleşme katsayısından dolayı, ısıl yayılmanın önem taşıdığı ortamlarda fayda sağlamaktadır [61].

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 [61].

Kevlar elyafın yoğunluğu cam ve grafit elyafların yoğunluklarından daha düşüktür. Aramid elyaflar elektriksel iletkenliğe sahip değildirler. Basma mukavemetlerinin iyi olmamasının yanı sıra kevlar/epoksi kompozitlerin nem absorbe etme özellikleri kötüdür [61].

2.4 Elyaf Takviyeli Tabakalı Kompozit Plakaların Üretim Metotları

Kompozit malzemelerin geleneksel malzemeler karşısında üstün mekanik özellikler sergilemesi son yıllarda kompozitlerin üretim metotları üzerinde daha yoğun çalışmalar yapılmasına yol açmıştır. Fakat bu malzemelerin üretim maliyetleri hala yüksek ve problemleri mevcuttur. Bir kompozit malzemenin üretimi verilen bir uygulamada istenilen teknik özelliklere göre takviye elemanı ve matriks malzemelerinin seçimi yanında üretim tekniği ve sertleştirme parametreleri de çok önemlidir [62].

Elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemelerin üretiminde değişik üretim teknikleri uygulanabilir. Üretilen kompozit parçanın geometrik şekli (basit veya karmaşık şekilli), boyutu, reçine türü ve özellikleri, takviye elemanının şekli, malzemenin beklenen özellikler proses seçiminde en önemli faktörlerdir. Örneğin ısı davranışları, viskoziteleri, sertleşme mekanizmaları farklı olan termoplastik ve termoset türü reçineler için kullanılacak teknikler genellikle birbirlerinden farklıdır. Termoset bir reçinenin düşük veya yüksek sıcaklıklarda sertleşmesi, sertleşmenin hızlı veya yavaş olması, kullanılan takviye elemanının şekli proses seçiminde ayrı birer etkidir [62].

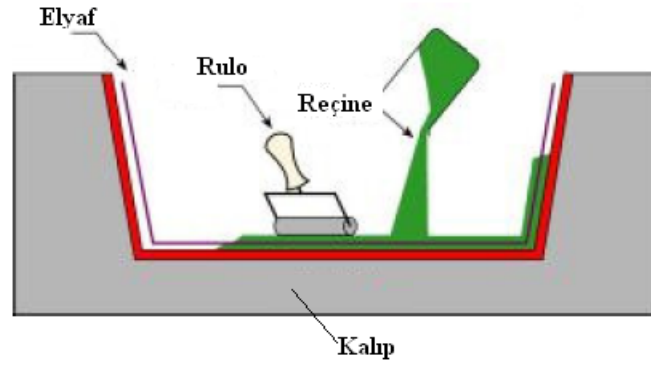
Elyaf takviyeli tabakalı kompozit plakaların belli başlı üretim metotları şunlardır:

1. El yatırması ve püskürtme metodu

2. Pres kalıplama ve reçine transfer metodu (RTM)
3. Torba kalıplama metodu

2.4.1 El Yatırması ve Püskürtme Metodu

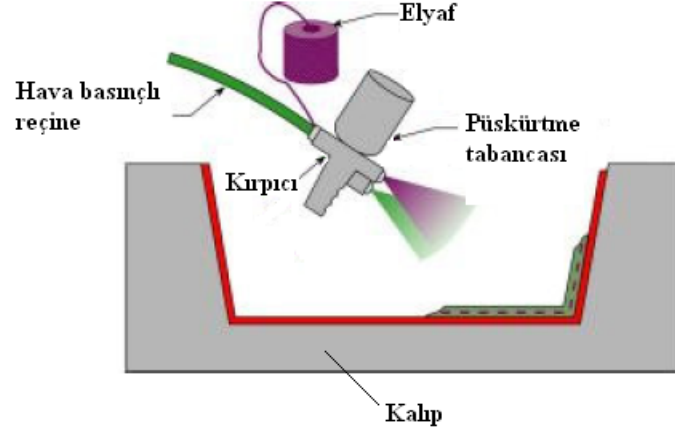
El yatırması (hand lay-up) ve püskürtme (spray lay-up) metodu elyaf takviyeli kompozit malzemelerin kalıplama yöntemleri içerisinde en yaygın kullanımı olan ve birçok avantaj sağlayan iki temel kalıplama metodudur. Her iki metot da takviye malzemesinin kalıba yatırılması ve açık kalıp üzerine sıvı reçine sürülmesi prensibine dayanır. Ancak el yatırması metodunda kalıba reçine ve takviye malzemesi ilavesi elle, püskürtme metodunda ise bir püskürtme cihazı yardımıyla yapılmaktadır. Kalıp reçine ile kaplanmadan önce kalıptan parçanın ayrılmasını sağlamak için polivinil alkol, silikon sürülür. El yatırması metodunda kalıp içersine serilen keçe, örgü veya kumaş şeklindeki elyafa vizkozitesi yüksek reçine bir fırça yardımıyla emdirilir. Bu şekilde istenilen kalınlığa ulaşıncaya kadar işlem devam ettirilir [62].



Şekil 2.2 El yatırması metodu [60].

Püskürtme metodunda ise kırıcı ve püskürtme tabancası arasından sürekli elyaf demeti beslenir. Bu aygıt aynı anda elyafları kırarak kalıp üzerine reçineyi kaplar. Kalıplama işlemleri sırasında tabakalar arasında kalan havayı dışarı çıkarmak ve yüzeydeki buruşmaları düzeltmek için el ruloları kullanılır [62].

El yatırması ve püskürtme metodunda oda sıcaklığında sertleşen polyester ve epoksi kullanılmaktadır. Şekil 2.2 ve Şekil 2.3’de el yatırması ve püskürtme metotlarının yapılışı şematik olarak gösterilmiştir [62].

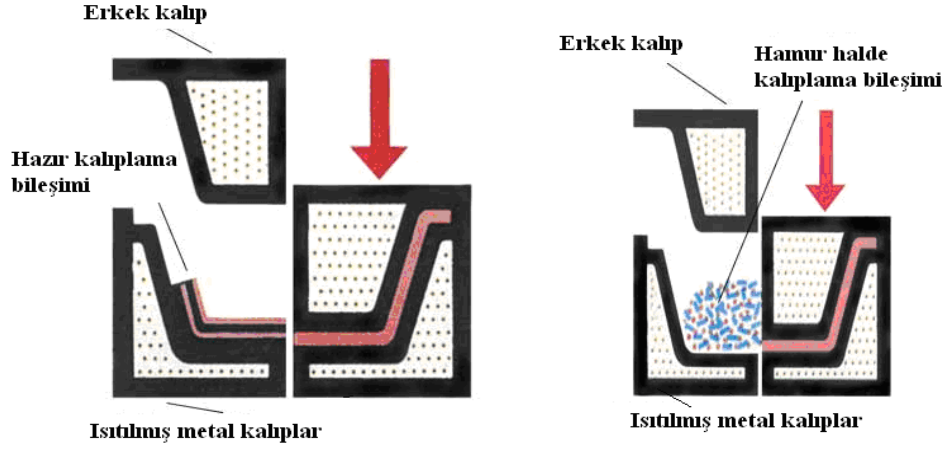


Şekil 2.3 Püskürtme metodu [62].

El yatırması ve püskürtme metotlarında elyaf dağılımının düzensiz olduğu yerlerde kalınlıktaki değişimler nedeniyle düşük mukavemetli parçalar üretilir. Kullanılan elyaf hacim oranı da sınırlı olup yaklaşık %30 civarındadır [62].

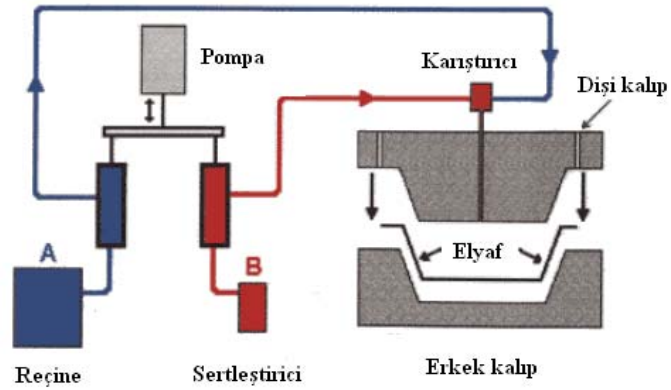
2.4.2 Pres Kalıplama ve Reçine Transfer Metodu

Elyaf takviyeli tabakalı kompozit yapıların imalinde, tabakalar arası boşlukların oluşumunu engellenerek mükemmel mekanik özellikler hedeflenir. Bu nedenle geliştirilen pres kalıplama ve reçine transfer metodunda üretim esnasında kompozit yapıya basınç uygulanır. Yüksek hacim ve yüksek basınç altında karmaşık ve yüksek dayanımlı elyaf takviyeli kompozit malzemelerin üretimi için uygundur. Pres kalıplama metodunda ısıtılmış metal kalıplarda, kompozit malzemenin istenilen şekilde, reçine sistemi sertleşene kadar hidrolik basınç altında sıkıştırılması işlemidir. Pres kalıplama yöntemi öncelikli olarak otomotiv, elektrik/elektronik ve yapı sektörlerindeki yüksek hacimli uygulamalarda kullanılmaktadır. Şekil 2.4’de pres kalıplama metodunun yapılışı şematik olarak gösterilmiştir [62].



Şekil 2.4 Pres kalıplama metodu [62].

Reçine transfer metodu (RTM) ise, önceden kesilmiş veya önceden şekillendirilmiş takviye malzemelerinin, erkek ve dişi kalıp arasına yerleştirilerek kapatıldığı bir kapalı kalıplama yöntemidir.



Şekil 2.5 Reçine transfer metodu [62].

Reçine, enjeksiyon kanallarından basınç altında kalıp içersine pompalanır. Sızdırmazlık kalıp çevresine yerleştirilen bir conta sistemi ile sağlanmaktadır. Kalıpta bulunan hava vanaları ile kompozit malzemedan hava çıkışı sağlanmakta ve reçine firesi engellenmektedir. Reçine transfer metodu kamyon gövde parçaları, otomobil gövde panelleri, otobüs panelleri, denizcilik araçları, uçak parçalarının

üretiminde yaygın olarak kullanılır. Şekil 2.5’de reçine transfer metodunun yapılışı şematik olarak görülmektedir [62].

2.4.3 Torba Kalıplama Metodu

Uçak ve uzay endüstrisi alanında yüksek teknoloji kompozit malzemelerinin kullanımı, özel kompozit kalıplama metotlarının gelişimini sağlamıştır. Torba kalıplama metodu performansın kritik olduğu uygulamalarda kullanılır. Islak sistem (elyaf-reçine) veya yarı mamul (prepreg) kalıba yerleştirildikten sonra esnek bir film (torba) ile örtüldükten sonra basınç ve sıcaklığın etkisiyle sistemin sertleşmesi sağlanır. Torba kalıplama metodu üç şekilde yapılabilir[62]:

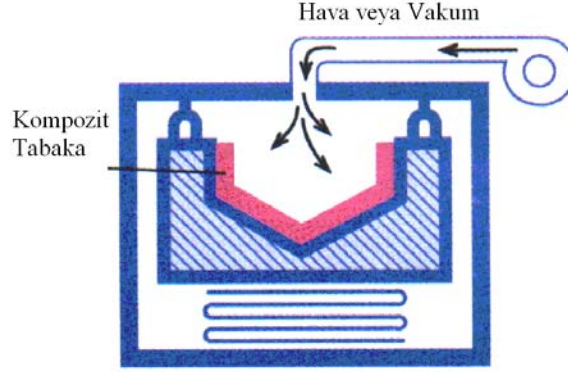
1. Basınçlı torba kalıplama metodu
2. Vakumlu torba kalıplama metodu
3. Otoklavda torba kalıplama metodu

Bu teknikler arasında en çok kullanılan vakumlu torba kalıplama ve otoklavda torba kalıplaması olup uygulanan işlemler her ikisinde de benzerdir.

2.4.3.1 Basınçlı Torba Kalıplama Metodu

El yatırması metoduyla benzerlik göstermektedir. Belirgin olan fark ise, sertleşme işlemi sırasında basınç uygulanmasıdır. Bu kalıplama yönteminde malzeme uygulama aşamasında, ıslak sistemler ve yarı mamuller (prepreg) kullanılır. Islak sistemlerde keçe veya dokuma elyaflar kalıp içersine yerleştirilir. Sıvı reçine, takviye malzemesi yüzeye uygulanır. Kolay şekillenebilir plastik bir film (torba), reçine emdirilmiş takviye malzemesi üzerine yerleştirilerek parçanın çevresinde kalıba yapıştırılır. Islak sistem yerine yarı mamul kullanıldığında, levhalar kalıp üzerine elle yerleştirdikten sonra üzeri plastik film ile kaplanır. Basınç torba kalıplama atmosferik basınçtan daha yüksek basınçların kullanılması gereken

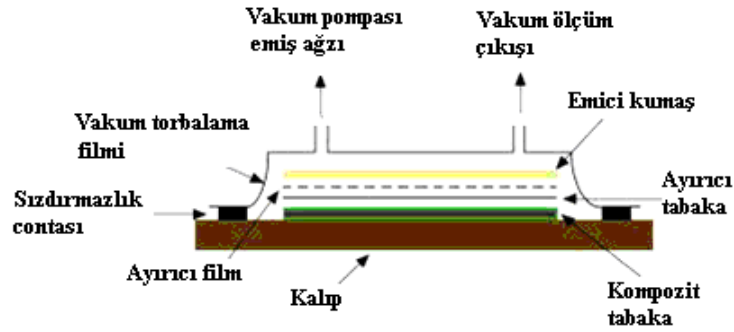
uygulamalarda kullanılır. Şekil 2.6’da basınçlı torba kalıplama metodunun yapılışı şematik olarak gösterilmiştir [62].



Şekil 2.6 Basınçlı torba kalıplama metodu [60].

2.4.3.2 Vakumlu Torba Kalıplama Metodu

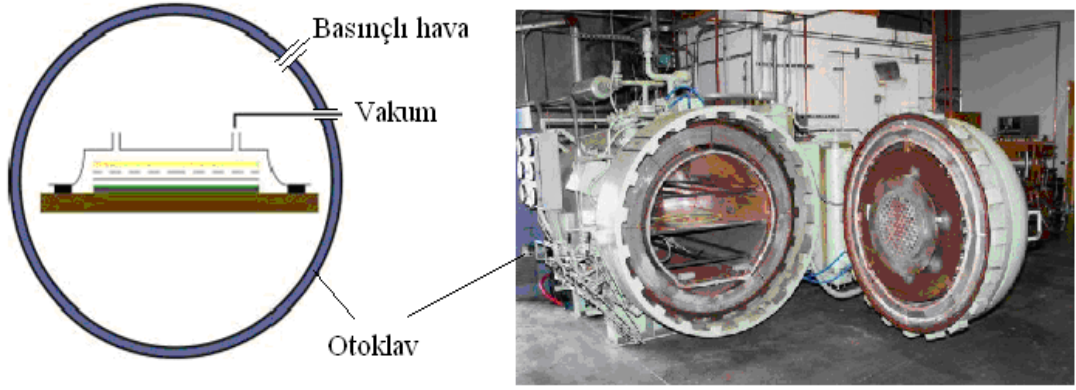
Vakumlu torba kalıplama metodu elle yatırma metodunun gelişmiş bir şeklidir. Büyük karmaşık şekilli parçaların bu metotla üretimi mümkündür. Vakumlu torba kalıplamada ıslak sistem ve yarı mamuller kullanılır. Islak sistem veya yarı mamul kalıba yerleştirildikten sonra üzeri esnek bir film (torba) ile kaplanır ve kenarları kapatılarak vakum sistemine bağlanır. Kalıplanmış parça daha sonra sertleşme işlemi için bir fırına yerleştirilir. Fırın sıcaklığı reçinenin sertleşme sıcaklığına ayarlanır ve belirli bir süre bekletilir. Uygulanan vakum, tabakalar üzerinde bir basınç etkisi doğurur, tabakalar arasındaki havanın ve fazla reçinenin dışarı çıkmasını sağlar. Şekil 2.7’de vakumlu torba kalıplamanın şematik resmi görülmektedir [62].



Şekil 2.7 Vakumlu torba kalıplama metodu [62].

2.4.3.3 Otoklavda Torba Kalıplama Metodu

Otoklavda torba kalıplama metodu, vakum ve basınçlı torba kalıplama metotlarının kombine edilmiş şeklidir. Otoklavda torba kalıplama ile vakumlu torba kalıplama arasındaki tek fark sertleşme işleminin fırın yerine otoklavda yapılmasıdır. Otoklavlar silindirik şekilli basınçlı kaplardır. Basınçlı, ısıtılmış bir otoklav, yüksek üretim oranlarını karşılamak için farklı konfigürasyonlardaki 30 ila 40 civarında parçaya kür uygulayabilecek kapasiteye sahiptir. Günümüzde birçok yüksek performanslı kompozit uçak parçası bu metotla üretilir. Otoklavda torba kalıplama metodu Şekil 2.8’de şematik olarak gösterilmiştir [62].



Şekil 2.8 Otoklavda torba kalıplama metodu [62].

Otoklav torba kalıplamada basınç, hava ve/veya karbondioksit (CO_2) gazı ile sağlanır. Tabakalar arasında sıkışan havayı ve diğer uçucuları dışarı atmak için vakum uygulanır. Vakum ve otoklav basınçları aşırı bir reçine sızması meydana gelmeksizin sıkışan havayı maksimum ölçüde dışarı çıkaracak şekilde uygulanabilir. Otoklav basıncı ise ısıtma soğutma süreçlerinde sürekli uygulanır [62].

Parçanın kalıplanması vakumlu torba kalıplanmasına benzer şekilde yapılır. Kalıplanan parçalar sertleşme için otoklava yerleştirilir ve ana vakum sistemine bağlanır. Otoklav basıncı, sıcaklığı ve sertleşme süresi başlıca üretim değişkenleri olup, reçine sistemine, kalıplanan parça kalınlığına bağlı olarak değişir [62].

2.5 Elyaf Takviyeli Tabakalı Kompozit Malzemelerin Kür Prosesi

Son yıllarda üretilen yapısal parçalar, daha büyük daha ince ve daha kompleks olduğundan, kür prosesi kabul edilebilir mukavemet ve mekanik özelliklerin geliştirilmesinde en önemli safha haline gelmiştir. Özellikle kür uygulanmış kompozit malzemeler geleneksel metal malzemelerinkinden bir hayli üstün mukavemete ve özelliklere sahip olabilir. İyi bir levha, doğru tabaka oryantasyonuna, doğru elyaf/reçine oranına, doğru elyaf hacim oranına, düşük boşluk hacmine ve doğru kür derecesine sahip olması gerekir. Doğru tabaka oryantasyonu, el yatırması (hand lay-up) prosesinin bir fonksiyonudur ve kürdeki ya da kimyasal proseslerdeki hiçbir şey tabaka oryantasyonundaki bir değişikliği etkilemez. Doğru reçine içeriği, vizkozite ve akışın bir fonksiyonudur. Düşük boşluk hacmi, akış özelliklerinin, buharlaşma hacminin, viskozitenin ve kür boyunca akışkan hidrostatik basıncının bir sonucudur. Kür derecesi, reçine viskozitesinin, sıcaklığın, zamanın ve reçinenin polimerizasyonu için gereken kimyasal reaksiyonun bir fonksiyonudur. Bu karakteristiklerin üçü reçinenin kür süreci boyunca meydana gelen kimyasal reaksiyonlarla direkt olarak ilgilidir [69].

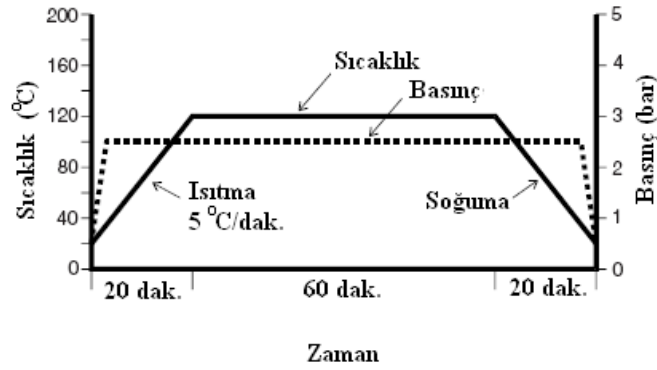
Kür prosesi, kimyasal reaksiyon boyunca düşük moleküler ağırlığa sahip reçine-sertleştirici sisteminden polimer cross-link adı verilen şebeke yapısına dönüşüm olarak tanımlanır. Kompozit malzemelerin kür prosesleri aşağıdaki bazı hususları içermektedir [69]:

- Hava kabarcıklarını çıkarmak, aşırı reçineyi atmak için kompozit parçalar belirli sıcaklık altında ve belirli bir sürede basınçla sıkıştırılır.
- İstiflenen kompozit malzemeler özel konfigürasyonlardaki kalıplarda şekillendirilir.
- Polimer zincir uzunluğunun ve cross-link'lerin artmasıyla yapısal bir kompozit malzemeyi üretmek reçine kimyasına bağlıdır.

Çoğu kür prosesi bir otoklavda yapılmasına rağmen, fırınlarda, sıcak preslerde, kısmi ısıtılmış mekanik basınçlı kalıplarda ya da bir vakum torbası ile oda sıcaklığında bile yapılmaktadır [69].

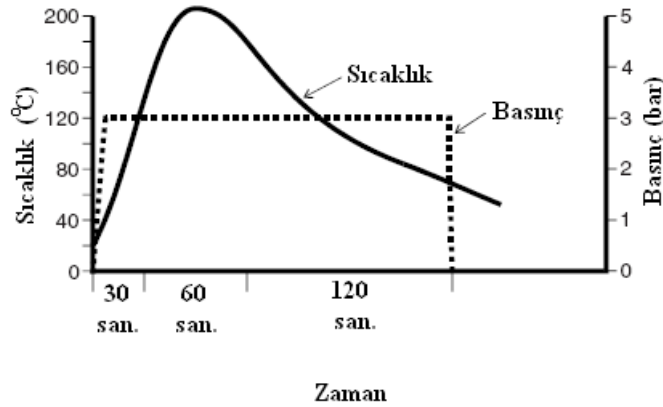
2.5.1 Kür Çevrimleri

Temel kür prosesi, önceden belirlenmiş zaman periyotlarında ısı ve basıncın sistematik olarak uygulanmasını içerir. Kompozit malzemelerin üretimlerinde reçine üreticileri tarafından tavsiye edilen kür çevrimleri uygulanır. Her kompozit malzeme sistemi birbirinden farklı kür çevrimine sahiptir. Kür süresi normal koşullarda parçanın kalınlığı ve kullanılan katalizör (sertleştirici) miktarına bağlı olarak değişmektedir. Kompozit malzemeler için tipik bir kür çevrimi diyagramı Şekil 2.9'da görülmektedir [70].



Şekil 2.9 Tipik bir kür çevrimi [70].

Uygun denemelerden sonra kür çevrimleri modifiye edilebilir. Örneğin; küçük parçaların yüksek üretim oranları için Şekil 2.10'da görüldüğü gibi daha kısa bir zaman için daha yüksek kür sıcaklığı kullanılabilir [70].



Şekil 2.10 Modifiye edilmiş tipik bir kür çevrimi [70].

3. KOMPOZİT YAPILARDAKİ BAĞLANTILAR

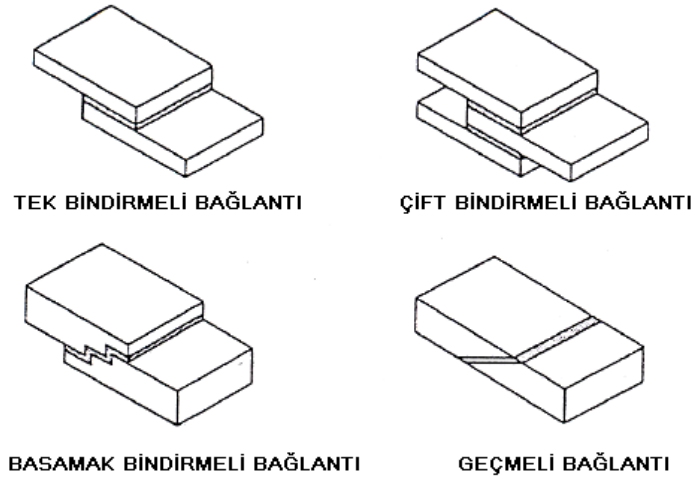
Yapısal bir bağlantı, hemen hemen bütün mühendislik tasarımlarında en kritik elemanı temsil eder. Parçalar arasındaki bağlantılar, yapılara ekstra bir ağırlık verdiği gibi önemli birer hasar kaynağı ve üretim problemlerinin nedenidir. Tasarımda, malzeme büyüklüğündeki sınırlamalar, üretim ve taşıma zorluğu gibi faktörler bağlantısız bir yapıyı imkânsız hale getirmiştir. Bir bağlantının amacı, yapıyı oluşturan parçalar arasında yük aktarımını sağlamaktır. Bu yük aktarımının bir sonucu olarak, bağlantı bölgesinde gerilme yığılmalarından dolayı önemli hasarlar meydana gelmektedir. Dayanıklı ve güvenilir yapılar elde etmek isteniyorsa, bağlantı tasarımda gerilme yığılmalarını en aza indirmek en önemli amaçlardan biri olmalıdır [66].

Kompozit malzemelerin metallere karşılaştırıldığında bir avantajı da, elyaf tipi, içeriği ve oryantasyonu doğru seçildiğinde rijitlik ve mukavemet gibi mükemmel mekanik özelliklerinin olmasıdır. Bu, elbette ki temel bir yarar olabilir, ancak bağlantı problemlerine neden olabilir. Özellikle de izotropik olmayan kompozit levhaların son derece karışık ve güç konfigürasyonları vardır ve bu tür levhaları tamir etmek zordur. Bu nedenle kompozit levhalardaki bağlantılar, maliyet açısından da bir çözüm gerektiriyorsa tasarım sürecinin önemli bir parçası olarak düşünülmesi gerekir [66].

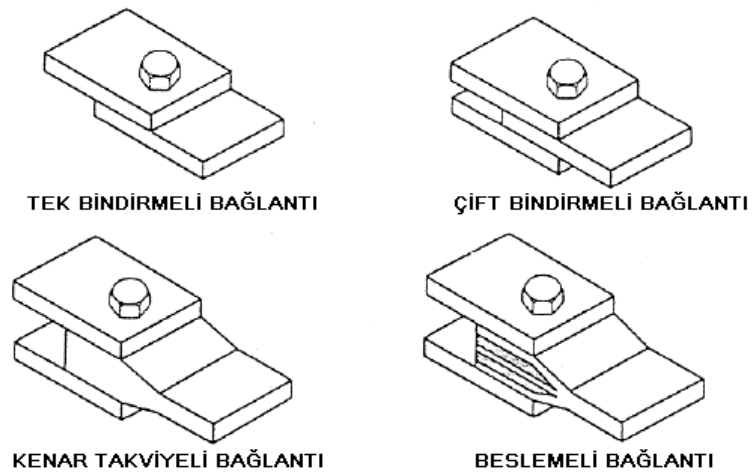
Elyaf takviyeli kompozit malzemeler geleneksel metal malzemelerinkine göre bağlantı problemlerinden daha çabuk etkilenen birkaç karakteristik özelliğe sahiptir. Bu karakteristikler elyaf yönlerindeki yüksek dayanım ve rijitliğe bağlı olarak düzlemsel kayma gerilmesindeki, enine çekme gerilmesindeki, tabakalar arası kayma gerilmesindeki ve yatak mukavemetindeki zayıflıktır. Bu nedenle elyaf takviyeli

kompozit yapılardaki her bir bağlantı sisteminin birbirinden bağımsız olarak ele alınıp tasarlanması gerekir [63].

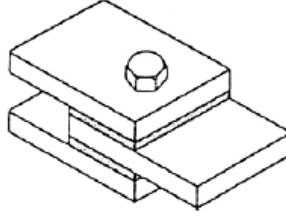
Mühendislik tasarımlarında geleneksel metal parçaların birleştirilmesinde kullanılan temel teknikler elyaf takviyeli kompozit parçaların birleştirilmesinde de kolayca uygulanmaktadır. Kompozit yapılardaki parçalarının birleştirilmesinde genel olarak Şekil 3.1’de görüldüğü gibi mekanik bağlantılar ve Şekil 3.2’de görüldüğü gibi yapıştırarak yapılan bağlantılar olmak üzere iki bağlantı şekli kullanılır. Bazı durumlarda, Şekil 3.3’de görüldüğü gibi bu iki tekniğin birleşimi olan mekanik-yapıştırma bağlantı şekli kullanılmaktadır [64].



Şekil 3.1 Kompozit yapılardaki yapıştırarak yapılan bağlantılar [64].



Şekil 3.2 Kompozit yapılardaki mekanik bağlantılar [64].



Şekil 3.3 Kompozit yapılarıdaki mekanik-yapıştırma bağlantılar [64].

Mekanik bağlantılarla yapıştırarak yapılan bağlantıların her ikisinin de amacı aynı olmasına rağmen yük aktarma mekanizmaları birbirlerinden oldukça farklıdır. Mekanik bağlantılarda yükler, sürtünmeden dolayı parçaların dış yüzeyleri üzerinde oluşan küçük kayma bileşeni tarafından bağlantı deliklerinin iç yüzeyi sıkıştırılarak bir parçadan diğerine aktarılır. Yapıştırarak yapılan bağlantılar da ise yükler, parçaların yüzeyleri üzerinden çoğunlukla kayma şeklinde aktarılır. Her iki durumda da yük taşıma elemanları (mekanik bağlayıcı ya da yapıştırıcı) bağlantı çizgisi boyunca meydana gelen kayma ile gerilirler; bununla birlikte her iki bağlantının da gerçek gerilme dağılımları karışıktır [64].

Kompozit parçaları birleştirirken bu iki temel bağlantı tekniği arasında bir seçim yapılması gerektiğinde onların avantajlarının ve dezavantajlarının göz önünde bulundurulması gerekir. Örneğin; mekanik bağlantılar hasarsız olarak kolayca sökülüp takılabilmelerine karşın, yapıştırarak yapılan bağlantıların kompozit parçalar üzerinde önemli ölçüde hasar meydana getirdiği görülmektedir [71].

3.1 Mekanik Bağlantılarla Yapıştırarak Yapılan Bağlantıların Karşılaştırılması

Tablo 3.1’de mekanik bağlantılarla yapıştırarak yapılan bağlantıların avantaj ve dezavantajlarının karşılaştırılması özetlenmiştir.

Tablo 3.1 Mekanik bağlantılarla yapıştırarak yapılan bağlantıların avantaj ve dezavantajlarının karşılaştırılması [71].

MEKANİK BAĞLANTILARIN AVANTAJLARI	YAPIŞTIRARAK YAPILAN BAĞLANTILARIN AVANTAJLARI
<ul style="list-style-type: none"> • Birleştirilen parçalarda kalınlık sınırlandırılması yoktur, • Basit bağlantı konfigürasyonları vardır, • Üretim yöntemleri ve denetim prosedürleri basittir, • Çevresel etkilere karşı duyarsızdırlar, • Güçlendirme kalınlık yardımıyla sağlanır, • Önemli artık gerilme problemi yoktur, • Birleştirilen parçalara hasar vermeden montaj ve de-montaj yapılabilir. 	<ul style="list-style-type: none"> • Küçük gerilme yığılmaları üretirler, • Sert bağlantı özelliğine sahiptirler, • Mükemmel yorulma özelliğine sahiptirler, • Aşındırma özellikleri yoktur, • Korozyona karşı dirençlidirler, • Düzgün yüzey hatlarına sahiptirler, • Nispeten hafiftirler, • Hasar dayanımları yüksektir.
MEKANİK BAĞLANTILARIN DEZAVANTAJLARI	YAPIŞTIRARAK YAPILAN BAĞLANTILARIN DEZAVANTAJLARI
<ul style="list-style-type: none"> • Önemli gerilim yığılmaları üretirler, • Metalik parçalarda yorulma çatlaklarına dayanıksızdırlar, • Yapıda deliğin varlığı kompozit malzemeye zarar verebilir, • Kompozit malzemelerde nispeten zayıf dayanım özelliği sergiler. 	<ul style="list-style-type: none"> • Parça kalınlığı sınırlıdır, • Parça kalınlığı boyunca oluşan gerilmelere duyarlıdırlar, • Metallerin birleştirilmesinde artık gerilme problemleri oluşur, • Sökülmeleri sırasında parçalar zarar görür, • Pahalı araç-gereç ve beceri gerektirirler, • Kalite kontrolleri karışıktır.

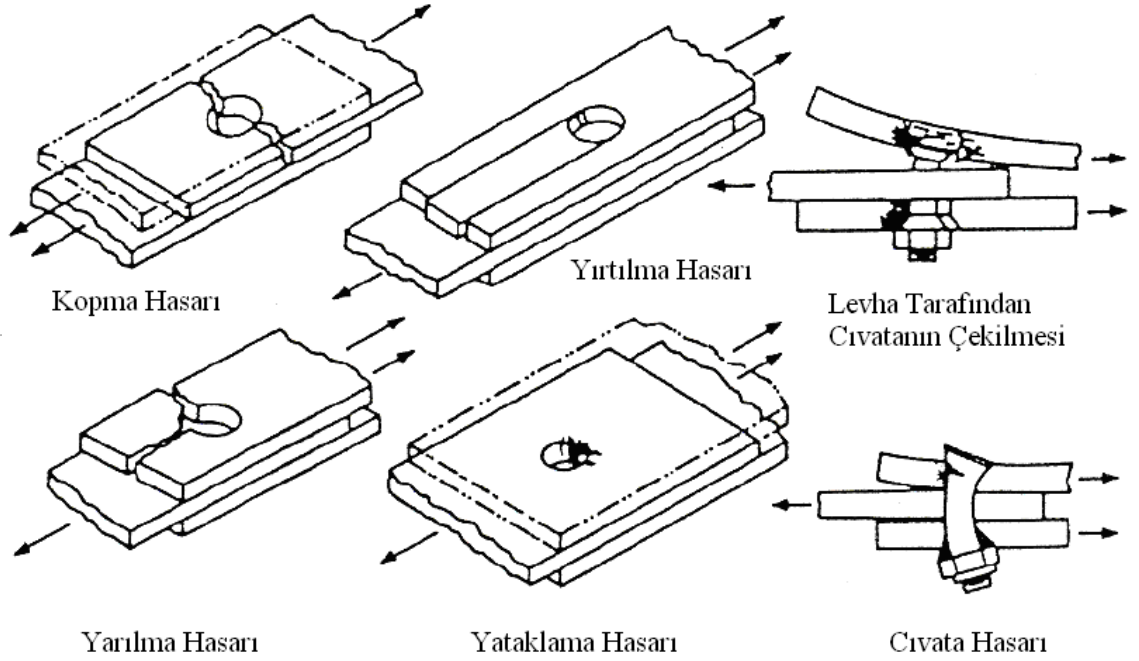
Aşağıda sıralanan bazı hususlar yapısal uygulamalarda uygun bağlantı şeklini seçmek için tasarımcıya yardımcı olmaktadır:

- Yükleme büyüklüğü, (genel olarak bir parçadan diğerine aktarılması gereken ve bağlantı genişliğinin her birimi için gereken kuvvet olarak açıklanır),
- Yük aktarımı sırasında meydana gelen geometrik zorlanmalar,
- Bağlantının çalışması esnasında çevresel faktörler,
- Tekrarlanan montaj ve de-montaj ihtiyacı,
- İstenen bağlantı verimi (mukavemet-ağırlık faktörü)
- Üretim maliyeti, montaj ve denetim kolaylığı,
- Arzu edilen bağlantı güvenirliliği [71].

3.2 Kompozit Yapılardaki Mekanik Bağlantıların Tasarımı

Mekanik bağlantılar, bağlantı bölgesinde önemli gerilme yığılmalarına neden olmasına rağmen elyaf takviyeli kompozit yapılarda etkili bir bağlantı tekniğidir. Emniyetli olmaları, üretim kolaylığı ve düşük maliyetlerinden dolayı pim, civata veya perçin gibi mekanik bağlayıcılar metal yapılarda olduğu gibi elyaf takviyeli kompozit yapılarda da yaygın olarak kullanılmaktadır [72].

Mekanik olarak birleştirilen elyaf takviyeli tabakalı kompozit levhalarda genel olarak Şekil 3.4’de görüldüğü gibi hasar şekilleri meydana gelmektedir. Bununla birlikte bağlantılarda genellikle çelik civatalar kullanıldığından civata hasarlarına pek rastlanmamaktadır. Yapılan deneysel çalışmalarda tabakalı kompozit levhalardaki pim/civata bağlantılarında genellikle kopma hasarı, yırtılma hasarı ve yataklama hasarı olmak üzere üç temel hasar şekli meydana geldiği görülmüştür. Kompozit malzemelerin farklı mekanik özelliklerine ve servis koşullarına bağlı olarak bağlantı bölgesinde bu hasar şekillerinin birleşimleri de görülmektedir [69].



Şekil 3.4 Kompozit yapılarındaki mekanik bağlantıların hasar şekilleri [69].

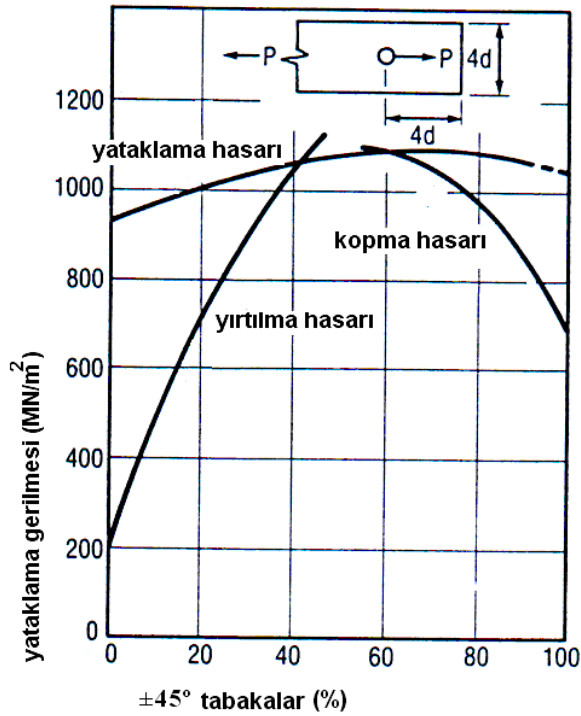
- **Kopma Hasarı:** Kompozit malzemenin anizotropik özelliğinden kaynaklanan gerilme yığılmalarından dolayı çok küçük yüklerde bile meydana gelebilen hasar şeklidir.
- **Yırtılma Hasarı:** Yüke paralel yönde takviye edilmiş elyafların yüksek hacim oranından dolayı özellikle matris malzemelerde oldukça düşük yüklerde bile meydana gelebilen hasar şeklidir.
- **Yataklama Hasarı:** Elyaf takviyeli kompozit malzemedeki tabakaların oryantasyonuna son derece bağlı olarak meydana gelen hasar şeklidir [73].

Tek yönlü elyaf takviyeli tabakalı kompozit levhadaki bir bağlantı, elyaflara paralel yüklendiği zaman delik etrafındaki gerilme yığılmalarından dolayı levhanın yırtılarak hasara uğramasına neden olmaktadır. Elyaflara dik yüklendiğinde ise levha koparak hasara uğrayacaktır. Çok yönlü elyaf takviyeli kompozit levhalar değişik yönlerdeki elyafların oranlarına bağlı olarak daha karışık bir şekilde davranır. Bu durum genellikle $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ tabaka oryantasyonuna sahip levhalar ile izah edilebilir.

Kompozit levhalarda $[\pm 45^\circ]$ elyaf malzeme oranı arttığında, yataklama hasarı üstün oluncaya kadar kayma mukavemeti artar. Bununla birlikte $[\pm 45^\circ]$ elyaf oryantasyonlu tabakalı kompozit levhalar düşük çekme mukavemetine sahip olduklarından elyaf oranının artmasıyla hasar, kopma hasar şekline dönüşecektir. Şekil 3.5’de görüldüğü gibi bütün temel hasar şekilleri göstermiştir ki yarı-izotropik $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ tabakalı kompozit levhalardaki civatalı bağlantılar en iyi performansı vermektedir [66].

Eğer tabakalı kompozit bir levha homojen şekilde karıştırılmışsa, elyaf yönü tabakadan tabakaya değişir ve tabaka oryantasyonunun civatalı bağlantıların yatak mukavemeti üzerine etkisi küçük olur. Bununla birlikte, eğer levha aynı elyaf oryantasyona sahip tabakalardan oluşursa civatalı bağlantıların mukavemeti önemli ölçüde düşer [63].

Bu üç temel hasar şekli arasında bağlantı tasarımında en çok arzu edilen hasar şekli yataklama hasarıdır. Yataklama hasarı delik etrafındaki gerilme yığılmasını azaltmaya yardımcı olmaktadır [63].



Şekil 3.5 $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ Karbon elyaf takviyeli kompozit levhalardaki civatalı bağlantıların hasar şekilleri üzerine elyaf oryantasyonunun etkisi [66].

Rijit bir pim tarafından çekme kuvvetine maruz bırakılan kompozit numunenin mukavemet tahmininde gereken kopma mukavemeti, yataklama mukavemeti ve yırtılma mukavemeti aşağıdaki formüllerle ifade edilebilir [64].

Kopma Mukavemeti;

$$(\sigma_k)_{max} = \frac{P_{max}}{(W - D).t} \quad (2.1)$$

Burada, (P_{max}) hasar yükü, (W) bağlantı genişliği, (D) delik çapı ve (t) bağlantı kalınlığıdır.

Yataklama Mukavemeti;

$$(\sigma_y)_{max} = \frac{P_{max}}{D.t} \quad (2.2)$$

Yırtılma Mukavemeti;

$$(\tau_y)_{max} = \frac{P_{max}}{2.E.t} \quad (2.3)$$

Burada, (E) delik merkezi ile serbest kenar arasındaki (yükü paralel) mesafedir [17].

Elyaf takviyeli kompozit yapılarıdaki bağlantı davranışına etki eden faktörler dört ana grupta toplanmıştır [59];

- 1. Malzeme Parametreleri:** Elyaf tipi ve şekli, matris (reçine) tipi, elyaf oryantasyonu, tabaka oryantasyonu v.b.,
- 2. Geometri Parametreleri:** Numune genişliği (W) veya genişliğin delik çapına oranı (W/D), kenar mesafesi (E) veya kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D), seri bağlantılarda delikler arası mesafe (K) veya delikler arasındaki mesafenin delik çapına oranı (K/D), paralel

bağlantılarda delikler arası mesafe (M) veya delikler arasındaki mesafenin delik çapına oranı (M/D), delik çapı (D).

3. **Bağlayıcı Parametreleri:** Bağlayıcı tipi (pimli, civatalı v.s.), bağlama alanı, delik büyüklüğü, rondela baskı kuvveti, ön yükleme momenti v.s.,
4. **Tasarım Parametreleri:** Yükleme tipi (çekme, basma, yorulma v.s.) yükleme yönü, bağlantı tipi (tek bindirmeli, çift bindirmeli), geometri (kenar mesafesi, delik modeli), çevre ve hasar kriteri.

Kompozit yapılardaki bağlantı davranışını etkileyen faktörlerin karmaşık ve çok olmasından dolayı, bağlantı davranışını tam olarak belirleyebilmek mümkün değildir. Bu nedenle, temel bağlantı davranışını tam olarak tanımlamak için tercihen daha önemli parametrelerin etkisinden bağlantı ve malzemenin davranışını belirlemek gerekir [63].

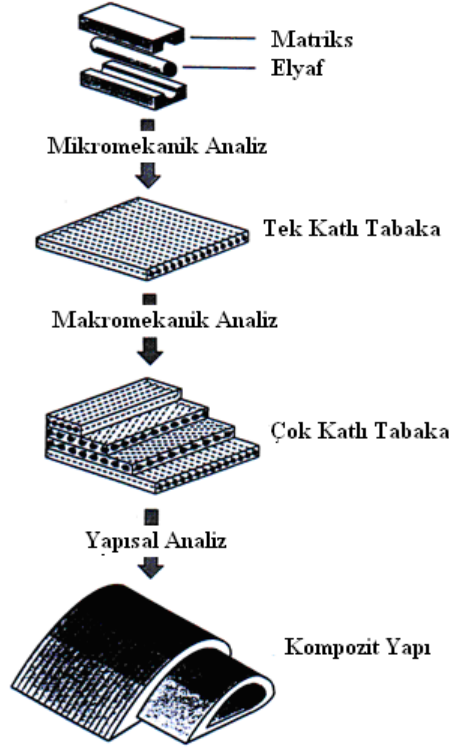
4. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞI

Kompozit malzemeler geleneksel mühendislik malzemelerden oldukça farklı mekanik davranış gösterirler. Geleneksel mühendislik malzemelerinin birçoğu homojen ve izotropik yapıdadır. Homojen ve izotropik malzemeler bütün yönlerde aynı elastik özelliğe sahiptir ve uniform olarak kabul edilirler. Elyaf takviyeli kompozit malzemeler ise genel olarak heterojen ve anizotropik ya da ortotropik karakterdedirler. Anizotropik yapı özelliği gösteren malzemeler herhangi bir noktadaki tüm yönlerde farklı elastik özelliğe sahiptir ve özelliklerinin simetri gösterdiği eksen yoktur. Ortotropik özellikteki malzemeler ise herhangi bir noktadaki birbirine dik üç temel ekseninde farklı özellik gösterirler ve özellikleri bu eksenlere göre simetriktir. Anizotropik ve ortotropik yapıdaki malzemelerin özellikleri yöne bağlı olarak değiştiğinden uniform yapıda değildir [63].

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin pek çoğunun heterojen ve anizotropik ya da ortotropik karakterde olmaları mekanik analizlerini zorlaştırır. Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin mekanik davranışları mikromekanik ve makromekanik analizlerle belirlenir. Mikromekanik analizlerde kompozitin bileşenleri arasındaki gerilme ve deformasyon durumu, matris hasarı, elyaf hasarı ve elyaf-matris arasındaki ara yüzey hasarı gibi lokal hasarlar belirlenebilir. Makromekanik analizlerde ise, kompozit yapının servis koşullarındaki mekanik davranışı incelenir. Örneğin; dışarıdan uygulanan çekme gerilmelerinin oluşturacağı deformasyonlar yapı bileşenlerinin ayrı ayrı deformasyonları yerine kompozitin deformasyonu olarak ifade edilebilir. Şekil 4.1’de elyaf takviyeli kompozit yapıların uygun analiz yöntemleri şematik olarak gösterilmiştir [67].

Kompozit malzemelerin makromekanik analizinde, anizotropik elastikiyet teorisi ve klasik levha teorisi ile her bir tabakanın oryantasyonu ve modüllerine bağlı gerilme durumu tanımlanır ve hasarı yaratmak için gerekli yükün büyüklüğü

belirlenir. Tabakalı kompozit plakanın kalınlığı, uzunluğu ve genişliğine nazaran daha küçük olduğundan uygulanan yük düzlemde kabul edilir ve sadece düzlemsel gerilmeler dikkate alınır [17].



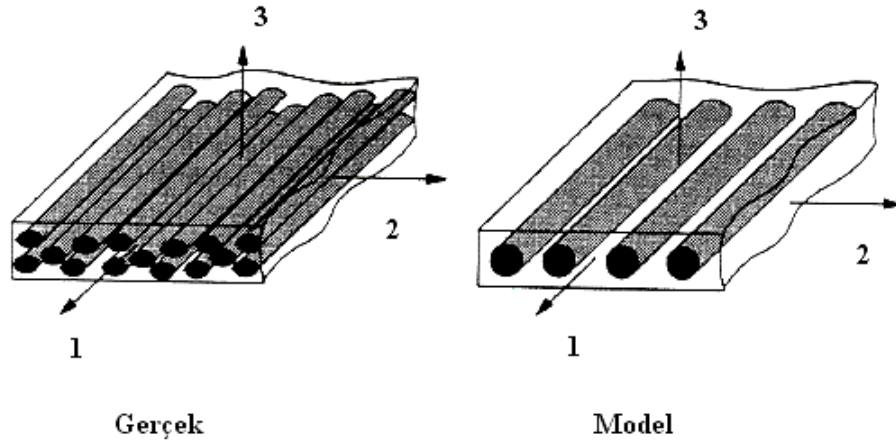
Şekil 4.1 Elyaf takviyeli kompozit yapıların uygun analiz yöntemlerinin şematik gösterimi [67].

Bu bölümde, elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemelerin makromekanik analizi ve sonlu eleman metodu hakkında bilgi verilmiştir. Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin mekanik analizleri hakkında daha detaylı bilgi çeşitli kitaplarda bulunmaktadır [63, 65, 66, 67, 68, 69, 72].

4.1 Bir Kompozit Tabakanın Makromekanik Davranışı

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerle geleneksel mühendislik malzemeleri arasındaki farklardan biri de kompozitlerin yüke karşı gösterdikleri mekanik davranışın yöne bağımlı olmasıdır. Elyaf takviyeli kompozit malzemeleri

analizlerinde öncelikle tek yönlü elyaflarla takviye edilmiş tek katlı kompozit tabakanın davranışını tahmin etmek gerekir. Bu model tabakayı ortotropik bir malzeme olarak ele almamızı sağlar. Gerçekte elyaflar matris içersinde uniform olarak dağılmamıştır. Kompozit bir tabakayı temsilen kullanılan modelde her bir tabaka, tek yönlü ve tek sıra elyaflardan meydana gelmektedir. Gerçek ve model bir kompozit tabakanın şematik resmi Şekil 4.2’de görülmektedir [65].



Şekil 4.2 Bir kompozit tabakanın gerçek ve model şematik gösterimi [65].

- 1 - Temel elyaf yönü,
- 2 - Düzlemde elyaflara dik yön,
- 3 - Düzlem dışında elyaflara dik yön [65].

4.1.1 Ortotropik Bir Malzemenin Gerilme-Şekil Değişirme İlişkileri

Gerilme-şekil değişirme arasındaki ilişki genelleştirilmiş Hooke Kanunu ile;

$$\sigma_i = C_{ij} \varepsilon_j \quad i, j = 1, \dots, 6 \quad (4.1)$$

şeklinde ifade edilebilir.

Bu bağıntıda; σ_{ij} gerilme bileşeni, C_{ij} rijitlik matrisi ve ε_{ij} şekil değiştirme bileşenidir. C_{ij} matrisinde 36 bağımsız elastik sabit vardır. Ancak C_{ij} matrisinin simetri özelliğinden dolayı $C_{ij}=C_{ji}$, bağımsız elastik sabitlerin sayısı 21' dir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

C_{ij} rijitlik matrisinin tersi S_{ij} elastik matrisidir ve bu matris şekil değiştirme-gerilme (4.3) bağıntısını verir. S_{ij} elastik matrisi simetriktir $S_{ij} = S_{ji}$ ve 21 elastik sabit içerir [63].

$$\varepsilon_i = S_{ij} \sigma_j \quad i, j = 1, \dots, 6 \quad (4.3)$$

(4.3) bağıntısı malzeme özelliklerinin simetri gösterebileceği hiçbir simetri düzlemi içermeyen anizotropik malzemelerdeki şekil değiştirme-gerilme ilişkisini tanımlar. Bu bağıntı matris şeklinde yazılırsa;

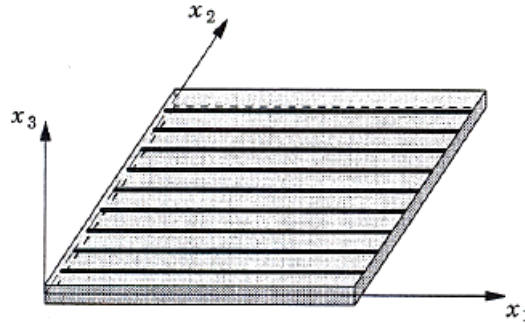
$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

Birbirine dik üç simetri düzlemi bulunan ortotropik malzemelerin şekil değiştirme-gerilme ilişkisini (4.5) bağıntısı verir ve 9 elastik sabit içerir [63]. Mühendislik sabitleri olarak da bilinen elastik sabitler; Young modülü (E), Poisson

oranı (ν) ve kayma modülü (G)'dür. Bu sabitler tek eksenli çekme veya kayma testleriyle belirlenebilir.

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

Deneylerde genellikle malzemeye uygulanan gerilmenin oluşturduğu şekil değişimleri ölçülür. Bu nedenle S_{ij} elastik matrisinin bileşenleri C_{ij} rijitlik matrisindeki bileşenlere göre daha kolay belirlenebilir [78].



Şekil 4.3 Tek yönlü sürekli elyaf takviyeli kompozit tabaka için temel malzeme yönleri [73].

Şekil 4.3 de temel malzeme eksenleri tanımlanan tek yönlü sürekli elyaf takviyeli ortotropik kompozit tabakanın S_{ij} elastik matrisindeki bileşenleri mühendislik sabitleri cinsinden (4.6) bağıntısıyla ifade edilir [78].

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

E_1, E_2 ve $E_3 =$ sırasıyla 1,2 ve 3 yönlerindeki Young modülleri,

$\nu_{ij} =$ Poisson oranı,

G_{23}, G_{31} ve $G_{12} =$ sırasıyla 2-3, 3-1 ve 1-2 düzlemlerindeki kayma modülleridir

[63].

4.1.2 Ortotropik Bir Malzemenin Düzlemsel Gerilme Durumu İçin Gerilme – Şekil Değiştirme İlişkileri

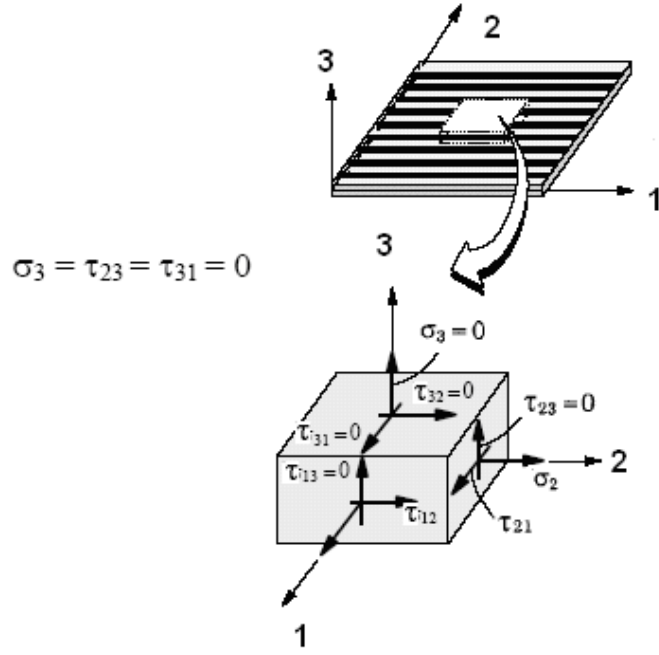
Şekil 4.4’de görüldüğü gibi ortotropik bir tabakanın 1-2 düzleminin gerilme etkisinde kalması durumunda,

$$\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{31} = 0 \quad (4.7)$$

olacağından (4.5) bağıntısı,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{11} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

şeklinde kısalır [78].



Şekil 4.4 Düzlemsel gerilme durumundaki ortotropik bir tabaka [78].

S_{ij} elastik matrisindeki bileşenler mühendislik sabitleri cinsinden ifade edilirse, (4.8) bağıntısı,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

olarak yazılabilir [63].

$$[\varepsilon_l] = [S][\sigma_k] \quad (4.10)$$

(4.10) bağıntısında, k tabaka koordinatlarını ve S elastik matrisi, temel malzeme yönlerindeki gerilme ve uzama bileşenlerini tanımlar. (4.8) bağıntısı,

$$[\sigma_i] = [S]^{-1} [\varepsilon_k] \quad (4.11)$$

veya

$$[\sigma_i] = [Q]^{-1} [\varepsilon_k] \quad (4.12)$$

bağıntısına dönüştürülebilir. Burada [Q] matrisi, elastik matrisin tersi olup, kısaltılmış rijitlik matrisi olarak da bilinir [63].

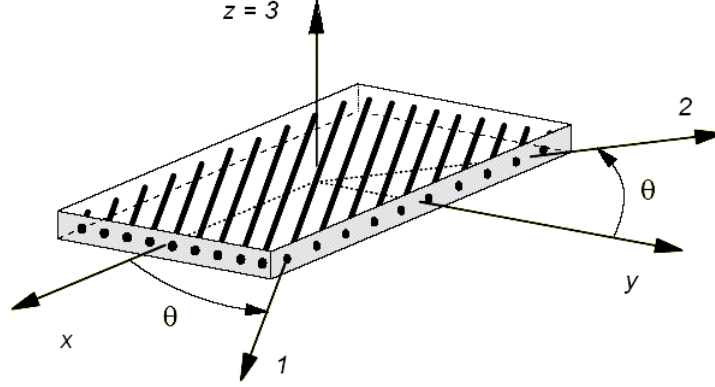
$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{S_{22}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & \frac{S_{12}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & 0 \\ \frac{S_{12}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & \frac{S_{11}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{S_{66}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{S_{66}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

4.1.3 Ortotropik Bir Malzemenin Keyfi Yönlere Seçilmiş Eksenlerdeki Gerilme – Şekil Değişirme İlişkileri

Elastik ve rijitlik matrisleri, kompozit malzemelerin temel malzeme yönlerindeki gerilme ve şekil değiştirmelerle ilgilidir. Bu malzeme koordinatlarından başka yönlerdeki koordinatlarda malzeme davranışını belirlemek için dönüşüm matrislerinin malzeme rijitliği için geliştirilmesi gerekir. Her iki

koordinat sistemi şekil 4.5’de tek yönlü elyaf takviyeli kompozit bir tabaka üzerinde gösterilmiştir [78].



Şekil 4.5 Genel ve malzeme koordinat sistemli tek yönlü elyaf takviyeli kompozit tabaka [78].

Bir kompozit tabakanın temel malzeme yönlerine uygun koordinatlar 1-2 dir. x-y koordinatları keyfi olarak seçilmiştir. θ açısı, x-y keyfi koordinat sisteminden 1-2 malzeme koordinat sistemine dönüş açısı olarak tanımlanır.

1-2 koordinat sisteminden x-y koordinat sistemine gerilmelerin dönüşümü (4.15) bağıntısıyla,

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

veya

$$[\sigma_x] = [\theta_1][\sigma_k] \quad (4.16)$$

kısaltılmış olarak (4.16) bağıntısıyla ifade edilebilir. Bağlıntıdaki $m = \text{Cos}(\theta)$ ve $n = \text{Sin}(\theta)$ 'dir. Aynı dönüşüm matrisi $[\theta_1]$ yer değiştirme bileşenleri matrisi için de kullanılabilir.

Böylece,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = [\theta_2] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \text{ veya } \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

veya

$$[\varepsilon_x] = [\theta_2] [\varepsilon_l] \quad (4.18)$$

Gerilme ve yer değiştirmeler için keyfi koordinat sistemlerine verilen dönüşümlerle, kompozit tabaka sistemindeki gerilme ve yer değiştirmeler arasındaki ilişki tanımlanabilir. (4.15) ve (4.17) bağıntıları, (4.11) bağıntısında yerine konursa [78],

$$[\sigma_x] = [\theta_1] [Q] [\theta_2]^{-1} [\varepsilon_x] \quad (4.19)$$

(3.19) bağıntısı elde edilir. Bağıntı,

$$[\sigma_x] = [\bar{Q}] [\varepsilon_x] \quad (4.20)$$

veya

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

şeklinde düzenlenebilir. Burada, $\gamma_{xy} = 2\varepsilon_{xy}$ dir.

Kısaltılmış rijitlik matrisi $[\bar{Q}]$, kompozit tabaka koordinat sistemlerindeki gerilme ve yer değiştirme bileşenlerini kapsar ve (4.22) bağıntısıyla ifade edilir [78].

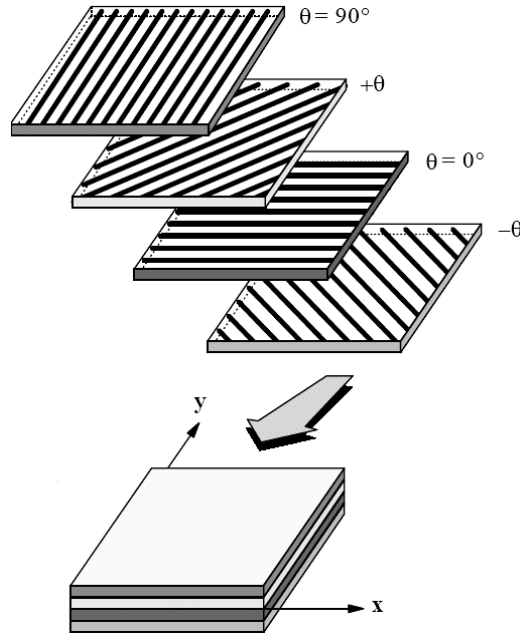
$$[\bar{Q}] = [\theta_1][Q][\theta_2]^{-1} \quad (4.22)$$

$[\bar{Q}]$ matrisinin bileşenleri, eşitliğin sağındaki matrislerin çarpımından elde edilebilir;

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11}m^4 + Q_{22}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4) \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})nm^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})n^3m \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11}n^4 + Q_{22}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})n^3m + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})nm^3 \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})n^2m^2 + Q_{66}(n^4 + m^4) \end{aligned} \quad (4.23)$$

4.2 Tabakalı Kompozit Levhanın Makromekanik Davranışı

Tabakalı kompozitler, farklı kompozit malzemelerden oluşan tabakaların ve/veya farklı elyaf oryantasyonuna sahip kompozit tabakaların ard arda dizilimleriyle şekillendirilirler. Bununla birlikte tabakalı kompozitlerin düzlemsel ölçüleri kalınlıklarından daha büyük olduğundan genellikle aksenal ve eğilme mukavemetlerinin önemli olduğu uygulamalarda kullanılırlar. Bu nedenle, tabakalı kompozitler levha eleman olarak ele alınırlar [73]. Şekil 4.6'da tipik bir tabakalı kompozit levhanın şematik resmi görülmektedir. Tabakalı kompozit levhalar genel olarak elyafların takviye yönünde üstün özelliklere sahipken elyaflara dik yönde zayıf özellik gösterirler [17].



Şekil 4.6 Farklı elyaf açılı tabakalardan oluşan tabakalı kompozit levhanın şematik görünüşü [78].

4.2.1 Tabakalı Kompozit Malzemelerin İstiflenme Geometrisi

Elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemeler çoğunlukla çok yönde takviyeli çok sayıda ince ortotropik tabakalardan oluşur. Bu tabakaların istiflenme geometrisi, elyaf doğrultularının üstten alta doğru sıralanması ile belirtilir. Bu notasyona ait bazı örnekler aşağıda verilmiştir [67].

- $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_T$: Elyaf yönleri levha asal eksenlerine göre 0° ve 90° olacak şekilde yerleştirilmiş üç tabakadan oluşan bir levha. T, toplam anlamındadır.

Simetrik yerleştirmelerde s alt indisi ile notasyon kısaltılabilir.

- $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]_T = [0^\circ/45^\circ]_S$

Levha içinde bir tabakadan birden fazla kullanılırsa bu sayı indis olarak verilebilir.

$$\triangleright [0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]_T = [0^\circ/45_2^\circ/0^\circ]_T$$

Ters açılı yerleştirmelerde ise şöyle bir kısaltma kullanılabilir:

$$\triangleright [0^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_S = [0^\circ/\pm 45^\circ]_S$$

Tek sayıda tabakadan oluşan levhalarda orta düzlem, bir tabakanın ortasından geçer, bu orta tabakayı belirtmek için o tabaka üzerine bir çizgi çekilir.

$$\triangleright [0^\circ/90^\circ/0^\circ]_T = [0^\circ/\overline{90_2^\circ}]_S$$

Hibrid tabakalı kompozit levha durumunda ise; K: kevlar (aramid), C: karbon (grafit), G: cam elyafları belirtir.

$$\triangleright [0^K/0^K/+45^C/-45^C/90^G/45^C/45^C/0^K/0^K]_T = [0^{K_2}/\pm 45^C/\overline{90^G}]_S \quad [67].$$

4.2.2 Klasik Laminasyon Teorisi

Elyaf takviyeli tabakalı kompozitlerin mekanik davranışı klasik laminasyon teorisi (KLT) ile tahmin edilebilir. Çok yönlü olarak elyaf takviye edilmiş tabakalı kompozit levhanın ortalama davranışı, keyfi yönde elyaf takviye edilmiş tabakaların özelliklerinin ve ard arda dizilimlerinin bir fonksiyonudur. Tabakaların değişik yönlendirmeleri sonucunda levhada belirli bir asal eksen olmayabilir. Klasik laminasyon teorisi (KLT) ile bir tabakadan yola çıkıp bir levhanın davranışını incelemektir. Klasik laminasyon teorisindeki yaklaşım, temel malzeme mukavemetinde yük-gerilme ilişkisinin geliştirilmesindeki kullanıma benzer. Uygulanan yüklerle bir önceki yer değiştirme alanının sürekli olduğu varsayılır. Gerilme-yer değiştirme ilişkisi yardımıyla gerilmenin durumu tanımlanır. Statik denge durumlarıyla bir yük-uzama ilişkisi tanımlanır ve her bir tabaka için bir sonraki gerilme durumu belirlenir [78].

4.2.3 Tek Bir Tabakanın Gerilme-Şekil Değişirme İlişkisi

Düzlem gerilme altındaki bir ortotropik tabakanın malzeme asal eksenlerdeki gerilme-şekil değişirme bağıntısı aşağıdaki gibidir:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

Tabaka düzleminde olan herhangi bir eksen takımındaki gerilme-şekil değişirme bağıntısı ise aşağıdaki gibidir:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.25)$$

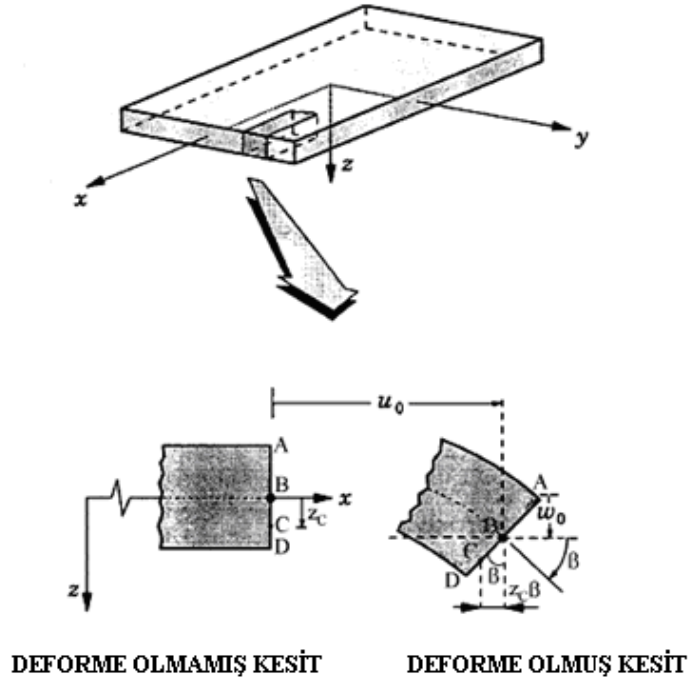
Bu bağıntı ile değişik açılardaki tabaka oryantasyonları için dönüşüm yapılmış ve indirgenmiş rijitlik matrisinin $[\bar{Q}_{ij}]$ hesaplanması mümkün olur. Çok sayıda tabakadan oluşan bir levhanın k. tabakasının gerilme-şekil değişirme bağıntısı aşağıdaki gibi yazılabilir [78]:

$$\{\sigma\}_k = [\bar{Q}]_k \{\varepsilon\}_k \quad (4.26)$$

4.2.4 Çok Tabakalı Kompozit Bir Levhada Gerilme-Şekil Değişirme İlişkisi

Bir kompozit tabakanın kalınlığı boyunca gerilme-şekil değişirme değişiminin hesaplanması için kompozit tabakanın uzama ve eğilme rijitliklerinin bilinmesi gerekir. Klasik laminasyon teorisinde, tabakalar arasında mükemmel bağların bulunduğu ve bu bağların kayma deformasyonu göstermediği kabul edilir.

Bu durumda, tabaka sınırları boyunca yer değişimleri sürekli olacak ve böylece tabakalar birbiri üzerinde kaymayacaktır. Böylece bileşik tabaka, kendine özgü özellikleri olan tek bir tabaka gibi davranır. Tek tabakanın davranışının bahsedilen bu varsayımları, levhalar için Kirchoff varsayımlarına ve kabuklar için Kirchoff-Love varsayımlarına benzer. Şekil 4.7’de Kirchoff varsayımları altında bir levhanın bir kenarının deformasyon olmamış ve olmuş geometrileri görülmektedir. Bu varsayımlar esas alındığında, bileşik tabakanın orta düzlemine başlangıçta çizilen dik doğrunun, bileşik tabaka deforme olduktan sonra orta düzleme yine dik kaldığı kabul edilir [78].



Şekil 4.7 Kirchoff varsayımları altında bir levhanın bir kenarının deforme olmamış ve olmuş geometrileri [78].

Bu, orta düzleme dik yönde kayma deformasyonunun meydana gelmeyeceği anlamına gelir, $\gamma_{xy} = \gamma_{yz} = 0$. Bununla birlikte, orta düzlem normalinin sabit uzunlukta kaldığı kabul edilir, bu durumda orta düzleme dik yöndeki deformasyon ihmal edilir, $\epsilon_z = 0$. Bileşik tabakada x,y ve z yönlerinde meydana gelecek yer değişimleri Şekil 3.7 den faydalanılarak bulunabilir. Orta düzlem deforme olduğunda B noktasının x

yönündeki yer değişimi u_0 dır. Bileşik tabaka deforme olduğunda ABCD nin yine dik kaldığı kabul edildiğinden [78],

$$u_c = u_0 - z_c \beta \quad (4.27)$$

β , bileşik tabaka orta düzleminin x yönündeki eğimi olduğundan,

$$\beta = \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (4.28)$$

Buna göre, bileşik tabakanın kalınlığı boyunca herhangi bir z noktasındaki u yer değişimi,

$$u = u_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (4.29)$$

olacaktır. Benzer şekilde y yönündeki v yer değişimi,

$$v = v_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (4.30)$$

Bileşik tabakanın, kalınlığı boyunca deforme olmadığı, ara yüzeyde de kayma deformasyonlarının meydana gelmediği kabul edildiğinden, oluşacak deformasyonlar x ve y yönlerindeki ϵ_x ve ϵ_y normal deformasyonları ile x-y düzlemindeki γ_{xy} kayma deformasyonundan ibaret olacaktır. Bu deformasyonlar yer değişimleri cinsinden [78],

$$\begin{aligned} \epsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x} \\ \epsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} \\ \gamma_{xy} &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{aligned} \quad (4.31)$$

u ve v yer değişimlerinin (4.29) ve (4.30) bağıntılarındaki değerleri alındığında,

$$\begin{aligned}\varepsilon_x &= \frac{\partial u_o}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w_o}{\partial x^2} \\ \varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w_o}{\partial y^2} \\ \gamma_{xy} &= \frac{\partial u_o}{\partial y} + \frac{\partial v_o}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w_o}{\partial x \partial y}\end{aligned}\quad (4.32)$$

veya

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}\quad (4.33)$$

Bu eşitlikte d¼zlem deformasyonları,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_o}{\partial x} \\ \frac{\partial v_o}{\partial y} \\ \frac{\partial u_o}{\partial y} + \frac{\partial v_o}{\partial x} \end{bmatrix}\quad (4.34)$$

orta d¼zlem eğrilikleri ise,

$$\begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 w_o}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_o}{\partial y^2} \\ 2 \frac{\partial^2 w_o}{\partial x \partial y} \end{bmatrix}\quad (4.35)$$

(4.35) eşitliği ile ifade edilir.

(4.33) eşitliğine göre bileşik tabakada meydana gelecek küçük deformasyonlar, orta düzlem deformasyonu ve eğriliğinden hesaplanabilir. Bu deformasyonlar (4.21) denkleminde yerine konulduğunda bileşik tabakanın kalınlığı boyunca gerilme değişimi belirlenebilir. Buna göre herhangi bir k. tabakadaki gerilme [78],

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.36)$$

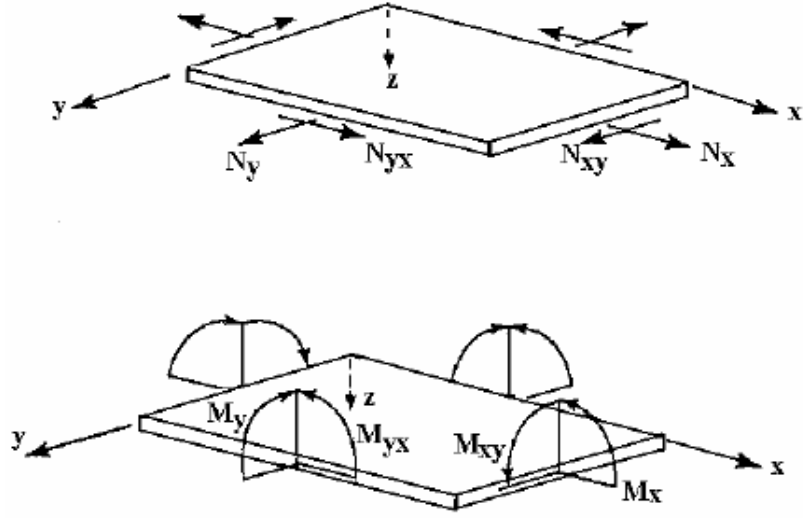
olur. Böylece, orta düzlem deformasyon ve eğriliği bilindiğinde herhangi bir tabakadaki gerilme (4.36) eşitliğinden bulunabilir.

4.3 Bileşik Tabakaya Etkiyen Bileşke Kuvvet ve Momentler

Bileşik bir tabakada gerilmeler herhangi bir tabakada farklı olduğundan, bu gerilmelerin bileşik tabakanın kalınlığı boyunca integrasyonu ile elde edilir. Örneğin x yönündeki bileşke kuvvet ve moment [78],

$$\begin{aligned} N_x &= \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x dz \\ M_x &= \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x z dz \end{aligned} \quad (4.37)$$

(4.37) bağıntısıyla ifade edilebilir. Bileşke kuvvet ve momentler, bileşik tabakanın orta düzleminin birim uzunluğuna etkiyen kuvvet ve momentler şeklinde tanımlanır (Şekil 4.8).



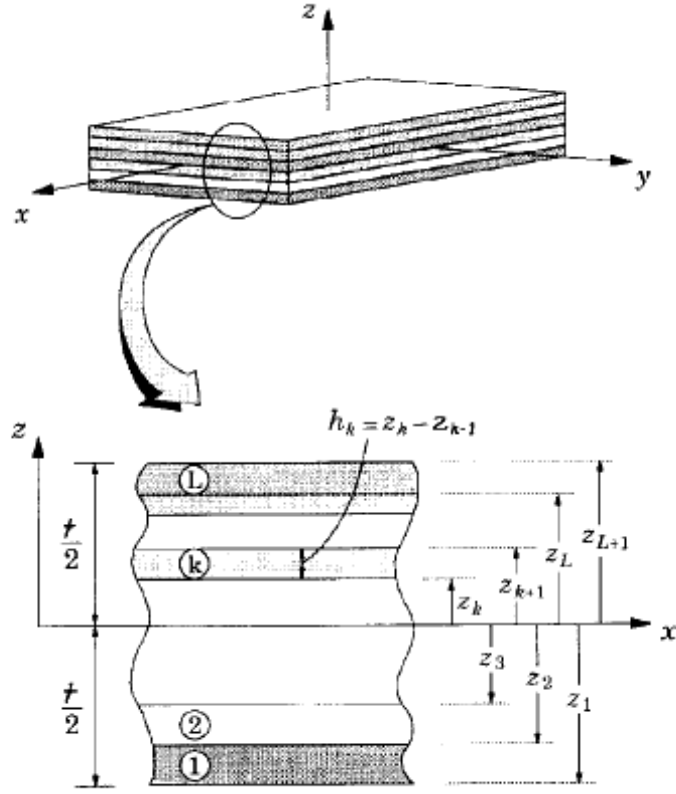
Şekil 4.8 Bileşik tabakadaki kuvvet ve moment bileşikleri [17, 59, 78].

N sayıda tabakadan oluşan bir kompozit levha için bileşke kuvvet ve momentler,

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (4.38)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k z dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k z dz \quad (4.39)$$

(4.38) ve (4.39) bağıntıları ile ifade edilir. Bağıntılardaki z_k ve z_{k-1} terimleri her bir tabakanın alt ve üst yüzeylerinin orta düzleme olan uzaklıklarını gösterir (Şekil 4.9).



Şekil 4.9 N tabakadan oluşan bileşik tabaka geometrisi [78].

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left\{ \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} dz + \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} z dz \right\} \quad (4.40)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left\{ \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} z dz + \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} z^2 dz \right\} \quad (4.41)$$

İntegrasyonda yer alan her bir tabakadaki gerilmeler (4.36) eşitliği ile belirlendiğinden ve tabakaların Q_{ij} rijitlikleri z 'ye bağlı olmadığından,

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.42)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.43)$$

(4.42) ve (4.43) bağıntıları elde edilir. Bu eşitlikteki A_{ij} , B_{ij} ve D_{ij} rijitlikleri aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} A_{ij} &= \sum_{k=1}^N (\overline{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \\ B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\overline{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \\ D_{ij} &= \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\overline{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \end{aligned} \quad (4.44)$$

(4.42), (4.43) ve (4.44) eşitliklerinde A_{ij} genişleme rijitliği, B_{ij} bağlantı (çakışma) rijitliği D_{ij} ise eğme rijitliği olarak adlandırılır [78].

B_{ij} terimi bileşik tabakada eğme ile uzama arasındaki bağıntıyı ifade eder. Buna göre, bileşik tabakaya çekme gerilmesinin uygulanması normal bir uzamaya ilave olarak kompozit malzemede eğilme ve/veya burkulma meydana getirir. Benzer şekilde eğme momenti uygulanan bileşik tabakanın orta düzleminde uzama şeklinde deformasyonlar görülecektir [78].

(4.42) ve (4.43) eşitlikleri birlikte,

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.45)$$

veya kısaca,

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{Bmatrix} \quad (4.46)$$

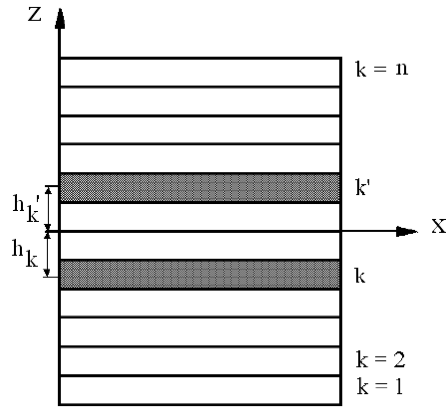
şeklinde gösterilebilir. Bileşik tabakaya uygulanan kuvvet bileşikleri verildiğinde orta düzlem deformasyon ve eğrilikleri,

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} \quad (4.47)$$

eşitliklerinden belirlenebilir [78].

4.4 Simetrik Kompozit Levhalar

Bileşik tabakanın orta düzlemine göre hem geometrik hem de malzeme özellikleri bakımından simetrik olması durumunda (4.42), (4.43) ve (4.46) bağıntıları oldukça basitleştirilebilir. Şekil 4.10'da görüldüğü gibi N tabakadan oluşan levhada k ve k' benzer tabakaları orta düzleme göre simetrik konumda olduğundan [17];



Şekil 4.10 k ve k' benzer tabakalı simetrik tabakalı kompozit levha [17].

$$\begin{aligned}
 t_k &= t_{k'} \\
 (\bar{Q}_{ij})_k &= (\bar{Q}_{ij})_{k'} \\
 h_k &= -h_{k'}
 \end{aligned} \tag{4.48}$$

dir ve (4.44) bağıntısında belirtildiğine göre $[Q_{ij}]_k$ 'nin simetrisinden ve t_k 'nin kalınlığından dolayı tüm birleşme rijitlikleri sıfır olur, $B_{ij} = 0$ [17];

$$\begin{aligned}
 B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \\
 B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k + z_{k-1})(z_k - z_{k-1}) \\
 B_{ij} &= \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k h_k t_k
 \end{aligned} \tag{4.49}$$

olduğundan,

$$\begin{aligned}
 h_k &= \frac{1}{2}(z_k + z_{k-1}) \\
 t_k &= z_k - z_{k-1}
 \end{aligned} \tag{4.50}$$

bulunur.

Eğilme ve uzama arasındaki bağıntının sıfırlanması iki önemli sonuca sebep olur. Bunlardan ilki, simetrik levhaların incelenmesi genellikle diğer birleşik tabakalara göre daha kolaydır. İkincisi olarak, simetrik levhalar sertleşme işleminden sonraki soğuma esnasında kaçınılmaz büzülmelemlerden dolayı herhangi bir burkulma göstermezler. Bu nedenle, özel koşullar simetrik olmayan bir levha kullanımını gerektirmediği sürece, simetrik levhalar kullanılır. Simetrik levhalarda kuvvet ve momentler, (4.51) ve (4.52) bağıntıları ile ifade edilir [64].

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} \quad (4.51)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.52)$$

4.4.1 Çok Katlı Özel Ortotropik Tabakalı Simetrik Levhalar

A_{16} , A_{26} , D_{16} ve D_{26} rijitliklerini içeren analitik karışıklıklardan dolayı, bazı durumlarda tabakalı kompozit levhanın bu rijitliklere sahip olması arzu edilmez. Kompozit levhalar, levha eksenlerinde sıralanan temel malzeme yönlerine sahip ortotropik tabakalardan yapılabilir. Eğer ince tabakaların kalınlıkları, konumu ve malzeme özellikleri levhanın orta düzlemine simetrikse eğilme ve uzama arasında birleşme yoktur. (k.) tabaka için uzama ve eğilme rijitlikleri (4.44) bağıntısından hesaplanabilir [64].

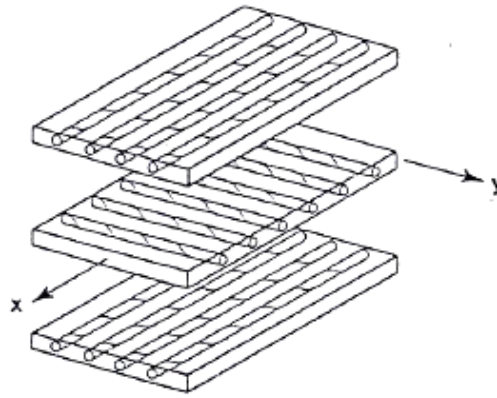
$$\begin{aligned} (\bar{Q}_{11})_k &= \frac{E_1^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k}, & (\bar{Q}_{12})_k &= \frac{\nu_{12}^k E_1^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k}, & (\bar{Q}_{22})_k &= \frac{E_2^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k} \\ (\bar{Q}_{16})_k &= 0, & (\bar{Q}_{26})_k &= 0, & (\bar{Q}_{66})_k &= G_{12}^k \end{aligned} \quad (4.53)$$

$[\bar{Q}_{16}]_k$ ve $[\bar{Q}_{26}]_k$ sıfır olduğundan, A_{16} , A_{26} , D_{16} ve D_{26} rijitlikleri ortadan kalkar. Simetriden dolayı B_{ij} rijitliğide sıfır olur. Bu tip tabakalı levha, özel ortotropik bir tabakaya benzerlik gösterdiğinden özel ortotropik tabakalı levha olarak adlandırılır. Kuvvet ve momentler (4.54) ve (4.55) bağıntılarından hesaplanabilir [64].

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} \quad (4.54)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & 0 \\ D_{12} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.55)$$

Tabakaların hepsi aynı kalınlıkta ve aynı malzeme özelliklerinde olduğu zaman çok katlı özel ortotropik tabakalı simetrik levhaların genel bir durumu meydana gelir. Böyle kompozit levhalar tabaka eksenlerine 0° ve 90° 'de alternatifli temel malzeme yönlerine sahiptirler. Örneğin; $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilişine sahip kompozit levhalar düzgün simetrik artı konumlu tabakalı kompozit levha olarak adlandırılır. Şekil 4.11'de düzgün simetrik artı konumlu tabakalı kompozitin ayrılmış halde şematik görünüşü görülmektedir [64].

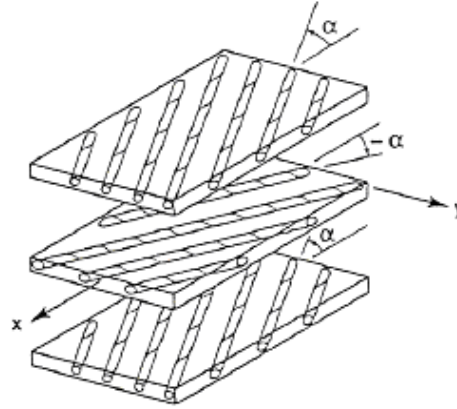


Şekil 4.11 Üç katlı düzgün simetrik artı konumlu tabakalı kompozitin şematik görünüşü [63, 64].

4.4.2 Çok Katlı Genel Ortotropik Tabakalı Simetrik Levhalar

Çok katlı genel ortotropik tabakalı simetrik levhalar, orta düzlemine göre simetrik olarak düzenlenmiştir ve eğilme-uzama arasında birleşme sergilemezler, B_{ij} sıfırdır. Bu nedenle, kuvvet ve momentler (4.51) ve (4.52) bağıntıları ile hesaplanır. Normal kuvvetler ve kayma uzaması, kayma kuvveti ve normal uzamalar, normal momentler ve bükülme, bükülme momenti ve normal eğrilikler arasında birleşme olduğundan A_{ij} ve D_{ij} 'lerin hepsi gerekir. Böyle birleşmeler A_{16} , A_{26} , D_{16} ve D_{26} rijitlikleri tarafından ifade edilir [64].

Bu tip simetrik tabakalı kompozitler, düzgün simetrik açısall konumlu tabakalı kompozitler olarak adlandırılırlar (kompozit levhanın temel eksen yönüne $+\alpha$ ve $-\alpha$ açılardadır). Böyle tabakalı kompozit levhalar eşit kalınlıkta ortotropik ince tabakalara sahiptirler. Bitişik tabakaların oryantasyon açıları kompozit tabakanın eksenlerine uyan temel malzeme özelliklerinin ters işaretlerine sahiptir, örneğin; $[+\alpha / -\alpha / +\alpha]$. Böylece simetriden dolayı tabakaların tek sayıda olması gerekir. Şekil 4.11'de üç katlı düzgün simetrik açısall konumlu tabakalı kompozitin basit bir örneği görülmektedir [64].



Şekil 4.12 Üç katlı düzgün simetrik açısall konumlu tabakalı kompozitin şematik görünüşü [64].

Çok tabakalı simetrik açı konumlu tabakalı kompozit levhalar bazı genel levhalardan daha önemli, pratik olarak kolaylaştırıcı avantajlar gösterirler. Simetrik artı konumlu tabakalı kompozitlere göre daha fazla kayma rijitliği sunduklarından daha çok tercih edilirler [64].

5. KOMPOZİT MALZEMELERİN HASAR ANALİZLERİ

Elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemelerden oluşan yapısal parçaların analizlerinde genellikle kabul edilebilir güvenilirlik seviyesi için kompozitin mukavemeti ile sınırlandırılan gerilmelerin olduğu varsayılır. Maalesef pratikte bu durum çok daha karışıktır. Örneğin; statik yüklemeler, çentik veya deliğe sahip elyaf takviyeli kompozit parçalarda maksimum gerilmelerden daha düşük seviyelerdeki gerilmelerde bile erken çatlama meydana getirebilir. Hasara uğramış bölgenin oluşumu, çentik bölgesine yakın yerlerdeki gerilme yığılmalarından kaynaklanır. Hasarın tam şekli, elyaf oryantasyonu, tabaka oryantasyonu, matriks malzemenin özelliği, elyaf-matriks ara yüzey özellikleri ve çevresel etkiler gibi birçok faktöre bağlıdır [59].

Elyaf takviyeli kompozit malzemenin hasarı genellikle iç hasarının farklı tiplerinin birikimiyle meydana gelir. Kompozitlerin mikromekanik ölçekteki hasar mekanizmaları, elyaf kırılması, delaminasyon (ayrılma), elyaf-matriks ara yüzeyinde kayma çatlama gibi temel hasarları içermektedir. Hasar mekanizmaları, yükleme tipiyle ve kompozitin bileşenlerinin (elyaf, matriks ve elyaf-matriks ara yüzeyi) özellikleri ile yakından ilgilidir. Genellikle artarak uygulanan yükten dolayı oluşan hasar, kompozitin içersinde iyice dağılır ve gelişir. Yıkım hasarından önce aniden birleşerek makroskobik kırılma şeklini alır. Hasar başlangıcının tahmini mikromekaniksel analiz ve noktasal hasar kriterine dayandırılmıştır. Hasar sürecinin mikromekaniksel analizi, çeşitli tabaka dizilimlerinde hasar mekanizmaları meydana geldiğinden güçleşir. Bu nedenle genel bir yükleme altında mikrohasar şekillerinin başlangıcı ve gelişiminin tanımlanması zordur. Mikromekaniksel hasar mekanizmalarının incelenmesi genellikle karmaşık teorik ve deneysel analizler gerektirir ve çoğunlukla basit yükleme şekli altında yapılır [77].

Diğer yandan, normal ve kayma yüklemelerinin çeşitli birleşimleri altındaki kompozitin mukavemetini, temel malzeme yönlerini kapsayan temel mukavemet parametrelerinin sayısı ile güvenilir ve hızlı bir şekilde tahmin edebilmek önemlidir. Temel mukavemet parametreleri deneylerle belirlenir. Bu nedenle, kompozitlerin mukavemetini tahmin etmek için genellikle makromekaniksel problem yaklaşımı tercih edilir. Literatürde çeşitli makromekaniksel mukavemet teorileri veya hasar kriterleri bulunmaktadır. Mukavemet teorileri her şeyden önce makroskobik olarak hasarın şeklini değil başlangıcını tahmin etmeye çalışır. Tek yönlü elyaf takviyeli kompozit levha için hasar kriteri, izotropik metal malzemelerde elastik davranıştan plastik davranışa geçişi tahmin etmek için geliştirilen genelleştirilmiş izotropik akma kriterine dayanır [77].

Tabakalı kompozit levhanın mukavemetini tahmin etmek için her bir tabakanın gerilme durumu bilgisine ihtiyaç duyulur. Bununla birlikte, kompozit malzemelerin izotropik olmayan ve heterojen doğası nedeniyle hasar şekilleri, izotropik homojen malzemelerden oldukça farklı yeni analizler gerektirir. Özellikle, tabakalı kompozitlerin tek bir tabakasında oluşan hasar, levhanın tamamını kapsayan hasar anlamına gelmez; tabakalı kompozitler, rijitliğindeki önemli değişikliğe rağmen daha yüksek yükleri taşıyabilecek kapasiteye sahip olabilir [17].

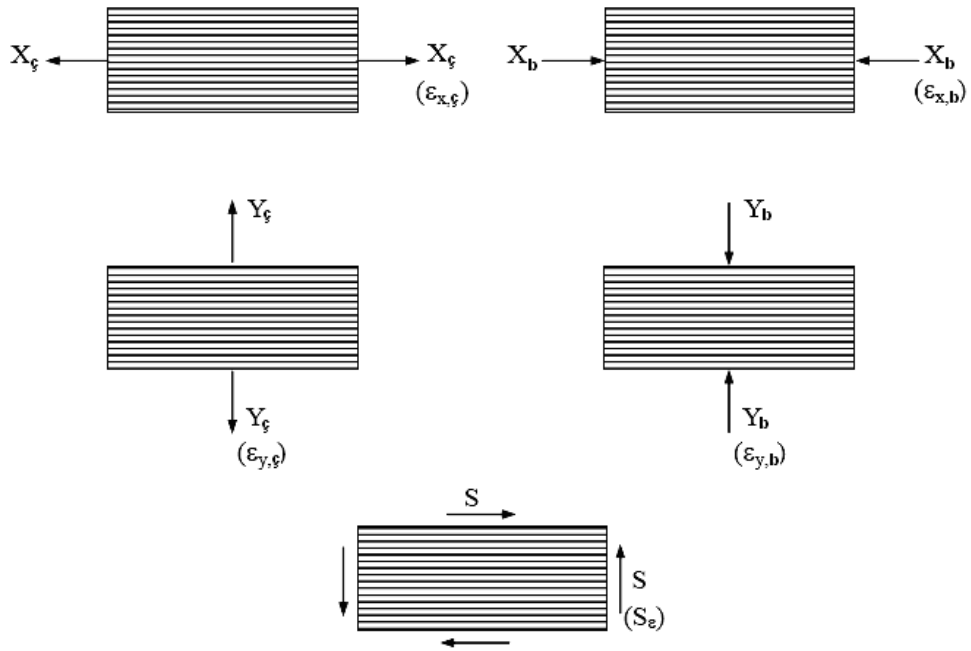
Herhangi bir tabakalı kompozit malzemenin mukavemet analizi çeşitli mukavemet teorileri gerektirir. Hasar analizlerinde mukavemet teorilerinin kullanımı, tek yönlü elyaf takviyeli kompozit tabakaların tek eksenli testlerden elde edilen mukavemet verilerinin yardımıyla karışık yükleme durumlarındaki farklı oryantasyonlara sahip birkaç tabakadan oluşan tabakalı kompozitin mukavemetini tahmin etmek için kullanılan bir araçtır. İncelenen hasarın karışık olmasından dolayı kompozit malzemelerin birçok hasar teorisi vardır. Bu kriterler, uyumlu bir sonlu eleman metodu gerektiren gelişen bir hasar analizini içine dâhil edebilirse ancak o zaman yararlı olabilir [17].

Kompozit malzemelerde son hasara kadar hasarın gelişiminin analizi ve tahmini, kompozit yapıların ve parçaların kullanım amaçları için uygun olup

olmadığının değerlendirilmesinde büyük önem arz eder. Bu nedenle tabakalı kompozitlerin hasar analizinde hasarın üç farklı tipi tartışılır [59]:

- İlk tabaka hasarı,
- Tabakalı kompozit levhanın maksimum hasarı,
- Tabakalar arası hasar (interlaminar).

İlk durumda, tabakalı kompozit levhada ilk tabaka hasara uğradığı zaman levhanın hasara uğrayacağı, ikinci durumda levhanın, maksimum yük seviyesine ulaştığı veya aştığında hasara uğrayacağı düşünülür. Üçüncü durumda ise, tabakaların bütün kalıp bitişik tabakaların birbirinden ayrılması ile sonuçlanan bir hasar olduğu düşünülür. Genel olarak çok eksenli bir gerilme sistemi altındaki kompozit tabakanın düzlemdeki hasarını tam olarak belirlemek için gerekli beş temel mukavemet değerlerinin ve kullanılan hasar kriterine bağlı olarak kompozit tabakanın düzlemsel hasarını belirlemek için beş maksimum birim uzama değerinin bilinmesi gerekir. Şekil 4.1’de beş maksimum mukavemet ve birim uzama şematik olarak görülmektedir [59].



Şekil 5.1 Kompozit tabakanın mukavemet analizi için gerekli maksimum mukavemet ve birim uzamalar [59].

1. X_{ϕ} : Boyuna (elyaf yönü) maksimum çekme mukavemeti,
2. X_b : Boyuna (elyaf yönü) maksimum basma mukavemeti,
3. Y_{ϕ} : Enine (matriks yönü) maksimum çekme mukavemeti,
4. Y_b : Enine (matriks yönü) maksimum basma mukavemeti,
5. S : Düzlemde maksimum kayma mukavemeti.

Birleştirilmiş beş maksimum birim uzama değeri;

- 1 $\epsilon_{x,\phi}$: Boyuna (elyaf yönü) maksimum çekme birim uzaması,
- 2 $\epsilon_{x,b}$: Boyuna (elyaf yönü) maksimum basınç birim uzaması,
- 3 $\epsilon_{y,\phi}$: Enine (matriks yönü) maksimum çekme birim uzaması,
- 4 $\epsilon_{y,b}$: Enine (matriks yönü) maksimum basınç birim uzaması,
- 5 ϵ_k : Düzlemde maksimum kayma birim uzaması [59].

5.1 Makromekaniksel Hasar Teorileri

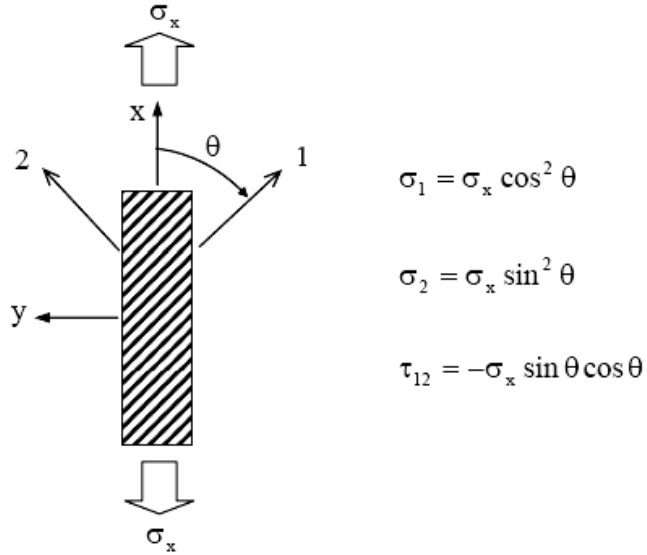
Bir kompozit levhanın uygulanan gerilme sistemi altında hasara uğrayıp uğramayacağını anlamak için hasar teorilerine ihtiyaç vardır. Kompozit tabakanın maksimum mukavemet ve birim uzama değerleri temel malzeme eksenlerinde (elyaf ve matriks yönleriyle ilişkili olarak) ölçülür. Böylece tabaka mukavemet analizinden önce, bütün uygulanan gerilme ve uzama sistemlerinin (1-2) malzeme eksenlerine dönüştürülmesi gerekir [63, 64].

Değişik performanslarda kullanılan elyaf takviyeli kompozit levhalar için literatürde birçok hasar teorisi vardır. Sürekli geliştirilen bu teorilerin yaygın olarak kullanılanları [60, 61, 64, 72];

1. Maksimum gerilme teorisi,
2. Maksimum şekil değiştirme teorisi,
3. Tsai-Hill teorisi,
4. Hoffman teorisi,

5. Tsai-Wu teorisi,
6. Hashin teorisidir.

Her bir hasar teorisinde tek yönlü elyaf takviyeli tabakalı kompozit levhanın eksen dışı yüklenmesiyle iki eksenli gerilme oluşturulur. Yani, elyaflara θ açısı yapan σ_x gerilmesi şekil 5.2’de görüldüğü gibi temel malzeme koordinatlarında iki eksenli gerilmeye dönüştürülür. Şekil 5.2’deki gerilme-dönüşüm denklemlerinden tek eksenli bir yükleme, temel malzeme koordinatlarındaki çekme ve basmanın karışımı bir durum yapılamaz. Böylece diğer bazı yükleme durumu çekme ve basmanın bir karışımına karşı herhangi bir hasar kriterini test etmek için uygulanması gerekir [59, 63, 64];



Şekil 5.2 Tek eksenli eksen dışı yükleme durumu [59].

Tek yönlü elyaf takviyeli tabakalı kompozit levhanın mukavemeti, elastik özelliklerine benzer şekilde takviye yönüne bağlı olarak değişir. Kompozit malzemenin asal yönlerdeki mukavemetleri, elastik sabitleri bilindiğinde, elyaflarla θ açısı yapan eksen dışı yükleme durumunda kullanılabileceği gerilme sınırları belirlenebilir. Maksimum gerilme ve maksimum şekil değiştirme bu amaçla uygulanır [63, 64].

5.1.1 Maksimum Gerilme Teorisi

Maksimum gerilme teorisine göre, kompozit malzemenin asal yönlerinde etkiyen gerilmeler, malzemenin bu yöndeki mukavemet değerini aşması durumunda hasarın oluşacağı savunulur. Malzemenin taşıyabileceği gerilmeler [63, 64];

Çekme gerilmeleri;

$$\begin{aligned}\sigma_1 &< X_c \\ \sigma_2 &< Y_c\end{aligned}\tag{5.1}$$

Basma gerilmeleri;

$$\begin{aligned}\sigma_1 &> X_b \\ \sigma_2 &> Y_b\end{aligned}\tag{5.2}$$

Kayma gerilmeleri;

$$|\tau_{12}| < S\tag{5.3}$$

(5.1), (5.2) ve (5.3) denklemleri ile ifade edilir. Bu eşitsizliklerden herhangi biri tatmin edici değilse, o zaman malzeme sırasıyla X_c , X_b , Y_c , Y_b veya S hasar mekanizmasıyla hasara uğrayacağı varsayılır. Bu teorideki hasar şekilleri arasında bir etkileşim yoktur [63, 64].

Maksimum gerilme kriteri uygulamalarında cisimdeki gerilmeleri temel malzeme yönlerindeki gerilmelere dönüştürmek gerekir. Elyaf takviye yönü ile θ açısı yapan bir kuvvetin yarattığı σ_x gerilmesi malzeme asal eksenleri doğrultusundaki gerilmelere dönüşüm matrisi yardımıyla dönüştürülürse,

$$\begin{aligned}\sigma_1 &= \sigma_x \cos^2 \theta \\ \sigma_2 &= \sigma_x \sin^2 \theta \\ \tau_{12} &= -\sigma_x \sin \theta \cos \theta\end{aligned}\tag{5.4}$$

(5.4) denklemi elde edilir. Daha sonra (5.4) denkleminin tersi, (5.1–5.3) denklemlerinde yerine konulursa, maksimum tek eksenli gerilme σ_x , (5.5) denklemiyle ifade edilir [63, 64]:

$$\begin{aligned} \frac{X_b}{\cos^2 \theta} < \sigma_x < \frac{X_c}{\cos^2 \theta} \\ \frac{Y_b}{\sin^2 \theta} < \sigma_x < \frac{Y_c}{\sin^2 \theta} \\ |\sigma_x| < \left| \frac{S}{\sin \theta \cos \theta} \right| \end{aligned} \quad (5.5)$$

Hasarın oluşmaması için bu üç koşulun aynı anda sağlanması gerekir. Kompozit malzemeye etkiyen dış zorlanmanın yön değiştirmesi durumunda (θ açısı, 0° ile 90° arasında değişmesi) bu üç gerilmeden sırasıyla biri hasarı oluşturmada kritik hale gelir [63, 64].

5.1.2 Maksimum Şekil Değiştirme Teorisi

Maksimum şekil değiştirme teorisi, maksimum gerilme teorisine oldukça benzer. Bu teoride kompozit malzemenin uğradığı şekil değişimlerinden herhangi birinin buna karşılık gelen sınırı aşması halinde hasarın oluşacağı varsayılır. Bu şekil değiştirmeler [63, 64];

Çekme için şekil değiştirmeler;

$$\begin{aligned} \epsilon_1 < \epsilon_{x,c} \\ \epsilon_2 < \epsilon_{y,c} \end{aligned} \quad (5.6)$$

Basma için şekil değiştirmeler;

$$\begin{aligned} |\epsilon_1| < |\epsilon_{x,b}| \\ |\epsilon_2| < |\epsilon_{y,b}| \end{aligned} \quad (5.7)$$

Kayma için şekil değiştirmeler;

$$|\gamma_{12}| < \varepsilon_k \quad (5.8)$$

(5.6), (5.7) ve (5.8) denklemleri ile ifade edilir. Temel malzeme yönlerindeki şekil değiştirmeler, ε_1 , ε_2 ve γ_{12} , kriterin uygulanmasından önce dönüşüm matrisi yardımıyla asal eksenlerdeki şekil değişimlerinden bulunması gerekir [63, 64].

İlk olarak, gerilme-şekil değiştirme ilişkilerinde;

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \frac{1}{E_1} (\sigma_1 - \nu_{12} \sigma_2) \\ \varepsilon_2 &= \frac{1}{E_2} (\sigma_2 - \nu_{21} \sigma_1) \\ \gamma_{12} &= \frac{\tau_{12}}{G_{12}} \end{aligned} \quad (5.9)$$

(5.9) denkleminde;

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma_x \cos^2 \theta \\ \sigma_2 &= \sigma_x \sin^2 \theta \\ \tau_{12} &= -\sigma_x \sin \theta \cos \theta \end{aligned} \quad (5.10)$$

(5.10) dönüşüm denklemleri yerine konursa,

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \frac{1}{E_1} (\cos^2 \theta - \nu_{12} \sin^2 \theta) \sigma_x \\ \varepsilon_2 &= \frac{1}{E_2} (\sin^2 \theta - \nu_{21} \cos^2 \theta) \sigma_x \\ \gamma_{12} &= -\frac{1}{G_{12}} (\sin \theta \cos \theta) \sigma_x \end{aligned} \quad (5.11)$$

(5.11) denklemi elde edilir. Sonuç olarak hasar doğrusal elastik davranışla sınırlandırılırsa;

$$\begin{aligned} \varepsilon_{x,c} &= \frac{X_c}{E_1}, & \varepsilon_{y,c} &= \frac{Y_c}{E_2}, & \varepsilon_k &= \frac{S}{G_{12}} \\ \varepsilon_{x,b} &= \frac{X_b}{E_1}, & \varepsilon_{y,b} &= \frac{Y_b}{E_2} \end{aligned} \quad (5.12)$$

(5.12) denklemi elde edilir. Böylece, tek eksenli eksen dışı yükleme durumunda maksimum şekil değiştirme hasar kriteri [63, 64];

$$\begin{aligned} \frac{X_b}{\cos^2 \theta - \nu_{12} \sin^2 \theta} < \sigma_x < \frac{X_c}{\cos^2 \theta - \nu_{12} \sin^2 \theta} \\ \frac{Y_b}{\sin^2 \theta - \nu_{21} \cos^2 \theta} < \sigma_x < \frac{X_c}{\sin^2 \theta - \nu_{21} \cos^2 \theta} \\ |\sigma_x| < \left| \frac{S}{\sin \theta \cos \theta} \right| \end{aligned} \quad (5.13)$$

(5.13) denklemi ile ifade edilir. Maksimum şekil değiştirme hasar kriteri (5.13) ile maksimum gerilme hasar kriteri (5.5) arasındaki tek fark, maksimum şekil değiştirme hasar kriteri Poisson oranlarını içerir [63, 64].

5.1.3 Tsai-Hill Teorisi

Bu teori, izotropik metal malzemelere uygulanan Von Mises akma kriterine dayanır. Hill, Von Mises akma kriterini anizotropik malzemelere göre düzenlemiş ve kompozit malzemelerde kullanmıştır. Hill'in önerdiği akma kriteri [63, 64];

$$\begin{aligned} (G + H)\sigma_1^2 + (F + H)\sigma_2^2 + (F + G)\sigma_3^2 - 2H\sigma_1\sigma_2 - 2G\sigma_1\sigma_3 - 2F\sigma_2\sigma_3 \\ + 2L\tau_{23}^2 + 2M\tau_{13}^2 + 2N\tau_{12}^2 = 1 \end{aligned} \quad (5.14)$$

(5.14) denklemiyle ifade edilir.

Anizotropik akma kriteri lineer elastik davranışla sınırlandırılarak anizotropik mukavemet kriteri olarak her iki anlamda da kullanılmaktadır. Hill'in önerdiği akma mukavemetleri F, G, H, L, M ve N, tabakalı kompozitin hasar mukavemetleri X, Y ve S'dir. Cisim üzerinde sadece τ_{12} etkili olursa, o zaman maksimum değer S olduğundan [64];

$$2N = \frac{1}{S^2} \quad (5.15)$$

(5.15) denklemi elde edilir. Benzer şekilde, sadece σ_1 etkili olursa;

$$G + H = \frac{1}{X^2} \quad (5.16)$$

veya sadece σ_2 etkili olursa;

$$F + H = \frac{1}{Y^2} \quad (5.17)$$

ifadeleri elde edilir. 3-yönündeki mukavemet Z ile belirtilirse ve sadece σ_3 etkili olursa o zaman;

$$F + G = \frac{1}{Z^2} \quad (5.18)$$

(5.18) bağıntısı elde edilir. (5.16), (5.17) ve (5.18) denklemlerinin birleşiminden F, G, H ve X, Y, Z arasındaki ;

$$\begin{aligned} 2F &= \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{X^2} \\ 2G &= \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{Y^2} \\ 2H &= \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2} \end{aligned} \quad (5.19)$$

(5.19) bağıntısıyla ifade edilir. 1-yönündeki tek yönlü elyaf takviyeli levhanın 1-2 düzlemindeki düzlem gerilmeleri için, $\sigma_3 = \tau_{13} = \tau_{23} = 0$ 'dır. Bununla birlikte, böyle bir levhanın malzeme yapısının geometrik simetrikliğinden $Y=Z$ olduğu açıktır.

Böylece (5.14) sı, tabakanın temel mukavemetleri X,Y ve S, hasar kriterini yönlendirdiğinden [64];

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = 1 \quad (5.20)$$

(5.20) bağıntısı elde edilir. X_c , X_b , Y_c ve Y_b uygun değerleri, σ_1 ve σ_2 ifadelerine bağlı olarak kullanılması gerekir. Böylece farklı bir yüzey, üç boyutlu gerilme alanının σ_1 , σ_2 ve τ_{12} , her bir parçasında yaratılır (S sadece bir değere sahip olduğu için yüzeyin $\tau_{12} = 0$ düzlemi üzerinde simetrik olduğu kabul edilir.) [64].

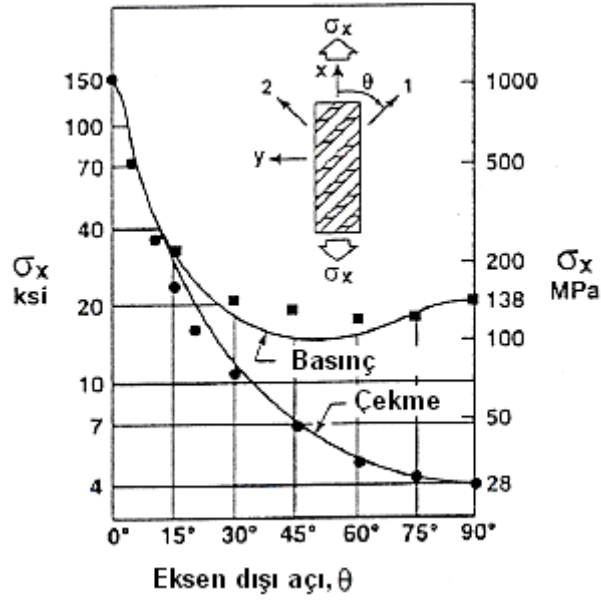
Sonuç olarak, eksen dışı tek eksenli yüklenen kompozit malzemeler için, (5.20) denkleminde (5.10) gerilme dönüşüm denklemleri yerine konulursa mukavemet için Hill'in akma kriteri;

$$\frac{\cos^4 \theta}{X^2} + \left[\frac{1}{S^2} - \frac{1}{X^2} \right] \cos^2 \theta \sin^2 \theta + \frac{\sin^4 \theta}{Y^2} = \frac{1}{\sigma_x^2} \quad (5.21)$$

(5.21) sıyla ifade edilir. Önceki hasar kriterlerindeki gibi üç değil bir kriter mevcuttur. Kompozit bir tabaka genellikle çekme ve basmada farklı mukavemetlere sahip olduğundan X ve Y değerleri gerilme alanın çeyreği üzerindeki gerilmelere bağlı olarak uygun değerler alması gerekir [63, 64].

E cam-epoksi kompozit tabaka için hasar kriterinin deneysel verileri şekil 5.3'de görülmektedir. Tsai-Hill hasar kriteri ile deney arasındaki uyum oldukça iyidir. Böylece uygun bir hasar kriteri, iki eksenli gerilme durumundaki çeşitli elyaf oryantasyonlarında E cam-epoksi kompozit tabaka için bulunabilir [63, 64].

Tsai-Hill hasar kriteri, hem maksimum gerilme kriterinden hemde maksimum şekil değiştirme kriterinden E cam-epoksi kompozit tabakanın hasar tahmini için daha uygundur.



Şekil 5.3 Tsai-Hill hasar kriteri [63].

Tsai-Hill kriterinin avantajlarının diğerlerinden daha az olduğu açıktır [63]:

1. Tabaka oryantasyonu ile mukavemetin değiştiği deneysel sonuçlarda anlaşılmaz,
2. θ açısı 0° 'den itibaren arttığından mukavemet sürekli olarak azalır, bu maksimum gerilme ve maksimum şekil değiştirme hasar kriterinin her ikisinin de karakteristik özelliğidir.
3. Kriter ve deney arasındaki uyum oldukça iyidir.
4. Tsai-Hill kriterindeki X,Y ve S hasar mukavemetleri arasında önemli etkileşim vardır. Fakat boyuna, enine ve kayma hasarlarının bağımsız varsayıldığı önceki kriterlerde herhangi bir etkileşim söz konusu değildir [63].

E cam-epoksi kompozit tabakanın hasar tahmininde Tsai-Hill hasar kriteri tartışılan hasar kriterlerine göre en doğru sonucu veren kriter olarak görülür. Bununla birlikte, belirli bir hasar kriterinin uygulanabilirliği, çalışılan malzemenin sünek veya gevrek olup olmadığına bağlıdır. Diğer kompozit malzemeler, maksimum gerilme

kriteri, maksimum şekil değiştirme kriteri ya da diğer bazı hasar kriterleriyle daha iyi sonuçlar verebilir [63, 64].

5.1.4 Hoffman Teorisi

Hoffman, çekme ve basmadaki farklı mukavemetleri hesaba almak için Tsai-Hill'in denkleminde lineer terimini eklemiştir [59]:

$$C_1(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + C_2(\sigma_3 - \sigma_1)^2 + C_3(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + C_4\sigma_1 + C_5\sigma_2 + C_6\sigma_3 + C_7\tau_{23}^2 + C_8\tau_{31}^2 + C_9\tau_{12}^2 = 1 \quad (5.21)$$

Dokuz C_i terimi, temel malzeme koordinatlarındaki dokuz mukavemetle belirlenir; $X_c, X_b, Y_c, Y_b, Z_c, Z_b, S_{23}, S_{31}$ ve S_{12} , (1-2) düzlemindeki düzlemsel gerilmeler, ($\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{31}=0$) ve (2-3) düzlemindeki enine izotropi, ($Z_c=Y_c, Z_b=Y_b, S_{31}=S_{12}$) ise (5.21) hasar kriteri denklemi;

$$-\frac{\sigma_1^2}{X_c X_b} + \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X_c X_b} - \frac{\sigma_2^2}{Y_c Y_b} + \frac{X_c + X_t}{X_c X_b} \sigma_1 + \frac{Y_c + Y_t}{Y_c Y_b} \sigma_2 + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} = 1 \quad (5.22)$$

(5.22) denklemi ile basitleştirilir. Burada X_c negatif bir sayıdır. Hoffman elipsoidi ($\sigma_1 - \sigma_2$) düzleminde simetriktir ve

$$\beta = \frac{1}{2} \cot^{-1} \left[\frac{Y_b Y_c - 1}{X_b X_c} \right] \quad (5.23)$$

temel akselere,

$$\sigma_1 = \frac{X_c + X_b}{2} + \frac{Y_c + Y_b}{2} \quad (5.24)$$

$$\sigma_2 = \frac{Y_c + Y_b}{2} + \frac{(X_c + X_b) Y_c Y_b}{4 X_c X_b}$$

merkeze sahiptir [59].

Hoffman kriterinin başlıca özellikleri;

1. Hasar şekilleri arasındaki etkileşim, maksimum gerilme yada maksimum hasar kriterindeki gibi hasar yerine ayrı kriter olarak düşünülür.
2. Çekme ve basmadaki farklı mukavemetlerden dolayı Tsai-Hill hasar kriterindeki çeyrek dilimler yerine $(\sigma_1-\sigma_2)$ düzlemindeki bütün çeyrekler kullanılır.
3. Hoffman kriterinin tasarımdaki kullanımını genel olarak tartışılan kriterlerin hepsinden basittir [59].

5.1.5 Tsai-Wu Teorisi

Önceki iki eksenli hasar kriteri, deneysel sonuçlarının göstergesi olarak çeşitli yetersizlikler sunar. Bir kriter ve deney arasındaki ilişkiyi geliştirmek için açık bir yol, tahmin denklemlerindeki terimlerin sayısını artırmaktır. Tsai ve Wu, altı boyutlu gerilme alanında hasar yüzeyinin olduğunu varsaymışlar [63];

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad i, j = 1, \dots, 6$$

F_i ve F_{ij} , sırasıyla ikinci ve dördüncü derece mukavemet tensörüdür. (5.25) denkleminin çok karışık olduğu açıktır; düzlem gerilme altındaki ortotropik bir tabakanın durumu (5.26) denkleminde indirgenirse [63];

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_6 \sigma_6 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 = 1 \quad (5.26)$$

elde edilir. Çekme yükü altında,

$$F_1 X_c + F_{11} X_c^2 = 1 \quad (5.27)$$

ve basınç yükü altında,

$$F_1 X_b + F_{11} X_b^2 = 1 \quad (5.28)$$

(5.27) ve (5.28) denklemleri birlikte çözülürse;

$$F_1 = \frac{1}{X_\zeta} + \frac{1}{X_b}$$
$$F_{11} = -\frac{1}{X_\zeta X_b}$$
(5.29)

(5.29) denklemi elde edilir. Benzer şekilde;

$$F_2 = \frac{1}{Y_\zeta} + \frac{1}{Y_b}$$
$$F_{22} = -\frac{1}{Y_\zeta Y_b}$$
(5.30)

(5.30) denklemi elde edilir. Temel malzeme koordinatlarındaki kayma mukavemeti, kayma gerilmesinden bağımsızdır ve,

$$F_\delta = 0 \quad F_{\delta\delta} = \frac{1}{S^2}$$
(5.31)

elde edilir. Çekme ve basmada eşit mukavemetler ($X_\zeta = -X_b$ ve $Y_\zeta = -Y_b$) olduğuna göre;

$$F_1 = 0 \quad F_{11} = \frac{1}{X^2} \quad F_2 = 0 \quad F_{22} = \frac{1}{Y^2}$$
(5.32)

elde edilir. Hasar kriteri;

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = 1$$
(4.33)

(5.33) denklemi ile ifade edilir. (5.33) denklemi F_{12} değeri hariç, Tsai-Hill hasar kriterine olağanüstü benzemektedir. F_{12} 'nin değeri $-1/X^2$ değildir. Buna göre, (5.26) denkleminde F_1, F_2, F_{11} ve F_{22} değerleri yerine konursa;

$$(F_1 + F_2)\sigma + (F_{11} + F_{22} + 2F_{12})\sigma^2 = 1 \quad (5.34)$$

F_{12} değeri;

$$F_{12} = \frac{1}{2\sigma^2} \left[1 - \left[\frac{1}{X_f} + \frac{1}{X_b} + \frac{1}{Y_f} + \frac{1}{Y_b} + \right] \sigma + \left[\frac{1}{X_f X_b} + \frac{1}{Y_f Y_b} \right] \sigma^2 \right] \quad (5.35)$$

elde edilir [64].

Tsai-Wu hasar kriteri, Tsai-Hill ya da Hoffman hasar kriterine göre daha genel bir özelliğe sahiptir. Tsai-Wu hasar kriteri, rotasyon altında değişmemesi, bilinen tensör-dönüşüm kurallarıyla dönüşümün yapılabilmesi, rijitlik ve elastik matrislerine benzer simetri özelliği içermesiyle aşağıda sıralanan bazı avantajlara sahiptir;

1. Denklemdaki F_{12} ek terimi nedeniyle Tsai-Hill ve Hoffman kriterlerinin grafiklerinde artan eğriler mevcuttur.
2. F_{12} ek terimi sadece pahalı ve zor iki eksenli testle belirlenebilir,
3. Sonuçların grafiksel açıklamaları formüllerle basitleştirilebilir [64].

5.1.6 Hashin Teorisi

Hashin teorisi, özellikle gelişen hasar modellerine uyarlandığı zaman, sonlu eleman modellerindeki kullanımları idealdir. Tek yönlü elyaf takviyeli kompozitlerin hasarını tahmin etmek için önerilen Hashin hasar kriteri, temel olarak beş farklı düzlemsel hasar moduna dayandırılmıştır [17]:

1. Matriks çekme hasarı,
2. Matriks basma hasarı,
3. Elyaf-matriks kayma hasarı,
4. Elyaf çekme hasarı,
5. Elyaf basma hasarı.

Bu hasar modlarının her biri, tabaka seviyesinde uygulanan hasar kriterine sahiptir ve her bir hasar modu için uygun bir özellik indirgeme kuralı mevcuttur. Bu kriterler sadece pim bağlantılı problemlerde değil, tabaka seviyesindeki gerilmelerin incelenmesi istenen durumlarda da kullanılmaktadır. Genel olarak, hasar kriterleri tabakalı kompozit levhaların bütün tipleri için hasar tahmininde tatmin edici sonuçlar vermeyebilir [17]. Hashin hasar kriterine göre, aşağıdaki eşitliklerden herhangi biri sağlanırsa kompozit malzemenin hasara uğrayacağı savunulur [55].

➤ Elyaf Çekme Modu:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_f}\right)^2 + \frac{1}{S_2}(\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2) = 1 \quad (5.36)$$

veya

$$\sigma_{11} = X_f \quad (5.37)$$

➤ Elyaf Basma Modu:

$$|\sigma_{11}| = X_b \quad (5.38)$$

➤ Matriks Çekme Modu:

$$(\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0) \quad (5.39)$$

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

➤ Matriks Basma Modu:

$$\begin{aligned} \frac{1}{Y_b} \left[\left(\frac{Y_c}{2S_T} \right)^2 - 1 \right] (\sigma_2 + \sigma_3) + \frac{1}{4S_T^2} (\sigma_2 + \sigma_3)^2 + \frac{1}{S_T^2} (\tau_{23}^2 - \sigma_2\sigma_3) \\ + \frac{1}{S^2} (\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2) = 1 \end{aligned} \quad (5.40)$$

Denklemlerde;

σ_{11} : Elyaf yönündeki normal gerilme,

σ_{22} : Elyaflara dik yöndeki normal gerilme,

τ_{12} : Kayma gerilmesi,

X_c : Elyaf yönündeki çekme mukavemeti,

Y_c : Elyaflara dik yöndeki çekme mukavemeti,

X_b : Elyaf yönündeki basma mukavemeti,

Y_b : Elyafa dik yöndeki basma mukavemeti,

S : Kayma mukavemeti,

S_T : Elyaflara dik yöndeki kayma mukavemetidir [55].

6. TEMEL MALZEME ÖZELLİKLERİNİN BELİRLENMESİ

Bu bölümde, elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemenin mekanik özelliklerinin deneysel olarak belirlenmesinde kullanılan test yöntemleri hakkında bilgi verilmiştir. Kompozit malzemelerin davranışı hakkında bilgilerin birçoğu genellikle deneysel gözlemlerden elde edilmektedir. Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin ölçülmesi, kompozitlerin ve yapıların üretimleriyle birleştirilmiş kalite kontrol ve kalite güvence yöntemlerinin önemli bir elemanıdır. Kompozitlerin izotropik olmayan malzeme özelliğine sahip olmaları ve hasar şekillerinin çeşitliliği gibi özel karakteristik özelliklerinden dolayı geleneksel metalik malzemeler için kullanılan çoğu test prosedürleri ve numune geometrileri kompozit malzemelere uygulanamayabilir. Bu nedenle kompozit malzemeler için test metodlarının geliştirilmesi ve değerlendirilmesi gerekmektedir. Geliştirilen test metodlarının birçoğu Amerikan Test ve Malzeme Şirketi (ASTM) tarafından kabul edilmiş standartlara göre geliştirilmiştir [68].

Deneysel metodun kullanımıyla statik yükleme durumundaki tek yönlü elyaf takviyeli tabakalı kompozit plakanın temel malzeme özelliklerinin belirlenmesi, kompozit malzemeler üzerine yapılan araştırmalarda daima önemli bir anahtar konu olmuştur. Kompozit malzemelerin çeşitliliğinin artmasıyla mekanik özelliklerinin belirlenmesi için daha etkili ve güvenilir bir ölçme tekniğinin kullanılması giderek önem kazanmıştır. Eğer deneyler standartlara uygun bir şekilde yapılıyorsa, genellikle malzemenin rijitlik ve mukavemet karakteristiklerinin her ikisi de doğru olarak belirlenebilmektedir. Ortotropik bir tabakanın mekanik davranışını belirlemek için dokuz bağımsız elastik sabitin bilinmesi gerekir [59, 65].

Ortotropik bir malzemenin rijitlik karakteristikleri;

E_1, E_2 : 1 ve 2 yönündeki Elastisite modülü,

ν_{12} : 1 yönündeki Poisson oranı,

ν_{21} : 2 yönündeki Poisson oranı,
 G_{12} : 1-2 düzlemindeki kayma modülleri,

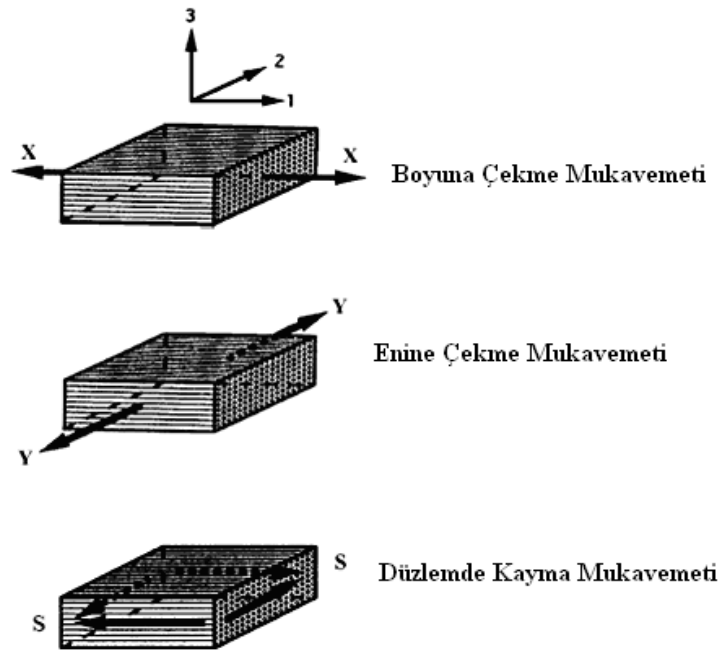
Ortotropik bir malzemenin mukavemet karakteristikleri;

X : Boyuna mukavemet (1-yönünde)

Y : Enine mukavemet (2-yönünde)

S : Kayma mukavemeti (1-2 düzleminde)

Bu mukavemetlerin her birinin yönleri Şekil 5.1' de gösterilmiştir [17].










Şekil 6.1 Tek yönlü elyaf takviyeli kompozit tabakanın temel mukavemetleri [17].

6.1 Tabakalı Kompozit Malzemenin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi

Kompozit numunelerin malzeme özelliklerinin belirlenmesi için gerekli testler, Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Mekanik Laboratuvarındaki 20 kN yük kapasiteli Instron 1114 Test Makinesi'nde yapılmıştır. Kompozit numunelere strain gauge yapıştırılarak birim uzama değerleri ölçülmüştür. Tek yönlü elyaf takviyeli tabakalı kompozit numunelerinin geometrileri ve ASTM test metotları Tablo 6.1'de gösterilmiştir [59].

Tablo 6.1 Kompozit numunelerinin geometrileri ve ASTM test metotları [59].

Malzeme Özellikleri	Sembol ve Birim	ASTM Test Metodu	Numune Geometrisi
Boyuna Young Modülü Boyuna Poisson Oranı Boyuna Çekme Mukavemeti	E_1 (MPa) ν_{12} (-) X_ζ (MPa)	ASTM 3039-76	
Enine Young Modülü Enine Poisson Oranı Enine Çekme Mukavemeti	E_2 (MPa) ν_{21} (-) Y_ζ (MPa)	ASTM 3039-76	
Boyuna Basma Mukavemeti	X_b (MPa)	ASTM 3410-75	
Enine Basma Mukavemeti	Y_b (MPa)	ASTM 3410-75	
Kayma Modülü	G_{12} (MPa)	ASTM 3518-76 ASTM D 5379	 
Kayma Mukavemeti	S (MPa)	ASTM D 5379	

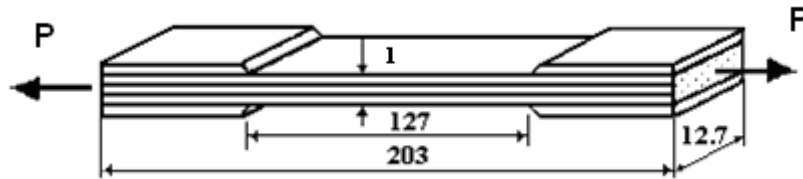
Çekme ve basınç yüklemelerinden dolayı tek yönlü elyaf takviyeli tabakalı kompozit plakadaki elyaf-matriks arasındaki etkileşimin tanımlanmasında aşağıda sıralanan birkaç temel varsayımın kabul edilmesi gerekir:

1. Elyaflar, matriks içersinde uniform olarak dağılmıştır,
2. Elyaf ve matriks arasında mükemmel bir yapışma vardır,
3. Matriks içinde hava boşluğu yoktur,
4. Uygulanan yük elyaf yönüne ya paralel ya da dik konumdadır,
5. Elyaf takviyeli kompozit plaka başlangıçta gerilmemiş durumdadır (artık gerilmeler yoktur),
6. Elyaf ve matriksin her ikisi de lineer elastik malzeme olarak davranır [59].

Bu varsayımlarla kompozit malzemenin mekanik özellikleri, çekme, basınç ve düzlemde kayma olmak üzere üç temel yükleme altında belirlenmiştir.

6.1.1 Tabakalı Kompozit Malzemenin Çekme Özelliklerinin Belirlenmesi

Tabakalı kompozit malzemenin, Young modülleri E_1 , E_2 ; Poisson oranları ν_{12} , ν_{21} ; boyuna çekme mukavemeti X_c ve enine çekme mukavemeti Y_c gibi çekme özellikleri ASTM D3039-76 standart test metoduna göre, boyuna $[0^\circ]_4$ ve enine $[90^\circ]_4$ tek yönlü takviye edilmiş numunelere statik çekme testi uygulanarak belirlenmiştir. Şekil 6.2’de görüldüğü gibi $[0^\circ]_4$ dört katlı tabakadan meydana gelen kompozit plakanın boyuna çekme özelliklerini belirlemek için gereken geometrik ölçüler, genişlik 12,7mm ve uzunluk 203 mm’dir [17, 59, 65, 68, 82].



Şekil 6.2 Boyuna çekme test numunesinin geometrik ölçüleri [17, 59].

Çekme numunesi, test makinesine yerleştirilmiş ve numune boyuna ekseninde 0,5 mm/dak hızda çekilmiştir. Numunelere tek eksenli yükleme altında hasar oluncaya kadar yük uygulanmıştır. Yük ve yer değiştirme değerleri dijital veri aktarım sistemiyle elde edilmiştir. Boyuna ve enine uzamalar numuneye elyaf yönüne paralel ve dik olacak şekilde yapıştırılan iki strain gauge yardımıyla ölçülmüştür. Boyuna yönde gerilme, boyuna uzanmanın bir fonksiyonu olarak oluşmuştur. Kompozit numunelerin gerilme-şekil değiştirme davranışı doğrusal olarak meydana gelmiştir. Şekil 6.3’de kompozit malzemenin Young modüllerinin (E_1, E_2) ve Poisson oranlarının (ν_{12}, ν_{21}) Instron 1114 Test Makinesi’nde deneysel olarak bulunması görülmektedir.



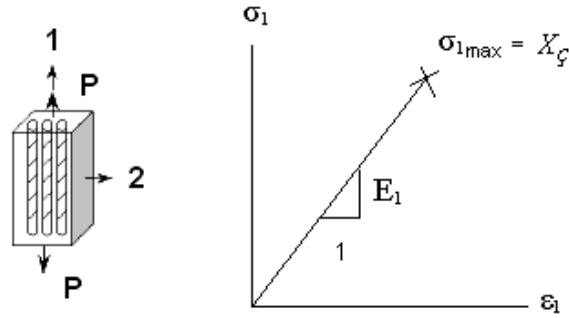
Şekil 6.3 Kompozit numunelerin Young modüllerinin (E_1, E_2) ve Poisson oranlarının (ν_{12}, ν_{21}) deneysel olarak bulunması.

E_1, ν_{12} ve X_{ζ} değerleri, çekme testi verileri ve (6.1) denklemleri yardımıyla hesaplanmıştır [17].

$$\sigma_1 = \frac{P}{A} \qquad \nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \qquad (6.1)$$

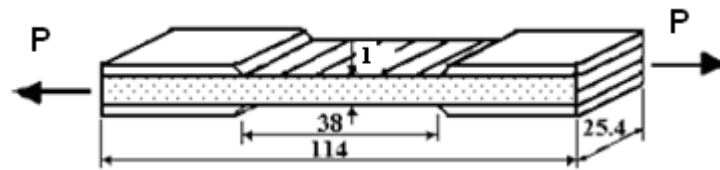
$$E_1 = \frac{\sigma_1}{\varepsilon_1} \qquad X_{\zeta} = \frac{P_{max}}{A}$$

Bağıntıdaki A, kompozit numunenin kesit alanıdır ve uygulanan yük bu alana diktir. Şekil 6.4’de tek yönlü elyaf takviyeli kompozit levhanın 1-yönünde tek eksenli yükleme durumu ve eğrisi görülmektedir [63].



Şekil 6.4 1- yönünde tek eksenli yükleme [63].

E_2 enine Young modülü, ν_{21} Poisson oranı ve Y_c enine çekme mukavemeti, enine tek yönlü takviye edilmiş $[90^\circ]_4$ numunelerin çekme testi verilerinden belirlenmiştir. E_2 , ν_{21} ve Y_c , numuneye elyaf yönüne paralel yapıştırılan strain gauge yardımıyla ölçülen uzama değerleri kullanılarak hesaplanmıştır. Enine çekme testi için test numunesi ASTM D3039–76 standart test metoduna göre hazırlanmıştır. Enine çekme testi numunesi ve geometrik ölçüleri Şekil 6.5’de gösterilmiştir [17].



Şekil 6.5 Enine çekme test numunesinin geometrik ölçüleri [17].

Ölçme işlemi sırasında kompozit numuneye test makinesinde 0,5 mm/dak hızda statik yük uygulanmıştır. Kompozit numunenin gerilme-şekil değiştirme davranışı doğrusal ve nihai hasar koparak meydana gelmiştir. E_2 , ν_{21} ve Y_c değerleri çekme testi verilerinin ve (5.2) deki denklemlerin yardımıyla hesaplanmıştır [17].

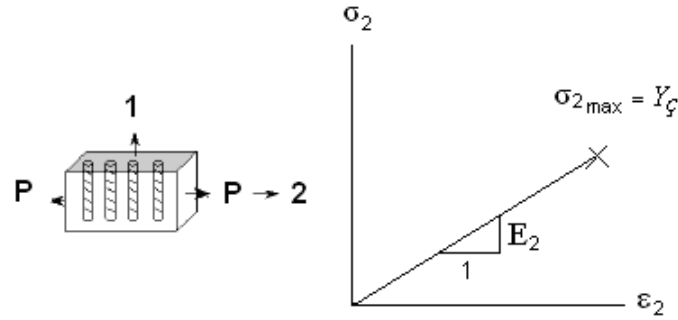
$$\sigma_2 = \frac{P}{A} \quad \nu_{21} = \nu_{12} \frac{E_2}{E_1} \quad (6.2)$$

$$E_2 = \frac{\sigma_2}{\varepsilon_2} \quad Y_{\zeta} = \frac{P_{max}}{A}$$

Bağıntıda rijitlik özelliklerin karşılıklı olarak birbirine eşit olduğu görülür.

$$\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2} \quad (6.3)$$

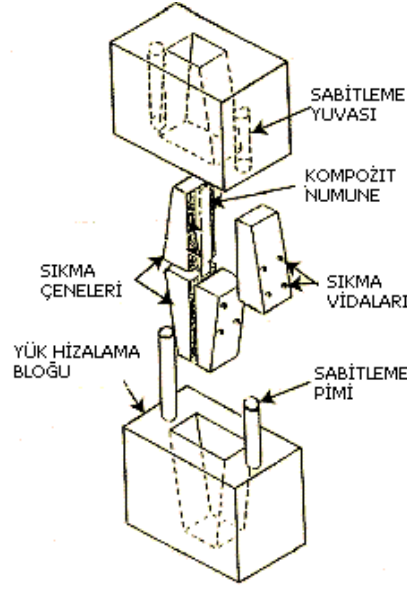
Şekil 6.6’de tek yönlü elyaf takviyeli kompozit levhanın 2-yönünde tek eksenli yükleme durumu ve eğrisi görülmektedir [63].



Şekil 6.6 2- yönünde tek eksenli yükleme [63].

6.1.2 Tabakalı Kompozit Malzemenin Basınç Özelliklerinin Belirlenmesi

Kompozit numunelerin yana doğru burkulmasından dolayı en zor uygulanan test metotlarından biri de basınç testidir. Çoğu test metodu, burkulma probleminin üstesinden gelmek için test numunelerinin tasarımları ve yükleme şekillerinin birleştirilme çeşitliliği sayesinde geliştirilmiş ve kullanılmıştır. Kompozit malzemelerin basınç testi için ASTM standardı yayınlanmasına rağmen hala çeşitli alternatif test metotları hakkında tartışmalar sürmektedir. Şekil 6.7’de ASTM 3410-75 standardı basınç testi aparatının şematik resmi görülmektedir [68].



Şekil 6.7 Basınç testi aparatının şematik resmi [68].

Bu çalışmada, kompozit malzemenin basınç testi için oldukça kısa test bölümü uzunluğuna sahip desteksiz test numunesi tercih edilmiştir. Numune tek yönlü elyaf takviyeli tabakalı kompozit plaka olup kesit alanı sabittir. Numune genişliği ve strain gauge yapıştırılan alanın uzunluğu ASTM 3410-75’de belirtildiği gibi sırasıyla 6,4mm ve 12,7mm dir [83].

Deneyler sırasında $[0^\circ]_4$ ve $[90^\circ]_4$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelere basınç yükü uygulanmış ve bu sırada maksimum hasar yükleri, boyuna X_b ve enine Y_b basınç mukavemetlerini belirlemek için kayıt edilmiştir. Şekil 6.8’de kompozit malzemenin basma mukavemetinin deneysel olarak bulunması görülmektedir.

Basma mukavemetleri X_b ve Y_b , (6.4) bağıntısında verildiği gibi numunelerin basmada dayanabildiği maksimum yükün numunenin kesit alanına bölünmesiyle elde edilir.

$$X_b = \frac{P_{max}}{A} \quad Y_b = \frac{P_{max}}{A} \quad (6.4)$$

Burada A , numunenin basma yönüne dik kesit alanıdır. Tek yönlü elyaf takviyeli kompozit numunelerin X_b ve Y_b basınç mukavemetleri (6.4) bağıntısıyla hesaplanmıştır.



Şekil 6.8 Kompozit malzemenin basma mukavemetinin deneysel olarak bulunması.

6.1.3 Tabakalı Kompozit Malzemenin Kayma Özelliklerinin Belirlenmesi

Kompozit tabakanın düzlemsel özellikleri kalınlık nedeniyle kayma özelliklerine eşit değildir. Bu nedenle, her iki tipte de kayma yükü yaratacak test metoduna ihtiyaç vardır. Tek yönlü elyaf takviye edilmiş kompozit malzemenin mekanik özelliklerinin tam olarak belirlenebilmesi için, kayma modülü G_{12} ve kayma mukavemeti S gibi elyaflara paralel düzlem kayma altındaki mekanik özelliklerinin bilinmesi gerekir [65, 68, 84].

Kompozit malzemelerin kayma özelliklerinin belirlenmesinde uygulanan test metodu, mekaniksel statik testlerin en zor tiplerindedir. Kayma test metodunun geliştirilmesindeki temel güçlüklerden biri, kayma gerilmesine maruz kalan numunenin sabit büyüklüğünün sadece gauge bölümündeki kayma gerilmesini içermesidir. Kompozit malzemenin düzlemdeki kayma gerilme-uzama

karakteristiğini belirlemek için uygun test metotlarının geliştirilme çalışmaları halen devam etmektedir [68].

Kompozit malzemelerde en çok kullanılan düzlemsel kayma test metotları aşağıda sıralanmıştır [59]:

- ± 45 Kayma testi
- 10° Eksen dışı kayma test
- Burulma tüpü kayma testi
- Ray kayma testi
- Sandviç apraz-kiriş kayma testi
- T-numune kayma testi
- Iosipescu kayma testi

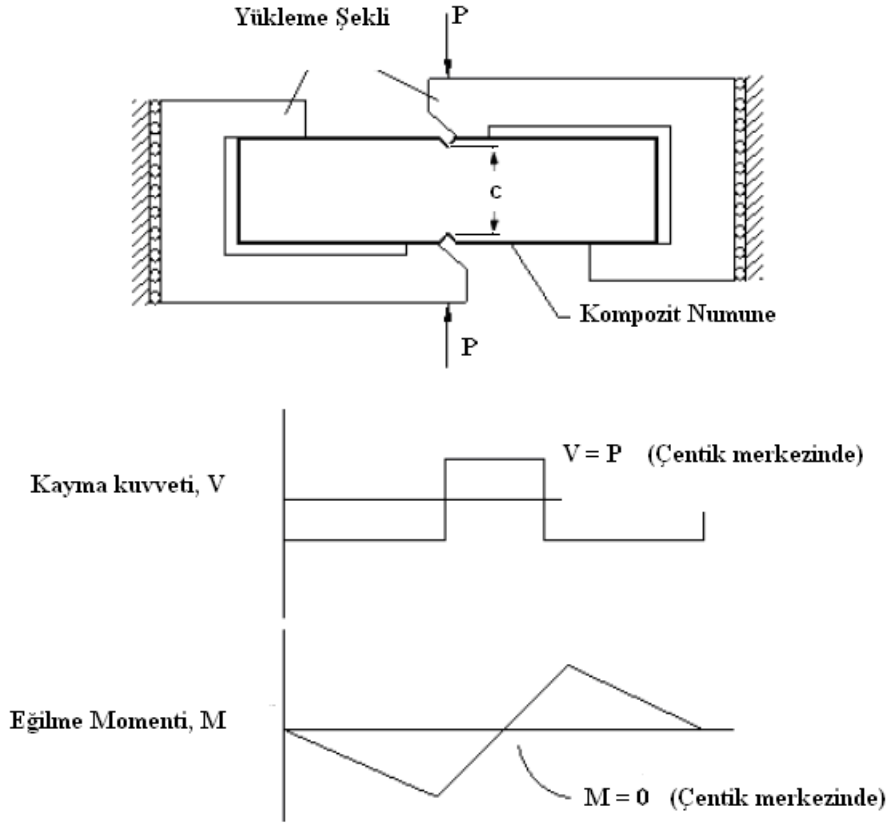
Bu çalışmada, kompozit malzemelerin düzlemsel kayma özelliklerinin belirlenmesinde en çok tercih edilen Iosipescu kayma testi metodu kullanılmıştır.



şekil 6.9 Iosipescu kayma testi aparatı.

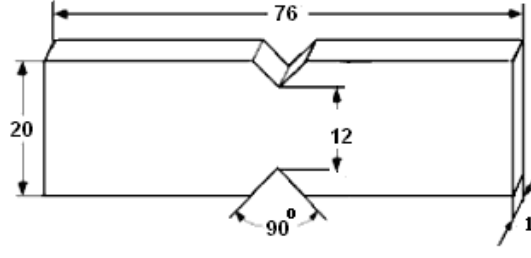
Iosipescu kayma testi ilk olarak 1967’de izotropik malzemelerin testi için önerilmiş olup daha sonra Adams ve Walrath tarafından kompozit malzemelere uyarlanmıştır. Iosipescu kayma testinde kullanılan tipik bir test aparatının resmi şekil 6.9’da görülmektedir [65].

Iosipescu kayma testinde, karşılıklı iki kuvvet çiftinin uygulanmasıyla test numunesinin iki çentik arasındaki uzunlukta kayma gerilmesi oluşturulmaya çalışılır. Iosipescu kayma testinin yükleme durumunun şematik resmi ve numune için uygun kayma ve moment diyagramları Şekil 6.10’da görülmektedir [68].



Şekil 6.10 Iosipescu kayma testi yükleme şeklinin şematik gösterimi, kayma ve moment diyagramları [68].

Kompozit numunenin kalınlığı 1 mm’dir. Numune ASTM D 5379 standardına uygun ölçülerde hazırlanmış olup numune ölçülerinin toleransı ± 0.3 mm ve çentik açılarının toleransı $\pm 0.5^\circ$ dir. Kayma modülü ve kayma mukavemetinin belirlenmesinde kullanılan kompozit numuneler orijinal Iosipescu numunesi olup çentikler V-biçimli ve $\phi=90^\circ$ açılara sahiptir. Çentiklerin derinliği numune yüksekliğinin %20’si kadardır. Iosipescu test numunesinin geometrisi ve ölçüleri Şekil 6.11’de gösterilmiştir [17].



Şekil 6.11 Iosipescu kayma numunesinin ölçüleri [17, 59, 68].

Iosipescu test numunesinin çentikleri arasına 45° açılarda 2 adet strain gauge yapıştırıldıktan sonra test aparatına yerleştirilen numuneler sabitleme pimlerinin hafifçe sıkılmasıyla ayarlanabilir çeneler arasına merkezlenmiştir. Iosipescu kayma testi süresince numuneye Instron 1114 test makinesi yardımıyla P yükü uygulanmıştır. Yükten dolayı oluşan kayma zorlanmaları verileri strain gauge yardımıyla bilgisayara kaydedilmiştir.

Ortalama kayma gerilmesi çentik bölgesinde elde edilmiş olup, numunenin kayma mukavemeti (6.5) bağıntısıyla ifade edilebilir:

$$\tau = \frac{P}{c \cdot t} \quad (6.5)$$

$$S = \frac{P_{max}}{c \cdot t}$$

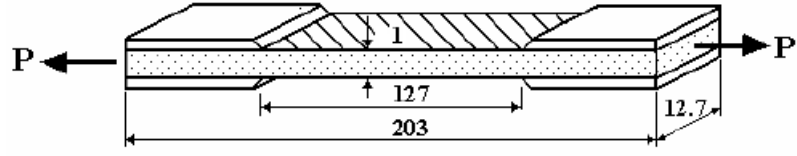
(6.5) bağıntısında;

P = Uygulanan yük, (N)

c = Çentikler arası mesafe, (mm)

t = Numunenin kalınlığı, (mm)'dir [59].

Kompozit malzemenin kayma modülünü belirlemek için kullanılan başka bir test metodu ise, temel malzeme eksenini 45° üzerinde olan kompozit levhaya yük uygulamaktır. ASTM 3039-76 çekme test metodunda tanımlanan numune ölçüleri Şekil 6.12'de gösterilmiştir [84].

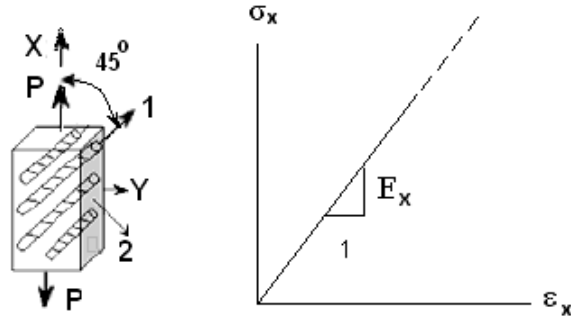


Şekil 6.12 45° çekme yükü altındaki numune geometrisi ve ölçüleri [17, 84].

Kompozit numunenin kayma birim şekil değiştirme değerini bulmak için numuneye yükleme yönünde strain gauge yapıştırılmıştır. Instron 1114 test makinesi yardımıyla kopuncaya kadar yüklenen numunenin ϵ_x uzama değeri ölçülmüştür. Kompozit numunenin Young Modülü E_x ,

$$E_x = \frac{P/A}{\epsilon_x} \quad (6.6)$$

(6.6) bağıntısıyla bulunur. Şekil 6.13'de tek yönlü elyaf takviyeli kompozit levhanın 1- yönünde 45° açıda tek eksenli yükleme durumu ve eğrisi görülmektedir [63].



Şekil 6.13 1- yönünde 45° açıda tek eksenli yükleme [63].

(6.6) dönüşüm bağıntısı yardımıyla,

$$\frac{1}{E_x} = \frac{1}{4} \left(\frac{1}{E_1} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} + \frac{1}{G_{12}} + \frac{1}{E_2} \right) \quad (6.7)$$

G_{12} bilinmeyen değeri bulunur;

$$G_{12} = \frac{1}{\left(\frac{4}{E_x} - \frac{1}{E_1} - \frac{1}{E_2} + \frac{2\nu_{12}}{E_1} \right)} \quad (6.8)$$

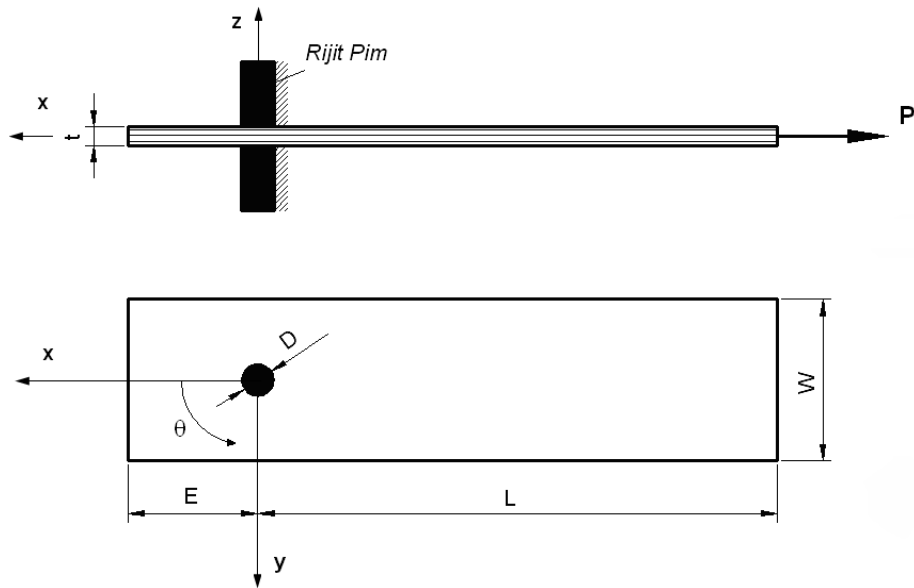
Bu metotla bulunan Kayma Modülü G_{12} , Iosipescu testiyle yaklaşık olarak aynı sonucu vermektedir [17].

7. DENEYSEL ÇALIŞMA

Bu çalışmada, farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilen ve farklı geometrik ölçülere sahip pim ve civata bağlantılı cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakalara mekanik testler yapılmıştır. Cam elyaf-epoksi kompozit levhadaki bağlantı mukavemetine, kür sıcaklığı ve süresi, bağlantı geometrisi ve ön yükleme momenti gibi değişkenlerin etkisi deneysel olarak elde edilmiş ve sonuçlar değerlendirilmiştir.

7.1 Problemin Tanımı

Çalışmada, pim ve civata bağlantılı dikdörtgen plakalar cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit malzemeden 0.3 MPa sabit basınç altında, dört farklı kür çevriminde (90°C - 1,5 saat, 90°C - 4 saat, 120°C - 1,5 saat, 120°C - 4 saat) üretilmiştir. Tabakalı kompozit plaka orta düzlemine göre simetriktir. Kompozit plakanın geometrisi Şekil 7.1’de görülmektedir.



Şekil 7.1 Pim bağlantılı tabakalı kompozit plakanın geometrisi.

Kompozit plakaların delik çapı $D = 5\text{mm}$, boy $L = 90\text{mm}$ ve kalınlık $t = 1\text{mm}$ ölçüleri sabit tutulup, kenar mesafesi E ve genişlik W ölçüleri değiştirilmiştir. D çapındaki delik, plakanın bir ucundan değişken E mesafesinde plakanın merkez çizgisinden ileriye doğru yerleştirilmiştir. Kompozit plakalara x,y ve z eksenleri üzerinde eğilme momenti oluşturmadan simetri eksenine doğrultusunda Instron 1114 çekme cihazıyla statik bir çekme yükü P uygulanmış ve bu yüke karşı plakanın diğer kenarı rijit bir pim tarafından desteklenmiştir. Uygulanan yük plakaya paralel olup simetri çizgisi üzerindedir.

7.2 Malzeme Temini ve Tabakalı Kompozit Plakaların Üretimi

Bu çalışmada, elyaf takviyeli tabakalı kompozit plakaların deneme üretimleri, Balıkesir Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Mekanik Laboratuvarı'nda yapılmıştır. Kompozit plakaların deneme üretiminde takviye elemanı olarak kullanılan camelyaf, Fibroteks Dokuma San. ve Tic. A.Ş.'den, matriks elemanı olarak kullanılan polyester reçine, Camelyaf A.Ş.'den temin edilmiştir. Matriks malzemenin hazırlanmasında kullanılan hızlandırıcı COBALT (%1'lik), sertleştirici MEK-PEROXIDE (Methyl Ethyl Ketone Peroxide) ve kalıp üzerine sürmek için kullanılan Poliya Polivaks ve Poliya Polivaks EKO PVA sıvı kalıp ayırıcı malzemeleri Poliya Poliester ve Yardımcı Maddeler Sanayi'nden temin edilmiştir.



Şekil 7.2 Kompozit plakaların üretimlerinde kullanılan kalıp.

Kompozit plakaların üretimleri el yatırması (hand lay-up) yöntemi ile yapılmıştır. Bu yöntemle kompozit plakaların üretimlerini yapabilmek için Şekil 7.2'de görülen alt ve üst olmak üzere iki parçadan oluşan bir kalıp tasarlanmış ve kalıbın yapımı için Balıkesir Anadolu Merkez Endüstri Meslek Lisesi'nden yardım alınmıştır.

Kompozit tabakaların üretimleri için öncelikle cam elyaflar kalıbın boyutlarına uygun olarak kesilerek hazırlanmıştır. Kalıbın tümü asetonla temizlendikten sonra iç kısmına polivaks kalıp ayırıcı sürülmüş ve 10-15 dakika kadar kurumaya bırakılmıştır. Kalıp ayırıcı kuruduktan sonra, kalıba Polivaks EKO sıvı kalıp ayırıcı ince bir tabaka halinde sürüldükten sonra kuruması için bir süre daha bekletilmiştir (Şekil 7.3).



Şekil 7.3 Polivaks ve Polivaks EKO sıvı kalıp ayırıcının kalıp üzerine uygulanması.

Ölçekli bir kap içersine toplam hacim 1000 ml olacak şekilde önce 850 ml sıvı haldeki polyester reçine ve daha sonra 150 ml stiren monomer dökülerek karıştırılmıştır. Stiren monomer, epoksi reçineyi incelterek hava kabarcıklarının dışarı atılması kolaylaştırmaktadır. Bu karışımına %0.5 oranında cobalt (%1'lik) hızlandırıcı eklenerek homojen bir dağılım sağlanana kadar karıştırılmıştır. Son olarak %0.5 oranında MEK-PEROXIDE (Methyl Ethyl Ketone Peroxide) sertleştirici

eklenerek hava kabarcıklarının oluşmasını en aza indirebilmek için karışım mümkün olduğunca yavaş bir şekilde karıştırılmıştır.

Önceden kesilen cam elyaflar reçine-stiren karışımı sürülerek ard arda kalıba serildikten sonra Şekil 7.4’de görüldüğü gibi bir fırça yardımıyla cam elyaflara reçine emdirilmiştir.



Şekil 7.4 Fırça yardımıyla cam elyafa reçine emdirilmesi.

Reçine emdirilen cam elyaflardan bir rulo yardımıyla hava kabarcıklarının dışarı atılması sağlanmıştır (Şekil 7.5).



Şekil 7.5 Reçine emdirilmiş cam elyaftan rulo yardımıyla hava kabarcıklarının dışarı atılması.

Üst kapağı kapatıldıktan sonra kalıp Şekil 7.6’da resmi görülen hidrolik prese yerleştirilen kalıbın üzerine basınç kuvveti uygulanmıştır. Kalıp hidrolik preste yaklaşık olarak 12 saat bekletildikten sonra kalıp açılarak kompozit plaka çıkarılmıştır. Üretilen kompozit plakanın gözle yapılan muayenesinde hava kabarcıklarının olduğu gözlenmiştir.

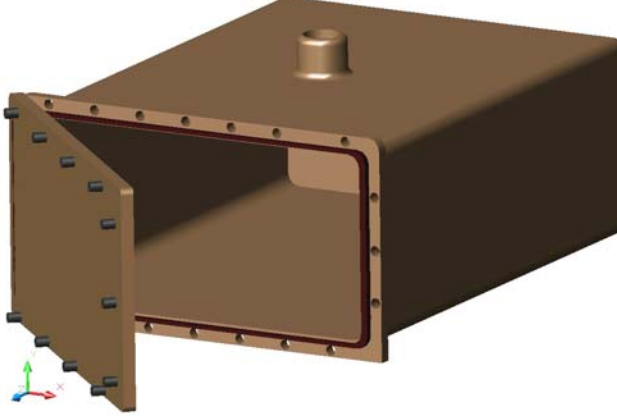


Şekil 7.6 Hidrolik pres.

Kompozit malzemelerin üretiminde karşılaşılan en önemli problemlerden biri olan hava kabarcıklarının oluşumu çentik etkisi yaratarak kompozit yapının mukavemetini düşürmektedir.

Çalışmada, üretimi yapılan kompozit plakada oluşan hava kabarcıklarının giderilmesi için, matris malzeme hazırlanırken epoksi-stiren karışıma FEZA Ticaret A.Ş.’den temin edilen BYK-555 hava kabarcığı giderici %0.2 oranında karıştırılmıştır. Ayrıca, kompozit plakalar üretilirken ‘Vakum Destekli Kalıplama’ metodu uygulanmıştır [60]. Bu yöntemin uygulanmasında, Şekil 7.7’de şematik resmi görülen özel olarak tasarlanan fiberglass malzemedeki üretilen vakum haznesi kullanılmıştır. Bu yöntemde, daha önce bahsedildiği gibi kompozit plakalar el yatırması (hand lay-up) yöntemiyle üretildikten sonra kalıptan çıkartılmadan vakum haznesine yerleştirilmiş ve içerisindeki hava bir elektrik süpürgesi yardımıyla vakumlanmıştır. Vakum haznesinden ve kalıptan çıkartılan kompozit plakaların

gözle yapılan muayenesinde, en az elle yayma yöntemiyle üretilen plakalarda olduğu kadar hava kabarcığının oluştuğu gözlenmiştir.



Şekil 7.7 Vakum haznesi.

Her iki yöntemde de aynı kalıptan genellikle günde bir plaka elde edilebildiğinden kompozit plakaların üretilmesi ve numunelerin hazırlanmasında İZOREEL (Kompozit İzole Malzemeler A.Ş., İzmir) firmasından yardım alınmıştır.

Çalışmada kullanılan kompozit plakalar, cam elyaf ve epoksi reçineden hidrolik sıcak preste ısıtılarak üretilmiştir. Matriks malzeme için CY225 epoksi ve HY225 sertleştirici 100:80 oranında karıştırılmıştır. Epoksi ve sertleştirici karışımı cam elyafa emdirildikten sonra bir el rulosu yardımı ile hava kabarcıkları alınmıştır. Cam elyaf-epoksi karışımı ısıya dayanıklı bir naylon film yardımıyla hidrolik sıcak presin kalıbına yerleştirildikten sonra kür işlemine geçilmiştir. Elyaf takviyeli tabakalı kompozitleri üretirken, kompozit üreticilerinin tavsiye ettiği özel zaman periyotlarında ve uygun sıcaklık ve basınçta kür işleminin uygulanması gerekir. Bu nedenle reçine emdirilmiş cam elyafa kür için gerekli sıcaklık ve basınç hidrolik sıcak pres yardımıyla sağlanmıştır. Çalışmada dört ayrı kompozit plakaya, 0.3 MPa sabit basınç altında 90°C sıcaklıkta 1,5 saat, 90°C sıcaklıkta 4 saat ve 120°C sıcaklıkta 1,5 saat ve 120°C sıcaklıkta 4 saat tutularak dört farklı kür uygulanmıştır. Kür işleminden sonra plakalar kalıptan çıkarılarak oda sıcaklığında soğumaya bırakılmıştır.

Üretilen kompozit plakalardan ince spiral testere yardımıyla değişik geometrilere numuneler kesildikten sonra freze tezgâhında numunelerin bir ucuna genişliğin merkezinde ve kenardan (E) mesafesinde olacak şekilde (D=5mm) çapında pim delikleri açılmıştır.

7.3 Tabakalı Kompozit Malzemenin Mekanik Özelliklerin Belirlenmesi

Çalışmada, cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Mekanik Test ve Araştırma Laboratuvarı'ndaki bilgisayar kontrollü Instron 1114 çekme cihazında ve indikatör yardımıyla belirlenmiştir. Dört farklı kür çevriminde üretilen kompozit malzemelerin mekanik özellikleri Tablo 7.1-7.4'de verilmiştir. Mekanik özellikleri belirlemek için yapılan deneyler 6. ıncı bölümde anlatıldığı gibi ASTM test standartlarına uygun olarak yapılmıştır.

Tablo 7.1 90°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan $[0^{\circ}]_4$ tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri.

Malzeme Özellikleri	Sembol	Birim	Değer
Elyaf Hacim Oranı	V_f	%	57
Elyaf Yönündeki Elastisite Modülü	E_1	MPa	41173
Elyafa Dik Yöndeki Elastisite Modülü	E_2	MPa	10654
Kayma Modülü	G_{12}	MPa	6785
Poisson Oranı	ν_{12}	-	0.218
Elyaf Yönündeki Çekme Mukavemeti	X_{ϕ}	MPa	760
Elyafa Dik Yöndeki Çekme Mukavemeti	Y_{ϕ}	MPa	110
Elyaf Yönündeki Basma Mukavemeti	X_b	MPa	842
Elyafa Dik Yöndeki Basma Mukavemeti	Y_b	MPa	154
Kayma Mukavemeti	S	MPa	94

Tablo 7.2 90°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan $[0^\circ]_4$ tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri.

Malzeme Özellikleri	Sembol	Birim	Değer
Elyaf Hacim Oranı	V_f	%	54
Elyaf Yönündeki Elastisite Modülü	E_1	MPa	40950
Elyafa Dik Yöndeki Elastisite Modülü	E_2	MPa	9984
Kayma Modülü	G_{12}	MPa	5486
Poisson Oranı	ν_{12}	-	0.22
Elyaf Yönündeki Çekme Mukavemeti	X_φ	MPa	787
Elyafa Dik Yöndeki Çekme Mukavemeti	Y_φ	MPa	112
Elyaf Yönündeki Basma Mukavemeti	X_b	MPa	798
Elyafa Dik Yöndeki Basma Mukavemeti	Y_b	MPa	138
Kayma Mukavemeti	S	MPa	86

Tablo 7.3 120°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ]_4$ tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri.

Malzeme Özellikleri	Sembol	Birim	Değer
Elyaf Hacim Oranı	V_f	%	55
Elyaf Yönündeki Elastisite Modülü	E_1	MPa	42952
Elyafa Dik Yöndeki Elastisite Modülü	E_2	MPa	10470
Kayma Modülü	G_{12}	MPa	6882
Poisson Oranı	ν_{12}	-	0.248
Elyaf Yönündeki Çekme Mukavemeti	X_φ	MPa	763
Elyafa Dik Yöndeki Çekme Mukavemeti	Y_φ	MPa	108
Elyaf Yönündeki Basma Mukavemeti	X_b	MPa	786
Elyafa Dik Yöndeki Basma Mukavemeti	Y_b	MPa	145
Kayma Mukavemeti	S	MPa	92

Tablo 7.4 120°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan $[0^\circ]_4$ tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri.

Malzeme Özellikleri	Sembol	Birim	Değer
Elyaf Hacim Oranı	V_f	%	57
Elyaf Yönündeki Elastisite Modülü	E_1	MPa	45933
Elyafa Dik Yöndeki Elastisite Modülü	E_2	MPa	12524
Kayma Modülü	G_{12}	MPa	5680
Poisson Oranı	ν_{12}	-	0.25
Elyaf Yönündeki Çekme Mukavemeti	X_φ	MPa	885
Elyafa Dik Yöndeki Çekme Mukavemeti	Y_φ	MPa	116
Elyaf Yönündeki Basma Mukavemeti	X_b	MPa	875
Elyafa Dik Yöndeki Basma Mukavemeti	Y_b	MPa	165
Kayma Mukavemeti	S	MPa	98

7.4 Numunelerin Hazırlanması ve Test Yöntemi

Bağlantı tasarımı, mukavemet gereksinimlerini karşılamak ve istenmeyen hasarı önlemek için uygun parametrelerin seçimi önemlidir. Daha önce bahsedildiği gibi mekanik bağlantılarda yataklama, kopma ve yırtılma olmak üzere üç temel hasar şekli meydana gelmektedir. Kopma ve yırtılma hasar şekilleri aniden meydana geldiğinden yataklama hasar şekline göre daha tehlikelidir. Yataklama hasar şeklinde ise ilk hasar oluşmasına rağmen, malzeme yük taşımaya devam eder. Bu nedenle, yataklama hasar şekli, kopma ve yırtılma hasar şekillerine göre daha güvenilirdir. Böylece tasarım aşamasında, kenar mesafesi (E), plaka genişliği (W), delik çapı (D), iki delik arası mesafe seri bağlantılarda (K), paralel bağlantılarda (M) gibi çeşitli geometrik parametrelerin uygun seçimiyle yataklama mukavemetinin optimum hale getirilmesi arzu edilir [59].

Bu çalışmada, dört farklı kür çevriminde üretilen tabakalı kompozit numunelerde delik çapı ($D=5\text{mm}$) ölçüsünde sabit tutularak kenar mesafesi (E) ve numune genişliği (W), üç temel hasar şeklini meydana getirecek şekilde değiştirilmiştir. Numune genişliğinin delik çapına oranı (W/D), 2'den 5'e kadar, delik merkezinden serbest kenara olan mesafenin delik çapına oranı (E/D), 1'den 5'e kadar değiştirilmiştir.

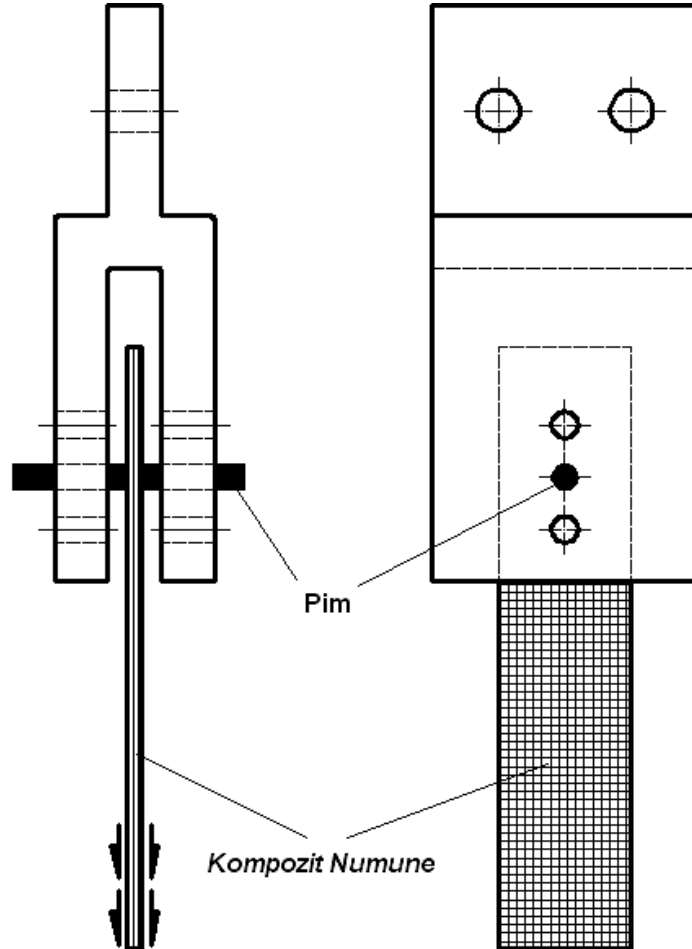
Kompozit numuneler, sabit kalınlıkta ($t = 1 \text{ mm}$), 0° elyaf yönüne paralel sabit boyda ($L = 90 \text{ mm}$) dar ve uzun dikdörtgen parçadan oluşmaktadır. Ayrıca numunelerin her birinde, bir ucundan önceden belirlenen (E) mesafesinde ve (W) genişliğinin merkezinde ($D = 5 \text{ mm}$) çapında tek dairesel delik bulunmaktadır. Dört farklı kür çevriminde üretilen her bir numune için 20 farklı geometri kullanılmış ve her geometri için ($M=0$) ve ($M= 1, 2, 3$ ve 4 Nm) önyüklem momentleri uygulanmıştır. Toplam numune sayısı 320'dir, ancak ASTM standardı dikkate alındığında çekme deneyinde 5'er adet numune kullanılmaya çalışılmıştır. Cam elyaf-epoksi kompozit numunelerin kür sıcaklığı ve süreleri ile geometrik parametreler Tablo 7.5'de verilmiştir.

Tablo 7.5 $[0^\circ/90^\circ]_s$ tabaka oryantasyonuna sahip cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin kür sıcaklığı ve süreleri ile geometrik parametreleri.

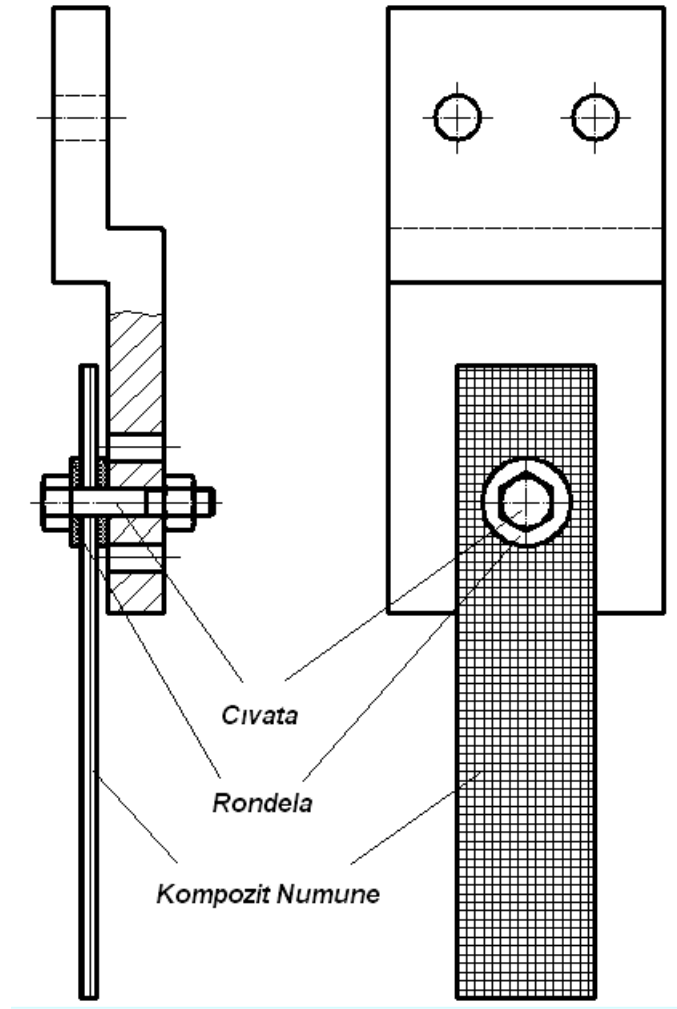
Kür Sıcaklığı ve Süresi	Ön Yükleme Momenti (Nm)	Tabaka Oryantasyonu	Kalınlık, t (mm)	Delik Çapı, D (mm)	E/D	W/D
90°C 1,5 Saat	0, 1, 2, 3, 4	$[0^\circ/90^\circ]_s$	1	5	1, 2, 3, 4, 5	2, 3, 4, 5
90°C 4 Saat	0, 1, 2, 3, 4	$[0^\circ/90^\circ]_s$	1	5	1, 2, 3, 4, 5	2, 3, 4, 5
120°C 1,5 Saat	0, 1, 2, 3, 4	$[0^\circ/90^\circ]_s$	1	5	1, 2, 3, 4, 5	2, 3, 4, 5
120°C 4 Saat	0, 1, 2, 3, 4	$[0^\circ/90^\circ]_s$	1	5	1, 2, 3, 4, 5	2, 3, 4, 5

Bütün numunelere, 20 kN kapasiteli Instron 1114 çekme cihazında çekme deneyi yapılmış ve numunelerin yük-yer değiştirme davranışı test makinesine bağlı olan veri aktarım sistemi yardımıyla kişisel bir bilgisayara kayıt edilmiştir.

Çalışmada, çift bindirmeli tek pim bağlantısı ve tek bindirmeli tek civata bağlantısı deney düzeneği olarak kullanılmıştır. Kompozit numunenin bir kenarı Instron 1114 çekme cihazının mengenesine bağlanmış, diğer kenarındaki deliğe boşluksuz olarak pim/civata yerleştirilerek Şekil 7.8 ve Şekil 7.9’da gösterildiği gibi test aparatlarına bağlanmıştır. Çekme deneyi sırasında aksenal sapmaların önlenmesi için özel olarak tasarlanan bağlama aparatları Balıkesir 6. ncı Bakım Merkezi Komutanlığı’nda imal edilmiştir. Pim bağlantısı yapılan numunelere ön yükleme momenti uygulanmamış ($M=0$), civata bağlantısı yapılan numunelere ise bir torkmetre yardımıyla ($M = 1, 2, 3$ ve 4 Nm) ön yükleme momentleri uygulanmıştır. Bütün numuneler 0° elyaf yönünde Instron 1114 çekme cihazında 0.5 mm/min. sabit hızda yüklenmiştir.



Şekil 7.8 Ön yükleme momenti uygulanmamış pim bağlantılı test numunesi ($M=0$).



Şekil 7.9 Ön yükleme momenti uygulanmış civata bağlantılı test numunesi (M=1, 2, 3 ve 4 Nm).

Deneyler sırasında, testlerin çoğunun yükteki ani düşüşten sonra kesildiği gözlenmiştir. Maksimum hasar yükleri, deliklerin etrafında çatlama'nın ilk olarak görüldüğü anda yükteki ilk düşüş olarak alınmıştır. Numunelerin bazıları son hasara kadar test edilmiştir. Son hasar yükünden önce hasarın ne kadar yayıldığı, ön yükleme momentinin yatak mukavemetine nasıl etkilediği, numune genişliği ve delik konumunun değişimiyle geometrinin hasarı nasıl etkilediği, kompozitin malzeme üretilirken uygulanan kür sıcaklığı ve süresinin değişmesiyle yatak mukavemetinin nasıl etkilendiği araştırılmıştır. Şekil 7.10'de önyükleme momenti uygulanan civata bağlantılı tabakalı kompozit numunelerin 1114 Instron çekme cihazında çekme deneyinin yapılışı görülmektedir.



Şekil 7.10 Önyüklemeye momenti uygulanan civata bağlantılı tabakalı kompozit numunenin 1114 Instron çekme cihazında çekme deneyinin yapılışı.

7.5 Deneysel Çalışmanın Sonuçları

Dört farklı kür çevriminde üretilen, farklı geometrik ölçülere sahip ve ön yüklemeye momenti uygulanan pim/civata bağlantılı tabakalı kompozit numunelerin deneysel sonuçları belirlenmiştir. Daha önce de bahsedildiği gibi bütün kompozit numunelerin hasar davranışı Instron 1114 çekme cihazında kayıt edilen yük-yer değiştirme grafiğinden belirlenmiştir. Ön yüklemeye momentlerine, farklı kür sıcaklığı ve sürelerine bağlı olarak hasar şekilleri, maksimum hasar yükleri ve yatak mukavemetlerinin uygun değerleri aşağıda tablolar halinde verilmiştir.

7.5.1 90°C – 1,5 Saat Kür Uygulanan Tabakalı Kompozit Plakaların Analizi

Tablo 7.6 90°C – 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_5$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri	
		0 Nm	3 Nm
2	1	Yırtılma/Kopma	Kopma
	2	Yırtılma/Kopma	Kopma
	3	Yataklama/Kopma	Yırtılma/Kopma
	4	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	5	Yataklama	Yırtılma/Kopma
3	1	Yırtılma/Kopma	Kopma
	2	Yırtılma/Kopma	Kopma
	3	Yataklama	Yırtılma
	4	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	5	Yataklama	Yırtılma/Kopma
4	1	Yırtılma/Kopma	Kopma
	2	Yırtılma	Yırtılma/Kopma
	3	Yataklama	Yırtılma
	4	Yataklama	Yırtılma/Yataklama
	5	Yataklama	Yırtılma/Yataklama
5	1	Yırtılma	Kopma
	2	Yırtılma	Yırtılma/Yataklama
	3	Yataklama	Yırtılma/Yataklama
	4	Yataklama	Yataklama
	5	Yataklama	Yataklama

Tablo 7.7 90°C – 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_5$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak maksimum hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)	
		0 Nm	3 Nm
2	1	654	1847
	2	798	1930
	3	864	2105
	4	860	2014
	5	870	2165
3	1	651	1964
	2	857	2039
	3	932	2480
	4	880	2845
	5	949	3113
4	1	488	1985
	2	939	2244
	3	959	2660
	4	903	2977
	5	903	2828
5	1	533	1798
	2	974	1886
	3	769	2460
	4	916	2123
	5	900	3265

Tablo 7.8 90°C – 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_5$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)	
		0 Nm	3 Nm
2	1	131	370
	2	160	386
	3	173	421
	4	172	403
	5	174	433
3	1	130	393
	2	172	408
	3	187	496
	4	176	569
	5	190	623
4	1	118	397
	2	188	449
	3	192	355
	4	166	599
	5	181	566
5	1	107	360
	2	195	378
	3	154	492
	4	184	625
	5	180	653

Tablo 7.9 90°C – 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 3, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	Kopma	Kopma	Kopma	Kopma
	2	Kopma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
	3	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma	Yırtılma/Kopma
	4	Yırtılma/Yataklama	Yırtılma/Yataklama	Yırtılma/Yataklama	Yırtılma/Yataklama
	5	Yataklama	Yataklama	Yırtılma/Yataklama	Yataklama

Tablo 7.10 90°C – 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	986	1244	1985	1364
	2	1040	1445	2244	1445
	3	1525	2430	2660	1700
	4	1740	2675	2977	2175
	5	1895	2755	2828	2095

Tablo 7.11 90°C – 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	197	248	397	273
	2	205	289	449	289
	3	305	486	355	340
	4	348	535	599	435
	5	379	551	566	419

7.5.2 90°C – 4 Saat Kür Uygulanan Tabakalı Kompozit Plakaların Analizi

Tablo 7.12 90°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri	
		0 Nm	3 Nm
2	1	Yırtılma/Kopma	Kopma
	2	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
	3	Yataklama/Kopma	Yırtılma/Kopma
	4	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	5	Yataklama	Yırtılma/Kopma
3	1	Yırtılma/Kopma	Kopma
	2	Yırtılma	Yırtılma/Kopma
	3	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	4	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	5	Yataklama	Yırtılma/Kopma
4	1	Yırtılma/Kopma	Kopma
	2	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
	3	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	4	Yataklama	Yataklama
	5	Yataklama	Yataklama
5	1	Yırtılma/Kopma	Kopma
	2	Yataklama	Yataklama/Kopma
	3	Yataklama	Yataklama/Kopma
	4	Yataklama	Yataklama
	5	Yataklama	Yataklama

Tablo 7.13 90°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak maksimum hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)	
		0 Nm	3 Nm
2	1	609	1988
	2	922	2109
	3	874	2254
	4	874	2478
	5	940	2896
3	1	775	1864
	2	900	2128
	3	857	2357
	4	867	2639
	5	870	2341
4	1	769	1868
	2	860	2112
	3	874	2805
	4	883	3030
	5	903	2868
5	1	766	1967
	2	922	2304
	3	883	2626
	4	877	2954
	5	978	3010

Tablo 7.14 90°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)	
		0 Nm	3 Nm
2	1	122	398
	2	185	422
	3	175	451
	4	175	496
	5	188	579
3	1	155	373
	2	180	426
	3	172	472
	4	173	529
	5	174	468
4	1	154	374
	2	172	423
	3	175	561
	4	177	606
	5	181	574
5	1	153	394
	2	185	461
	3	177	525
	4	176	591
	5	196	602

Tablo 7.15 90°C – 4 saat kür uygulanan [0°/90°]_s tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	Kopma	Kopma	Kopma	Kopma
	2	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
	3	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
	4	Yataklama/Yırtılma	Yataklama/Yırtılma	Yataklama	Yataklama/Yırtılma
	5	Yataklama	Yataklama	Yataklama	Yataklama

Tablo 7.16 90°C – 4 saat kür uygulanan [0°/90°]_s tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	1022	1684	1868	1468
	2	1235	1910	2112	1555
	3	1770	2365	2805	1965
	4	1855	2770	3030	2080
	5	1700	2615	2868	2035

Tablo 7.17 90°C – 4 saat kür uygulanan [0°/90°]_s tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	205	337	374	294
	2	247	382	423	311
	3	354	473	561	393
	4	371	554	606	416
	5	340	523	574	407

7.5.3 120°C – 1,5 Saat Kür Uygulanan Tabakalı Kompozit Plakaların Analizi

Tablo 7.18 120°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°]_s tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri	
		0 Nm	3 Nm
2	1	Yırtılma/ Yarılma	Kopma
	2	Yırtılma	Yataklama/Kopma
	3	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma
	4	Yataklama	Yataklama/Kopma
	5	Yataklama	Yataklama/Kopma
3	1	Yırtılma/ Yarılma	Yataklama/Kopma
	2	Yırtılma	Yataklama/Kopma
	3	Yataklama	Yataklama/Kopma
	4	Yataklama	Yataklama/Kopma
	5	Yataklama	Yırtılma/Yataklama
4	1	Yırtılma/Yarılma	Kopma
	2	Yırtılma	Yataklama/Kopma
	3	Yataklama	Yataklama/Kopma
	4	Yataklama	Yataklama/Kopma
	5	Yataklama	Yataklama
5	1	Yırtılma	Kopma
	2	Yırtılma	Yataklama/Kopma
	3	Yataklama	Yataklama/Kopma
	4	Yataklama	Yataklama/Kopma
	5	Yataklama	Yataklama

Tablo 7.19 120°C –1,5 saat kür uygulanan $[0^{\circ}/90^{\circ}]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak maksimum hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)	
		0 Nm	3 Nm
2	1	560	1972
	2	772	2012
	3	798	2578
	4	864	2878
	5	916	2986
3	1	638	1869
	2	736	2069
	3	765	1767
	4	759	2609
	5	762	2745
4	1	729	1974
	2	890	2178
	3	844	2954
	4	824	3057
	5	909	3189
5	1	595	1962
	2	867	2135
	3	838	2739
	4	880	2994
	5	962	2579

Tablo 7.20 120°C – 1,5 saat kür uygulanan [0°/90°]_s tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)	
		0 Nm	3 Nm
2	1	112	395
	2	155	403
	3	160	516
	4	173	576
	5	183	597
3	1	128	374
	2	147	414
	3	153	354
	4	152	522
	5	153	549
4	1	146	395
	2	178	436
	3	169	591
	4	165	612
	5	182	638
5	1	119	393
	2	174	427
	3	168	548
	4	176	599
	5	193	516

Tablo 7.21 120°C –1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	Kopma	Kopma	Kopma	Kopma
	2	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma
	3	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma
	4	Yataklama/Yırtılma	Yataklama/Yırtılma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Yırtılma
	5	Yataklama	Yataklama	Yataklama	Yataklama

Tablo 7.22 120°C – 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	1168	1687	1974	1986
	2	1215	1795	2178	2445
	3	1670	2295	2954	2970
	4	1690	2715	3057	2870
	5	1725	2550	3189	2935

Tablo 7.23 120°C – 1,5 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	234	338	395	397
	2	243	359	436	489
	3	334	459	591	594
	4	338	543	612	574
	5	345	510	638	587

7.5.4 120°C – 4 Saat Kür Uygulanan Tabakalı Kompozit Plakaların Analizi

Tablo 7.24 120°C – 4 saat kür uygulanan $[0^{\circ}/90^{\circ}]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri	
		0 Nm	3 Nm
2	1	Yırtılma/Kopma	Kopma
	2	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
	3	Yataklama/Kopma	Yırtılma/Kopma
	4	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	5	Yataklama	Yırtılma/Kopma
3	1	Yırtılma/Kopma	Kopma
	2	Yataklama/Kopma	Yırtılma/Kopma
	3	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	4	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	5	Yataklama	Yırtılma/Kopma
4	1	Yırtılma/Kopma	Kopma
	2	Yırtılma	Yırtılma
	3	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	4	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	5	Yataklama	Yataklama
5	1	Yırtılma	Kopma
	2	Yataklama	Yırtılma
	3	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	4	Yataklama	Yırtılma/Kopma
	5	Yataklama	Yataklama

Tablo 7.25 120°C –4 saat kür uygulanan $[0^{\circ}/90^{\circ}]_5$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak maksimum hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)	
		0 Nm	3 Nm
2	1	582	1873
	2	782	2018
	3	759	2548
	4	792	2602
	5	775	2746
3	1	674	1765
	2	808	2036
	3	752	2517
	4	687	2619
	5	759	2560
4	1	576	1856
	2	795	2016
	3	804	2556
	4	756	2815
	5	765	2609
5	1	612	2074
	2	828	2427
	3	800	2752
	4	913	2851
	5	897	2868

Tablo 7.26 120°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin önyüklemesiz ve 3 Nm önyükleme momentine bağlı olarak yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)	
		0 Nm	3 Nm
2	1	117	375
	2	157	404
	3	152	510
	4	159	521
	5	155	549
3	1	135	353
	2	162	407
	3	151	504
	4	138	524
	5	152	512
4	1	115	371
	2	159	403
	3	161	511
	4	151	563
	5	153	522
5	1	123	415
	2	166	486
	3	160	551
	4	183	571
	5	180	574

Tablo 7.27 120°C –4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	Kopma	Kopma	Kopma	Kopma
	2	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma
	3	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma
	4	Yataklama/Yırtılma	Yataklama/Yırtılma	Yataklama/Yırtılma	Yataklama/Yırtılma
	5	Yataklama	Yataklama	Yataklama	Yataklama

Tablo 7.28 120°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	1268	1208	1856	1984
	2	1330	2125	2016	2240
	3	1560	2660	2556	2632
	4	1720	2690	2815	2945
	5	1790	2850	2609	2065

Tablo 7.29 120°C – 4 saat kür uygulanan $[0^\circ/90^\circ]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tabakalı kompozit numunelerin (W/D)=4 ve M=1, 2, 4 Nm önyükleme momentlerine bağlı olarak yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)			
		1 Nm	2 Nm	3 Nm	4 Nm
4	1	254	242	371	397
	2	266	425	403	448
	3	312	532	511	527
	4	344	538	563	589
	5	358	570	522	413

8 SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE ÇÖZÜMLEME

8.1 Sonlu Elemanlar Analizi

Sonlu elemanlar metodu (SEM); nümerik çözümleme yöntemi olup, özellikle katı mekaniği, akışkanlar mekaniği, ısı transferi ve titreşim içeren mühendislik problemlerinin bilgisayar yardımıyla çözümünde kullanılan çok gelişmiş bir tekniktir. Sonlu elemanlar metoduyla modeller sonsuz sayıda elemanlara bölünür. Bu elementler belli noktalardan birbirleriyle bağlanır, buna düğüm (node) denir. Katı modellerde her bir elementteki yer değiştirmeler doğrudan düğüm noktalarındaki yer değiştirmelerle düğüm noktalarındaki yer değiştirmeler ise elementlerin gerilmeleriyle ilişkilidir [81].

Sonlu elemanlar metodu, bu düğümlerdeki yer değiştirmeleri çözmeye çalışır. Böylece gerilme yaklaşık olarak uygulanan yüke eşit bulunur. Bu düğüm noktaları mutlaka belli noktalardan hareketsiz bir şekilde sabitlenmelidir. Sürekli bir ortamda alan değişkenleri (gerilme, yer değiştirme, basınç, sıcaklık, vs.) sonsuz sayıda farklı değere sahiptir. Diğer taraftan sürekli bir ortamın belirli bir bölgesinin de aynı şekilde ortam özelliği gösterdiği bilinmektedir. Bu alt bölgede alan değişkenlerinin değişimi sonlu sayıda bilinmeyişi olan bir fonksiyon ile tanımlanabilir. Bilinmeyen sayısının az ya da çok olmasına göre seçilen fonksiyon lineer veya yüksek mertebeden olabilir. Sürekli ortamın alt bölgeleri de aynı karakteristik özelliği gösteren bölgeler olduğundan, bu bölgelere ait alan denklem takımları birleştirildiğinde bütün sistemi ifade eden lineer denklem takımı elde edilir. Denklem takımının çözümü ile sürekli ortamdaki alan değişkenleri sayısal olarak elde edilebilir [81].

Sonlu elemanlar metodunun esnekliği sayesinde çok yönlü karmaşık yapılarda diğer problemlerdeki sonuç ilişkisinden daha etkin olarak kullanılır.

Sonuçları diğer analitik veya deneysel metotlarla daha iyi karşılaştırılabilir. Sonlu elemanlar metodu ve bilgisayarların sanayiye girmesiyle, günümüze kadar ancak pahalı deneysel yöntemlerle incelenebilen bir çok makine elemanının mukavemet analizi kısa bir sürede yapılarak, optimum tasarımı gerçekleştirmek mümkün olmaktadır [81].

Sonlu eleman metodu başlangıçta izotropik malzemeler için geliştirilmiştir ve herhangi bir sonlu eleman paket programının kütüphanesinde böyle malzemeler için elemanlar bulunmaktadır. Kompozitlere bu metodu uygulamak için sık kullanılan tabakalı kompozit yapılar gibi anizotropik veya ortotropik, rijitlik ve mukavemetlerini uygun bir şekilde sergileyen farklı elementlerin formülleştirilmesi gerekir. Kompozit yapıların birçoğu plaka ve kabuk sonlu elemanların kullanımıyla modellenir ve bu elemanlar tabakalı kompozitlere göre düzenlenir. Özellikle kompozitlerdeki şekil değiştirmelerin, orta düzlem şekil değiştirmeleri ve eğrilikleri ile ifade edilmeleri gerekir. Sonlu elemanlar metodu, elemanların seçimi ve eleman sıklığına son derece bağlı yaklaşık ve doğru çözümler sunabilir. Elemanlara ayırma, gerilme değişim oranının en büyük olduğu yerlerde en sık olmalıdır. Birim eleman boyunun küçülmesi, daha hassas çözüm yapmamızı sağlarken, denklem sayısını arttırdığı için işlem süresini uzatır [59].

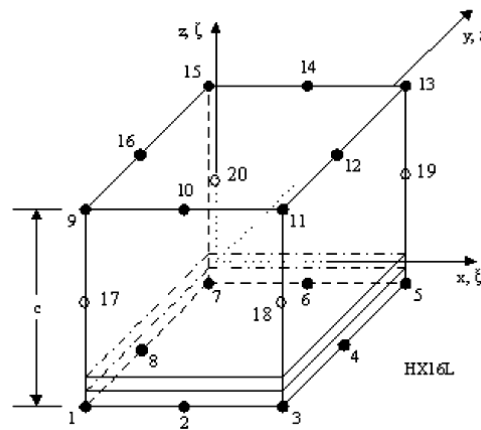
Bu çalışmada, farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilen önyüklemesiz pim bağlantılı tabakalı kompozit plakalarla çeşitli değerlerde önyükleme momenti uygulanmış civata bağlantılı tabakalı kompozit plakaların hasarını sayısal olarak analiz etmek için genel amaçlı sonlu eleman paket programı olan LUSAS Sürüm 14.0 kullanılmıştır. Parametrik çalışmalar çeşitli bağlantı geometrilerinin ve önyükleme momentlerinin kullanımıyla gerçekleştirilmiştir. Hasar şekilleri, maksimum hasar yükleri ve yataklama mukavemetlerinin tahminine kompozit malzemenin farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilmelerinin etkisi belirlenmeye çalışılmıştır.

8.2 Pim/Civata Bağlantılı Tabakalı Kompozit Plakanın Sonlu Eleman Modeli

Çalışmada incelenen tabakalı kompozit plakanın geometrisi Şekil 7.1’de gösterilmiştir. Tabakalı kompozit plaka $z = 0$ düzlemine göre simetriktir. Her bir tabaka arasında mükemmel bir yapışma ve sürtünmesiz temas olduğu varsayılır. Civata bağlantılı kompozit plakalara önyüklemeye momenti uygulanmıştır. Kompozit plaka rijit pim/civata tarafından düzlemsel bir P yükü ile yüklenmiştir. Bağlantı hasarı ve her bir geometrinin hasar şeklinden önce uygulanabilir maksimum hasar yükünün P_{max} bulunması istenir. Yükün belli bir değere ulaşmasıyla hasar, delik kenarındaki bir konumda başlayacaktır. Bu yük ilk tabaka hasar yüküdür. Hasar başlangıcından sonra yük artarsa hasar farklı yönlerde yayılacaktır. Sonuç olarak daha yüksek yükte plaka herhangi bir ek yükü karşılayamayacağı için hasar bir miktar daha yayılacaktır. Bu değer maksimum mukavemettir. Başlangıç hasarının konumu ve hasarın yayılma yönü hasarın şeklini tahmin etmede önemli rol oynar. Malzeme özelliklerine, geometrik ölçülere ve tabaka konfigürasyonuna bağlı olarak hasar özel bir şekilde veya bu şekillerin birleşimlerinde meydana gelebilir [17].

8.2.1 Problemin Modellenmesi ve Sınır Şartları

Farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilen cam elyaf-epoksi kompozit plakaların sayısal analizi ticari bir sonlu eleman programı olan LUSAS Sürüm 14.0 programı yardımıyla yapılmıştır.

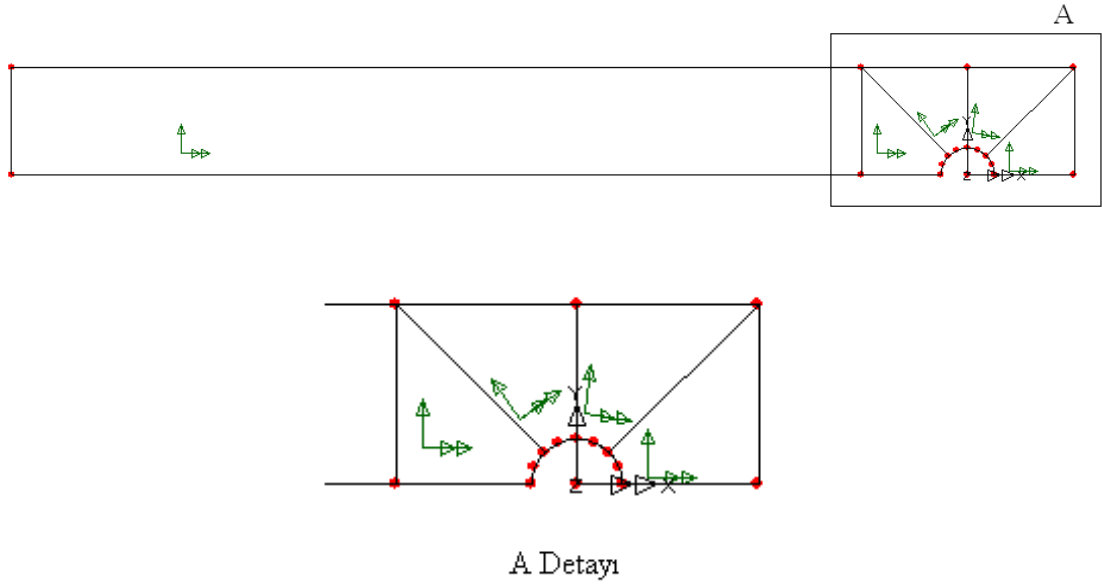


Şekil 8.1 3-boyutlu tabakalı izoparametrik sonlu eleman modeli [76].

Pim/civata bağlantılı cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakaların hasar yükünü ve hasar şekillerini elde etmek için statik gelişen hasar analizi yapılmıştır. Sonlu eleman modeli geliştirilecek kompozit plaka tabakalı yapıda olduğundan 16 düğüm noktalı kompozit eleman (HX16L) tercih edilmiştir. 16 düğüm noktalı eleman Şekil 8.1’de gösterilmiştir [80].

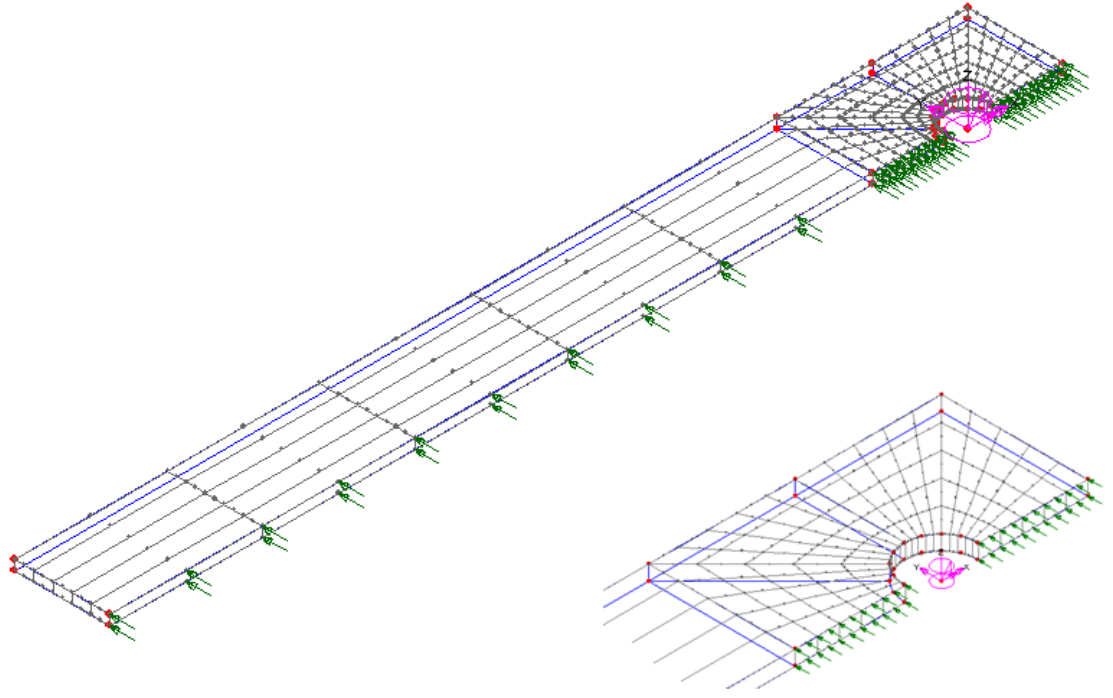
8.2.2 Önyüklemesiz Pim Bağlantılı Tabakalı Kompozit Plakanın Sonlu Eleman Modelinin Oluşturulması ve Analizi

Dört farklı kür çevriminde üretilen, değişik geometrilere sahip pim bağlantılı $[0^{\circ}/90^{\circ}]_S$ tabaka oryantasyonlu cam elyaf-epoksi kompozit plakaların sayısal analizi yapılmıştır. Analizler süresinde çözümlene zamanını azaltmak için kompozit plaka yarım ve simetri sınır durumlarında modellenmiştir. Bu nedenle yarım modelin alt yüzeyi XZ simetri düzleminde desteklenmiştir. Rijit pim için radyal zorlanmalar Şekil 8.2’de görüldüğü gibi deliklere uygulanmıştır.



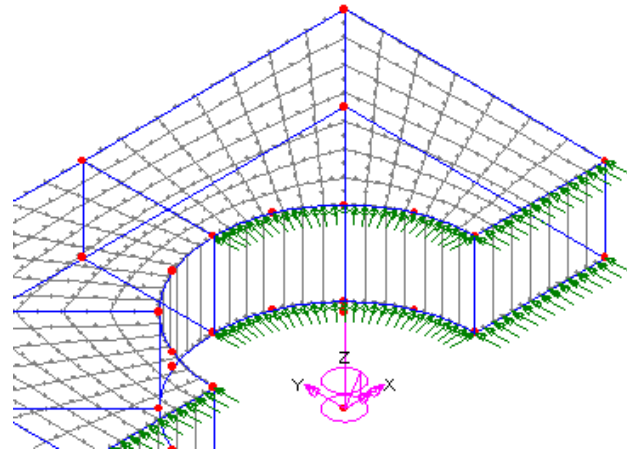
Şekil 8.2 Pim bağlantılı tabakalı kompozit plakanın yarım modeli.

Şekil 8.3’te görüldüğü gibi yarım model elemanlara ayrıldıktan sonra delik merkezine Silindirik Lokal Koordinat Sistemi yerleştirilmiş ve simetri düzlemine sınır şartı uygulanmıştır.

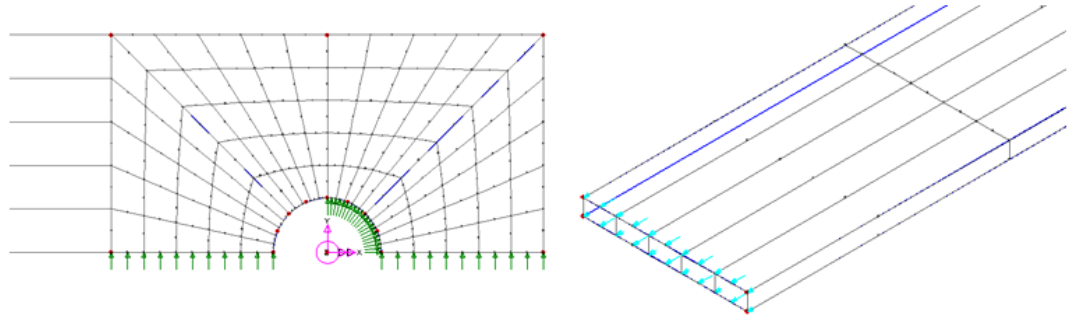


Şekil 8.3 3-boyutlu sonlu eleman modelin Silindirik Lokal Koordinat Sistemi ile sınır şartının gösterimi.

Modelinin pim deliğine Şekil 8.4’de görüldüğü gibi radyal sınır şartı uygulanmış ve Şekil 8.5’de görüldüğü gibi modelin bir kenarına çekme yükü uygulanmıştır. Analiz için Hashin hasar kriteri kullanılmıştır.

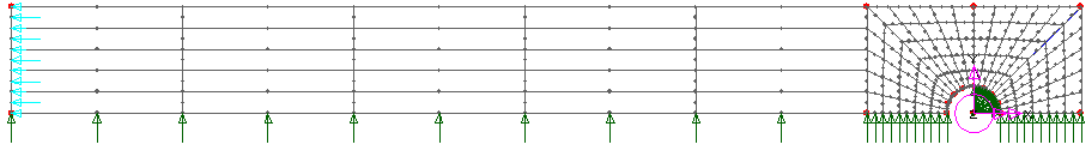


Şekil 8.4 Silindirik koordinatlı 3-boyutlu sonlu eleman modelin gösterimi.



a) Radyal sınır durumu

b) Uygulanan çekme kuvveti



Şekil 8.5 Pimli modelin yükleme durumları.

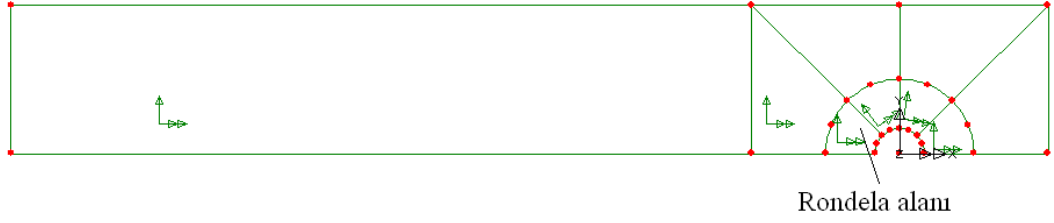
8.2.3 Önyüklemeli Civata Bağlantılı Tabakalı Kompozit Plakanın Sonlu Eleman Modelinin Oluşturulması ve Analizi

Bölüm 8.2’de açıklandığı gibi önyüklemesiz pim bağlantılı kompozit plakanın sonlu eleman modeline benzer şekilde, önyüklemeli civata bağlantılı kompozit plaka için de bir sonlu eleman modeli geliştirilmiş ve analizi yapılmıştır.

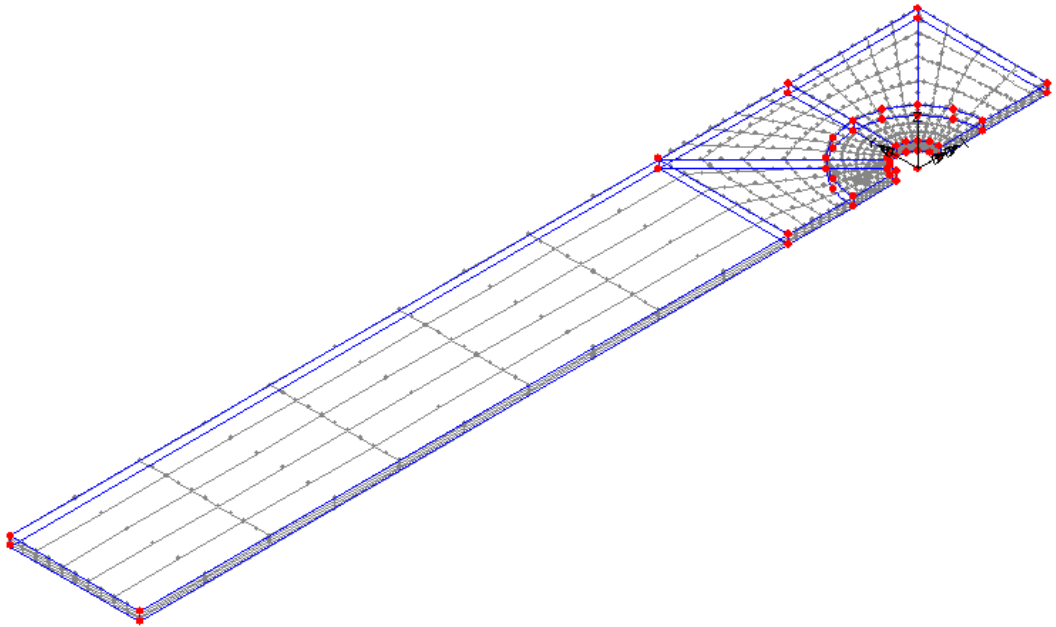
Daha önce bahsedildiği gibi deneysel çalışmada, civatalı kompozit bağlantılara bir torkmetre yardımıyla 1, 2, 3 ve 4 Nm. önyükleme momentleri uygulanmıştır. Önyükleme momentleri uygulanan kompozit numunelerin analizi için oluşturulan rondela alanı Şekil 8.6’da görülmektedir.

Modelin hazırlanması önceki bölümde anlatılan önyüklemesiz pim bağlantılı kompozit plakanın adımlarına benzer şekilde yapılmıştır. Modellenen parça, elemanlara (mesh) ayrıldıktan sonra (Şekil 8.7), bir kenarına çekme kuvveti ve

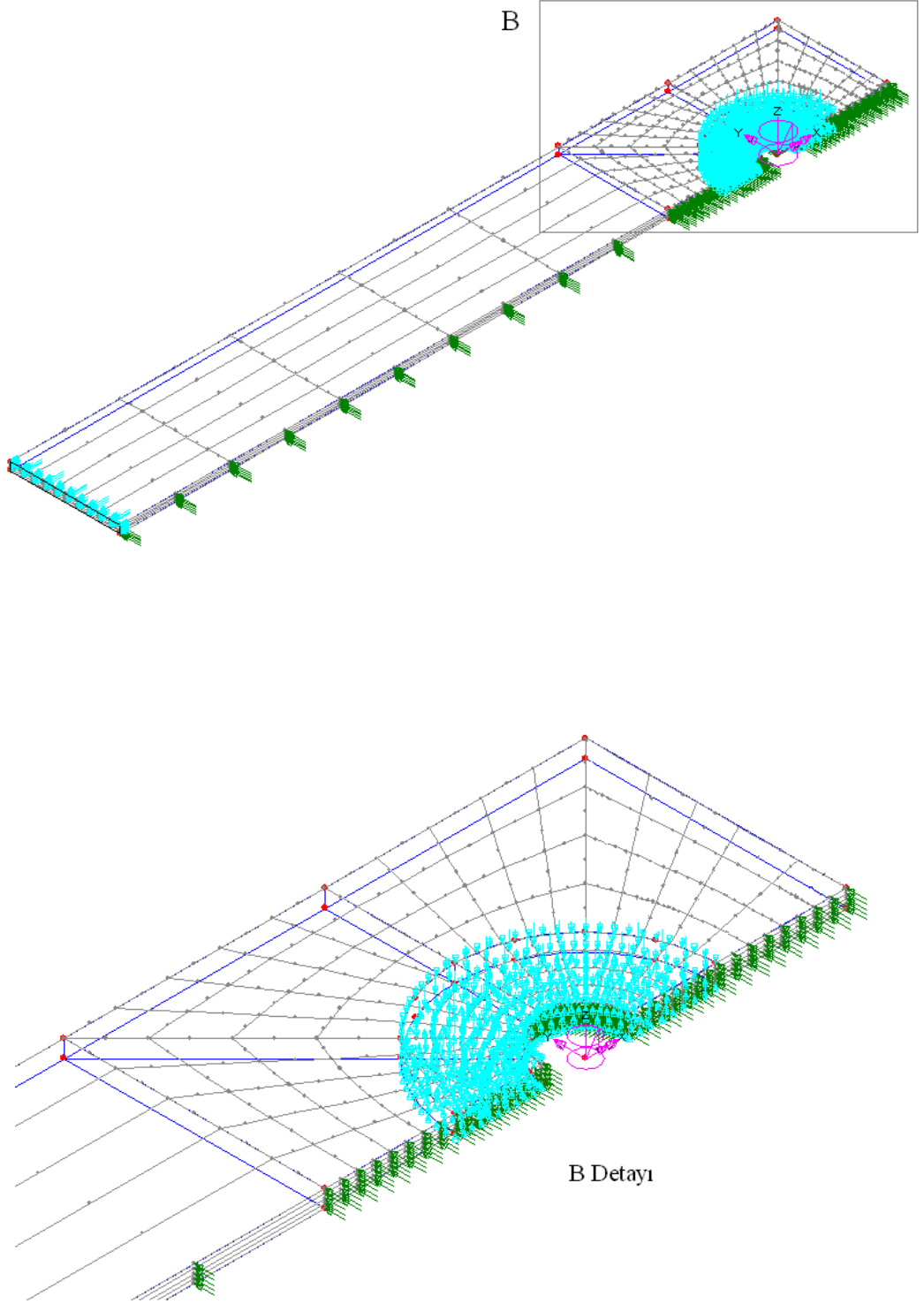
rondela üzerine Şekil 8.8’de gösterildiği gibi sürtünme kuvveti ve basınç uygulanmıştır.



Şekil 8.6 Önyükleme momentinin uygulanması için modelde oluşturulan rondela alanı.



Şekil 8.7 Rondela alanı oluşturulan ve elemanlara ayrılan 3-boyutlu sonlu eleman modeli.



Şekil 8.8 Model üzerine sürtünme kuvvetlerinin ve basıncın uygulamasının gösterimi.

Sonlu eleman modeli üzerine sürtünme kuvveti ve basınç uygulandıktan sonra, model üzerindeki önyükleme momenti gerçek probleme bağlı olarak tanımlanır. Bu nedenle sürtünme kuvvetleri ve basınç değerlerinin hesaplanması gerekir.

Uygulanan önyükleme momenti (8.1) denklemi ile ifade edilirse [59]:

$$M = \int_a^b \mu.p.dA.r \quad (8.1)$$

Denklemden, $dA=2\pi r dr$ 'dir. Bu alan, Şekil 8.9-b'deki gibi belirtilir. dA değeri (8.1) denkleminde yerine yazılırsa (8.2) denklemi elde edilir [59].

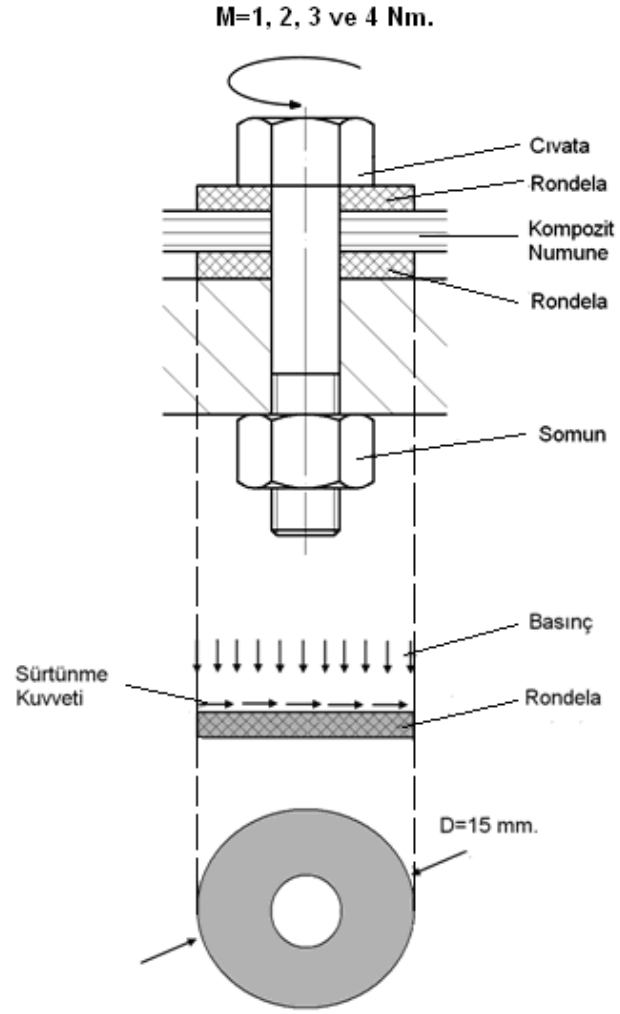
$$M = \int_a^b \mu.p.2.\pi.r.dr.r \quad (8.2)$$

(8.2) denkleminin integrali alınır,

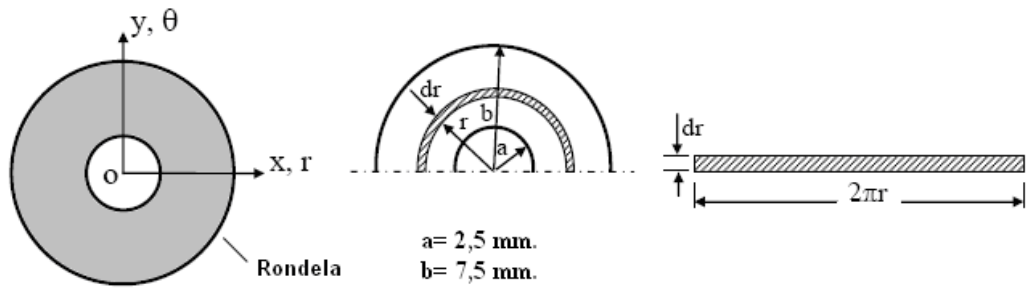
$$M = 2.\mu.p.\pi. \left. \frac{r^3}{3} \right|_{r=a}^{r=b} \quad (8.3)$$

$$M = \frac{2.\mu.p.\pi}{3} |b^3 - a^3| \quad (8.4)$$

Denklemden sürtünme katsayısı, $\mu=0,18$ (cam elyaf-epoksi/çelik) ve her bir uygulanan moment $M=1000, 2000, 3000, 4000$ Nmm.'dir. Nümerik analizler önyüklemesiz ve önyükleme momentinin 3 Nm. değeri için yapılmıştır. Bu nedenle, uygulanan 3 Nm. önyükleme momenti için rondela alanı üzerine uygulanan basınç değeri $P=19,6$ MPa olarak hesaplanmıştır. Rondela alanı üzerinde oluşan sürtünme kuvveti, $F_f = \mu p A$, rondelâ alanı, $A = \pi (7,5^2 - 2,5^2)$ formülleri ile hesaplanmıştır.



a) Uygulanan önyükleme momentinin şematik gösterimi.



b) Bir rondelanın tanımlanması.

Şekil 8.9 Uygulanan sürtünme kuvveti ve basıncın hesaplanması [59].

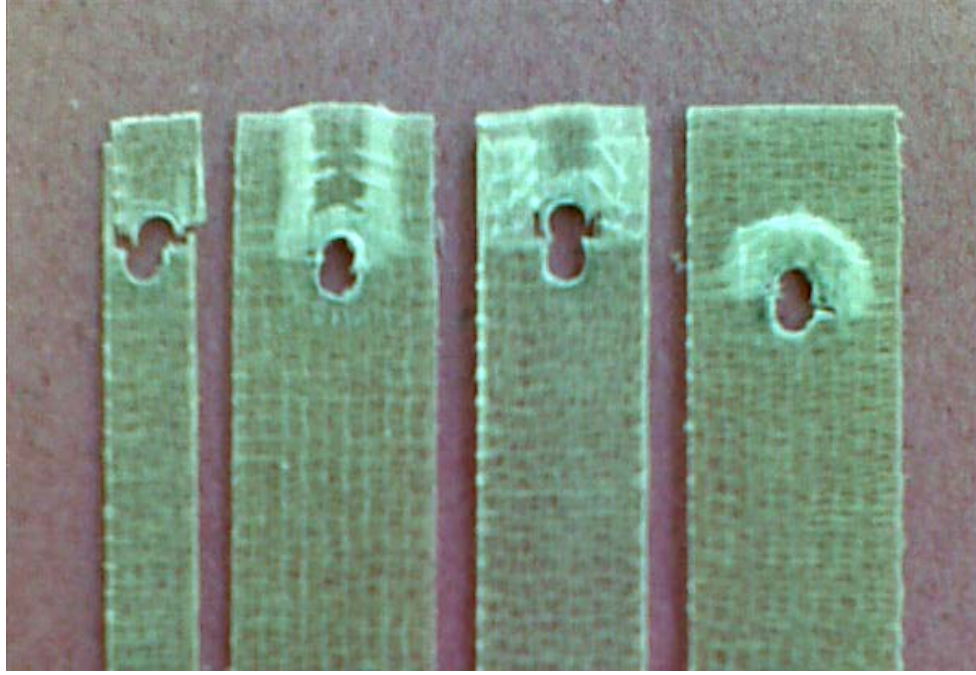
9. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Çalışmanın bu bölümünde farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilen cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakaların pimli/civatalı bağlantı davranışının deneysel ve sayısal analiz sonuçları tartışılmıştır. Bölüm 7’de bahsedildiği gibi 90°C-1.5 saat, 90°C- 4 saat, 120°C-1.5 saat ve 120°C-4 saat olmak üzere dört farklı kür çevriminde üretilen $[0^{\circ}/90^{\circ}]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip kompozit plakalardan genişliğin delik çapına oranı (W/D) 2’den 5’e kadar ve kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D) 1’den 5’e kadar değiştirilerek farklı geometrilere sahip numuneler hazırlanmıştır. Bu numunelerin önyüklemesiz (M=0) pimli bağlantılarına ve (M=1, 2, 3, 4 Nm) önyükleme momenti uygulanan civatalı bağlantılarına çekme deneyleri yapılarak yük-yer değiştirme grafikleri elde edilmiş ve bu grafiklerden kompozit plakaların hasar şekilleri, maksimum hasar yükleri ve maksimum yataklama mukavemetleri elde edilmiştir. Ayrıca LUSAS 14.0 sonlu eleman paket programı yardımıyla maksimum yataklama gerilmeleri tahmin edilmiş ve deneysel çalışmanın sonuçları ile karşılaştırılmıştır.

9.1 Hasar Şekilleri

Pim/civata bağlantılı tabakalı kompozit plakalarda genel olarak Bölüm 3’te bahsedilen kopma hasarı, yırtılma hasarı ve yataklama hasar şekilleri olmak üzere üç tip hasar şekli meydana gelmektedir. Bu çalışmada, testleri yapılan farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilen pim/civata bağlantılı cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakalarda genellikle bu üç hasar şeklinin ve bunların birleşimlerinin meydana geldiği gözlenmiştir.

Şekil 9.1’de testleri yapılan kompozit plakalarda oluşan hasar şekillerinin örnekleri verilmiştir.



a) Kopma b) Yırtılma c) Kopma/Yırtılma d) Yataklama

Şekil 9.1 Testleri yapılan bazı numunelerin hasar şekillerinin resimleri.

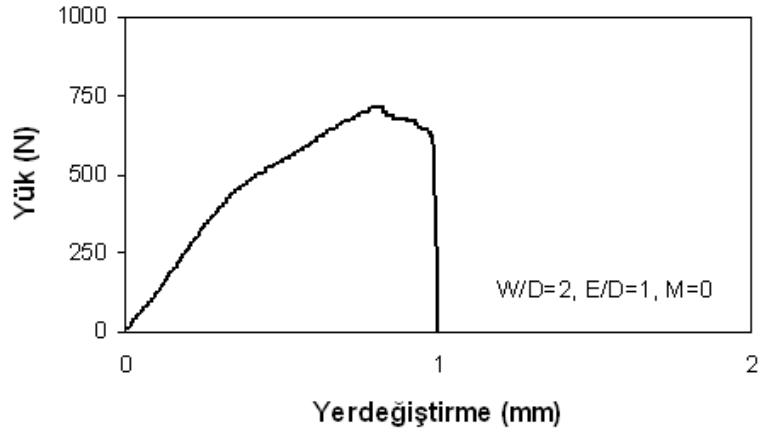
Şekil 9.1-a)'da numunenin genişliğinin delik çapına oranının (W/D) çok küçük olduğu durumlarda meydana gelen kopma hasar şekli görülmektedir. Bu hasar şekli en tehlikeli olanıdır. Şekil 9.1-b)'de numunenin kenar mesafesinin delik çapına oranının (E/D) çok küçük olduğu ve genişliğin delik çapına oranı (W/D) 3'e eşit ve 3'den büyük olduğu durumlarda meydana gelen yırtılma hasarı görülmektedir ve kopma hasarı gibi tehlikeli hasar şeklidir. Şekil 9.1-c)'de kopma ve yırtılma hasar şeklinin birleşimi görülmektedir. Şekil 9.1-d)'de numunenin genişliğinin delik çapına oranının (W/D) ve kenar mesafesinin delik çapına oranının (E/D) büyük olduğu değerlerde meydana gelen yataklama hasar şekli görülmektedir. Bununla birlikte kompozit yapılarıdaki optimum bağlantı tasarımı için kopma ve yırtılma hasarına neden olan geometrilerden sakınmak gerekmektedir.

9.2 Yük-Yerdeğiştirme Eğrileri

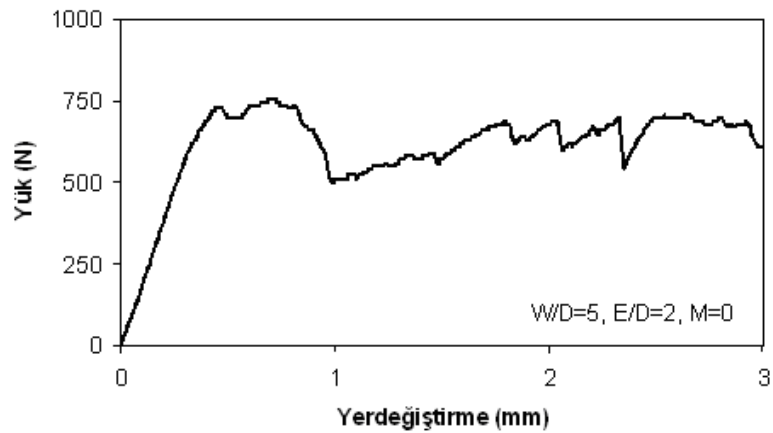
Farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilen cam elyaf-epoksi kompozit plakaların bütün geometrik konfigürasyonlarının yük-yerdeğiştirme grafikleri Instron

1114 çekme cihazına bağlı bir bilgisayar yardımıyla çizilmiştir. Ayrıca maksimum hasar yükleri ve hasar şekilleri bu grafiklerin kullanımıyla elde edilmiştir. Test edilen bazı numunelerin yük-yerdeğiştirme grafikleri Şekil 9.2-9.4de gösterilmiştir.

Yük-yerdeğiştirme grafikleri incelendiğinde, ani yük kaybı oluşuncaya kadar eğrilerin lineer olarak arttığı görülmektedir. Yük genellikle 0 mm ve 1 mm yerdeğiştirmeler arasında bu değere ulaşmaktadır. Bazı numunelerde bu değere ulaştıktan sonra ani bir kırılma meydana geldiği görülmektedir. Kopma hasarı olarak adlandırılan bu hasar şeklinin yük-yerdeğiştirme grafiği Şekil 9.2’de görülmektedir.

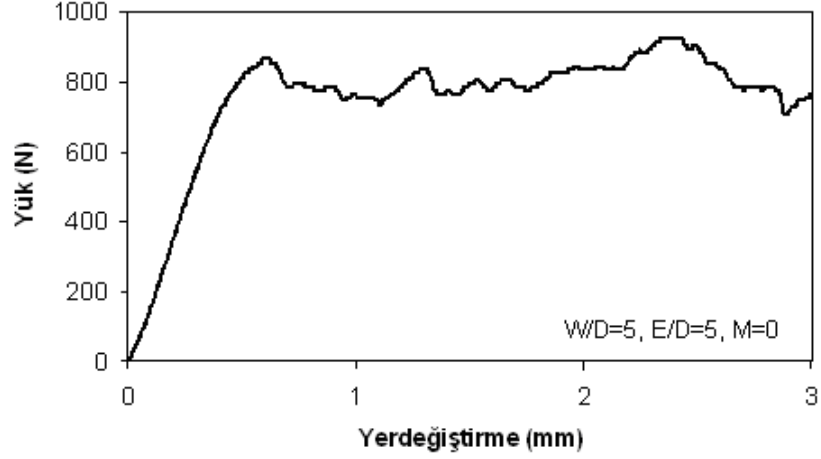


Şekil 9.2 Kopma hasar şeklinin yük-yerdeğiştirme grafiği.



Şekil 9.3 Yırtılma hasar şeklinin yük-yerdeğiştirme grafiği.

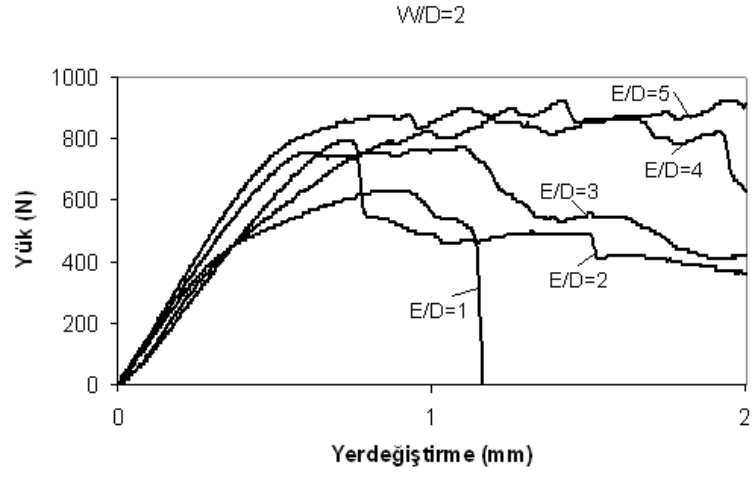
Bazı numunelerde ise, yük maksimum noktaya ulaştıktan sonra, pim/civata yerdeğıştirmeye devam ederken yük azalır ve numunede yırtılma meydana gelir. Bu hasar şekli yırtılma hasarı olarak adlandırılır. Yırtılma hasarının yük-yerdeğıştirme grafiğı Şekil 9.3’de görölmektedir.



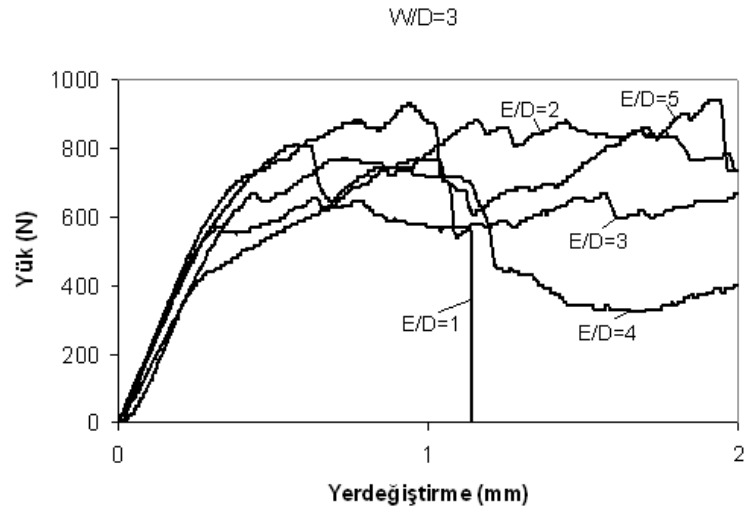
Şekil 9.4 Yataklama hasar şeklinin yük-yerdeğıştirme grafiğı.

Yataklama hasarı oluşan numunelerde ise, ilk hasar meydana geldikten sonra yük artmaya devam ederken yerdeğıştirmede artmaya devam etmektedir. Yük maksimum noktaya ulaştıktan sonra düşmeye başlar ve yerdeğıştirme artarak devam eder. Şekil 9.4’de yük yerdeğıştirme grafiğı görölen yataklama hasarı, bağlantının yük taşıma kapasitesi diğere hasar şekillerinden daha yüksek olduğundan güvenilir bir tasarım için tasarımcılar tarafından arzu edilen bir hasar şeklidir.

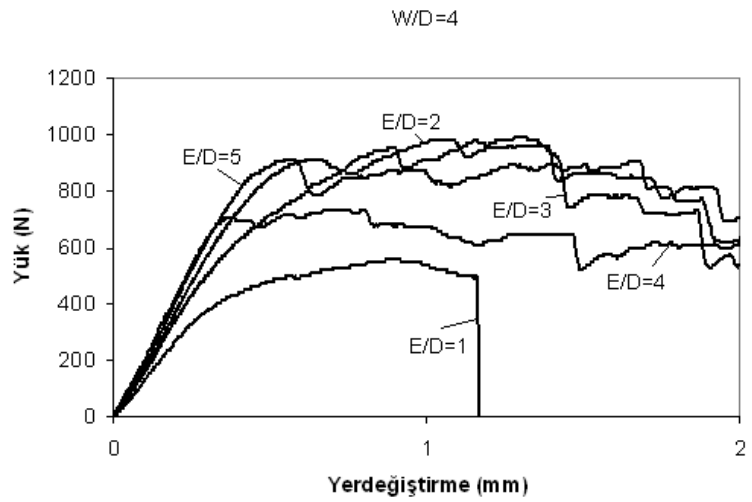
Önyüklemesiz ($M=0$) olarak test edilen numunelerin (W/D) oranına bağılı olarak yük-yerdeğıştirme grafikleri Şekil 9.5-9.9’de verilmiştir.



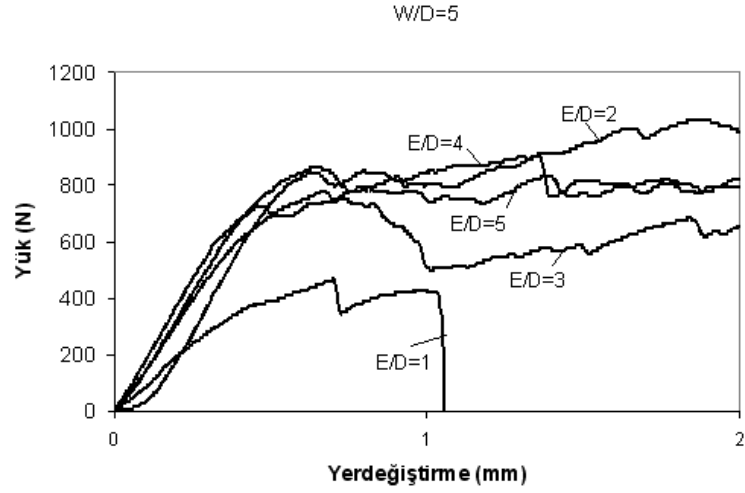
(a)



(b)

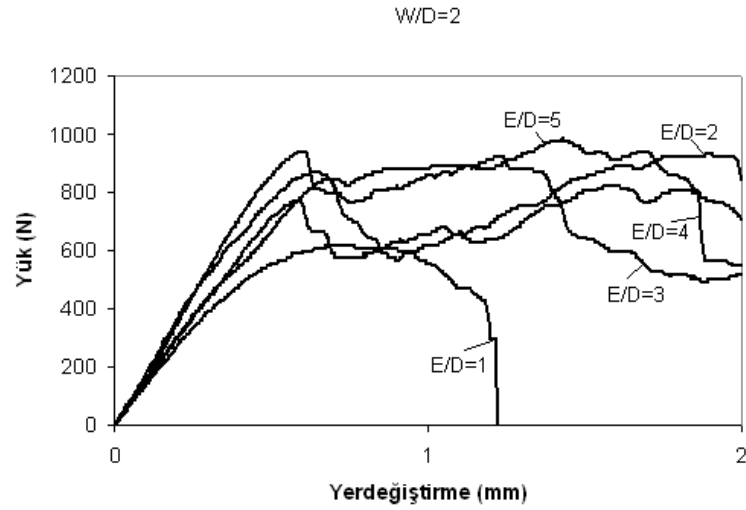


(c)

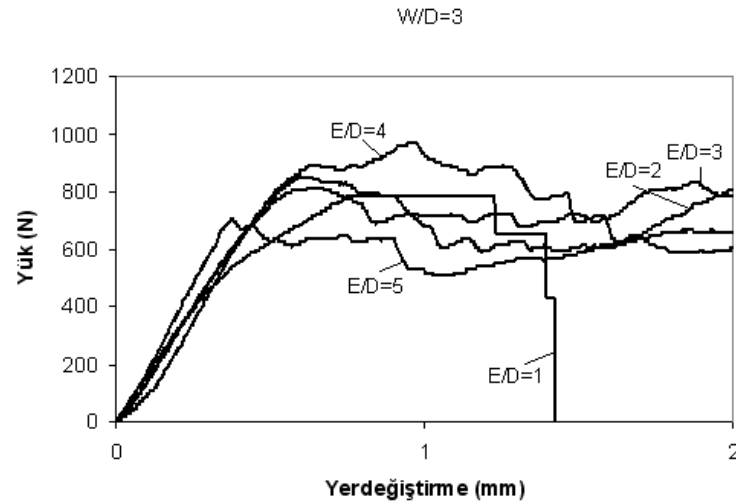


(d)

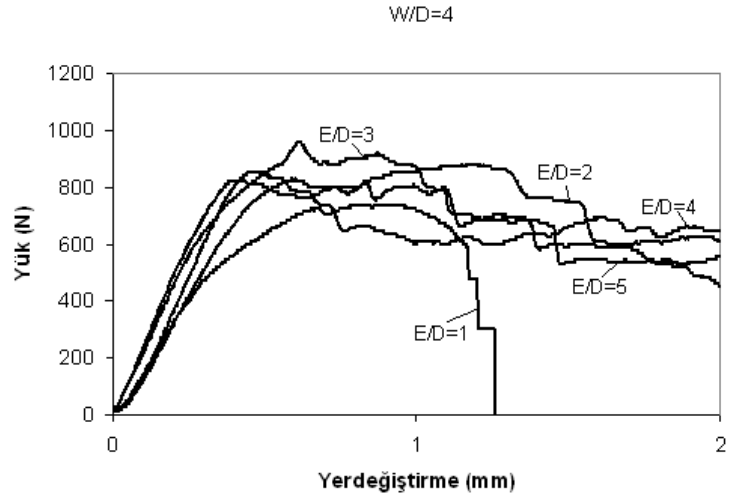
Şekil 9.5 90°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (W/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri.



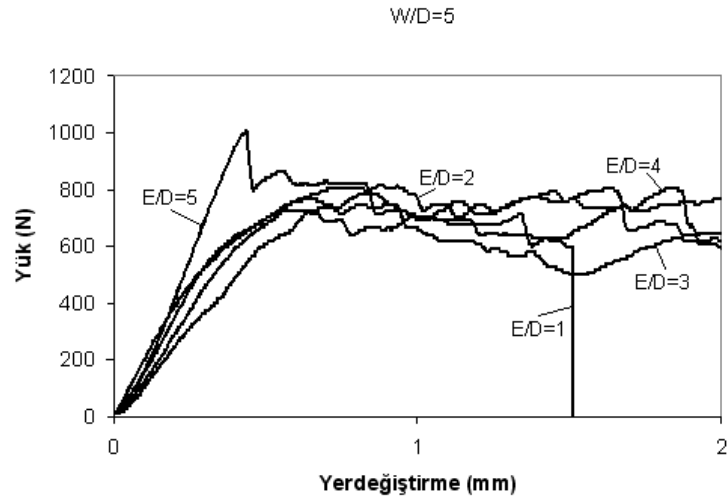
(a)



(b)

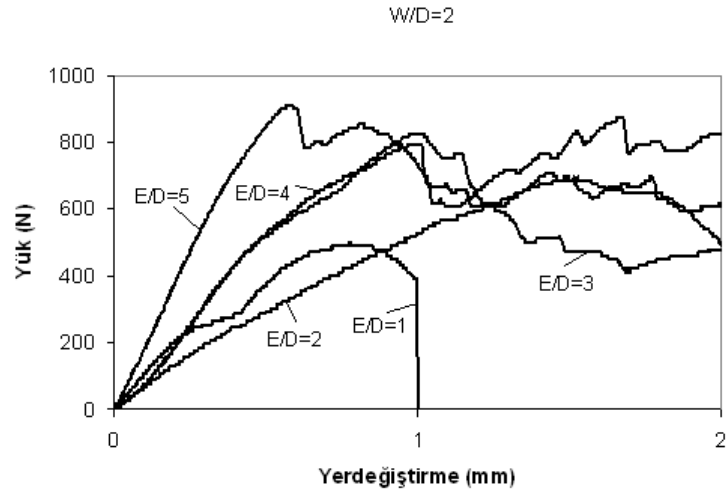


(c)

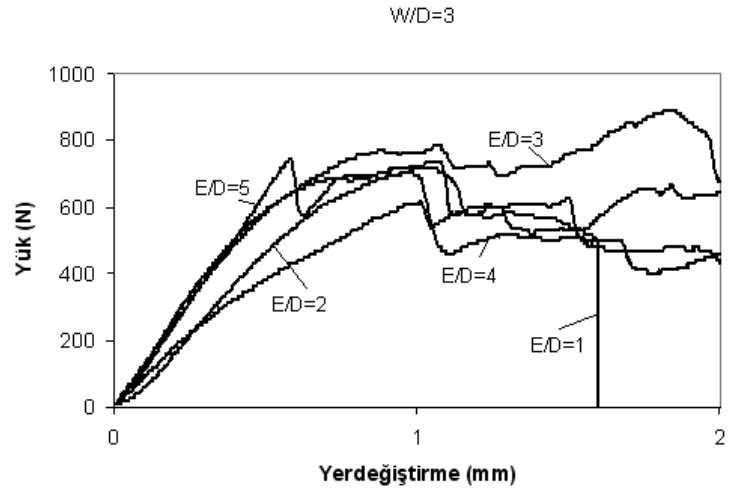


(d)

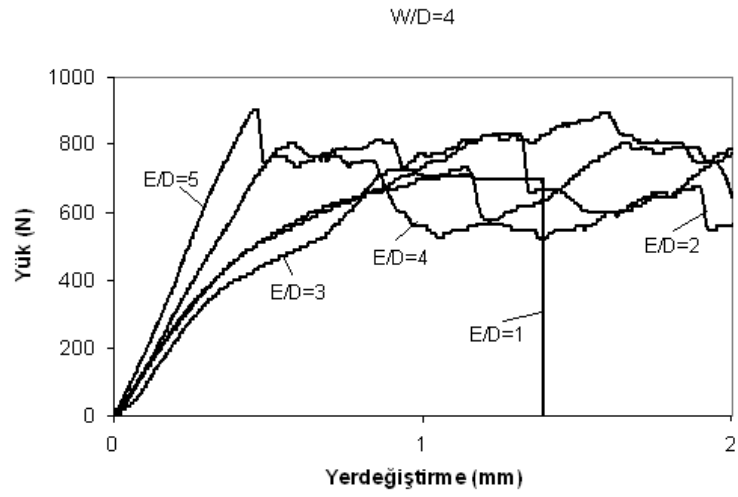
Şekil 9.6 90°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (W/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri.



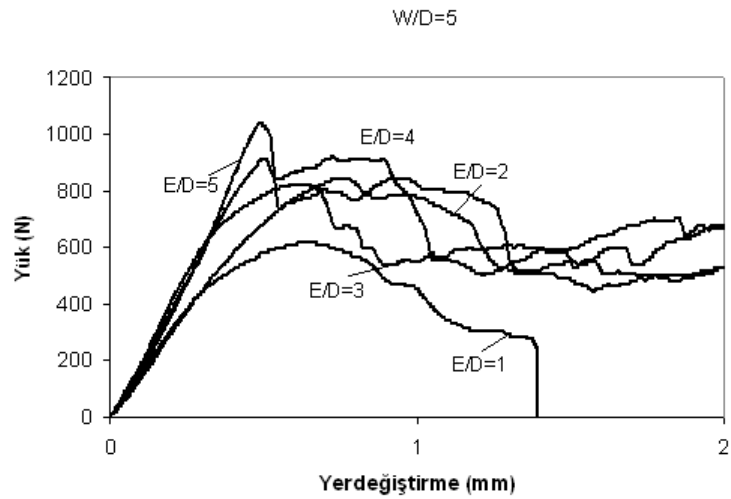
(a)



(b)

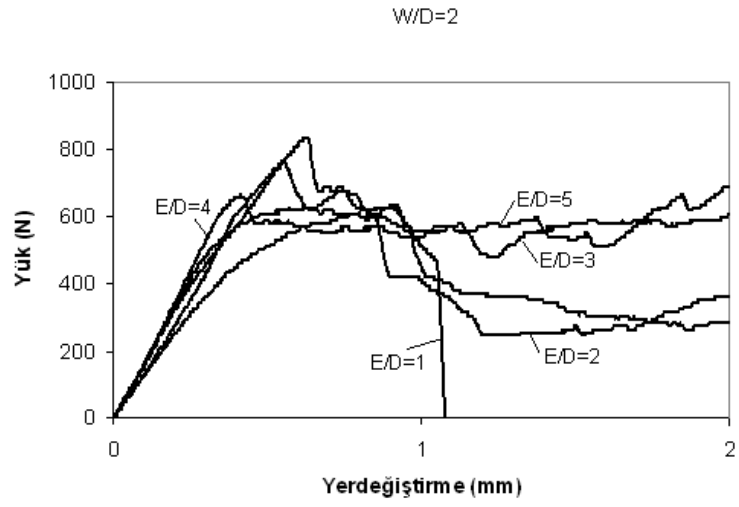


(c)

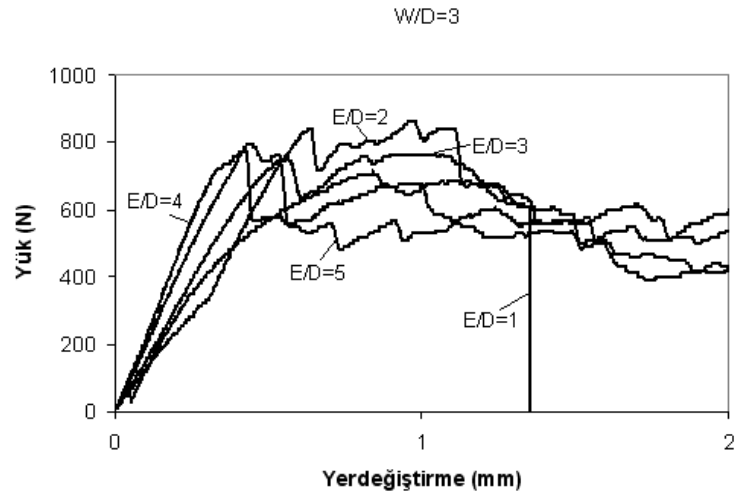


(d)

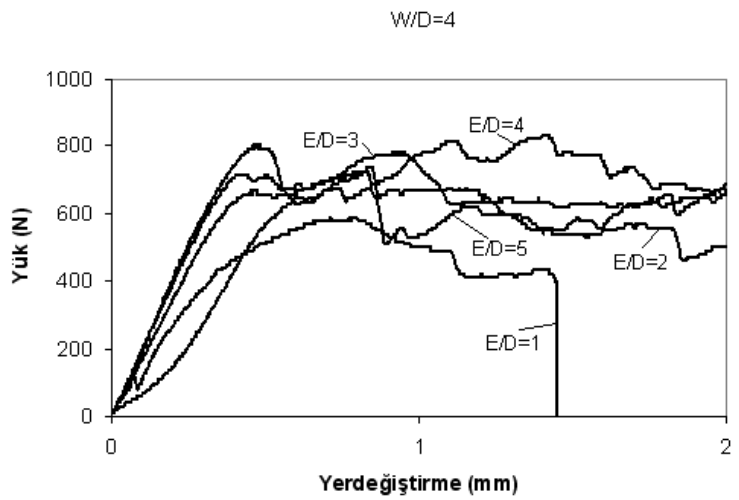
Şekil 9.7 120°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_s$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (W/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri.



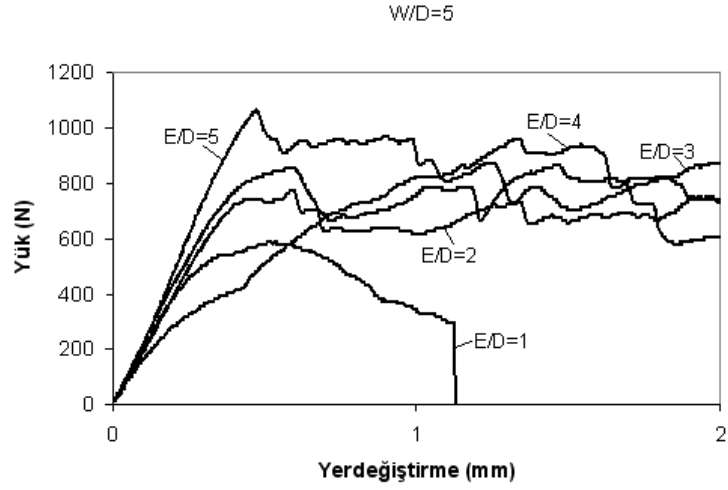
(a)



(b)



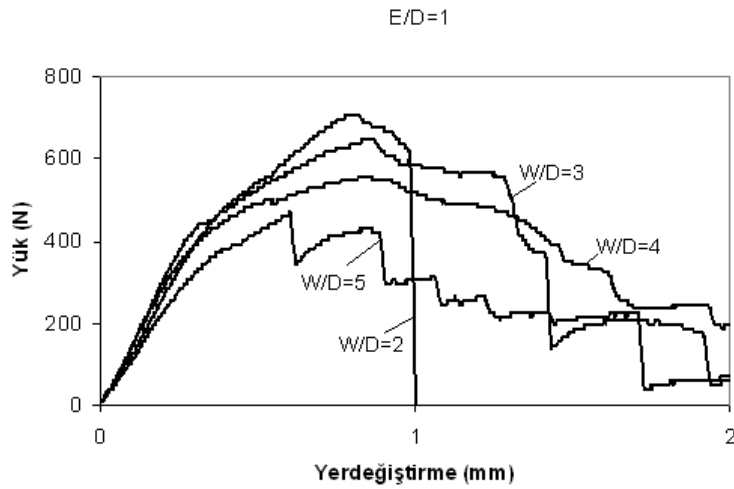
(c)



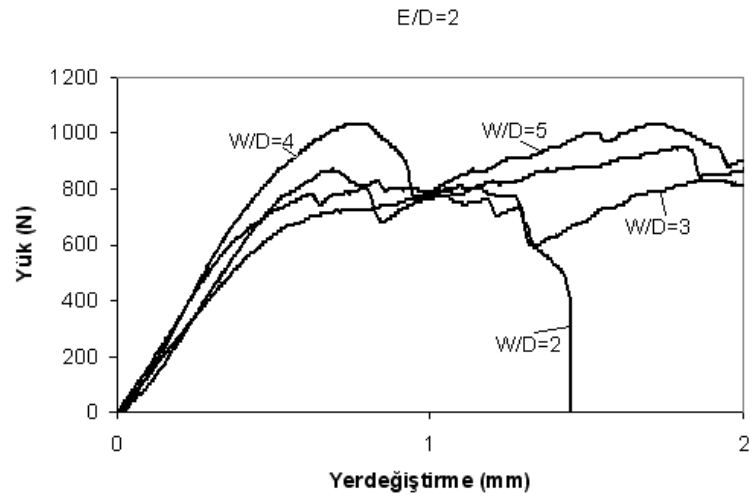
(d)

Şekil 9.8 120°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (W/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri.

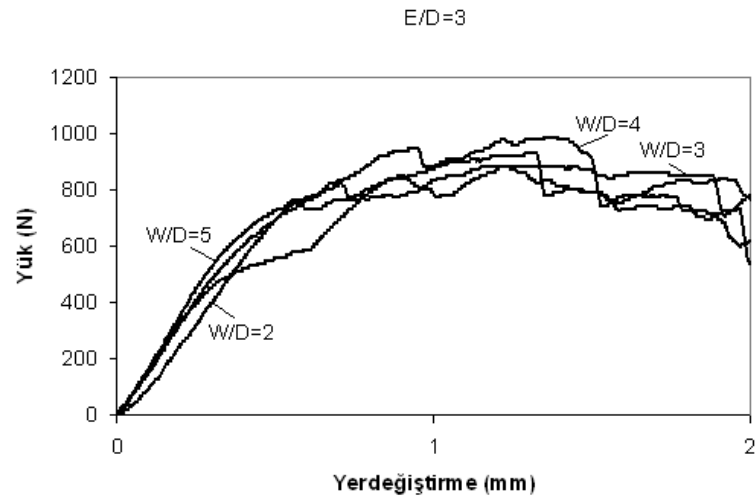
Önyüklemesiz ($M=0$) olarak test edilen numunelerin (E/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri Şekil 9.4'te verilmiştir.



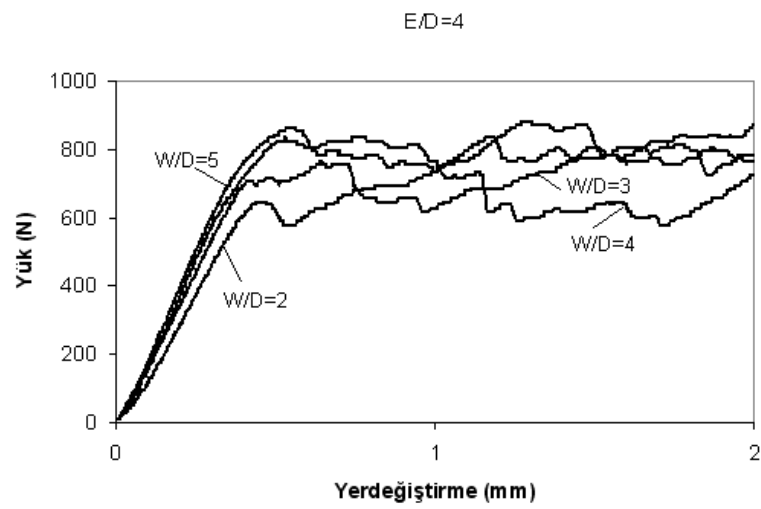
(a)



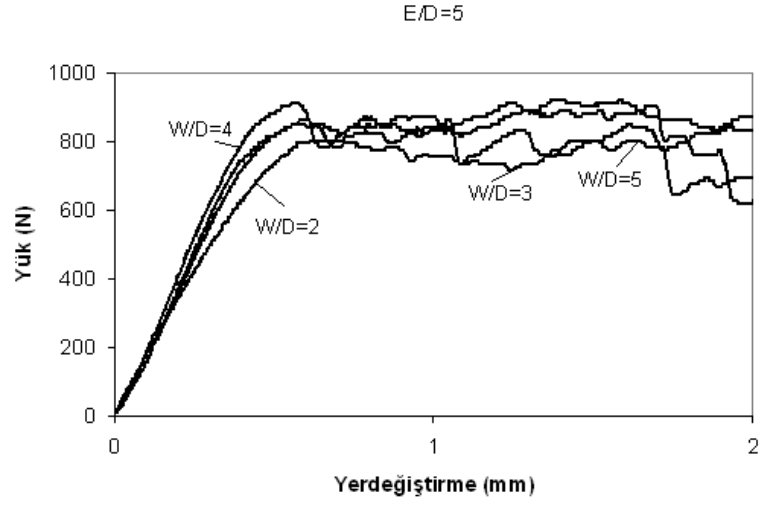
(b)



(c)

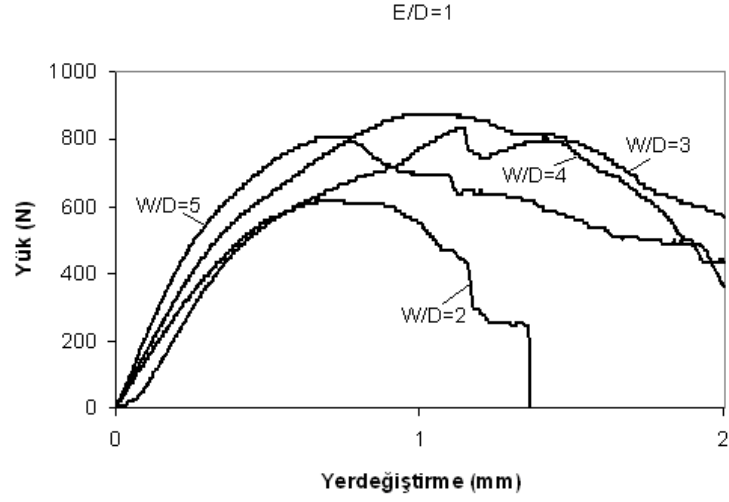


(d)

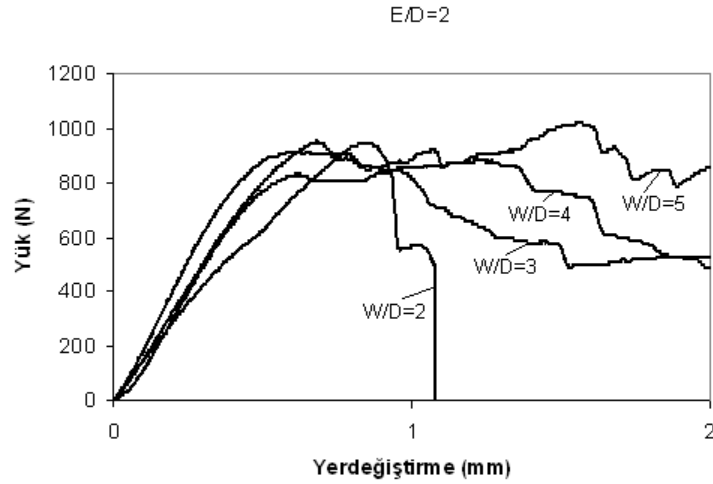


(e)

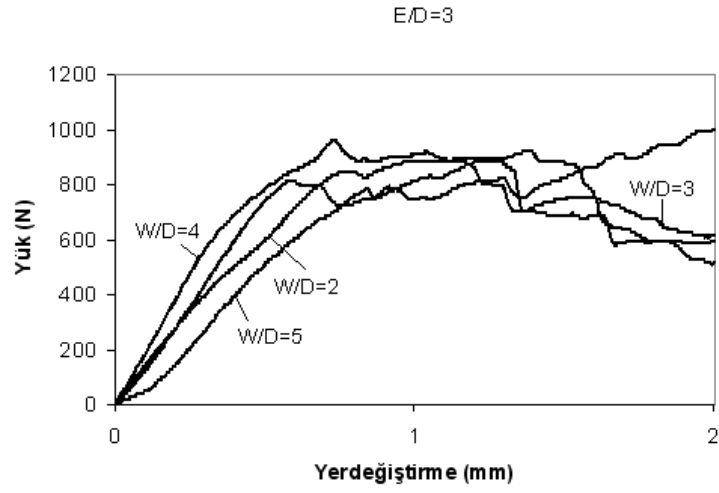
Şekil 9.9 90°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (E/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri.



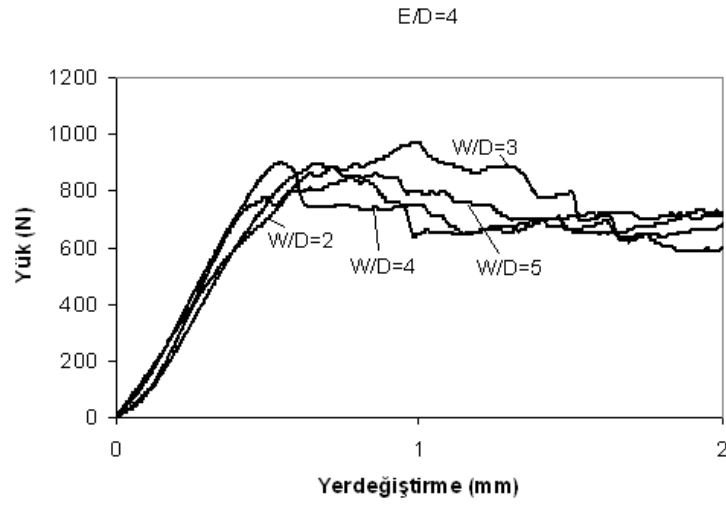
(a)



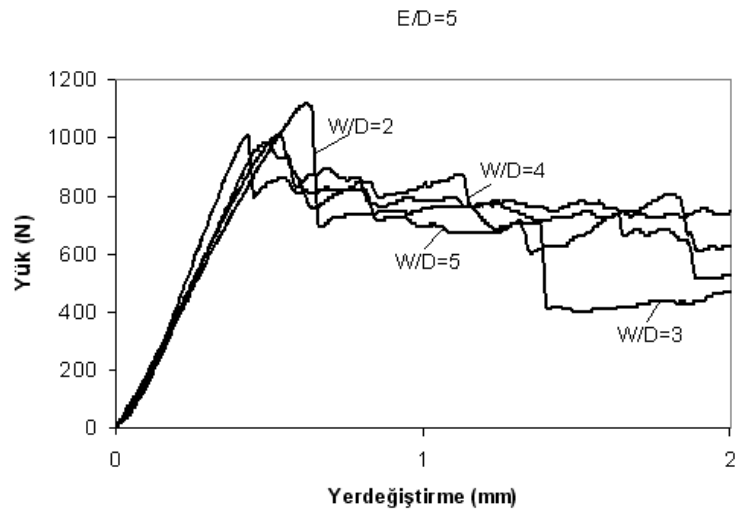
(b)



(c)

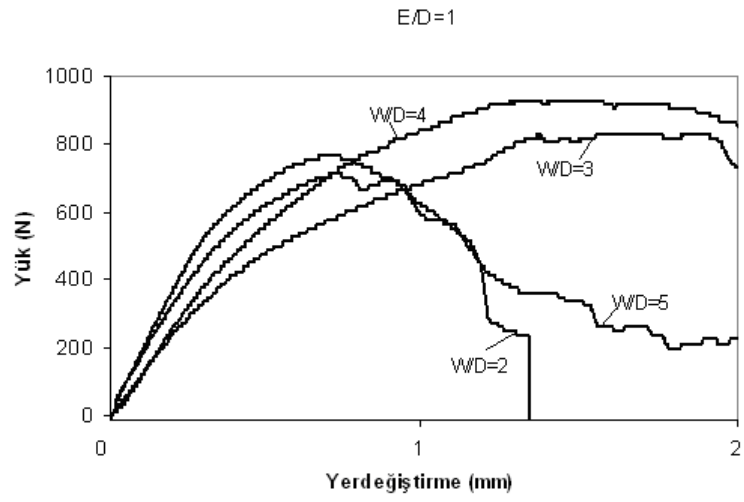


(d)

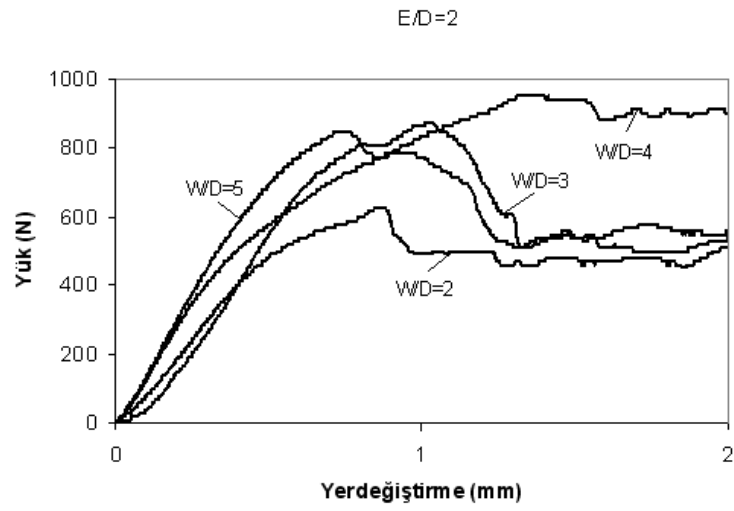


(e)

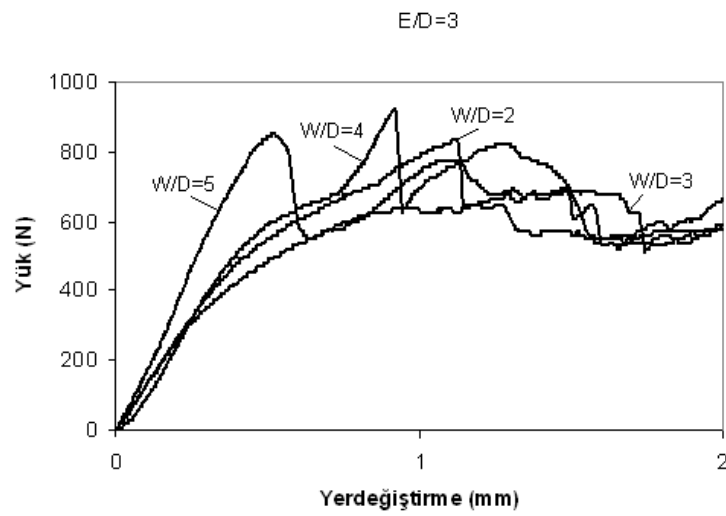
Şekil 9.10 90°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (E/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri.



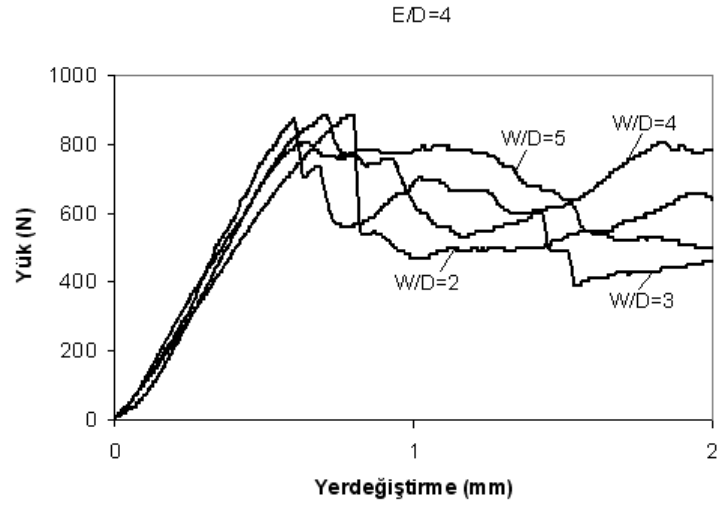
(a)



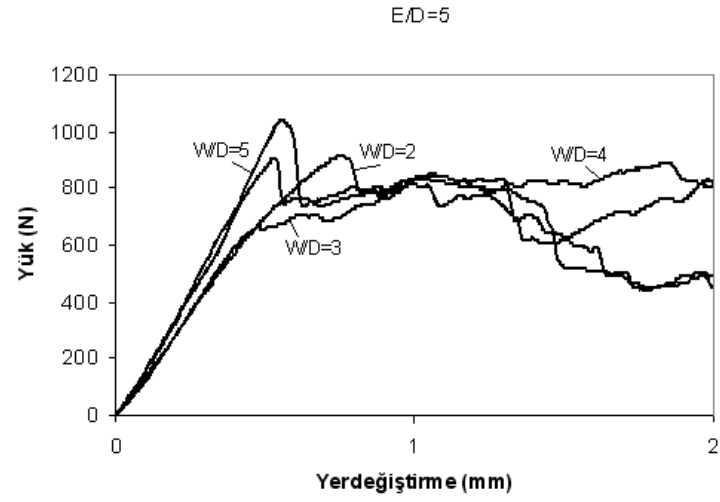
(b)



(c)

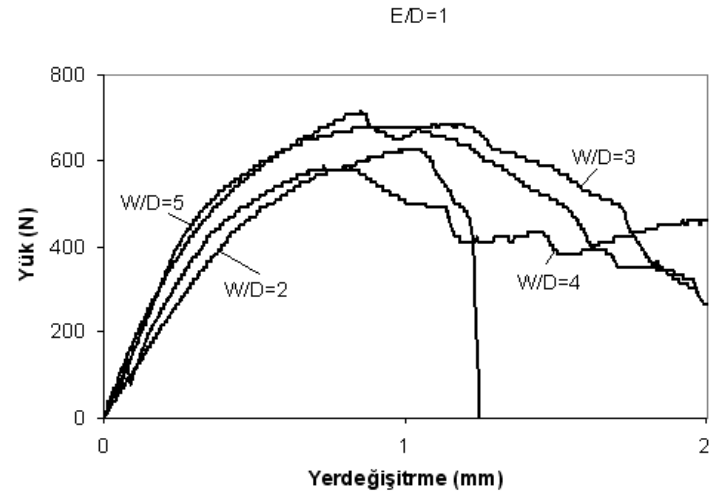


(d)

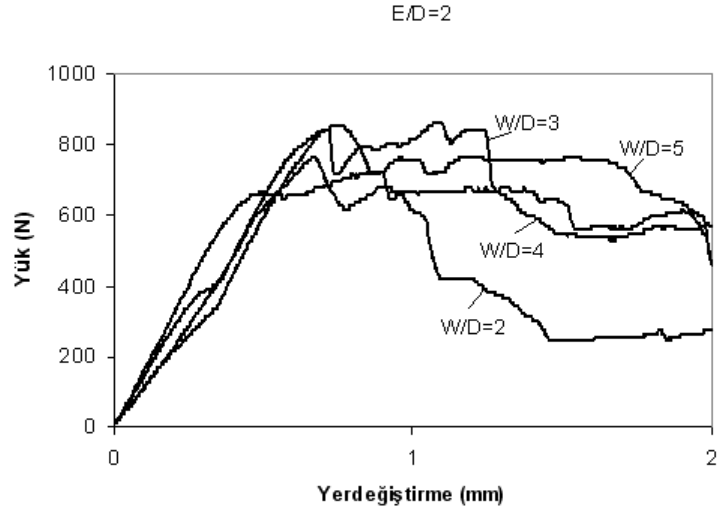


(e)

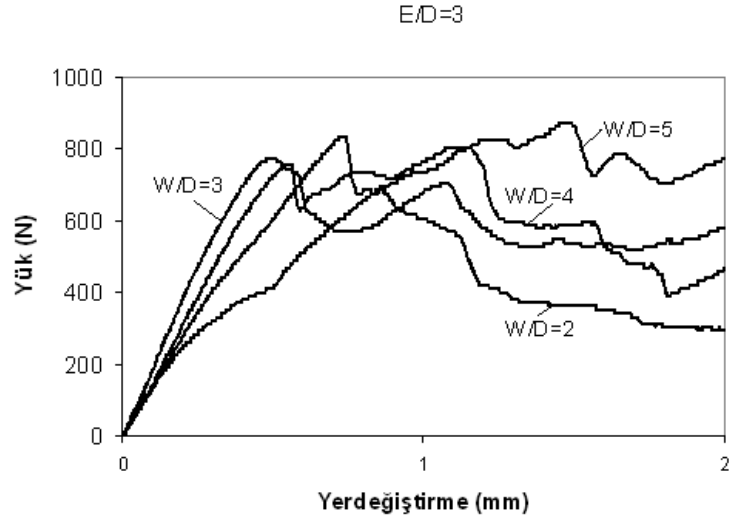
Şekil 9.11 120°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^{\circ}/90^{\circ}]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (E/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri.



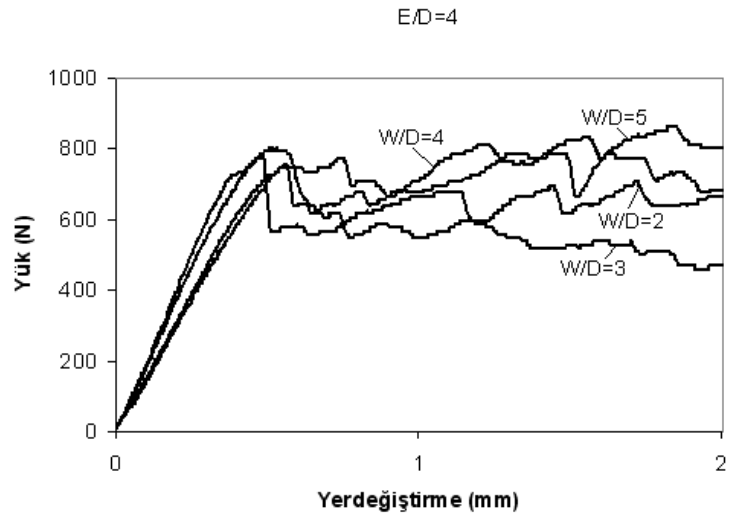
(a)



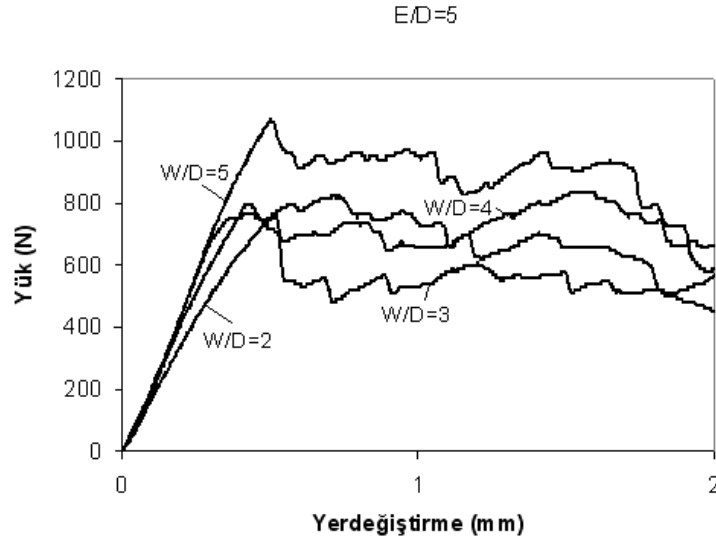
(b)



(c)



(d)



(e)

Şekil 9.12 120°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan önyüklemesiz pim bağlantılı $[0^\circ/90^\circ]_s$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numunelerin (E/D) oranına bağlı olarak yük-yerdeğiştirme grafikleri.

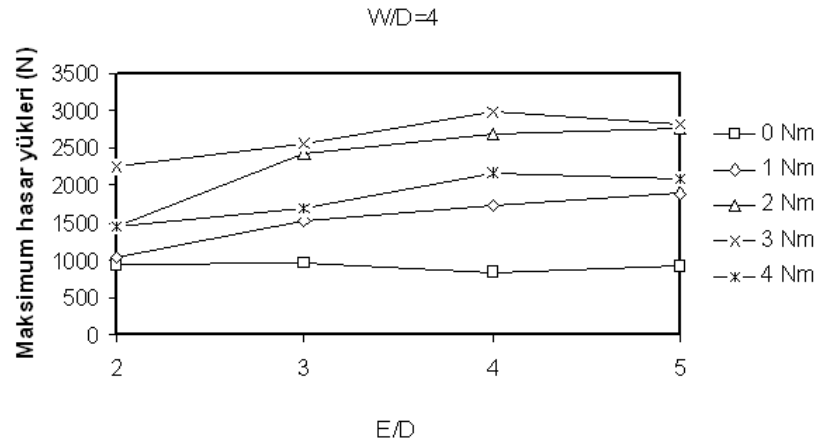
9.3 Maksimum Hasar Yükleri

Test edilen bütün numunelerin maksimum hasar yükleri yük-yerdeğiştirme grafiklerinden elde edilmiştir. Bazı numunelerin maksimum hasar yükleri Şekil 9.3'deki grafiklerde verilmiştir. Bu grafiklerdeki dört farklı kür çevriminde üretilen kompozit plakalarda genişliğinin delik çapına oranı (W/D)= 4 olduğunda en iyi sonucu verdiği için bu oran sabit olarak alınmıştır. Maksimum hasar yüklerine, numunenin kenar mesafesinin delik çapına oranının (E/D) etkisi ön yüklemesiz (M=0) ve uygulanan ön yüklemeye momentlerine (M=1, 2, 3, 4 Nm) bağlı olarak verilmiştir. Grafikler incelendiğinde, (E/D) oranları ve ön yüklemeye momentlerinin artmasıyla maksimum hasar yüklerinin arttığı gözlenmiştir. Ayrıca kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D)=5 ve ön yüklemeye momenti 3 Nm. olduğunda maksimum hasar yükleri elde edilmiştir. Böylece kenar mesafesinin delik çapına oranı (W/D)=2 iken en düşük hasar yüklerinin elde edildiği görülmüştür.

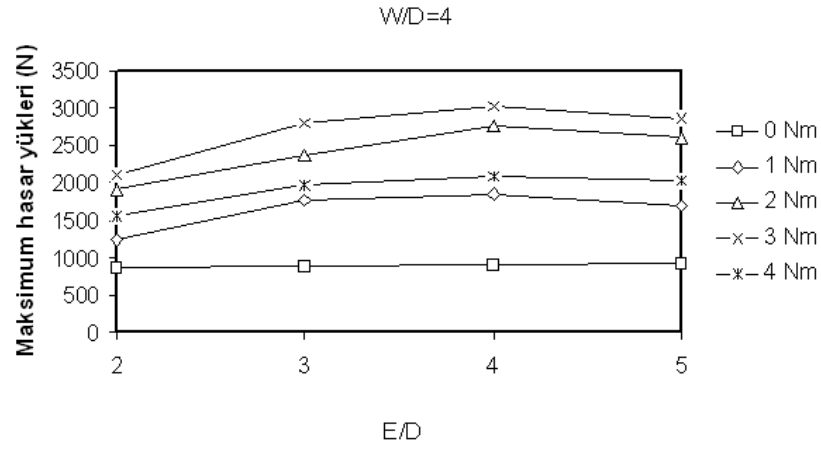
Grafiklerden ön yüklemeye momenti uygulanmayan numunelerden elde edilen hasar yüklerinin ön yüklemeye momenti uygulanan numunelerden elde edilen hasar

yüklerinden daha düşük olduğu gözlenmiştir. Bu sonuçtan kompozit yapılarıdaki civatalı bağlantıların pimli bağlantılardan daha fazla yük taşıdığı anlaşılmaktadır. Bunun nedeni, delikten dolayı elyafların numune üzerindeki her yükü taşıyamadığı için yüklerin bir bölümünü rondelânın taşımaktadır.

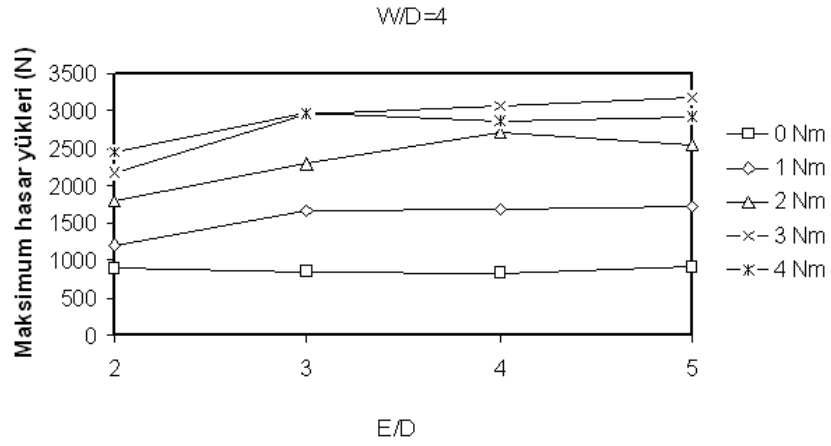
Test edilen bazı kompozit plakaların (E/D) oranına ve uygulanan önyükleme momentlerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri Şekil 9.13'deki grafiklerde verilmiştir. Grafikler incelendiğinde kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D) arttıkça maksimum hasar yüklerinin az da olsa arttığı belirlenmiştir. Bulunan bu sonucun literatürde yapılan çalışmayla örtüştüğü gözlemlenmiştir. Şen, (E/D) oranının artmasıyla maksimum hasar yüklerinin arttığını belirlemiştir. Şekil 9.14-a)'da (E/D)=1 ve Şekil 9.14-b)'de (E/D)=5 olduğunda maksimum hasar yüklerinin arttığı görülmektedir. Grafiklerde (K/D) oranı, iki seri pim bağlantılı kompozit plakalardaki iki pim deliği arasındaki mesafenin delik çapına oranını belirtmektedir. Araştırmacı önyükleme momentlerini 0, 2, 3, 4, 5 Nm olarak almıştır [59].



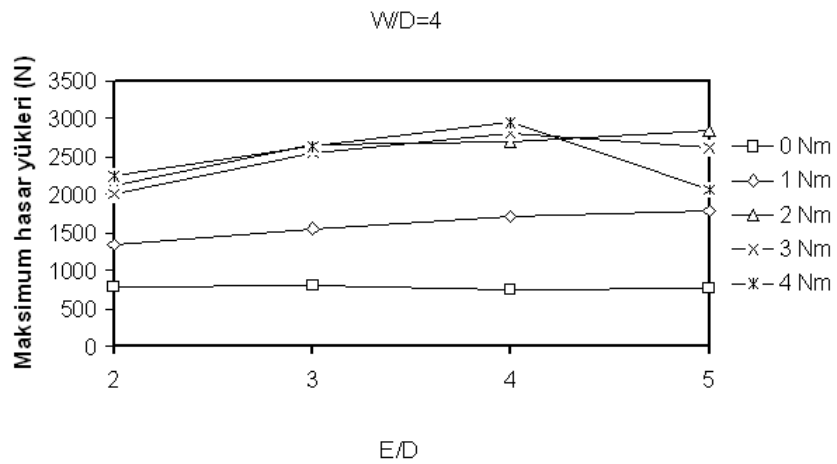
- a) 90°C sıcaklık -1,5 saat kür uygulanan [0°/90°]_s cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakalar.



b) 90°C sıcaklık - 4 saat kür uygulanan $[0^{\circ}/90^{\circ}]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakalar.

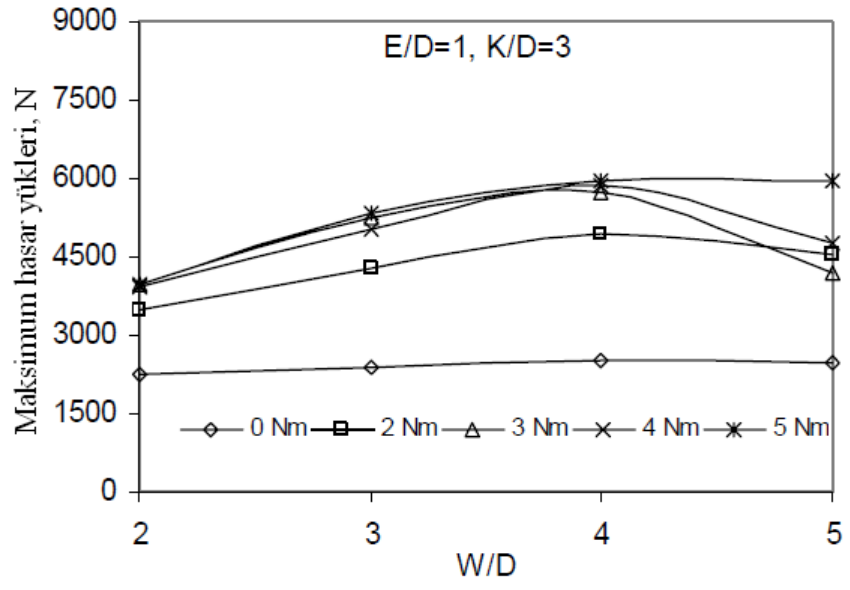


c) 120°C sıcaklık - 1,5 saat kür uygulanan $[0^{\circ}/90^{\circ}]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakalar.

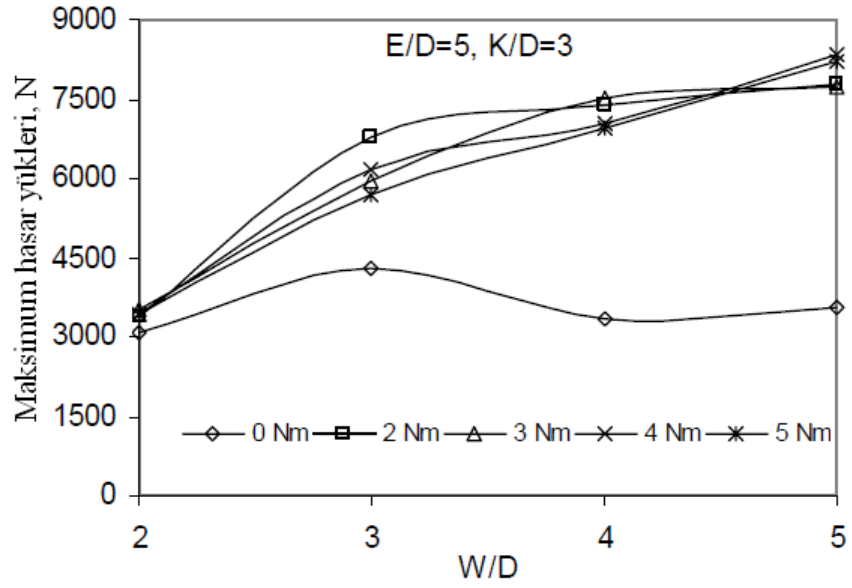


c) 120°C sıcaklık - 4 saat kür uygulanan $[0^{\circ}/90^{\circ}]_S$ cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakalar.

Şekil 9.13 Test edilen bazı kompozit numunelerin (E/D) oranına bağlı olarak maksimum hasar yükleri.



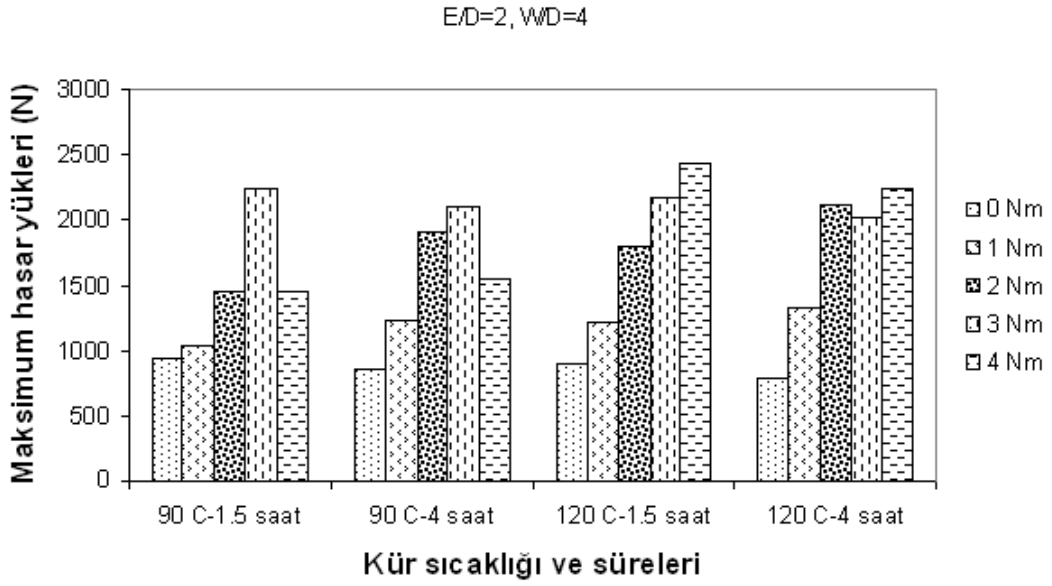
a)



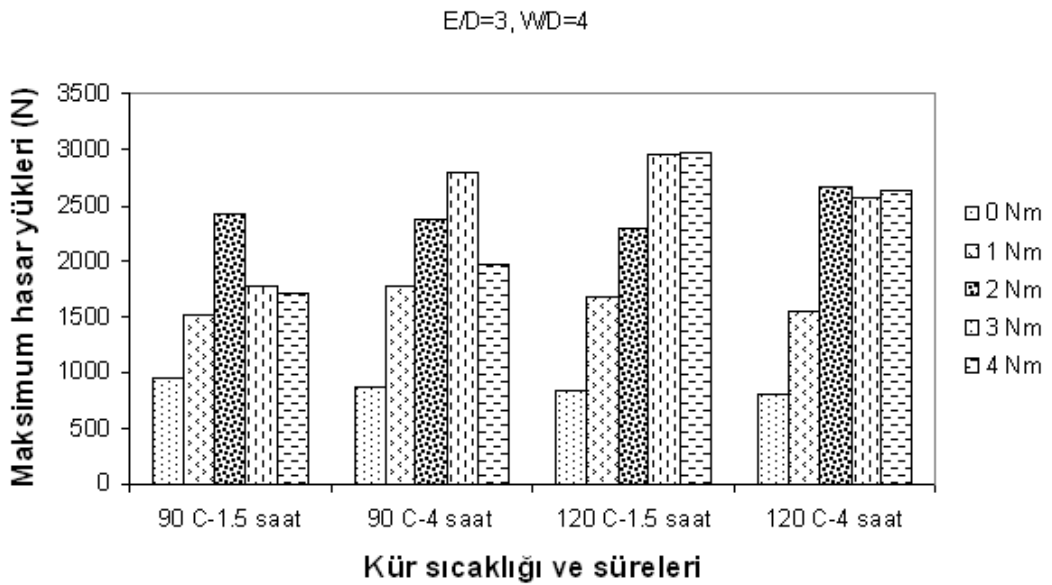
b)

Şekil 9.14 $[0^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}]_s$ kompozit numunelerin maksimum hasar yükleri [59].

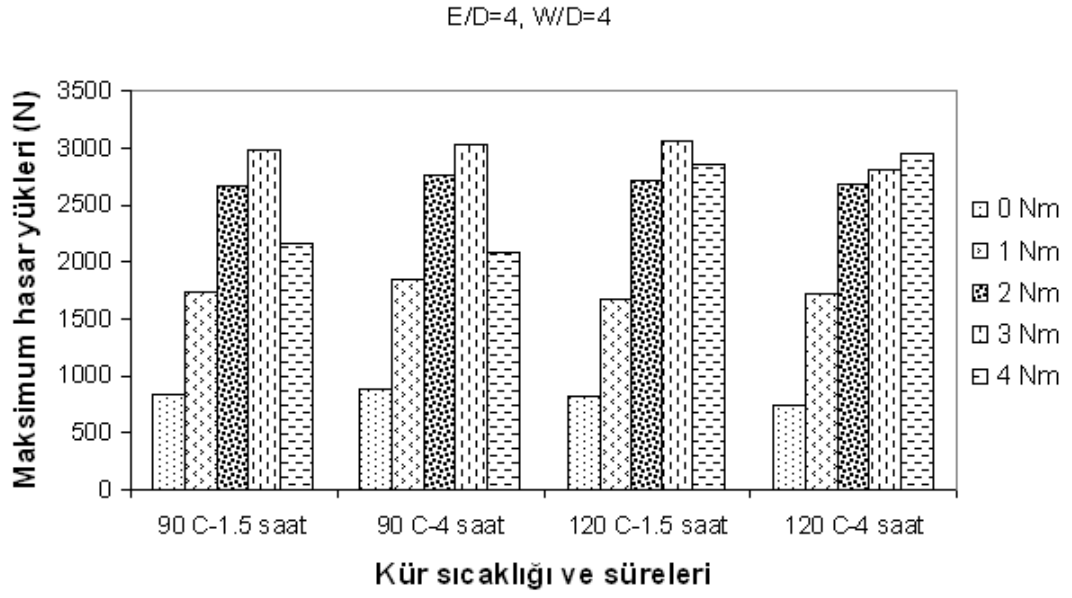
Test edilen bazı kompozit numunelerin genişliğinin delik çapına oranı $(W/D)=4$ sabit tutulduğu ve (E/D) oranı 2'den 5'e kadar değiştirildiğinde, kür sıcaklığı ve sürelerine, uygulanan ön yüklemeye momentlerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri Şekil 9.15'deki grafiklerde verilmiştir. Grafikler incelendiğinde (E/D) oranı arttıkça maksimum hasar yüklerinin arttığı görülmektedir.



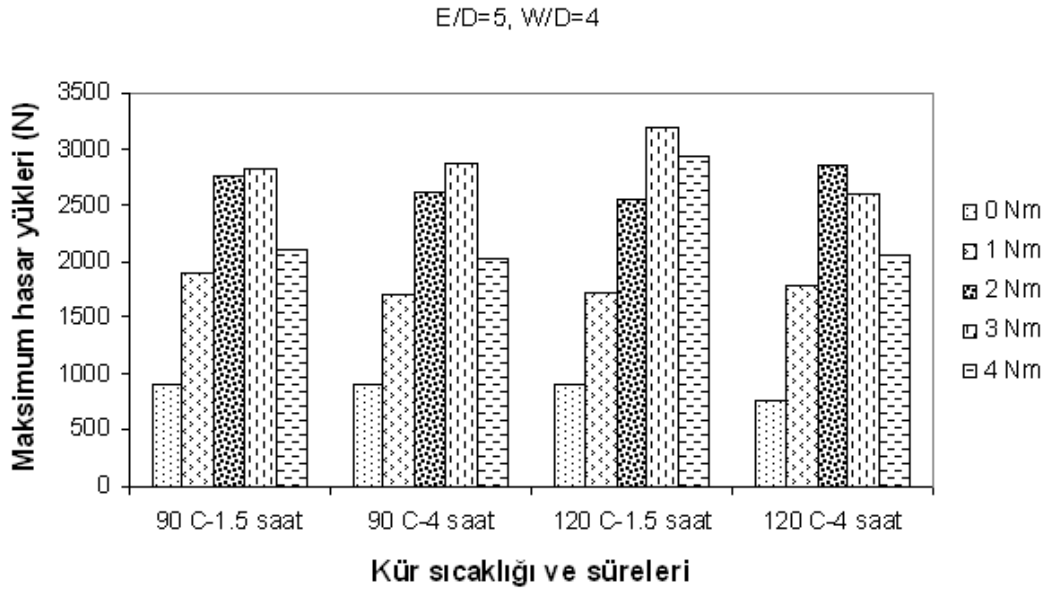
a)



b)



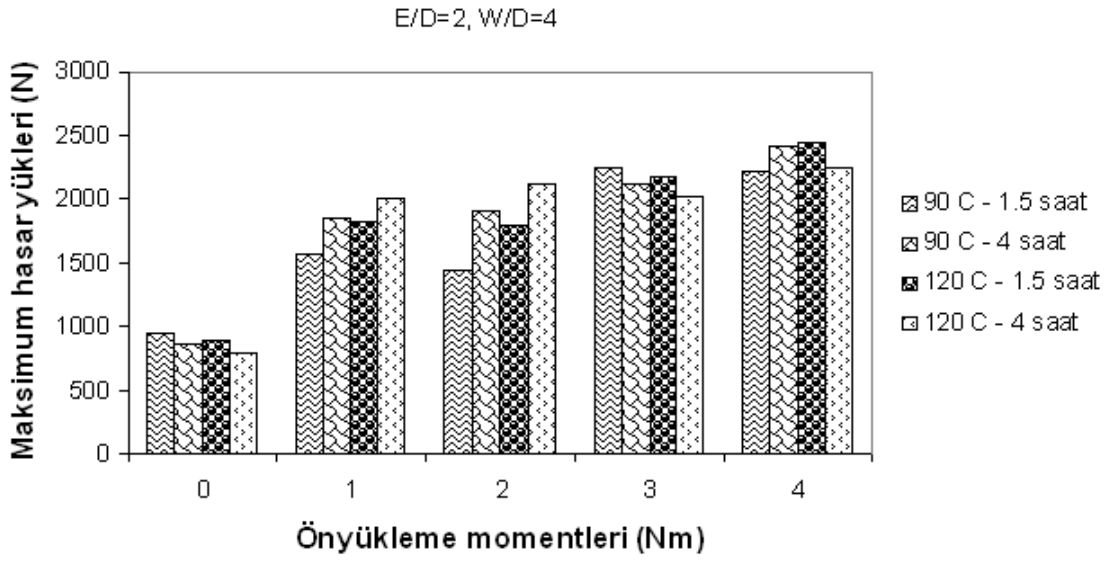
c)



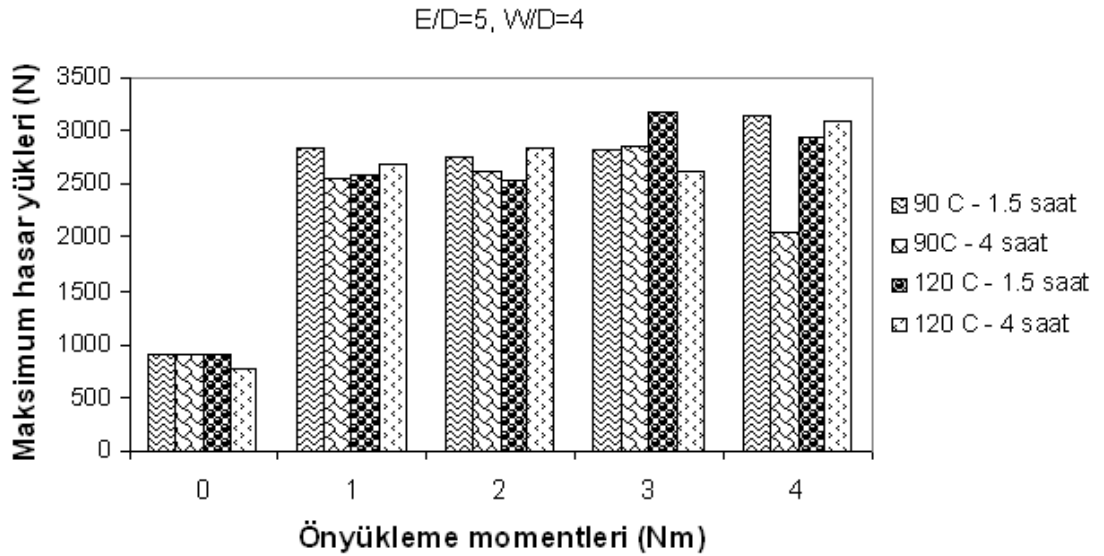
d)

Şekil 9.15 Test edilen bazı kompozit numunelerin kür sıcaklığı ve sürelerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri.

Test edilen bazı kompozit numunelerin genişliğinin delik çapına oranı (W/D)=4 sabit tutulduğu ve (E/D) oranı 2 ve 5 seçildiğinde kür sıcaklığı ve sürelerine, uygulanan ön yüklemeye momentlerine bağlı olarak maksimum hasar yükleri Şekil 9.16'deki grafiklerde verilmiştir. Grafikler incelendiğinde (E/D) oranı arttıkça ve önyüklemeye momentlerinin artmasıyla maksimum hasar yüklerinin arttığı görülmektedir.



a)

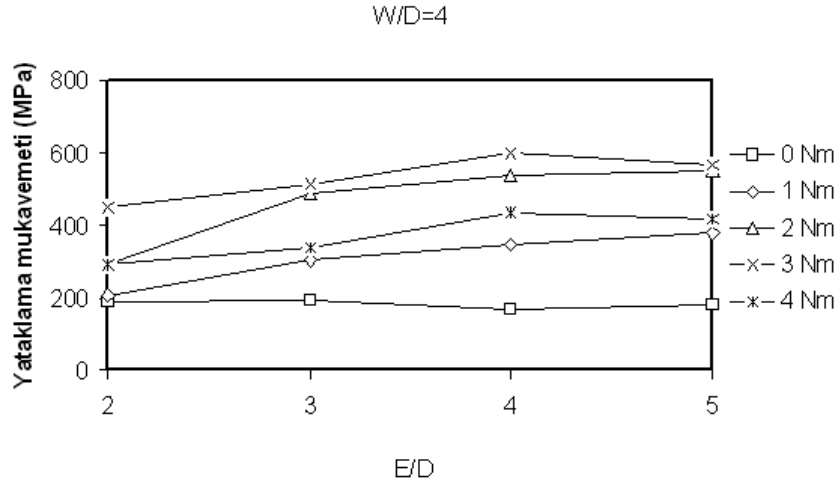


b)

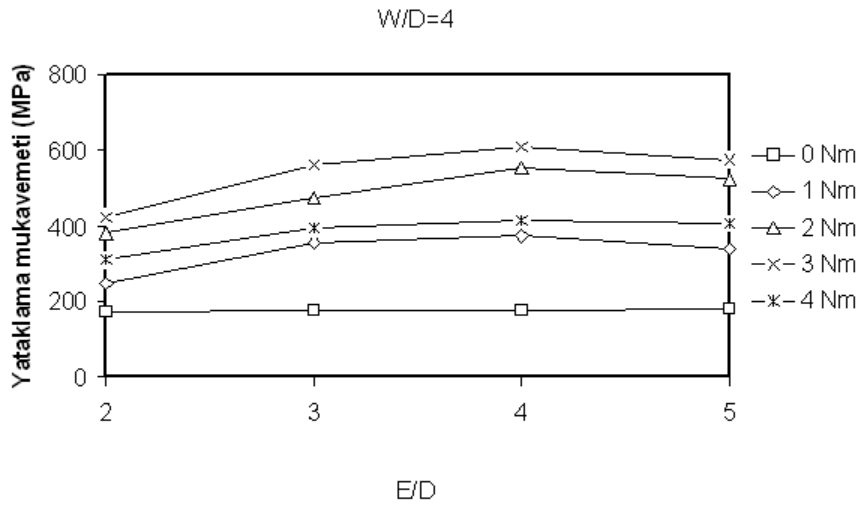
Şekil 9.16 Test edilen bazı kompozit plakaların ö yüklemeye momentine bağlı olarak maksimum hasar yükleri.

9.4 Yataklama Mukavemetleri

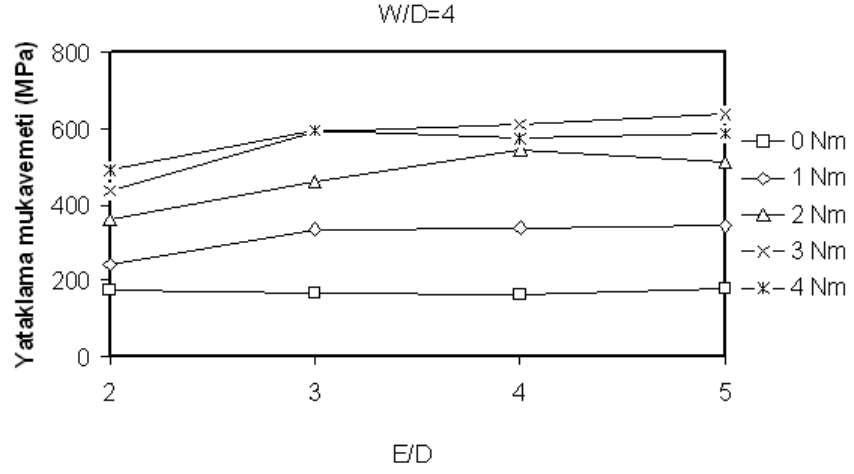
Dört farklı kür çevriminde üretilen bazı kompozit numunelerin yataklama mukavemetleri (E/D) oranlarına bağlı olarak Şekil 9.17’de verilmiştir.



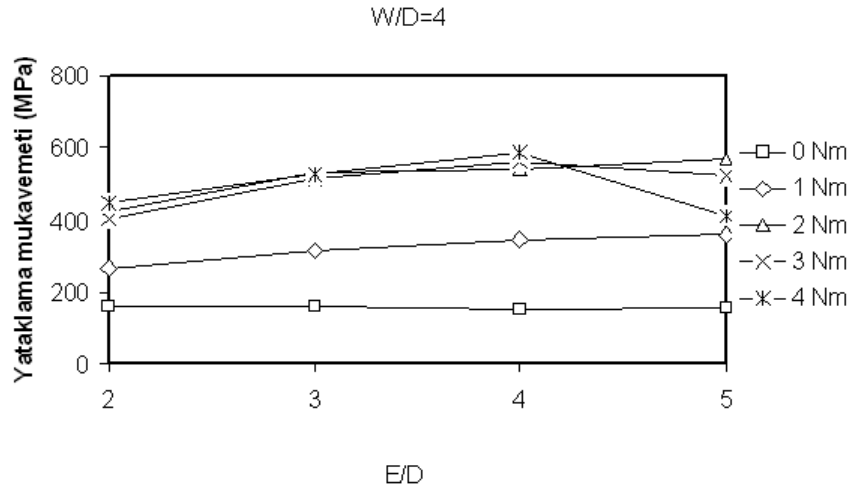
a) 90°C sıcaklık- 1,5 saat kür uygulanan cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numuneler.



b) 90°C sıcaklık - 4 saat kür uygulanan cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numuneler.



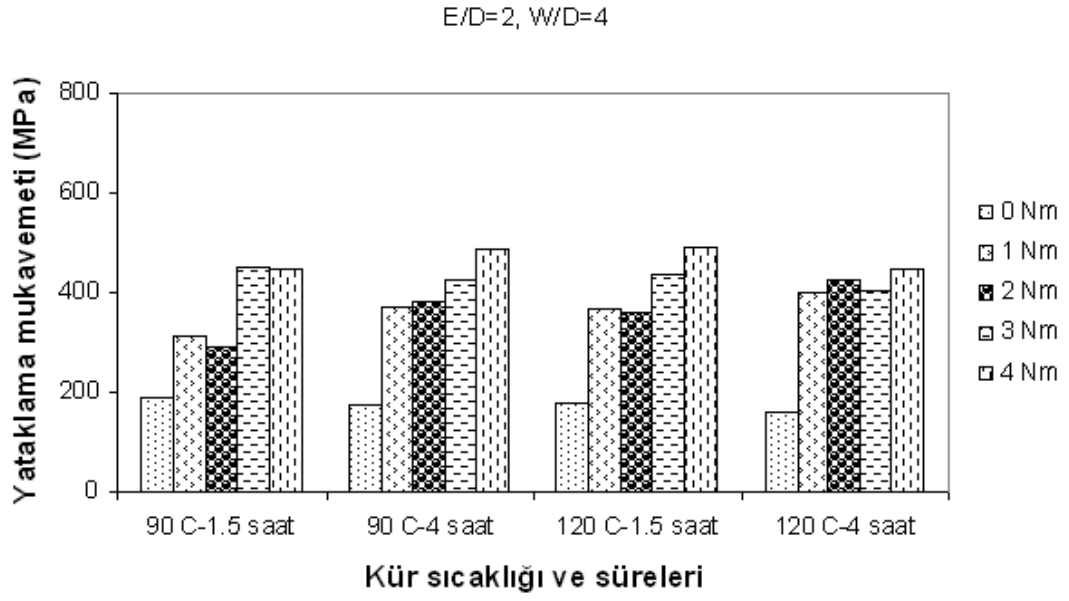
c) 120°C sıcaklık - 4 saat kür uygulanan cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numuneler.



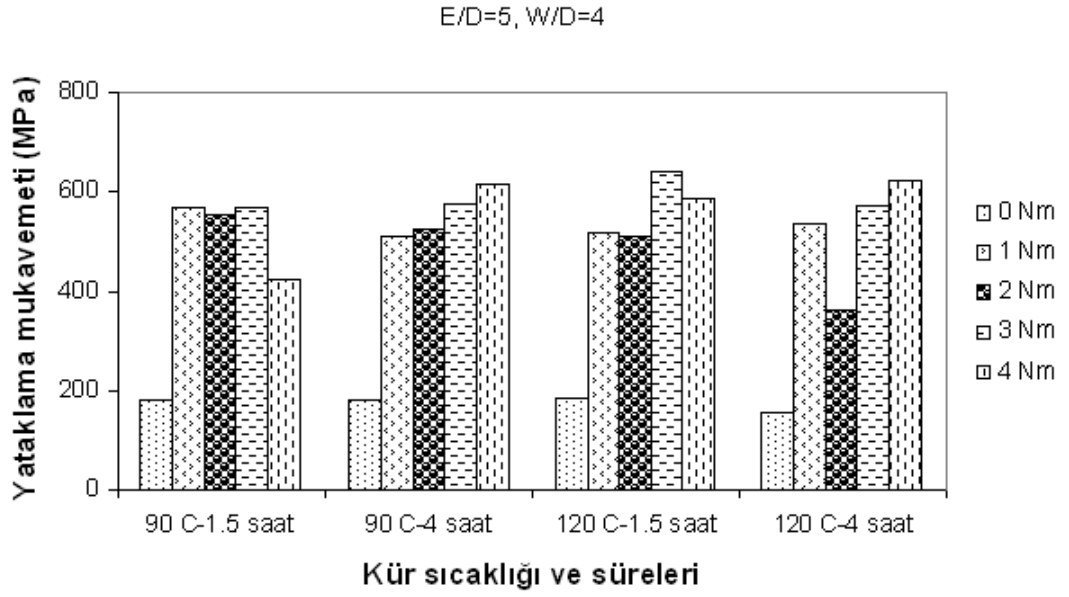
d) 120°C sıcaklık - 4 saat kür uygulanan cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit numuneler.

Şekil 9.17 Test edilen bazı kompozit plakaların (E/D) oranına bağlı olarak yataklama mukavemetleri.

Kompozit numunelerin kür sıcaklığı ve sürelerine bağlı olarak (W/D)=4 ve (E/D) oranının 2 ve 4 olduğunda yataklama mukavemetleri Şekil 9.18'de verilmiştir.



a)



b)

Şekil 9.18 Test edilen bazı kompozit plakaların kür sıcaklığı ve sürelerine bağlı olarak yataklama mukavemetleri.

Test edilen numunelerin yataklama mukavemetlerinin (W/D)=4 oranına bağlı olarak, (E/D)=2 olduğunda minimum, (E/D)=5 olduğunda ise maksimum değerini

aldığı, başka bir deyişle (E/D) oranının artmasıyla yataklama mukavemetinin arttığı görülmüştür.

9.5 Bağlantı Geometrisinin Yatak Mukavemetine Etkisi

Test edilen bütün numunelerde genişliğin delik çapına oranı (W/D)=2 olduğu zaman kopma hasarının meydana geldiği, bu oran arttıkça kenar mesafesinin delik çapına oranının (E/D) artmasına bağlı olarak yırtılma ve yataklama hasar şekillerinin meydana geldiği görülmüştür. Ayrıca kopma hasarının ve yırtılma hasarının maksimum hasar yükleri ve yataklama mukavemetleri, yataklama hasarının maksimum hasar yükü ve yataklama mukavemetine göre daha küçük elde edilmiştir. (W/D) oranı 2 olduğunda en küçük, (W/D) oranı 5 olduğunda en büyük maksimum hasar yükü ve yataklama mukavemetleri elde edilmiştir. Dolayısıyla (W/D) oranlarının artmasıyla hasar yüklerinin ve yatak mukavemetlerinin arttığı görülmüştür.

Kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D) sabit tutulduğunda ve genişliğin delik çapına oranı (W/D) değiştirildiğinde hasar şekillerinin değiştiği görülmüştür. (E/D) oranının artmasıyla yataklama hasar şeklinin oluştuğu ve yataklama mukavemetinin arttığı söylenebilir.

9.6 Önyüklemeye Momentinin Etkisi

Testleri yapılan bütün numunelerin yük-yerdeğiştirme grafiklerinden, önyüklemeye momenti uygulanmamış pimli bağlantılardaki hasar yüklerinin ve yataklama mukavemetlerinin ön yüklemeye momenti uygulanmış civatalı bağlantılardakinden daha küçük olduğu tespit edilmiştir. Önyüklemeye momentlerinin artmasıyla hasar yüklerinin ve yatak mukavemetlerinin arttığı belirlenmiştir. Rondelanın numune üzerindeki sıkma basıncı nedeniyle yüksek önyüklemeye momentlerinde hasar yükü daha yüksek olmaktadır. Kompozit plakaların civatalı bağlantılarında, civata ve somun uygulanan kuvvetin büyük bir kısmını taşımaktadır.

Yataklama mukavemetleri önyükleme momentleri arttıkça artmaktadır. Şekil 9.17'deki grafiklerden önyükleme momentinin en uygun değerinin 3 Nm olduğu açıkça görülmektedir. Örneğin;

9.7 Farklı Kür Sıcaklığı ve Sürelerinin Etkisi

Daha öncede belirtildiği gibi bu çalışmada dört farklı kür çevriminde üretilen kompozit plakalar incelenmiştir. Şekil 9.16 ve Şekil 9.18'deki grafiklerde, test edilen kompozit numunelerin kür sıcaklığı ve sürelerinin yatak mukavemetine etkisi görülmektedir. Grafikler incelendiğinde kür sıcaklığının yüksek ve kür süresinin düşük olduğu (120°C sıcaklık-1,5 saat süre) numunelerde hasar yükünün diğer numunelerden biraz daha yüksek olduğu görülmüştür. Bu sonuçtan, cam elyaf-epoksi kompozit yapıların yüksek sıcaklıklarda ve düşük sürelerde üretildiklerinde pimli bağlantılarının yatak mukavemetlerinde daha iyi sonuçların elde edilebileceği görülmektedir. Böylece kompozit yapıların daha kısa sürede üretilerek zamandan tasarruf sağlanabileceği değerlendirilmektedir.

9.8 Deneysel Çalışma ile Nümerik Çalışmanın Karşılaştırılması

Çalışmada, çeşitli bağlantı geometrilerine sahip farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilen kompozit numunelerin LUSAS 14.0 sonlu eleman paket programında sayısal çözümleme de yapılmıştır. Bunun için önyüklemesiz ($M=0$) ve önyükleme momentinin en iyi sonucu verdiği $M=3$ Nm değeri için sonlu eleman analizi yapılmıştır. Farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilen kompozit numunelerin seçilen geometriler için deneysel ve sayısal analizlerle belirlenen hasar şekilleri, maksimum hasar yükleri ve yatak mukavemetleri Tablo 9.1-9.12'de verilmiştir. Tablolar incelendiğinde deneysel analiz ile sayısal analiz arasında iyi bir uyum olduğu görülmektedir.

Tablo 9.1 90°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan kompozit numunelerin hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	Yırtılma/Kopma	Kopma	Kopma	Kopma
	5	Yataklama	Yataklama	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
3	2	Yırtılma/Kopma	Kopma	Kopma	Kopma
	5	Yataklama	Yataklama	Yırtılma/Kopma	Yırtılma
4	2	Yırtılma	Yırtılma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma
	5	Yataklama	Yataklama	Yırtılma/Yataklama	Yırtılma/Yataklama
5	2	Yırtılma	Yırtılma	Yırtılma/Yataklama	Yataklama
	5	Yataklama	Yataklama	Yataklama	Yataklama

Tablo 9.2 90°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan kompozit numunelerin maksimum hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	798	786	1930	1923
	5	870	847	2165	2159
3	2	857	798	2039	2012
	5	949	864	3113	3009
4	2	939	786	2244	2201
	5	903	886	2828	2783
5	2	974	862	1886	1867
	5	900	898	3265	3204

Tablo 9.3 90°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan kompozit numunelerin yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	160	157	386	385
	5	174	170	433	432
3	2	172	160	408	403
	5	190	173	623	602
4	2	188	157	449	440
	5	181	177	566	557
5	2	195	173	378	375
	5	180	180	653	641

Tablo 9.4 90°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan kompozit numunelerin hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma	Kopma	Kopma
	5	Yataklama	Yataklama	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
3	2	Yırtılma	Yırtılma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
	5	Yataklama	Yataklama	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
4	2	Yırtılma/ Kopma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
	5	Yataklama	Yataklama	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma
5	2	Yataklama	Yataklama	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma
	5	Yataklama	Yataklama	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma

Tablo 9.5 90°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan kompozit numunelerin maksimum hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	922	896	2109	2094
	5	1040	862	2896	2796
3	2	900	887	2128	2092
	5	870	842	2341	2276
4	2	860	836	2112	2094
	5	903	874	2868	2822
5	2	922	869	2304	2241
	5	978	941	3010	2979

Tablo 9.6 90°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan kompozit numunelerin yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	185	179	422	419
	5	208	175	579	559
3	2	180	178	426	418
	5	174	169	468	455
4	2	172	167	423	419
	5	181	175	574	565
5	2	185	174	461	448
	5	196	188	602	596

Tablo 9.7 120°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan kompozit numunelerin hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	Yırtılma	Yırtılma	Kopma	Kopma
	5	Yataklama	Yataklama	Yırtılma/Yataklama	Yırtılma/Yataklama
3	2	Yırtılma	Yırtılma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma
	5	Yataklama	Yataklama	Yırtılma/Yataklama	Yırtılma/Yataklama
4	2	Yırtılma	Yırtılma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma
	5	Yataklama	Yataklama	Yırtılma/Yataklama	Yırtılma/Yataklama
5	2	Yırtılma	Yırtılma	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma
	5	Yataklama	Yataklama	Yataklama	Yataklama

Tablo 9.8 120°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan kompozit numunelerin hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	772	742	2012	1994
	5	916	867	2986	2876
3	2	736	711	2069	2012
	5	762	743	2745	2713
4	2	890	836	2178	2169
	5	909	893	3189	3127
5	2	867	837	2135	2103
	5	962	934	2579	2497

Tablo 9.9 120°C sıcaklık ve 1,5 saat kür uygulanan kompozit numunelerin yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	185	149	403	398
	5	208	175	597	575
3	2	180	142	426	403
	5	174	149	468	542
4	2	172	167	423	434
	5	181	179	574	626
5	2	185	168	461	421
	5	196	187	602	500

Tablo 9.10 120°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan kompozit numunelerin hasar şekilleri.

W/D	E/D	Hasar Şekilleri			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma	Kopma	Kopma
	5	Yataklama	Yataklama	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
3	2	Yataklama/Kopma	Yataklama/Kopma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
	5	Yırtılma	Yırtılma	Yırtılma/Kopma	Yırtılma/Kopma
4	2	Yataklama	Yataklama	Yırtılma	Yırtılma
	5	Yataklama	Yataklama	Yataklama	Yataklama
5	2	Yataklama	Yataklama	Yırtılma	Yırtılma
	5	Yataklama	Yataklama	Yırtılma/Yataklama	Yırtılma/Yataklama

Tablo 9.11 120°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan kompozit numunelerin hasar yükleri.

W/D	E/D	Maksimum Hasar Yükleri (N)			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	782	731	2018	1998
	5	775	758	2746	2678
3	2	808	794	2036	1998
	5	759	749	2560	2514
4	2	795	782	2016	1978
	5	765	734	2609	2546
5	2	828	811	2427	2378
	5	897	863	2868	2814

Tablo 9.12 120°C sıcaklık ve 4 saat kür uygulanan kompozit numunelerin yataklama mukavemetleri.

W/D	E/D	Yataklama Mukavemetleri (MPa)			
		Ön Yükleme Momentleri			
		0 Nm		3 Nm	
		Deneysel	Sayısal	Deneysel	Sayısal
2	2	157	146	404	399
	5	155	152	550	536
3	2	162	159	407	400
	5	152	150	512	503
4	2	159	157	403	396
	5	153	147	522	509
5	2	166	162	486	476
	5	180	173	574	573

9.9 Tartışma ve Sonuç

Bu çalışma, farklı kür çevrimlerinde üretilen tabakalı kompozit tabakaların pimli/civatalı bağlantılarına çeşitli önyükleme momentlerinin uygulanmasıyla meydana gelen hasar karakteristiklerini belirlemek için yapılmıştır. Çalışmanın temel amacı farklı kür çevrimlerinde üretilen $[0^{\circ}/90^{\circ}]_S$ tabaka oryantasyonuna sahip tek yönlü takviyeli cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakaların pimli/civatalı bağlantılarının hasar şekillerini, maksimum hasar yüklerini ve yataklama mukavemetlerini belirlemektir.

Çalışmada, dört farklı kür çevriminde üretilen tek yönlü takviyeli cam elyaf-epoksi tabakalı kompozit plakaların statik yükleme durumlarındaki düzlemsel kayma, boyuna ve enine yönlerdeki çekme ve basma özellikleri deneysel yöntemle belirlenmiştir. LUSAS Sürüm 14.0 sonlu eleman paket programının kullanımıyla lineer olmayan üç boyutlu modelin yapılan sayısal analizi sonuçlarıyla pim/civata bağlantılı kompozit plakaların mekanik testlerinden elde edilen sonuçlar ve öneriler aşağıda sunulmuştur:

- Kompozit plakaların yataklama mukavemeti önyükleme momentlerinin uygulanmasıyla artmaktadır. Önyükleme momenti uygulanmayan pim bağlantılı kompozit plakaların yataklama mukavemeti, önyükleme momenti uygulanan civata bağlantılı kompozit numunelerinkinden daha küçük olduğu ve uygulanan önyükleme momentinin en uygun değerinin 3 Nm olduğu görülmüştür.
- Kompozit plakaların pimli/civatalı bağlantılarında yataklama mukavemetleri geometrik parametrelerin değişmesi ile değişim göstermektedir. Kompozit plakanın genişliğinin delik çapına oranı (W/D) ve kenar mesafesinin delik çapına oranının (E/D) artmasıyla yataklama mukavemeti yüksek değerlere ulaşmaktadır.
- Kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D)=1 olduğunda yatak mukavemeti en küçük değerini almakta ve en zayıf hasar şekli olan kopma hasarı meydana

gelmektedir. (E/D) oranı 4 ve 5 olduğunda yataklama mukavemeti birbirine yakın değerler almaktadır.

- Kopma ve yırtılma hasar şekillerinde yükteki azalma daha büyük ve ani olmaktadır. Yataklama hasarında ise yük ani olarak düşmediğinden yataklama hasarı kompozit yapılarıdaki bağlantılarda daha güçlü ve daha güvenilir hasar şeklidir.
- Kompozit plakada kenar mesafesinin delik çapına oranı (E/D) en büyük değerinde ve sabit olduğunda, genişliğin delik çapına oranı (W/D) artmasıyla hasar şeklinin kopma hasarından yırtılma ve yataklama hasarına doğru değiştiği görülmüştür.
- Kopma ve yırtılma hasar şekilleri, verilen bir kalınlık için yapısal parçanın (E) ve (W) ölçülerinin artmasıyla önlenabilir. Fakat geometrik ölçülerden herhangi birinin değiştirilmesiyle yataklama hasar şeklinin oluşumuna engel olunamayacağı sonucuna varılmıştır.
- Yüksek sıcaklıkta ve yüksek sürede (120°C sıcaklık ve 4 saat süre) üretilen tek yönlü takviyeli cam elyaf-epoksi kompozit plakaların yataklama mukavemetlerinin diğer sıcaklık ve sürede üretilen cam elyaf-epoksi kompozit plakaların yataklama mukavemetlerine göre daha yüksek olduğu görülmüştür.

KAYNAKLAR

- [1] Madenci, E., Shkarayev, S., Sergeev, B., Opliger, D.W. and Shyprykevich, P., "Analysis of composite laminates with multiple fasteners". *Solids Structures*, (1997) 1793-1811.
- [2] Camanho, P.P. and Matthews, F.L., "Stress analysis and strength prediction of mechanically fastened joints in FRP: a review", *Composites*, (1997) 529-547.
- [3] Oh, J.H., Kim, Y.G. and Lee, D.G., "Optimum bolted joints for hybrid composite materials", *Composite Structures*, (1997) 329-341.
- [4] Iarve, E., "Three-dimensional stress analysis in laminated composites with fasteners based on the B-spline approximation", *Composites*, (1997) 559-571.
- [5] Ireman, T., "Three-dimensional stress analysis of bolted single-lap composite joints", *Composite Structures*, (1998) 195-216.
- [6] Ko, H.Y. and Kwak, B.M., "Contact analysis of mechanically fastened joints in composite laminates by linear complementarity problem formulation", *Composite Structures*, (1998) 187- 200.
- [7] Persson, E., Madenci, E. and Eriksson, I., "Delamination initiation of laminates with pin-loaded holes", *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, (1998) 87-101.
- [8] Persson, E. and Madenci, E., "Composite laminates with elliptical pin-loaded holes", *Engineering Fracture Mechanics*, (1998) 279-295.
- [9] Xu, X.W., Yue, T.M. and Man, H.C., "Stress analysis of finite composite laminate with multiple loaded holes", *International Journal of Solids and Structures*, (1999) 919-931.

- [10] Lin, C.C. and Lin, C.H., "Stresses around pin-loaded hole in composite laminates using direct boundary element method", *International Journal of Solids and Structures*, (1999) 763- 783.
- [11] Yan, Y., Wen, W.-D., Chang, F.-K. and Shyprykevich P., "Experimental study on clamping effects on the tensile strength of composite plates with a bolt-filled hole", *Composites*, (1999) 1215-1229.
- [12] Dano, M.-L., Gendron, G. and Picard, A., "Stress and failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates", *Composite Structures*, (2000) 287-296.
- [13] Lie, S.T., Yu, G. ve Zhao Z., "Analysis of mechanically fastened composite joints by boundary element methods", *Composites*, (2000) 693-705.
- [14] Tong, L., "Bearing failure of composite bolted joints with non-uniform bolt-to-washer clearance", *Composites*, (2000) 609-615.
- [15] Ireman, T., Ranvik, T. and Eriksson, I., "On damage development in mechanically fastened composite laminates", *Composite Structures*, (2000) 151-171.
- [16] Tosh, M.W. and Kelly, D.W., "On the design, manufacture and testing of trajectorial fibre steering for carbon fibre composite laminates", *Composites*, (2000) 1047-1060.
- [17] Okutan, B., Ph. D. Thesis, "Stress and failure analysis of laminated composite pinned joints", *Dokuz Eylul University Institute of Science, Izmir*, (2001).
- [18] Okutan, B., Aslan Z. and Karakuzu R., "A study of the effects of various geometric parameters on the failure strength of pin-loaded woven-glass-fiber reinforced epoxy laminate", *Composite Science and Technology*, (2001) 1491-97.

- [19] Karakuzu, R., Ataş, C. and Akbulut, H., "Elastic–plastic behavior of woven-steel-fiber reinforced thermoplastic laminated plates under in-plane loading", *Composites Science and Technology*, (2001) 1475-1483.
- [20] Starikov, R. and Schön J., "Quasi-static behaviour of composite joints with protruding-head bolts", *Composite Structures*, (2001) 411-425.
- [21] Berbinau, P. and Soutis C., "A new approach for solving mixed boundary value problems along holes in orthotropic plates", *International Journal of Solids and Structures*, (2001) 143- 159.
- [22] Pan, E., Yang, B., Cai, G. and Yuan F.G., "Stress analyses around holes in composite laminates using boundary element method", *Engineering Analysis with Boundary Elements*, (2001) 31-40.
- [23] Park, H.-J., "Bearing failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates". *Composites Structures*, (2001) 199-211.
- [24] Park, H.-J., "Effects of stacking sequence and clamping force on the bearing strength of mechanically fastened joints in composite laminates", *Composite Structure*, (2001) 213- 221.
- [25] Zhang, J.M., "Design and analysis of mechanically fastened composite joints and repairs", *Engineering Analysis with Boundary Elements*, (2001) 431-441.
- [26] Lawlor, V.P., Stanley, W.F. and McCarthy M.A., "Characterisation of damage development in bolted composite joints", *Composites Research Centre Mechanical and Aeronautical Engineering Department University of Limerick, Limerick Rep. of Ireland*, (2002).
- [27] McCarthy, M.A., Lawlor, V.P., Stanley, W.F. and McCarthy, C.T., "Bolt-hole clearance effects and strength criteria in single-bolt, single-lap, composite bolted joints", *Composites Science and Technology*, (2002) 1415-1431.

- [28] Stanley, W.F., McCarthy, M.A. and Lawlor, V.P., " Measurement of load distribution in multi-bolt, composite joints, in the presence of varying clearance", *Journal of Plastics Rubber and Composites*, (2002) 412-418.
- [29] McCarthy, C.T., McCarthy, M.A. and Lawlor, " Progressive damage analysis of multi-bolt composite joints with variable bolt-hole clearances", *Composites*, (2005) 290-305.
- [30] Starikov, R. and Schön J., "Fatigue resistance of composite joints with countersunk composite and metal fasteners", *International Journal of Fatigue*, (2002) 39-47.
- [31] Okutan, B., "The effects of geometric parameters on the failure strength for pin-loaded multi-directional fiber-glass reinforced epoxy laminate", *Composites*, (2002) 567-578.
- [32] İçten, B.M. and Karakuzu, R., "Progressive failure analysis of pin-loaded carbon-epoxy woven composite plate", *Composite Science and Technology*, (2002) 1259-1271.
- [33] İçten, B.M. and Sayman, O., "Failure analysis of pin-loaded aluminum-glass-epoxy sandwich composite plates", *Composites Science and Technology*, (2003) 727-737.
- [34] İçten, B.M., Karakuzu, R. and Toygar, M.E., "Failure analysis of woven kevlar fiber reinforced epoxy composites pinned joints" *Composite Structures*, (2005).
- [35] Karakuzu, R., Gülem, T. and İçten, B.M., "Failure analysis of woven laminated glass- vinylester composites with pin-loaded hole", *Composites Structures*, (2006).
- [36] Aktaş, A. and Dirikolu, M.H., "The effect of stacking sequence of carbon epoxy composite laminates on pinned-joint strength", *Composite Structures*, (2003) 107-111.

- [37] Aktaş, A. and Dirikolu, M.H., "An experimental and numerical investigation of strength characteristics of carbon-epoxy pinned-joint plates", *Composites Science and Technology*, (2004) 1605-1611.
- [38] Whitworth, H.A., Othieno, M. and Barton, O., "Failure analysis of composite pin loaded joints", *Composite Structures*, (2003) 261-266.
- [39] Okutan, B. and Karakuzu, R., "The strength of pinned joints in laminated composites", *Composite Science and Technology*, (2003) 893-905.
- [40] Yang, B., Pan, E. Yuan F.G., "Three-dimensional stress analyses in composite laminates with an elastically pinned hole", *International Journal of Solids and Structures*, (2003) 2017-2035.
- [41] Kelly, G. and Hallstrom, S., "Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates: effects of bolt-hole clearance", *Composites*, (2004) 331-343.
- [42] Ujjin, R., Crosky, A., Schmidt, L., Kelly, D., Li, R. and Carr, D., "Damage development during pin loading of a hole in a quasi-isotropic carbon fibre reinforced epoxy composite", *Cooperative Research Centre for Advanced Composite Structures Ltd.*, (2004).
- [43] Aktaş, A., "Bearing strength of carbon epoxy laminates under static and dynamic loading", *Composite Structures*, (2005) 485-489.
- [44] Yılmaz, T. and Sınmazçelik, T., "Investigation of load bearing performances of pin connected carbon/polyphenylene sulphide composites under static loading conditions", *Materials and Design*, (2005).
- [45] Özes, Ç. and Demirsoy, M., "Stress analysis of pin-loaded woven-glass fiber reinforced epoxy laminate conveying chain components", *Composite Structures*, (2005) 470-481.

- [46] Xiao, Y. and Ishikawa, T., "Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part I: experimental investigation) ", *Composites Science and Technology*, (2005) 1022- 1031.
- [47] Xiao, Y. and Ishikawa, T., "Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part II: modeling and simulation) ", *Composites Science and Technology*, (2005) 1032- 1043.
- [48] Tercan, M., Asi, O. and Aktaş, A., "An experimental investigation of the bearing strength of weft-knitted 1 x 1 rib glass fiber composites", *Composite Structures*, (2005).
- [49] Çubukçuoğlu, Ö., Yüksek Lisans Tezi, "Cıvatalı kompozit bağlantılarda hasar analizi", *Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir*, (2005).
- [50] Camanho, P.P. and Lambert, M., "A design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials", *Composites Science and Technology*, (2006).
- [51] Kelly, G., "Quasi-static strength and fatigue life of hybrid (bonded/bolted) composite single-lap joints", *Composite Structures*, (2006) 119-129.
- [52] Dano, M.-L., Kamal, E. and Gendron, G., "Analysis of bolted joints in composite laminates: Strains and bearing stiffness predictions", *Composite Structures*, (2007) 562-570.
- [53] Karakuzu, R., Çalışkan, C.R., Aktaş, M. and İçten B.M., "Failure behavior of laminated composite plates with two serial pin-loaded holes", *Composites Structures*, (2007).
- [54] Karakuzu, R., Taylak, N., İçten B.M. and Aktaş, M. "Effects of geometric parameters on failure behavior in laminated composite plates with two parallel pin loaded holes", *Composites Structures*, (2007).

- [55] Taylak, N., Yüksek Lisans Tezi, "Effect of hole number to bearing strength in pin loaded laminated composite plates", *Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, İzmir, (2006)*.
- [56] Ataş, A., Yüksek Lisans Tezi, "Dokuma fiber takviyeli paralel pim delikli tabakalı polyester kompozit plakaların statik yük altındaki davranışlarının incelenmesi", *Balıkesir Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Balıkesir, (2007)*.
- [57] Pekbey, Y., "Pim bağlantılı tabakalı kompozit plakada ön gerilme momenti ile geometrik parametre değişiminin hasar analizine etkisi", *8. Uluslararası Kırılma Konferansı Bildiriler Kitabı, (2007)*.
- [58] Şen, F., "The effect of preload on failure response of glass-epoxy laminated composite bolted-joints with clearance", *Journal of Reinforced Plastics and Composites, (2007)*.
- [59] Şen, F., Ph.D. Thesis, "Failure analysis of composite pin-loaded joints under preload moments", *Dokuz Eylül University Institute of Science, Izmir, (2007)*.
- [60] Şahin, Y., Kompozit Malzemelere Giriş, *Gazi Kitabevi, Ankara, (2000)*.
- [61] Kayrak, M. A., "Havacılık Kompozitleri ve Mukavemet-Maliyet Analizleri", *Anadolu Üniversitesi Yayınları, No. 1101, Eskişehir, (1999)*.
- [62] CTP Teknolojisi, *Cam Elyaf Sanayi A.Ş., İstanbul, (1985)*.
- [63] Jones, R.M., Mechanics of composite materials, *McGraw-Hill Kogakusha Ltd., Tokyo, (1975)*.
- [64] Jones, R.M., Mechanics of composite materials (2th ed.). *US: Taylor & Francis Inc. (1999)*.
- [65] Staab, G.H., Laminar composites, *Butterworth-Heinemann., America, (1999)*.

- [66] Phillips, L.N., Design with advanced composite materials, *The Design Council, London*, (1989).
- [67] Daniel, I.M. and Ishai, O., Engineering mechanics of composite materials, *Oxford University, New York*, (1994).
- [68.] Gibson, R.F., Principles of composite material mechanics, *McGraw-Hill, New York*, (1994).
- [69] Reinhart, T.J., Engineered materials handbook Vol.1, Composites, *In C.A. Dostal (Eds.), ASM International handbook committee, New York*, (1994).
- [70] Redux bonding technology, *Hexcel Corporation*, (2003).
- [71] Kedward, K.T. and Whitney J.M., Design studies (Volume 5), In L.A. Carlsson and J.W. Gillespie (Eds.), *Basic configurations. Lancaster, A technomic Publishing Company*, (1990).
- [72] Matthews, F.L. and Rawlings, R.D., Composite materials: Engineering and science *Imperial College of Science, Technology and Medicine, London, UK*, (1999).
- [73] Lubin, G., Handbook of composites, *Basic configurations. Lancaster, Van Nostrand Reinhold Company*, (1982).
- [74] Hollaway, L., Polymer composites for civil and structural engineering, *Composite Structures Research Unit Department of Civil Engineering University of Surrey, Newyork*, (1993).
- [75] Ochoa, O.O. and Reddy, J.N., Finite element analysis of composite laminates, *In G.M.L. Gladwell (Eds.), Solid Mechanics Division, Faculty of Engineering University of Waterloo, Canada*, (1992).

- [76] Mazumdar, S.K., Composites manufacturing: materials, product and process engineering, *CRC Pres LLC, Florida*, (2002).
- [77] Gdoutos, E.E., Pilakoutas, K. and Rodopoulos, C.A., Failure analysis of industrial composite materials, *McGraw-Hill, Newyork*, (2000).
- [78] Reddy, J.N., Mechanics of laminated composite plates theory and analysis (1th ed.) *US: CRC Press.*, (1997).
- [79] Herakovich, C.T., Mechanics of fibrous composites, *University of Virginia*, (1997).
- [80] LUSAS User's ManualFEA Ltd., *Forge House, 66 High Street, Kingston upon Thames, Surrey KT1 1HN, UK*, (1999).
- [81] Pençe, E., Bitirme Tezi, "Eğitim amaçlı ANSYS paket programının tanıtılması, ANSYS öğretimi ve uygulama örnekleri", *Zonguldak Karaelmas Üniversitesi, Zonguldak*, (2007).
- [82] ASTM D 3039-76 ASTM Standards, Standard test method for tensile properties of fiber-resin composites- *Part 36: Plastics-Materials, film, reinforced and cellular plastics; high modulus fibers and composites. Philadelphia, PA.*, (1982).
- [83] ASTM D 3410-75 ASTM Standards, Compressive properties of unidirectional or cross-ply fiber-resin composites- *Part 36: Plastics-Materials, film, reinforced and cellular plastics; high modulus fibers and composites. Philadelphia, PA.*, (1982).
- [84] ASTM D 3518-76 ASTM Standards, In-plane shear stress-strain response of unidirectional reinforced plastics- *Part 36: Plastics-Materials, film, reinforced and cellular plastics; high modulus fibers and composites. Philadelphia, PA.*, (1982).