

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



**DAİRESEL AÇIK DELİKLİ NCF KOMPOZİT PLAKALARIN  
ÇEKME DAVRANIŞI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**SELÇUK İLHAN BİLGİN**

**BALIKESİR, MAYIS - 2019**

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



**DAİRESEL AÇIK DELİKLİ NCF KOMPOZİT PLAKALARIN**  
**ÇEKME DAVRANIŞI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**SELÇUK İLHAN BİLGİN**

**Jüri Üyeleri : Dr. Öğr. Üyesi Mehmet İREN (Tez Danışmanı)**

**Prof. Dr. İrfan AY**

**Dr. Öğr. Üyesi Ege Anıl DİLER**

**BALIKESİR, MAYIS - 2019**

## KABUL VE ONAY SAYFASI

Selçuk İlhan BİLGİN tarafından hazırlanan “DAİRESEL AÇIK DELİKLİ NCF KOMPOZİT PLAKALARIN ÇEKME DAVRANIŞI” adlı tez çalışmasının savunma sınavı 30.05.2019 tarihinde yapılmış olup aşağıda verilen jüri tarafından oy birliği / oy çokluğu ile Balıkesir Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Anabilim Dalı Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

İmza

Danışman  
Dr. Öğr. Üyesi Mehmet İREN

Üye  
Prof. Dr. İrfan AY

Üye  
Dr. Öğr. Üyesi Ege Anıl DİLER

  
.....  
  
.....  
  
.....

Jüri üyeleri tarafından kabul edilmiş olan bu tez Balıkesir Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulunca onanmıştır.

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

Prof. Dr. Necati ÖZDEMİR

.....

## ÖZET

**DAİRESEL AÇIK DELİKLİ NCF KOMPOZİT PLAKALARIN ÇEKME  
DAVRANIŞI  
YÜKSEK LİSANS TEZİ  
SELÇUK İLHAN BİLGİN  
BALIKESİR ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ  
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI  
(TEZ DANIŞMANI: DR. ÖĞR. ÜYESİ MEHMET İREN)  
BALIKESİR, MAYIS - 2019**

Kıvrımsız elyaf (KE) kompozitler iyi mekanik özellikleri ve düşük üretim maliyetlerinden dolayı popüler bir malzeme sistemidir. Açık delikler ise kompozit yapılarda gerilme yığılmalarına sebep olan geometrik süreksizliklerdir. Bu nedenlerden dolayı açık deliklerin kompozit yapılara etkilerinin iyi bilinmesi gereklidir. Bu çalışmada dairesel açık delikli kıvrımsız cam elyaf takviyeli epoksi kompozit plakalar  $Q_1 [+45^\circ / 0^\circ / -45^\circ / 90^\circ]_s$ ,  $Q_2 [+90^\circ / 45^\circ / -45^\circ / 0^\circ]_s$ ,  $Q_3 [+0^\circ / 90^\circ / +45^\circ / -45^\circ]_s$  oryantasyonlarında üretilmiş ve ASTM D-5766 standardı doğrultusunda çekme testine tabi tutulmuştur. Oluşan hasar mekanizmalarını yorumlamak için ANSYS 14.5 sonlu elemanlar programı kullanılarak plakaların 3D modeli oluşturulmuştur. Konish ve Whitney' in analitik modeli kullanılarak gerilme yığılması faktörü ve normalize gerilmeler hesaplanmıştır. Sonlu elemanlar modeliyle analitik hesap karşılaştırılarak sonlu elemanlar modeli doğrulanmıştır. Test sonuçları ve sonlu elemanlar yöntemi sonuçları karşılaştırılarak sunulmuştur.

**ANAHTAR KELİMELELER:** Kıvrımsız elyaf kompozitler, açık delikli plakalarda çekme davranışı, sonlu elemanlar analizi, gerilme yığılması faktörü, normalize gerilmeler.

## ABSTRACT

### OPEN HOLE TENSILE RESPONSE FOR NCF COMPOSITE PLATES

MSC THESIS

SELÇUK İLHAN BİLGİN

BALIKESİR UNIVERSITY INSTITUTE OF SCIENCE

MECHANICAL ENGINEERING

(SUPERVISOR: ASSIST. PROF. DR. MEHMET İREN )

BALIKESİR, MAY 2019

Non crimp fabric (NCF) composites are popular material systems with their good mechanical properties and low production costs. Open holes are the geometrical nonlinearities for composite structures which are the reason of stress concentration. According to these issues effects of open holes in composite systems need to be well known. In this study, non crimp fabric glass/epoxy composite laminates with circular open holes were manufactured with  $Q_1[+45^0/0^0/-45^0/90^0]_s$ ,  $Q_2[+90^0/45^0/-45^0/0^0]_s$ ,  $Q_3[+0^0/90^0/+45^0/-45^0]_s$  lay ups and tested under tensile load according to ASTM D5766. In order to evaluate damage mechanisms, 3D models of composite plates created with ANSYS 14.5 finite element programme. With Konish and Whitney's analytical model stress concentration factor and normalised stresses were found. Analytical solution and finite element results were compared and finite element model verified. Test results and finite element solutions were compared and presented.

**KEYWORDS:** Non crimp fabric composites, tensile behaviour in open hole plates, finite element analysis, stress concentration factor, normalized stress.

# İÇİNDEKİLER

## Sayfa

<b>ÖZET</b> .....	<b>i</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>ii</b>
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	<b>iv</b>
<b>TABLO LİSTESİ</b> .....	<b>v</b>
<b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....	<b>vi</b>
<b>ÖNSÖZ</b> .....	<b>vii</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1Fiber Takviyeli Polimer Kompozitler.....	2
<b>2. KIVRIMSIZ DOKUMA ELYAFLI KOMPOZİT MALZEMELER</b> .....	<b>5</b>
2.1Mikro ve Mezo Özellikleri.....	7
2.2Mekanik Özellikleri.....	9
<b>3. DENEYSEL ÇALIŞMA</b> .....	<b>12</b>
3.1Kompozit Plaka Üretimi .....	12
3.2Açık Delikli Kompozit Plakaların Deneyleri.....	17
3.2.1Q1 Elyaf Düzeni Testi.....	17
3.2.2Q2 Elyaf Düzeni Testi.....	19
3.2.3Q3 Elyaf Düzeni Testi.....	21
<b>4. NÜMERİK ÇALIŞMA</b> .....	<b>25</b>
4.1Sonlu Elemanlar Yöntemiyle Plakaların ve Ağ Yapısının Modellenmesi ..	25
4.2Analitik Çözüm Yöntemi.....	29
4.3Hasar Modellerinin Yorumlanması .....	33
4.3.1Q1 Dizilimi Hasar Modeli .....	33
4.3.2Q2 Dizilimi Hasar Modeli .....	36
4.3.3Q3 Dizilimi Hasar Modeli .....	39
<b>5. SONUÇ VE YORUMLAR</b> .....	<b>42</b>
<b>6. KAYNAKLAR</b> .....	<b>45</b>

## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

Şekil 1.1: Kompozit yapılarda takviye yönlendirmeleri [1].	3
Şekil 2.1: Visby korveti [2].	5
Şekil 2.2: Airbus A-380 arka basınç bölmesi [3].	6
Şekil 2.3: Airbus A400M kargo kapağı. Solda; iç, sağda; dış görünüş[3].	6
Şekil 2.4: Dokuma türleri sırasıyla; tek eksenli, iki eksenli, üç eksenli [2].	7
Şekil 3.1: Metyx L300E10C kıvrımsız cam elyaf [13].	13
Şekil 3.2: Numunelerin üretimi için farklı açılarda elyaf kesimi.	14
Şekil 3.3: Cam elyafın gerekli oryantasyona göre dizilimi.	15
Şekil 3.4: Vakum altında reçine infüzyon yöntemi ile numune üretimi.	15
Şekil 3.5: Numunelerin kesilmesi.	16
Şekil 3.6: Numune plakaların ölçüleri.	16
Şekil 3.7: Deneyin yapılışı.	17
Şekil 3.8: Q1 dizilimine sahip laminatın kuvvet uzama grafiği.	18
Şekil 3.9: Deney sonucu Q1 numunesi.	19
Şekil 3.10: Q2 dizilimine sahip laminatın kuvvet uzama grafiği.	20
Şekil 3.11: Deney sonucu Q2 numunesi.	21
Şekil 3.12: Q3 dizilimine sahip laminatın kuvvet uzama grafiği.	22
Şekil 3.13: Deney sonucu Q3 numunesi.	22
Şekil 3.14: Yarı-izotropik numunelerin mukavemet değerleri.	23
Şekil 4.1: Solid185, sekiz düğüm noktalı eleman.	26
Şekil 4.2: Modelin koordinat sistemi üzerinde gösterimi.	27
Şekil 4.3: Noktalardan çizgiler oluşturulmuş model.	27
Şekil 4.4: Alanları bölünmüş model.	28
Şekil 4.5: Q1 tabaka diziliminde düzlem boyunca gerilme yığılması dağılımı.	32
Şekil 4.6: Q2 tabaka diziliminde düzlem boyunca gerilme yığılması dağılımı.	32
Şekil 4.7: Q3 tabaka diziliminde düzlem boyunca gerilme yığılması dağılımı.	33
Şekil 4.8: Q1 numunesi çekme deneyi sonrası görüntüsü.	35
Şekil 4.9: Q1 Tabakalar arası düzlem içi kayma gerilmesi.	35
Şekil 4.10: z yönünde normalize gerilme.	36
Şekil 4.11: Q2 Tabakalar arası kayma gerilmesi.	37
Şekil 4.12: Tabaka dizilimlerinin gösterimi.	37
Şekil 4.13: Q2 için z yönünde normalize gerilme.	38
Şekil 4.14: Q2 numunesi çekme deneyi sonrası görüntüsü.	38
Şekil 4.15: Q2 Tabaka kenarı boyunca kayma gerilmesi.	39
Şekil 4.16: Q3 Tabakalar arası kayma gerilmesi.	40
Şekil 4.17: Q3 için z yönünde normalize gerilme.	40
Şekil 4.18: Q3 numunesi çekme deneyi sonrası görüntüsü.	41

## TABLO LİSTESİ

### Sayfa

<b>Tablo 1.1:</b> Fiberlere ve geleneksel malzemelere ait mekanik değerler [1]. .....	2
<b>Tablo 3.1:</b> KE tekstil kumaş Metyx L300E10C nin özellikleri.....	12
<b>Tablo 3.2:</b> WR6-1200 malzeme sisteminin temel mukavemet değerleri [24]..	13
<b>Tablo 3.3:</b> WR6-1200 malzeme sisteminin elastik değerleri [24].....	13
<b>Tablo 3.4:</b> Elyaf dizilimleri. ....	14
<b>Tablo 4.1:</b> Elastik sabitler [26]. ....	30



## SEMBOL LİSTESİ

$\sigma$	: Çekme Gerilmesi (MPa)
$F$	: Kuvvet (N)
$A$	: Alan ( $\text{mm}^2$ )
$GYF$	: Gerilme yığılması faktörü
$[A]$	: Uzama kısalma rijitlik matrisi
$\nu$	: Poison oranı
$E$	: Elastisite modülü (GPa)
$G$	: Kayma modülü (GPa)
$[Q]$	: İndirgenmiş rijitlik matrisi
$[\bar{Q}]$	: Dönüştürülmüş indirgenmiş rijitlik matrisi
$h_k$	: K indisli tabaka kalınlığı (mm)
$\sigma_y$	: Çentikli çekme gerilmesi (Mpa)
$\sigma_0$	: Çentiksiz çekme gerilmesi (Mpa)
$\xi$	: Delik çevresinde seçilen noktanın merkeze uzaklığının, delik çapına oranı

## ÖNSÖZ

Bu tez çalışması için bana destek veren ve yardımlarını esirgemeyen danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Mehmet İREN'e teşekkür ederim. Süreç boyunca yanımda olan, bana fikir ve ilham veren Dr. Öğr. Üyesi Akın ATAŞ'a, destekleri için Arş. Gör. Oğuzcan İnal ve Arş. Gör. Fatih BALIKOĞLU başta olmak üzere tüm Balıkesir Üniversitesi Öğretim Üyeleri'ne teşekkürü bir borç bilirim. Lisans eğitimimi aldığım, bana akademik ruhu aşıl原因an Eskişehir Osmangazi Üniversitesi'ne en kalbi duygularla şükranlarımı sunarım.

Benim bu günlere gelmeme vesile olan, her zaman varlıklarını yanımda hissettiğim sevgili annem Hamiyet, kalbimde yaşayan merhum babam Mehmet'e tüm kalbimle teşekkür ediyorum.

Eğitim sürecimi destekleyen iş yerim BEST A.Ş.'ye ve çalışma arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Büyük motivasyon ve inançla hazırladığım bu çalışmanın öncelikle ülkeme ve sonrasında tüm insanlığa hayırlı olmasını dilerim.

Balıkesir, 2019

Selçuk İlhan BİLGİN

# 1. GİRİŞ

İnsanoğlunun gün geçtikçe artan yaşamsal ihtiyaçları onu daima arayışa, gelişime ve keşfetmeye zorlamıştır. Bu, eski zamanlarda daha sıcak tutan bir hayvan postuyken, günümüzde su ve rüzgâr geçirmeyen aynı zamanda da terletmeyen nano kumaşlardır. Artan ihtiyaçları karşılamak için önce eldeki ürünlerin yoğunluk, kalınlık gibi parametrelerini değiştirmiş fakat bunun sonucunda aynı nokta etrafında döndüğünü fark edince bu eşiği aşmak için farklı yöntemler denemesi gerektiğini anlamıştır. Doğadaki her malzeme iyi olduğu yönlerinin yanında zayıf olduğu noktalara da sahiptir. Bir malzemenin arzu edilen tüm özellikleri sağlaması mümkün değildir. Bu nedenle farklı özelliklere sahip malzemelerin çeşitli kullanım amaçları için bir araya getirilmesi fikri ortaya çıkmıştır.

Kompozit malzeme; makroskobik düzeyde bir araya getirilmiş ve birbiri içerisinde çözünmeyen iki veya daha fazla bileşenden oluşan yapı malzemesini tanımlamaktadır. Kompozit yapılar içerisinde iki temel yapı bulunur. Bunlardan ilki matris ikincisi ise takviye malzemesidir. Matris takviyeyi bir arada tutan, takviye ise yükü taşıyan elemandır. Kompozitler kendi aralarında 3 genel gruba ayrılmaktadır;

- Polimer matris kompozitler
- Metal matris kompozitler
- Seramik matris kompozitler

olarak gruplara ayrılmaktadır. Kompozit malzeme denildiğinde akla ilk olarak polimer matris kompozitler gelmektedir. Düşük elektriksel iletkenlik, yüksek mukavemet ve hafiflik gibi avantajlarından dolayı bir çok mühendislik uygulamasında karşımıza çıkmakta, havacılık, uzay, denizcilik sektörlerinde yoğun bir biçimde kullanılmaktadır [1].

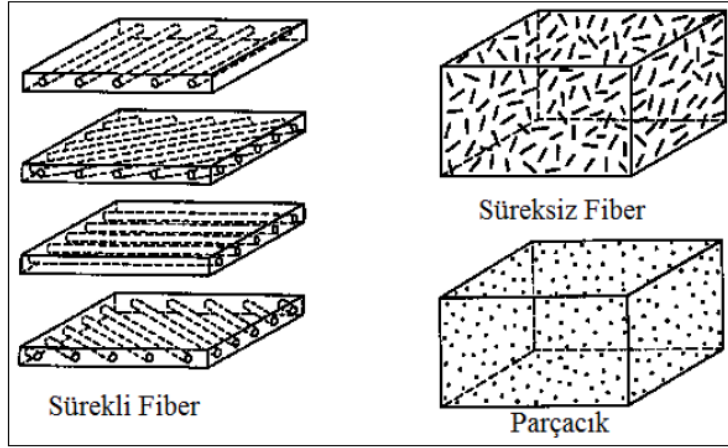
## 1.1 Fiber Takviyeli Polimer Kompozitler

Polimer matris kompozitler uygulamada karşılaşılan en popüler kompozit malzeme çeşididir. Yüksek mukavemetli oluşları, hafif yapıları ve düşük maliyetli üretim yöntemleri sayesinde sıkça tercih edilmektedirler. Örneğin cam fiberinin birim ağırlık başına çekme mukavemeti çelikten fazladır. Tablo 1.1’de bazı mühendislik malzemeleri ve fiberlerin mekanik özelliklerine yer verilmiştir [1].

**Tablo 1.1:** Fiberlere ve geleneksel malzemelere ait mekanik değerler [1].

Malzeme	Özgül Ağırlık	Young Modülü (GPa)	E/ $\rho$ (GPa-m <sup>3</sup> /kg)	E <sup>1/2</sup> / $\rho$ (Pa-m <sup>3</sup> /kg)	E <sup>1/3</sup> / $\rho$ (Pa <sup>1/3</sup> -m <sup>3</sup> /kg)
Grafit fiber	1.8	230	0.1278	266.4	3.404
Kevlar fiber	1.4	124	0.08857	251.5	3.562
Glass fiber	2.5	85	0.034	116.6	1.759
Tekyönlü grafit/epoksi	1.6	181	0.1131	265.9	3.535
Tekyönlü cam/epoksi	1.8	38.6	0.02144	109.1	1.878
Çapraz-katlı grafit/epoksi	1.6	95.98	0.060	193.6	2.862
Çapraz-katlı cam/epoksi	1.8	23.58	0.0131	85.31	1.593
Yarı-izotropik grafit/epoksi	1.6	69.64	0.04353	164.9	2.571
Yarı-izotropik cam/epoksi	1.8	18.96	0.01053	76.50	1.481
Çelik	7.8	206.84	0.02652	58.3	0.7582

Kompozit bir yapıda fiber ve matrisin görevleri farklıdır. Fiberler yükü taşıyan elmanlardır. Matris ise fiberleri bir arada tutan ve yükü yapıya eşit şekilde dağıtan elemanlardır. Fiberleri oluşturan moleküller belirli bir yöne yönlendirilmiş olduklarından ötürü yapıldıkları ana malzemedenden daha fazla yük taşımaktadırlar. Buna örnek olarak E-cam ve E-cam fiberini karşılaştırabilmemiz mümkündür. E-cam işlenmemiş malzemenin çekme mukavemeti 1.5 GPa iken E-cam fiberinin çekmesi 3.5 GPa’dır. Yüksek mekanik özellikleri fiberlerle aynı yönde görmekteyiz. Parçacık takviyeli fiberler de kullanılmaktadır. Bunlar nano veya mikro boyutta parçacıklar içermektedir. Sürekli fiberlerde mekanik özellikler istenilen yöne göre ayarlanabilirken diğer iki tip için bu durum söz konusu değildir. Şekil 1.1’ de üç tip fiber görsellerle anlatılmıştır [1].



**Şekil 1.1:** Kompozit yapılarda takviye yönlendirmeleri [1].

Kompozit malzemenin diğer yapı elemanı ise matristir. Matrisin birincil görevi fiberleri bir arada tutmaktır. Matrisin mukavemeti fiberlere oranla çok düşüktür. Fakat matris yapı gelen yükün fiberlere eşit biçimde dağıtımını sağlar. Ayrıca yapının kimyasal aşındırıcılara ve çevresel şartlara karşı korunmasını sağlar.

Matrisler de temel olarak termoset ve termoplastik matrisler şeklinde iki başlık altında incelenebilir. Termoset matrisler bir kez şekillendirildikten sonra tekrar şekillendirilemezler. Sertleşmemeleri için bazıları dondurulmuş olarak depolanmaktadırlar. Kimyasal etkenlere karşı dirençlidirler. Yüksek sıcaklıklarda dahi rijit yapılarını korurlar. Düşük üretim maliyetleri sebebiyle sıklıkla tercih edilmektedirler. Termoset matris için; epoksi, polyester, vinilester ve fenolik reçineler kullanılır. Bu tez çalışmasında epoksi matris seçilmiştir.

Termoplastik matrisler ise ısı altında tekrar şekillendirilebilirler. Düşük sıcaklıklarda sert olan termoplastikler ısıtıldıklarında yumuşarlar. Üretim maliyetleri yüksektir.

Bu çalışmada üç farklı fiber oryantasyonuna sahip kompozit plakalarda dairesel açık deliğin etkisi incelenmiştir. Açık delikler kompozit yapılarda sıklıkla karşımıza çıkan ve yapıda gerilme yığılmaları yaratan geometrik süreksizliklerdir. Bu delikler; uçak gövdesinde bir pencere, motoryat için kablo geçişi veya rüzgâr türbini kanadında montaj boşluğu olarak karşımıza çıkabilir. Kompozit yapılarda açık deliğin yapıda bir süreksizlik oluşturması ve mukavemeti ne yönde etkileyeceği önemli bir unsurdur.

Fiber elemanı olarak Şişecam A.Ş. tarafından üretilen WR6-1200 cam fiberlerini kullanan ve METYX tarafından üretilmiş, L300E10C tipi kıvrımsız cam elyaf kullanılmıştır. Matris olarak da Hexion LR160 epoxy reçine ve LH160 sertleştirici seçilmiştir. Vakum altında reçine infüzyon yöntemiyle üç farklı fiber oryantasyonuna sahip plakalar üretilmiştir. Plakalar ASTM D5766 standardına göre çekme deneylerine tabi tutulup, mukavemet değerleri ölçülmüştür. Deneysel kısımdan sonra sonlu elemanlar yöntemiyle plakalar ANSYS ortamında modellenip, hasar modellemesi yapılmıştır.

Tez çalışmamızın bazı bölümleri 03.07.2017-07.07.2017 tarihleri arasında Bolonya Üniversitesinde gerçekleşen MECHCOMP 3 (International Conference on Mechanics of Composites) konferansında sözlü bildiri olarak sunulmuştur.

## 2. KIVRIMSIZ DOKUMA ELYAFLI KOMPOZİT MALZEMELER

Kompozit malzemelerin kullanımındaki artışa paralel olarak, alternatif takviye elemanları kullanıma girmiştir. Kıvrımsız elyaf (KE) alternatif takviye elemanlarına örnek olarak gösterilebilir. Rüzgâr türbinlerinden, marin uygulamalara, havacılık, savunma sanayisinden, otomobillere kadar uzayan geniş bir yelpazede kullanılmaktadırlar. Denizcilik sektöründe tekne gövdesinin kaplamasında kullanılan sandviç panellerin dış yüzeylerinde kıvrımsız elyaflar kullanılmaktadır. Buna güncel bir örnek İsveç Deniz Kuvvetleri envanterinde bulunan Visby Korveti'dir [2]. Hibrid karbon ve cam fiberden oluşan polimer laminasyonlar, poly vinyl chloride'den oluşan çekirdeğin etrafını sarmaktadır. Bu yapıdaki sandviç kompozit paneller korvetin dış yüzey kaplamasında kullanılmıştır. Cam fiberlerine göre beş kat daha pahalı [2] olan karbon fiberler sağladıkları %30'a varan hafiflik ve imalat sürecinde ek bir maliyet getirmemesinden dolayı tercih edilmiştir.



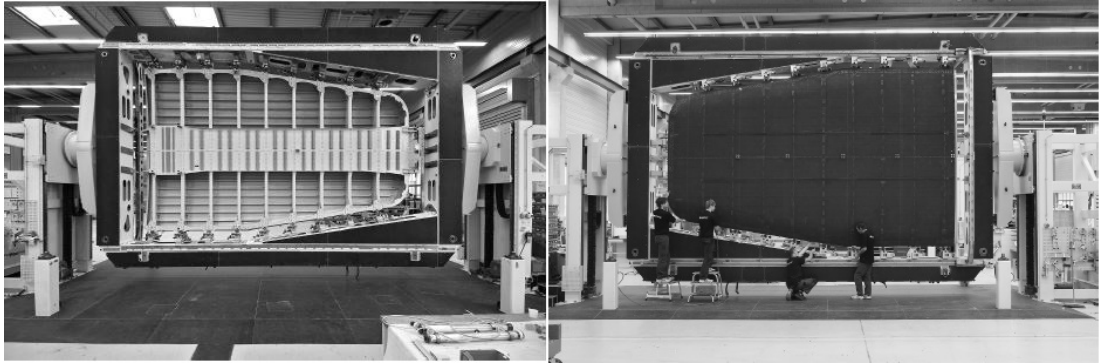
**Şekil 2.1:** Visby korveti [2].

Airbus A-380'in kabin basıncını sabitlemede kullanılan arka basınç bölmesi karbon KE takviyeli kompozitten üretilmiştir (Şekil 2.2). Havacılık sektöründe kullanılan en büyük KE kompozit parçadır. Basınçlı yakıt bölümüyle uçağın arka kısmını birbirinden ayırdığı göz önüne alınırsa oldukça kritik bir pozisyonda görev yapmaktadır.



**Şekil 2.2:** Airbus A-380 arka basınç bölgesi [3].

Airbus A400M uçağının 7x4 metre ebatlara sahip kargo kapağı da karbon takviyeli KE malzemeden yapılmıştır (Şekil 2.3). A400M'in kargo kapağının bu tasarımını JEC Gelişim Ödülünün 2009 yılında sahibi olmuştur [3].

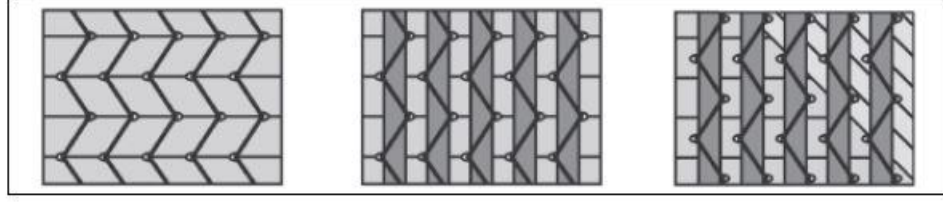


**Şekil 2.3:** Airbus A400M kargo kapağı. Solda; iç, sağda; dış görünüş[3].

Bu nedenle birçok araştırmacı KE'lerin mikro, makro ve mezo düzeyde statik ve dinamik davranışlarını nümerik metotlarla incelemektedirler.

KE'ler yönlendirilmiş fiber demetlerinden oluşur. Bu demetler polyester dikiş ipleriyle dikilmiştir. Bu yöntemle tek, iki ve üç eksenli kumaşlar dikilebilmektedir (Şekil 2.4).





**Şekil 2.4:** Dokuma türleri sırasıyla; tek eksenli, iki eksenli, üç eksenli [2].

Kıvrımsız dokuma elyafların pratikte sıkça karşımıza çıkan prepregler gibi raf ömrü yoktur ve otoklav gerektirmezler. KE ile ilgili Avrupa Birliği tarafından fonlanan iki büyük proje vardır. Bunlardan ilki havacılık için FALCOM (Fastenerless Joining Technologies for High Performance Hybrid Composite-Metal Structures), diğeri otomotiv için TECABS (Technologies for Carbon Fiber Reinforced Modular Automotive Body Structure) projeleridir. 1996 yılı Pazar fiyatlarına göre Bibo ve diğ. [4] prepregler yerine KE malzeme kullanımının 300x600 panel üretiminde %35 daha uygun maliyet sağladığını belirtmiştir. KE kompozitler için kullanılan popüler üretim yöntemi, vakum destekli reçine transfer yöntemidir (VARTM).

## 2.1 Mikro ve Mezo Özellikleri

Her ne kadar kıvrımsız elyaflı kompozitler olarak adlandırılrsa da üretim sırasında kıvrılmalar ve reçine zengini bölgeler oluşabilmektedir. Düzlemselliğini kaybeden ve kıvrımlara sahip fiber demetleri mukavemetlerinde düşmeler gösterirler. Ayrıca oluşan reçine dolgusu yönünden zengin bölgeler yapıda homojenliğin bozulmasına ve gevrek bölgelerin oluşumuna sebep olurlar. Edgren ve diğ. [5] sonlu elemanlar yöntemini kullandıkları çalışmalarında fiber demetlerinin kıvrım açılarındaki artışın çekme gerilmesine maruz kalan plakalarda mukavemet düşümüne sebep olduğunu göstermişlerdir.

Diğeri bir husus da reçine bakımından zengin bölgelerdir. Bu bölgeler fiber dolgusu yönünden zayıftırlar. Yalnızca reçine içeren bölgeler gevrek bir yapıya sahiptirler. Gerilme yığılmaları bu bölgelerde oluşur ve yapının genelinde mukavemet düşümüne sebep olur. Kurashiki ve diğ. [6] gerilme yığılmalarının reçine zengini bölgelerde meydana gelebileceğini belirtmiştir. Ayrıca Mikhaluk ve diğ. [7]

oluşan reçine zengini alanlarda gerilme yığılmalarının biriktiğini belirtmiştir. Bu yığılmaların daha sonra çatlaklara sebep olduğunu, ve bu çatlakların plakada boylamasına yayıldığını tespit etmiştir.

Tek yönlü kıvrımsız elyaf malzemelerin performansı genelde, yük altında yorulma ve termo-mekanik gerilmelere karşı incelenmiştir. Bu konu hakkında bir inceleme Vallons [8] tarafından geçtiğimiz yıllarda yapılmıştır. İlgili çalışmada tek yönlü malzemelerin, yorulma deneyleri ve tasarım çalışmaları genel olarak ele alınmıştır. Korkiakoski [9, 10] fiber demetleri yönlendirmesini ve dikiş özelliklerinin yorulmaya etkilerini incelemiştir. Dikiş ipliklerinin laminelerin kuru ve ıslak sıkıştırma testinde kalınlıkları etkilediği görülmüştür. Bindirme yapılar dizmenin, rastgele dizilime göre daha iyi sıkıştırılabilirlik sağladığı görülmüştür.

Diğer bir yandan KE tabanlı malzemelerin statik davranışları ve hasar modelleri günlük uygulamalar için oldukça önemlidir. KE malzemelerde hasar birbirini izleyen basamaklar şeklinde ilerler. Fibere dik yönde, fiber demetleri arasında kırılmalar [10], fiber demetleri sınırlarında delaminasyonlar başlar [9]. Fiber demetlerinin enine yönde delaminasyonlar ilerleyerek demetlerin kopmasına neden olur.  $[0/90]_s$  dizilimindeki çekme yükü kaynaklı enlemesine oluşan hasarlar Edgren [5] tarafından incelenmiştir. Bu dizilimdeki çatlaklar  $90^\circ$  demetler boyunca yayılmış, yarım ve tüm çatlaklar olarak adlandırılmıştır. Diğer bir çatlak türü olan, yüklemeye yönüne paralel olan uzunlamasına çatlak, imalat kaynaklı kusurların neden olduğu gerilme yığılmasından dolayı esas olarak  $0^\circ$  demetlerin kıvrılmasıyla,  $90^\circ$  demetlerde meydana gelmiştir. Mattsson ve diğ. [11] çekme yükü altında  $[0/90]_{2s}$  ve  $[90/0]_{2s}$  karbon fiber NCF kompozitlerde hasar oluşumunu araştırmışlardır. Enine çatlakların,  $90^\circ$  lik demetlerin üst üste geldiği dizilimde diğerlerine kıyasla daha geniş olduğu gözlenmiştir. Lomov ve diğ. [12] fiber dikiş demeti ile, tek yönlü örgülü karbon kumaşın arasındaki ara yüz çatlağını optik mikroskopla incelemişlerdir. Ana demet ve dikiş ipliği arasındaki kesme gerilmesinden dolayı çatlaklar sadece eksen dışı yüzey tabakalarında gözlenmiştir.

## 2.2 Mekanik Özellikleri

Yukarıdaki çalışmalar, mikro düzeyden makro düzeyine kadar gerilme kavramını dikkate almıştır. KE malzemelerin açık/kapalı delik, çekme/basma dayanımları ve cıvatalı bağlantılı konfigürasyonlarının da incelenmesi gereklidir. Kompozit malzemelerin kullanıldığı endüstriyel sektörden bağımsız olarak, yapıda bulunan açık delikler, hidrolik/elektrik kontrol kablolarına erişim, montaj veya bakım gereksinimleri için kullanılan ve neredeyse tüm yapılar için kaçınılmaz olan elemanlardır. Son 50 yılı kapsayan bir literatür taraması, kompozit laminatlara karşı mevcut malzeme sistemini kavramak ve karşılaştırmak için farklı araştırmacıların ve araştırma gruplarının geniş çapta bilinen çalışmaları ile tamamlanmıştır. Bristol Üniversitesi'ndeki bir araştırma grubu, son on yıl içinde kompozit laminatların çeşitli boyutlarda açık delik çekme davranışı üzerine kapsamlı çalışmalar gerçekleştirmiştir. Deneysel ve sayısal çalışmalar hasar mekanizmalarını, hasar ilerlemesini ve hasar modellemelerini kapsamıştır. Mevcut çalışma, ölçeklendirme etkisine odaklanmamış olmasına rağmen, kayda değer sonuçlar elde edilmiştir. İnal ve diğ. [13] deneysel ve sayısal olarak tek yönlü KE bazlı kompozit laminatlarda mekanik bağlantıları incelemiştir. Sonuçlar yaygın olarak kullanılan sonlu eleman modelleme stratejilerinin, malzeme sistemi kendi hasar özelliklerini sergilese de KE kompozitlerinde ilerleyen hasarı simüle edebildiğini göstermiştir.

Hallett ve diğ. [14], [45/90/-45/0] diziliminde açık delikli karbon fiber epoksi kompozitler üzerinde kalınlık ve boyut faktörlerinin çekme gerilmesi altındaki tepkisini incelemiştir. Katman başına tek eleman yaklaşımıyla üç boyutlu bir sonlu eleman modeli oluşturmuşlardır. Kohezif bölge elemanlarını hasarı modellemek için kullanmışlardır. Sonuçlar, mukavemet ve hasar modunun laminatta geliştirilen kritik altı hasar türüyle değiştiğini göstermiştir.

Başka bir çalışmada, Wisnom ve Hallett [15] laminat mukavemeti üzerine delaminasyon hasarının etkisini araştırmak için, yarı-izotropik karbon fiber/epoksi prepreg laminatlar için açık delik çekme testi sonuçlarını karşılaştırmıştır. Karşılaştırmalar, delik boyutu, genişlik, tabaka kalınlığı ölçekleme gibi çeşitli örneklerin test verileri kullanılarak yapılmıştır. Mukavemetin, artan delik çapıyla beraber düştüğü görülmüştür. 0.25 mm lik tabakalar artan delik çapıyla birlikte, tabakalar arası delaminasyondan fiber kopmasına geçmiştir. 0.125 mm'lik katmanlar

fiber kırılmasıyla hasara uğramıştır. KE esaslı kompozitlerin karbon fiber prepreg malzemelerle benzer özellikler göstermediği de belirtilmiştir.

Hallett ve diğ. [16] açık delikli kompozit plakalarda kademeli hasar analizini deneysel ve nümerik olarak incelemişlerdir. Deney numuneleri X-ray ve C-scan yöntemleriyle taranmıştır. Kademeli hasar önce tabaka içinde daha sonra ise katmanlar arasında oluşmuştur. İlk hasar; matris hasarı olarak delik çevresindeki 90°'lik katmanda görülmüştür. Bunu  $\pm 45^\circ$ 'lik tabakalarda oluşan matris çatlakları takip etmiştir. Bu çatlaklar delik çevresinde lokal hasara sebep olmuştur. Devamında 0° tabakalar yüklem ekseninde ayrılmaya başlamıştır. Bu esnada delaminasyon hasarları laminatların köşesinde de oluşmuştur. Son olarak 45° dizilimde yüzeyde bulunan tabakada hasar olmuştur. Numune üzerindeki gerilme arttıkça hasar numune köşelerinde ve delik çevresinde yoğunlaşmış ve tamamen hasara uğramıştır.

Çentikli dayanıklılık kavramında, tabakalar-arası gerilmeler yüklem tipinden bağımsız olarak mekanik davranışı önemli ölçüde etkiler. Pipes ve Pagano [17] çekme gerilmesi altındaki çentiksiz numunenin tabakalar arası oluşan gerilmelerini incelemişlerdir. Nümerik çalışmalarının sonucunda tabakalar arası normal gerilme maksimum değerini laminaların serbest kenarlarında aldığı sonucuna ulaşmışlardır. Takip eden bir çalışmada [18] iki lamina yüksek Poisson uyumsuzluğuna (mismatch) göre sıralanmıştır. Biri çekmeye zorlanırken, diğeri basmaya zorlanmıştır. Deneysel sonuçlara göre tabakalar arasında oluşan çekme gerilmesi delaminasyon başlangıcına sebep olmuştur ve bu delaminasyonlar serbest kenarlarda başlamışlardır. Rowlands ve diğ. [19] hem deneysel hem de sayısal olarak çekme yükü altındaki açık delik içeren dokuma cam/epoksi  $[0/\pm 45/0/90]_s$  tabaka üzerine çalışmışlardır. Serbest kenarlarda oluşan gerilmeler sonrasında gerilme yığılmalarına sebep olmuştur. Deneysel hasar analizlerine dayanarak iki tip hasar modu gözlemlenmiştir. Bunların ilki; çekme gerilmesine bağlı olarak yüzeyde bulunan 0° katmanda oluşan hasar, diğeri ise iç katmanda bulunan 45° lik katmanda oluşan hasardır. Ayrıca hasarın delik boyunca yayıldığı da gözlemlenmiştir. Rybicki ve Schmueser [20] on dört farklı simetrik laminatın delik kenarındaki gerilme dağılımını incelemişlerdir. Fiberler 0°, 30°, 45°, 60°, 90° açılarında dizilmiştir. Sadece orta düzlemdeki gerilme dağılımı dizilim açısı ve sırasını karşılaştırmada referans alınmıştır. 0° ve 90° tabakaları laminatın ortasına yerleştirildiğinde, tabakalar arası maksimum gerilme

değeri elde edilmiştir. Ayrıca orta düzleme konan tabakanın dizim açısı arttırıldıkça tabakalar arası gerilme de artmıştır. Bunun yanı sıra gerilmenin yönü değişmekle beraber, belirli bir yönelim gözlemlenmemiştir. Carlsson [21] baskı gerilmesi altındaki açık delikli kompozit levhaların davranışını incelemiştir. Geliştirilen 3D sonlu elemanlar modeli deneylerle doğrulanmıştır. Bası yüklemesi altında hasar, delik kenarındaki tabakalar arasında başlamıştır. Ayrıca tabakalar arası oluşan yüksek kayma gerilmeleri kısa delaminasyon çatlaklarına sebep olmuştur. Hasarın; delik kenarında oluşan yüksek gerilme değişim hızı tarafından oluştuğu sonucuna varılmıştır. Suemasu ve diğ. [22] basma gerilmesi altındaki açık delikli levha için sonlu elemanlar modeli geliştirmiştir. Modelleme aşamasında, düzlem içi normal gerilme dağılımı ve düzlem dışı kayma gerilmesi dağılımı üzerinde durulmuştur. Düzlem dışı kayma gerilmesi dağılımlarının, hasar başlangıcının gözlemlendiği ara yüzlerin delik sınırında oluştuğu gözlemlenmiştir. O'Higgins ve diğ. [23] S2 camı takviyeli ve karbon fiber takviyeli, açık delikli kompozit plaklarda çekme davranışı üzerine çalışmışlardır. Karbon takviyeli plakaların daha mukavemetli olmalarına karşın cam takviyeli plakaların daha fazla % uzama gösterdikleri ve tok bir yapı sergiledikleri görülmüştür. Her iki malzeme tipinde de benzer hasar ilerlemesi gözlemlenmiştir. Delik çevresinden itibaren matris hasarları başlamıştır. Bunu 90° ve 45° fiberlerin hasarı takip ederek ilerlemiş son olarak 0°'lik fiberler hasara uğramıştır.

### 3. DENEYSEL ÇALIŞMA

Bu bölümde deney numunelerinin üretim süreçleri, tabii tutuldukları deneyler ve sonuçları hakkında bilgi verilecektir. Sonraki bölümde ise; elde edilen değerler sonlu elemanlar analizlerinde kullanılacaktır. Deney sonuçları ile sonlu elemanlar modellerinin tutarlılığı incelenecektir.

#### 3.1 Kompozit Plaka Üretimi

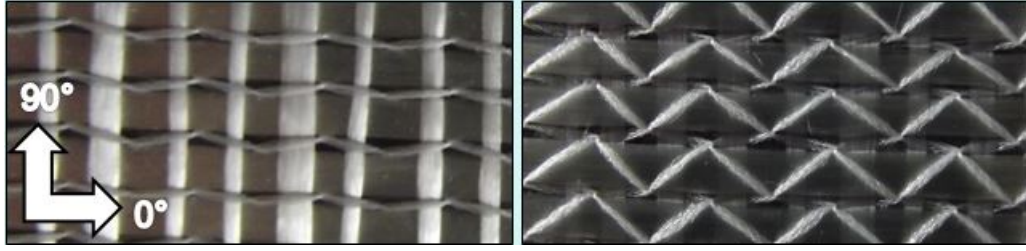
Deney numuneleri Balıkesir Üniversitesi Mühendislik Fakültesi'ne bağlı olan Kompozit Malzemeler ve Mekanik Laboratuvarı'nda üretilmiştir. Deneylerde Şişecam tarafından üretilen WR6-1200 cam elyaftan elde edilen Metyx L300-E10C[24] kumaş kullanılmıştır. Bu kumaşın seçilmesinin nedeni, çok katlı plakalarda yönlendirme açısının belirlemede sağladığı kolaylık, tedarik süresi ve yerli üretim oluşudur. İçeriğinde hem 0° hem de 90°'lik fiber demetlerini Tablo 3.1'de görüldüğü gibi sırasıyla 1200 ve 68 tex olarak bulundurmaktadır.

**Tablo 3.1:** KE tekstil kumaş Metyx L300E10C nin özellikleri.

Metyx L300E10C		Yön	Fiber türü	Alan ağırlığı
Dikiş ölçüsü	10 dikiş/inç	0°	1200 Tex	283 gr/m <sup>2</sup>
Dikiş tipi	Tricot	90°	68 Tex	37 gr/m <sup>2</sup>
Dikiş uzunluğu	3 mm	Stitch	76 Dtex	10 gr/m <sup>2</sup>
			<b>Toplam:</b>	330 gr/m <sup>2</sup>

68 tex lik demetler 90° lik yönde mukavemet sağlamaktan ziyade 1200 tex lik demetleri sabitlemek için kullanılmıştır. Literatürde tex, 1000 metre ipliğin gram cinsinden ağırlığı; dtex ise 10000 metre ipliğin gram cinsinden ağırlığı olarak tanımlanmaktadır. Şekil 3.1 de kumaşın ön ve arka yüzeyden görüntüleri verilmiştir

[25]. Şekilde yük taşıyan  $0^\circ$  demetlerin sıklığı ve onları bir arada tutan  $90^\circ$  demetlerin seyrek yerleşimi rahatlıkla görülmektedir.



**Şekil 3.1:** Metyx L300E10C kıvrımsız cam elyaf. Solda; ön yüz, sağda;arka yüz [13].

WR6-1200 malzeme sistemine ait mukavemet değerleri Tablo 3.2’de, elastik değerleri ise Tablo 3.3’de verilmiştir [26]. Bu değerler sonlu elemanlar analizinde mukavemet sınır değerleri olarak kullanılacaktır.

**Tablo 3.2:** WR6-1200 malzeme sisteminin temel mukavemet değerleri [24].

$X_T$ (MPa)	$X_C$ (MPa)	$Y_T=Z_T$ (MPa)	$Y_C=Z_C$ (MPa)	$S_{XY}=S_{XZ}=S_{YZ}$ (MPa)
665	421	85	178	35

**Tablo 3.3:** WR6-1200 malzeme sisteminin elastik değerleri [24].

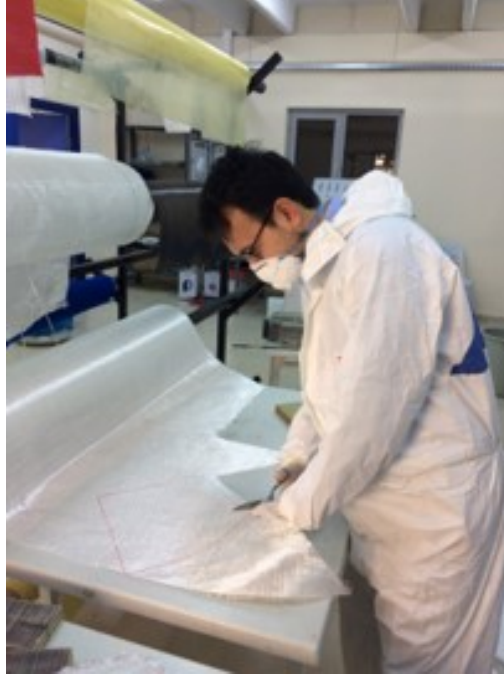
$E_{11}$	$E_{22}=E_{33}$	$G_{12}=G_{13}$	$G_{23}$	$\nu_{12}=\nu_{13}$	$\nu_{23}$
28	13.2	3.9	4.85	0.22	0.36

Plakalar vakum altında reçine infüzyon yöntemiyle (VARTM) üretilmiştir. Reçine olarak oda sıcaklığında kürlenebilen Hexion L160 epoksi reçine ve kendi sertleştiricisi Hexion H160 ile 4’te 1 oranında karıştırılmıştır. Şekil 3.2 ve Şekil 3.3’deki gibi hazırlanıp, kesilen 300x300 mm boyutundaki elyaflar Tablo 3.4’deki gibi  $Q_1$ ,  $Q_2$ ,  $Q_3$  fiber oryantasyonlarına uygun düzende dizilmiştir.

**Tablo 3.4:** Elyaf dizilimleri.

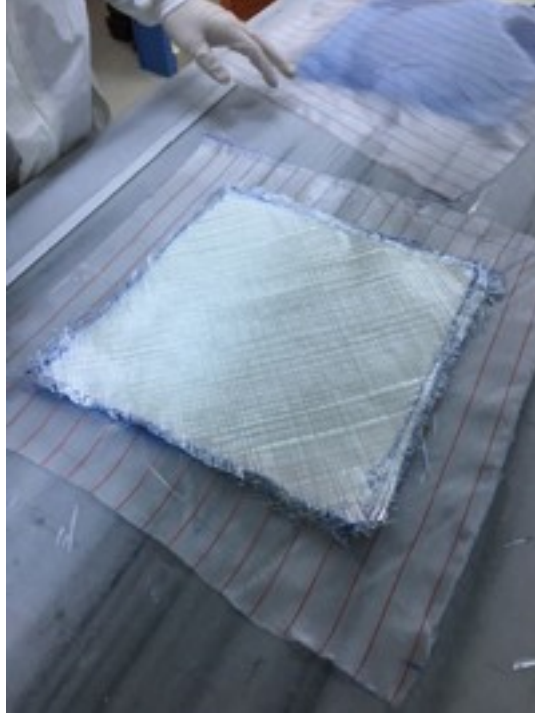
Numune kodu	Q <sub>1</sub>	Q <sub>2</sub>	Q <sub>3</sub>
Elyaf dizilimi	[+45°/0°/-45°/90°] <sub>s</sub>	[+90°/45°/-45°/0°] <sub>s</sub>	[+0°/90°/+45°/-45°] <sub>s</sub>

Şekil 3.4'deki gibi kalıba alınan elyaflara vakum ile reçine emdirildikten sonra -700 mmHg basınç altında 18-20 saat süreyle kurlanmaya bırakılmıştır. Kurlanma işlemi tamamlandıktan sonra plakalar kalıptan çıkarılmıştır. Çıkan 8 tabakalı 300x300 mm plakanın kalınlığı 2,5 mm olarak ölçülmüştür. Numuneler üretildikten sonra ağırlıkları tartılmış ve fiber ağırlık oranının %45 olduğu görülmüştür.

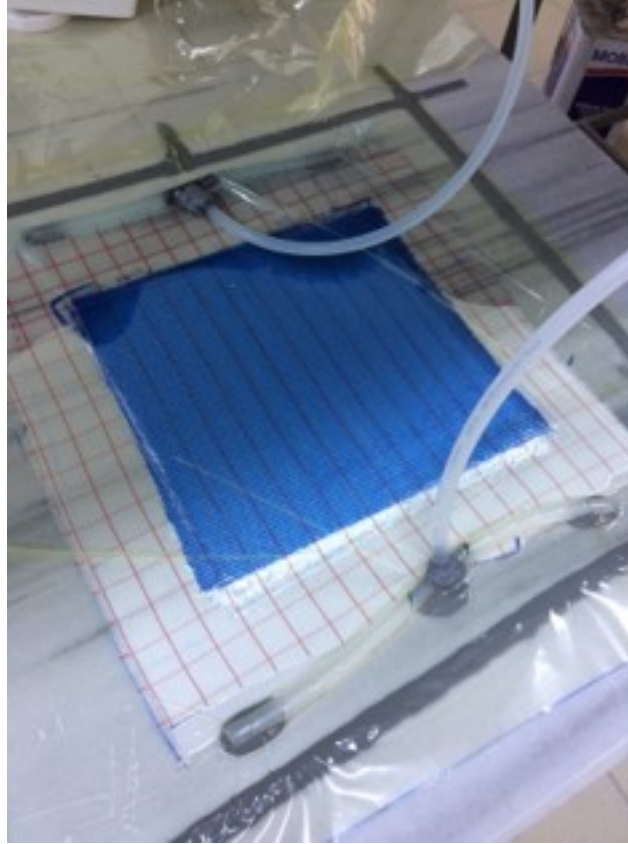


**Şekil 3.2:** Numunelerin üretimi için farklı açılarda elyaf kesimi.



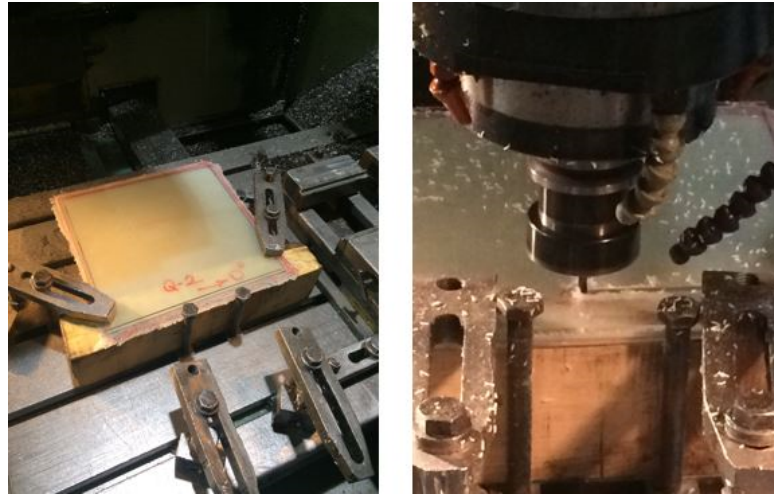


**Şekil 3.3:** Cam elyafın gerekli oryantasyona göre dizilimi.



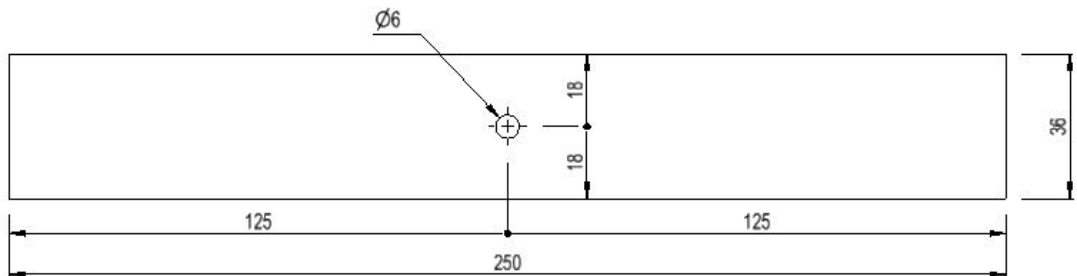
**Şekil 3.4:** Vakum altında reçine infüzyon yöntemi ile numune üretimi.

Tüm bu işlemlerin ardından üretilen plakalar mukavemet ve hasar mekanizmalarını belirlemek için ASTM D-5766 [27] standardına uygun boyutlarda kesilip test edilmiştir. Plakalardan numuneler çıkarılırken (Şekil 3.5) kesim hızı 2200 dev/dk, ilerleme hızı 150 mm/dk; numunelere delik delinirken devir 1500 dev/dk ilerleme hızı 250 mm/dk olarak alınmıştır. Numuneler plakalar kesilirken karbür uç kullanılmıştır. Delik delinirken delici ucun girip-çıkacağı noktada fiberlerde delaminasyonların oluşmaması için numune plakalar her iki yönden de pleksi malzemenin arasına konularak delinmiştir.



**Şekil 3.5:** Numunelerin kesilmesi.

Her üç tip oryantasyon için beşer adet numune çıkarılmıştır. Plakaların ortasına standarttaki [27] w/d=6 oranına uygun delik açılmıştır. Numune boyu 250 mm, eni 36 mm, kalınlık 2,5 mm (Şekil 3.6) olarak alınmıştır.



**Şekil 3.6:** Numune plakaların ölçüleri.

### 3.2 Açık Delikli Kompozit Plakaların Deneyleri

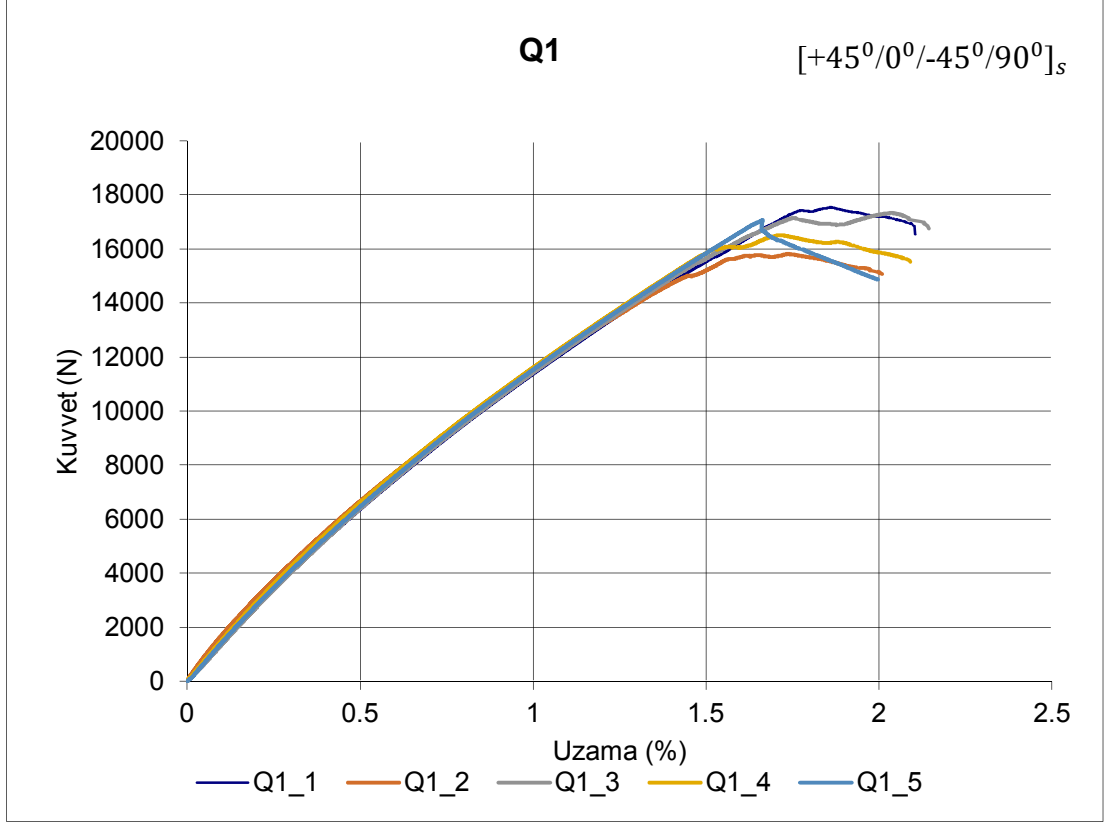
Mekanik deneyler Balıkesir Üniversitesi Bilim ve Teknoloji Uygulama ve Araştırma Merkezi'nde gerçekleştirilmiştir. Deneyler için Zwick-Roell marka test cihazı kullanılmıştır. Numune, test cihazının çeneleri arasına sıkıştırılmıştır (Şekil 3.7). Bu esnada test cihazının bağlı bulunduğu bilgisayarda test modülü açılmıştır. Kullanılacak test standardı [27] ayarları seçilmiştir. Standarda uygun olarak çekme hızı 2 mm/dk belirlenmiştir. Deney sırasında kaydedilen maksimum yük değerinden %30 düşüş görüldüğünde deneyin sonlandırılması sınır koşulu girilmiştir.



Şekil 3.7: Deneyin yapılışı.

#### 3.2.1 Q1 Elyaf Düzeni Testi

İlk numune testi  $Q_1$  numune takımında yapılmıştır. Çekme deneyi sonuçlarına göre tüm plakalar birbirleriyle benzer davranışlar sergilemiştir. Sapma %5 bandı içinde kalmıştır. Ancak, her ne kadar aynı tabaka içinden elde edilseler de malzeme içerisindeki bölgesel farklılıklar Şekil 3.8'de %1,5 uzamadan sonra görülmüştür. Matris-fiber oranındaki bölgesel farklılıklar, reçine zengini bölgeler, soğuma esnasındaki termal gerilme kalıntıları bu farklılığa sebep olan etmenlerdir [6, 7, 28].



**Şekil 3.8:** Q1 dizilimine sahip laminatın kuvvet uzama grafiği.

Ortalama 16800 N civarında kopma gerçekleşmiştir. %0,3-%0,4 uzamadan sonra grafik eğiminde azalma görülmüştür. 90°lik fiberlerde hasarın başlaması ve matris de çatlakların oluşması buna sebeptir [23]. Ayrıca bu durum Hook yasasındaki gibi malzeme hacminin sabit olması koşuluna karşılık çekme esnasında uzunluktaki artış, kesit alanında daralma ile dengelenir. Bu daralma da birim alana etkiyen kuvveti arttırarak uzamanın artmasına sebep olmuştur.

90° ve 45° lik fiberlerde hasarın oluşumunun ardından eğimde azalma başlamış, yükte düşme görülmüştür [29]. Grafikte dalgalanmalar başlamıştır. 0° lik demetlerde kopmalar başlayınca eğimde birden azalma olup deney sonlandırılmıştır. Yüzeyde ve iç kısımda bulunan 45° fiber demetlerinin hasarı gözle görülebilmektedir (Şekil 3.9).



**Şekil 3.9:** Deney sonucu Q1 numunesi.

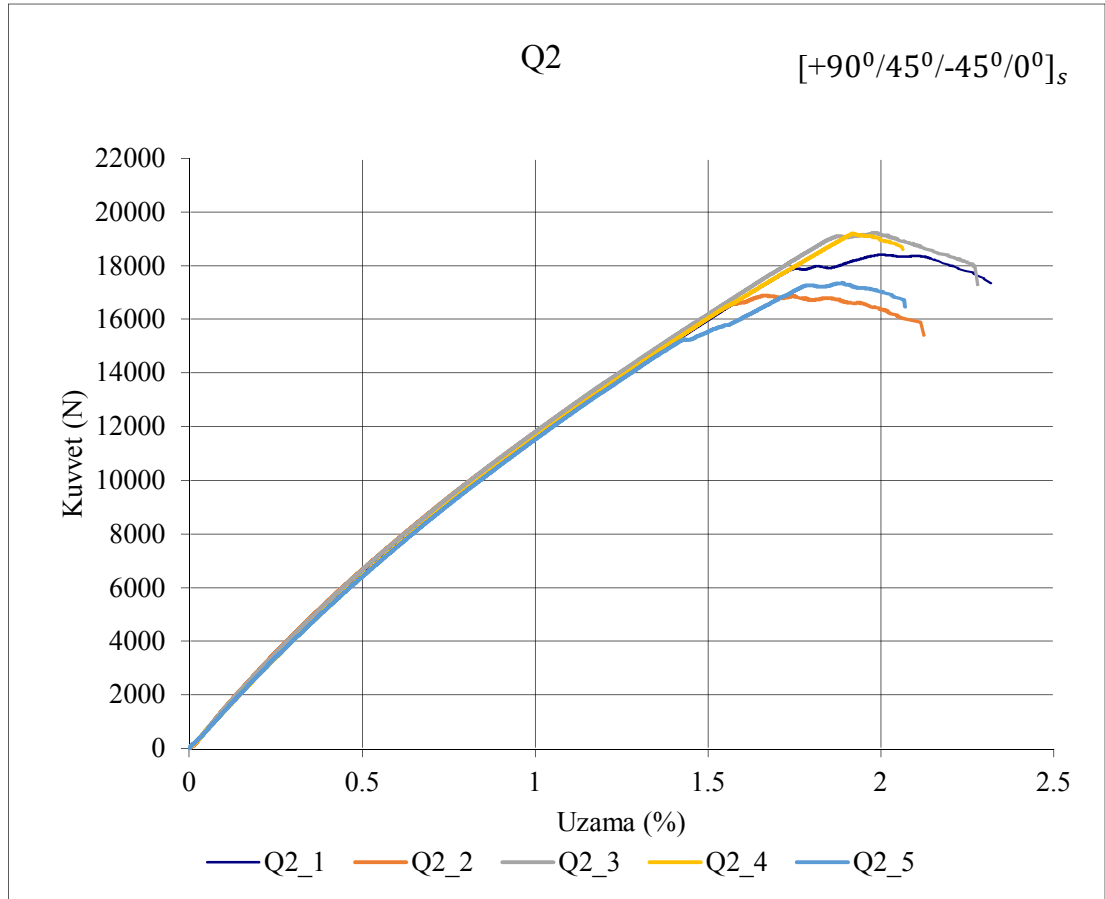
### 3.2.2 Q2 Elyaf Düzeni Testi

En yüksek mukavemet değeri  $Q_2$  'de elde edilmiştir. Ortalama 18200 N civarında kopma gerçekleşmiştir. Serbest kenarlar boyunca deformasyon gözlemlenmiştir (Şekil 3.11). Aynı laminatlara sahip plakalarda  $Q_2$  'nin neden daha dayanıklı olduğu ilerleyen bölümlerde detaylı olarak yorumlanmıştır. Ancak kısaca değinmek gerekirse; tabakalar arası kayma gerilmesi diğerlerine kıyasla daha düşük olmasından kaynaklanmıştır.

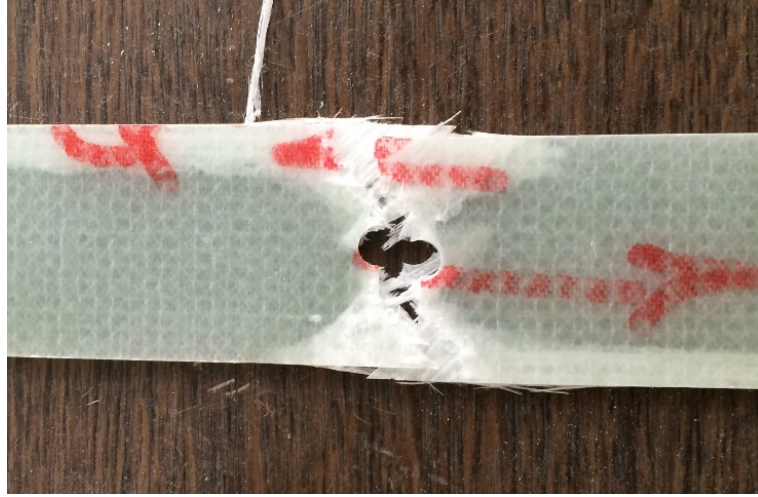
Şekil 3.10'da diğer dizilimlerle benzer bir kuvvet-uzama eğrisi görülmüştür. Fakat bazı noktalarda farklılıklar gözlemlenmiştir. Mavi, turuncu ve siyah renkli eğri bu duruma örnek verilebilir. Lineer gelen eğri %1,5 uzama civarında bir kırılmaya uğramış ve kuvvet düşümü gözlemlenmiştir. Sonrasında kısa bir toparlanma yaşanmış fakat artan kuvvet karşısında numune daha fazla dayanamayıp kırılma gerçekleşmiştir. Bu durum şöyle açıklanmaktadır: Önce matraste, sonrasında sırasıyla yüzeye yakın olan  $90^\circ$  ve  $45^\circ$  lik demetlerde çatlaklar başlamıştır. Bu çatlaklar delik çevresinde lokal hasara sebep olmuştur [16]. Delik çevresinden itibaren  $45^\circ$  lik ekseninde bir kırılma başlamıştır (Şekil 3.11). Bu demetlerin kırılmasıyla mukavemette düşme yaşanmış ve eğrinin eğimi düşmüştür [29]. Fakat merkezde bulunan  $0^\circ$  lik

demetler henüz hasara uğramadığından yükü taşımaya devam etmiştir. Artan yük karşısında nihayet 0° fiber demetleri de hasara uğramış ve deney sonlandırılmıştır.

Plaka içerisindeki matris-fiber oranının bölgesel olarak farklılıklar gösterebilmesi ve kurluşme esnasında oluşan artık ısıl gerilmeler [28] aynı plakadan çıkan numunelerin tıpkı gri ve sarı renkli eğrilerde görüldüğü gibi benzerlerine oranla bir miktar farklı bir kırılma eğrisi sergilemelerine sebep olmuştur.



Şekil 3.10: Q2 dizilimine sahip laminatın kuvvet uzama grafiği.

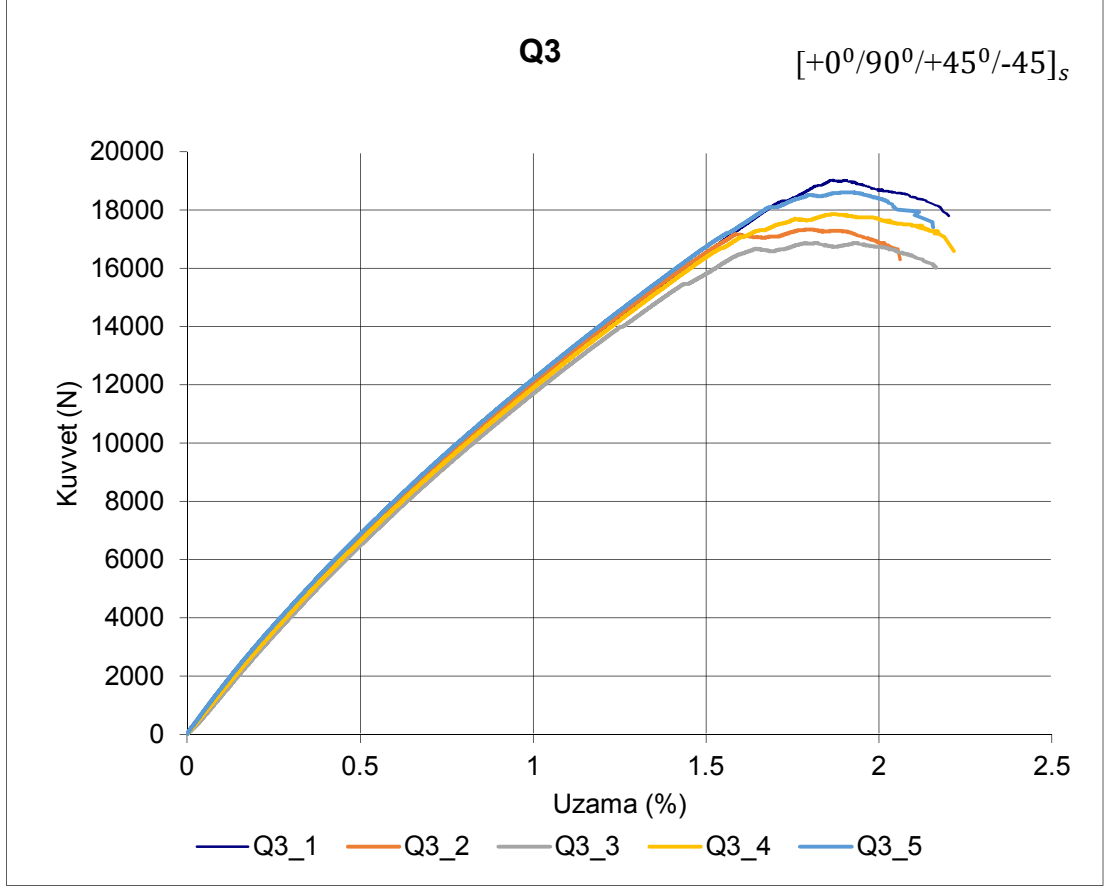


**Şekil 3.11:** Deney sonucu Q2 numunesi.

### 3.2.3 Q3 Elyaf Düzeni Testi

Ortalama 17900 N civarında kopma gerçekleşmiştir. Diğer dizilimlere benzer durumlar burada da gözlemlenmiştir. Şekil 3.12’de %0,3-%0,4 uzamadan sonra grafiğin eğiminde azalma gözlenmiştir. Matriste çatlakların oluşması ve 90°’lik fiberlerde hasarın başlaması [23] buna sebeptir.

%1,6 uzama eksenine karşılık gelen noktada eğrilerde yatay seyir görülmüştür. Tıpkı diğer dizilimlerde olduğu gibi bu dizilimde de çentik etkisi yaratan deliğin çeperinden itibaren 90° ve 45°’lik fiberlerde hasar başlamış ve eğri (Şekil 3.12) yatay bir seyre geçmiştir, yükte düşme görülmüştür [29]. Sonrasında 0°’lik fiberlerin de hasara uğramasıyla kırılma gerçekleşmiştir. Hasar sonucu yüzeye yakın olan 90°’lik demetlerin plakadan ayrıldığı gözlemlenmiştir (Şekil 3.13).



**Şekil 3.12:** Q3 dizilimine sahip laminatın kuvvet uzama grafiği.



**Şekil 3.13:** Deney sonucu Q3 numunesi.

Her üç numune tipi için de deneyler sonuçlandırılmıştır. Eldeki görsellere ve test bilgisayarından alınan verilere göre bazı yorumlamalar yapılmıştır.



Yorumlamalara geçmeden önce mukavemet hesaplamasına kısaca değinmek gereklidir. Hesaplama aşağıdaki gibi yapılmıştır.

Q1 için:

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (3.1)$$

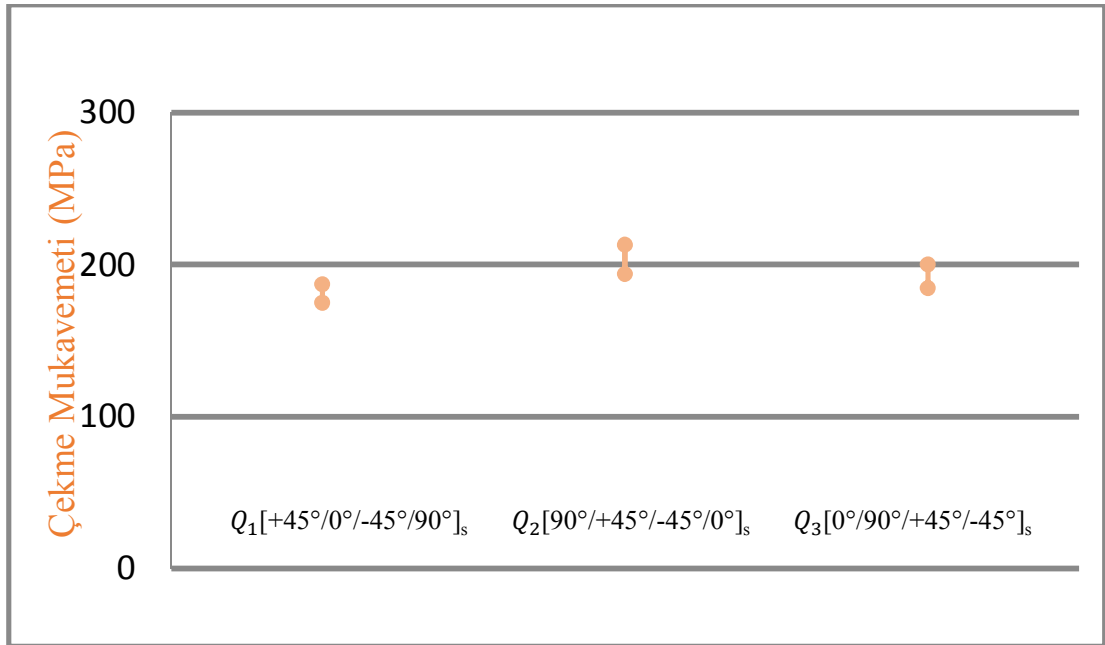
$$\sigma = \frac{16800}{36 \times 2,5} = 186,66 \text{ MPa}$$

Q2 için:

$$\sigma = \frac{18200}{36 \times 2,5} = 202,22 \text{ MPa}$$

Q3 için:

$$\sigma = \frac{17900}{36 \times 2,5} = 198,88 \text{ MPa}$$



Şekil 3.14: Yarı-izotropik numunelerin mukavemet değerleri.

Mukavemet değerleri Şekil 3.14'de verilmiştir. Buna göre büyükten küçüğe doğru Q<sub>2</sub>, Q<sub>3</sub>, Q<sub>1</sub> şeklinde bir sıralama yapılmıştır. Q<sub>2</sub>'nin maksimum çekme

mukavemetine sahip olması:  $0^\circ$ 'lik fiberlerin merkezde oluşu ve tabakalar arası kayma gerilmelerinin diğer dizilimlere oranla düşük olmasından kaynaklanmaktadır. Ayrıca  $Q_2$ 'de kenar boyunca delaminasyona görülmüştür. Bu durum ise serbest kenar boyunca sonlu elemanlar modelinden alınan verilerle bir sonraki bölümde açıklanmıştır.

Deney sonuçlarından elde edilen veriler bir sonraki bölümde sonlu elemanlar modeliyle yapılan çözümlenmeleri kıyaslamak amacıyla kullanılmıştır.

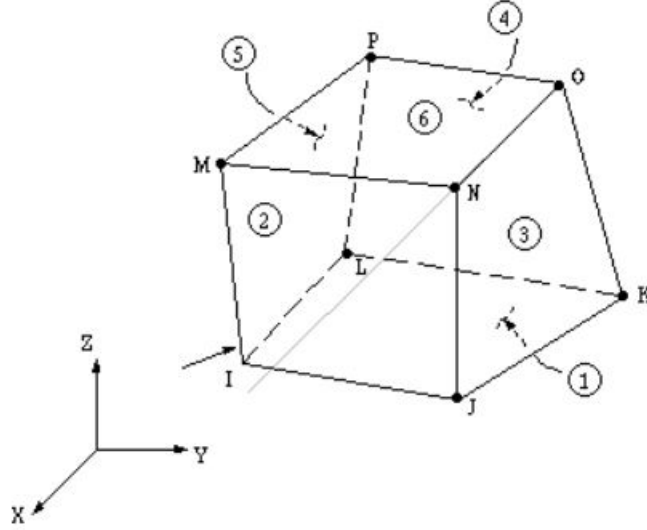
## 4. NÜMERİK ÇALIŞMA

Mühendislik problemlerinin çözümlerinde deneysel yöntemlerden alınan veriler, analitik yollar ve nümerik çözümler kullanılmaktadır. Problem karmaşıklıktıkça bilgisayar destekli nümerik çözüm yöntemleri bize yardımcı olmaktadır. Bu çözümleme tekniği sonlu elemanlar yöntemi olarak adlandırılmaktadır. Sonlu elemanlar yöntemi ile incelenecek bölge istenen sayıda elemanlara bölünür. Bölünen her elemana yer değıştirme matrisi ve rijitlik matrisi tanımlanır, ilgili elemanlar üzerindeki mekanik değışimler hesaplanır. Sonlu elemanlar problemlerini çözen birçok ticari program kullanıcılara sunulmuştur. Bu çalışmada ANSYS R14.5 [30] programı kullanılarak sonlu elemanlar analizleri yapılmıştır. Deney sonuçları ve sonlu elemanlar modellerinin birbirleriyle uyumluluğu incelenmiştir.

### 4.1 Sonlu Elemanlar Yöntemiyle Plakaların ve Ağ Yapısının Modellenmesi

Sonlu elemanlar modeli oluşturulurken birçok faktör sonucu etkilemektedir. Bunlar, çözüm için seçilen eleman tipi, modelin oluşturulması, ağ yapısının kurulması, çözüm denklemleri modeli olarak sıralanabilir.

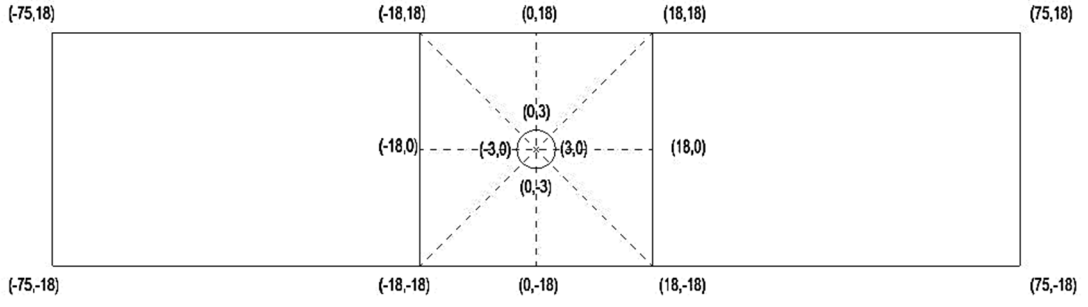
Eleman tipi seçimi bu basamakların ilki olarak nitelendirilebilir ve oldukça önemlidir. Üç boyutlu modellemelerde kullanılan Solid 185 [31] eleman tipi seçilmiştir. Sekiz düğüm noktasına sahip olan bu elemanın her bir noktası x, y, z koordinat düzleminde hareket edebilme serbestisine sahiptir. Benzer sonuçları daha kısa sürede sunabildiği için reduced integration seçilerek kullanılmıştır. Çözüm noktasının azaltılarak çözüme gidilmesi doğru sonuca yakınsama konusunda sapmalar oluşabileceği ihtimalini doğursa da full integration çözümde direngenlik matrisi olağandan yüksek çıkmakta veya çözümleme kilitlenip sonuca gidilememektedir. Sonuca yakınsamada oluşacak hafif sapmalar dikkate alınarak çözümlemeye devam edilmiştir.



**Şekil 4.1** Solid185, sekiz düğüm noktalı eleman.

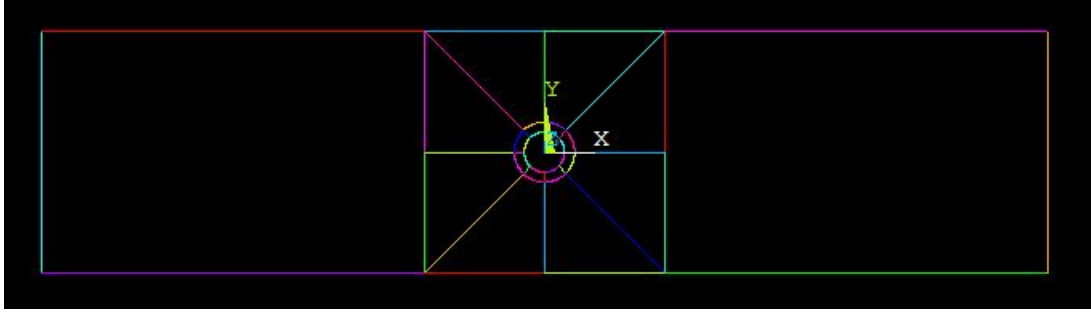
Mesh olarak adlandırılan ağ yapısı oluşturma sonlu elemanlar modeliyle çözümde en belirleyici kısımdır. Ağ yapısı oluşturma işi program kontrolüne bırakılırsa kaba bir yapı oluşabilir. Ya da geometrinin tümüne yoğun bir ağ yapısı tanımlanırsa bu kez de çözüm süresi çok uzayabilir, kullanılan işlemci yetersiz kalıp çözümü sonlandırabilir. Bu sebeple incelenmek istenen veya hasarın oluşacağı tahmin edildiği bölgelerde daha yoğun bir ağ yapısı tanımlayıp kalan kısımları nispeten daha kaba bir ağ yapısında modellemek gereklidir. Yani doğru sonuca en kısa sürede en çok yakınsayan çözüm bizim için idealdir. Bunla ilgili Tan [32] çalışmasında eleman boyutları değişiminin çözüme etkisini incelemiştir. Belirli bir noktadan sonra eleman sayısı arttırılsa da çözümün sabit değere yakınsadığı görülmüştür.

Model oluşturulurken (0, 0, 0) koordinat sistemi merkezi delik merkezi olarak kabul edilmiştir. Deney numunelerinin uzunluğu 250 mm olarak belirlenmiştir. 50'şer mm test cihazı çenelerinin arasında kalmıştır. Deney için 150 mm uzunluk, 36 mm genişlik ve 2,5 mm kalınlıktaki bölge incelenmiştir. Plakayı modellemeye başlarken plaka genişliğiyle aynı olan 36 x 36'lık bir kare ebat tercih edilmiştir. Bu kare alan Şekil 4.2'de belirtilmiştir. Plaka içindeki deliği de barındıran bu kare, ağ yapısının daha yoğun modellendiği, ileride de delik çevresi ve tabakalar arası kayma gerilmelerinin inceleneceği kritik bölgedir.



**Şekil 4.2:** Modelin koordinat sistemi üzerinde gösterimi.

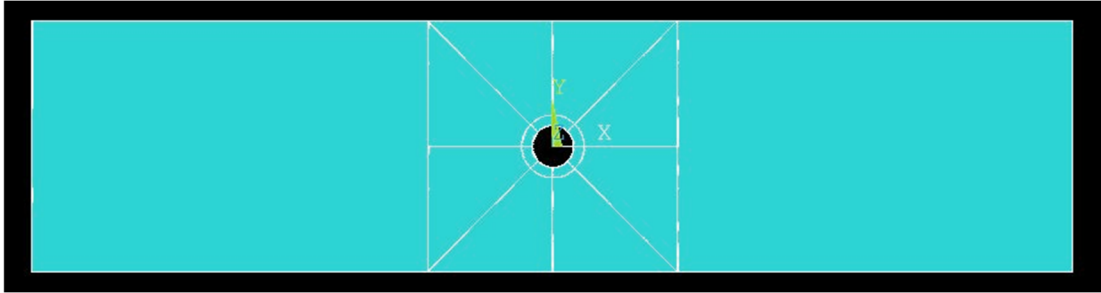
Oluşturacağımız modelin koordinat düzlemi üzerinde gösterimi Şekil 4.2'deki gibidir. Öncelikle bu noktalar işaretlenmiştir. Noktalar birbirlerine LINE komutuyla birleştirilmiştir (Şekil 4.3). Plaka ortasında bulunan deliği modellemek için deliğin üzerinden geçtiği noktalar seçilip ARC komutuyla birleştirilmiştir.



**Şekil 4.3:** Noktalardan çizgiler oluşturulmuş model.

Burada delik çevresinde bir halka daha görülmektedir. 1 mm daha geniş modellenen bu çember deliğin başlangıç noktasından buraya kadar daha sık ağ modeli kurmak için oluşturulmuştur. Bu noktada çizgilerin bölündüğü eleman sayılarından nümerik çözüme geçmeden önce bahsetmek gerekir. Çalışmanın başında da belirtildiği gibi nümerik çözüm ile analitik çözümün tutarlı olması gereklidir. Nümerik çözümün temeli olarak alınan Konish ve Whitney'in [33] çalışmasından elde edilen gerilme yığılması faktörü ile ANSYS'de modellenen plakanın gerilme yığılması faktörü örtüşüyor olmalıdır. Öncelikle delik çevresi 1mm'lik parçalara ayrılıp sonuca gidilmiştir. Nümerik çözüme paralel sonuçlar elde edilmiştir. Fakat gerçeğe daha yakın çözümler bulabilmek adına çizgiler daha küçük parçalara bölünerek işlemler tekrarlanmıştır. Tabaka kalınlığı olan 0,3125 mm'nin yarısı olan 0,15625 mm'lik parçalara deliği oluşturan yay bölünmüştür. Bunun 1 mm dışarısında bulunan ikinci çember ise tabaka kalınlığının  $\frac{3}{4}$ 'ü olan 0,234375 mm'lik parçalara

bölünmüştür. 36x36 ölçülerindeki kare de 1 mm'lik elemanlara bölünmüştür. Son olarak da kalan kısım 2,5 mm'lik parçalara bölünerek işlem tamamlanmıştır.



**Şekil 4.4:** Alanları bölünmüş model.

Alan olarak oluşturulan model (Şekil 4.4) çizgilerle bölünmüştür. EXTRUDE komutuna 0,3125 mm girilerek bir tabakanın kalınlığı tanımlanmıştır. Tabakalar COPY komutuyla 4 adet olacak şekilde çoğaltılmıştır. GLUE komutuyla birbirlerine yapıştırılmıştır. Bu komutla tabakaların birbirlerine bağlı oldukları programa tanıtılmıştır. Aksi takdirde tabakalar birbirlerinden bağımsız hareket ederler ki bu da istenmeyen bir durumdur.

Her tabakanın farklı yönlenme açısı vardır. Öncelikle lokal koordinat sistemi olan (0, 0, 0) seçilmiştir. Yeni koordinat oluşturma sekmesine girilmiş ve fiber dizilimlerine bağlı olarak +45°, -45°, 90° olarak yönlendirilmiş tabakalar oluşturulmuştur. Tabakaların lokal koordinat sisteminde yönlendirilmesi tanımlanmıştır. Sonra tabakalara MESH komutuyla ağ yapısı oluşturulmuştur.

Çözüm süresini optimum tutabilmek için plaka modellemesinde bazı seçenekler düşünülmüştür. Ataş [34] çalışmasında tam, yarım ve çeyrek modeller kullanmıştır. Bunlar için çözüm süreleri sırasıyla 30, 8, 2 dakika olarak gerçekleşmiştir. Kurulan modelin çözüm süresine etkisi açıkça görülmektedir. Yarı izotropik plakalar da orta düzleme göre simetrik olduklarından dolayı yarım model oluşturulmuştur.

Modelin oluşumu tamamlanmıştır. Çözümün yapılması için sınır koşullarının tanımlanması gerektiğinden, solution sekmesinin altından analiz tipi statik analiz seçilmiştir. Plaka x eksenine yönünde çekmeye maruz kaldığından, deplasman tanımlaması yapmak gereklidir. Bu da şu şekilde yapılmıştır: Define loads altından displacement seçilmiş ve sabitlenecek bölge all dof 0 tanımlanmıştır. Yani bu nokta 3

eksende de sabitlemiştir. Bu noktanın karşı tarafına ise yine aynı sekme altından sadece x ekseninde 1 mm deplasman tanımlanmıştır. Solve seçeneği seçilerek modelin çözümü yapılmıştır.

#### 4.2 Analitik Çözüm Yöntemi

Sonlu elemanlar yöntemiyle yapılan çözümün doğruluğundan emin olunması gereklidir. Zira, sonlu elemanlar yöntemi çeşitli parametrelere bağlı olarak gerçek değerlere yaklaşık sonuçlar veren bir yöntemdir. Çözüm modelini doğrulamak için Konish ve Whitney 'in [33] elastisite modülü tabanlı çözüm modeli kullanılmıştır. Sonsuz boyuttaki ortotropik bir plakada bulunan deliğin çevresinde oluşan maksimum çekme gerilmesinin, çentiksiz bölgedeki gerilmeye oranlanmasıyla gerilme yığılması faktörü (GYF) bulunur. GYF aşağıdaki formüle [33] göre hesaplanmıştır:

$$GYF = 1 + \sqrt{\frac{2}{A_{22}} \left( \sqrt{A_{11} * A_{22}} - A_{12} + \frac{A_{11} * A_{22} - A_{12}^2}{2A_{66}} \right)} \quad (4.1)$$

Denklemden kullanılan [A] laminatın uzama kısılma rijitlik matris değerlerine karşılık gelmektedir. Yukarıdaki denklemi çözebilmek için sırasıyla indirgenmiş rijitlik matrisi, dönüştürülmüş indirgenmiş rijitlik matrisi ve uzama kısılma matrisleri bilinmelidir. Elastik sabit değerleri [26] Tablo 4.1'de özetlenmiştir.

**Tablo 4.1** Elastik sabitler [26].

$\nu_{12}$	0,22
$\nu_{21}$	0,10371
$E_1$ (GPa)	28
$E_2$ (GPa)	13,2
$G_{12}$ (GPa)	3,9

Elastik sabitler kullanılarak her bir tabaka için indirgenmiş rijitlik matrisi [Q] Microsoft Excel programı yardımıyla hesaplanmıştır.

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \mu_{21}\mu_{12}} \quad (4.2)$$

$$Q_{12} = \frac{\mu_{12}E_2}{1 - \mu_{21}\mu_{12}} \quad (4.3)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \mu_{21}\mu_{12}} \quad (4.4)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (4.5)$$

Sonrasında her tabaka için dönüştürülmüş indirgenmiş rijitlik matrisi aşağıdaki bağıntılarla elde edilir.

$$\overline{Q}_{11} = Q_{11}c^4 + Q_{22}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \quad (4.6)$$



$$\overline{Q_{12}} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})s^2c^2 + Q_{12}(c^4 + s^2) \quad (4.7)$$

$$\overline{Q_{22}} = Q_{11}s^4 + Q_{22}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \quad (4.8)$$

$$\overline{Q_{16}} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s^2 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c \quad (4.9)$$

$$\overline{Q_{26}} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^3 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s \quad (4.10)$$

$$\overline{Q_{66}} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{66}(s^4 + c^4) \quad (4.11)$$

Önceki işlemlerde hesaplanan  $[\overline{Q}]$  matrisi ve tabakalara ait koordinatlar kullanılarak uzama kısıalma matrisi hesaplanır.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n [(\overline{Q}_{ij})]_k (h_k - h_{k-1}) \quad i = 1,2,6; j = 1,2,6 \quad (4.12)$$

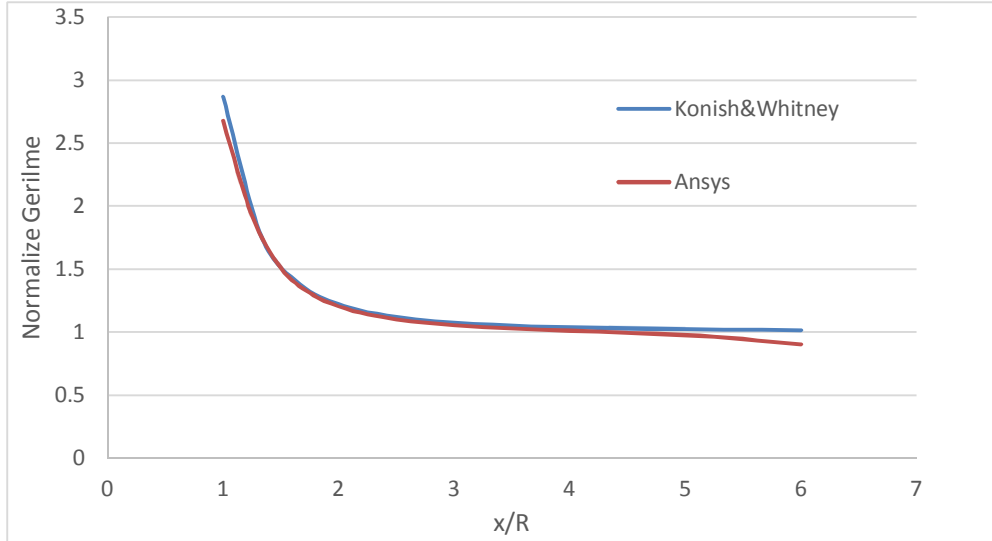
Denklem 4.12'de bulunan değerler denklem 4.1'de yerine konulduğunda gerilme yığılması faktörü hesaplanır. Bu çalışmadaki üç tip tabaka yapısı için 2,86 değeri hesaplanmıştır. Tüm bu verileri kullanarak normalize edilmiş gerilme dağılımı aşağıdaki formülle [33] hesaplanır.

$$\frac{\sigma_y(x, 0)}{\sigma_0} \cong \left[ 1 + \frac{1}{2}\xi^{-2} + \frac{3}{2}\xi^{-4} - \frac{(K_T - 3)}{2}(5\xi^{-6} - 7\xi^{-8}) \right] \quad (4.13)$$

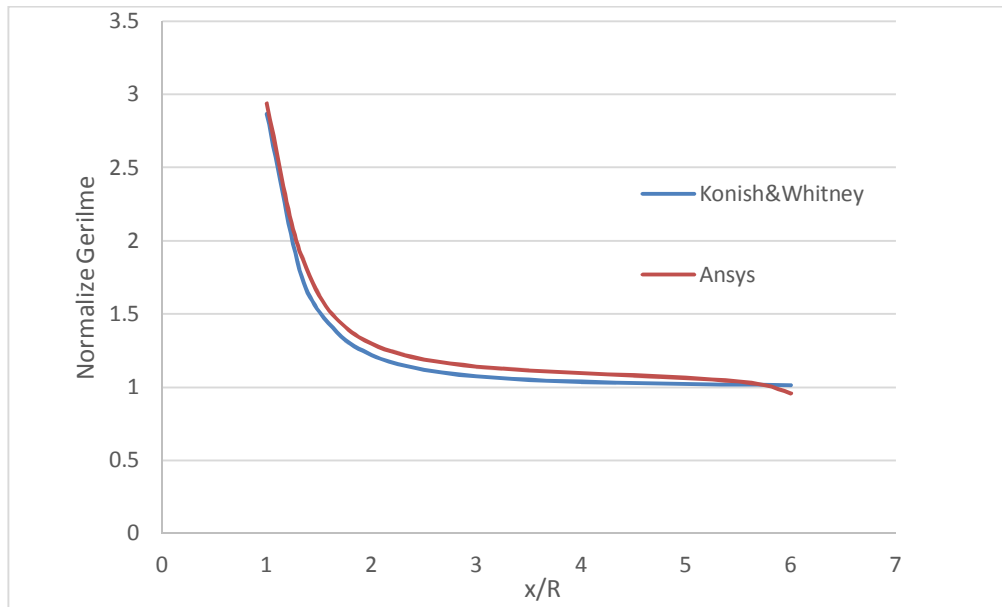
$$\xi = \frac{x}{R} \quad (4.14)$$

Bilgisayar ortamında yapılan çözümlemede delik çeperinden plaka sonuna kadar olan bölgede gerilme değerleri her katman için alınmıştır. Bu değerlerin ortalaması

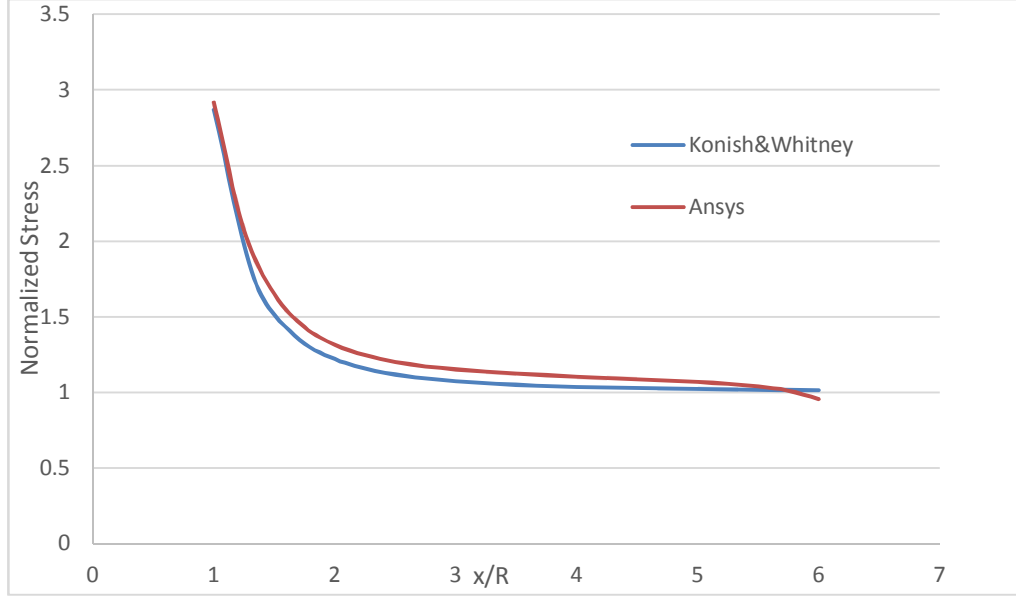
çentiksiz gerilmeye oranlanarak GYF hesaplanmıştır. Her üç dizilim için Konish ve Whitney'in [33] yaklaşımına göre yapılan çözümle, ANSYS modellemesi ile bulunan GYF karşılaştırılmıştır. Sonuçlar Şekil 4.5, Şekil 4.6 ve Şekil 4.7'de verilmiştir.



Şekil 4.5 Q1 tabaka diziliminde düzlem boyunca gerilme yığılması dağılımı.



Şekil 4.6 Q2 tabaka diziliminde düzlem boyunca gerilme yığılması dağılımı.



**Şekil 4.7:** Q3 tabaka diziliminde düzlem boyunca gerilme yığılması dağılımı.

Yukarıdaki grafiklerden de görüldüğü üzere bilgisayar ortamında kurulan model, analitik çözüm ile karşılaştırılarak doğruluğu kanıtlanmıştır. Bu noktadan sonra ANSYS modeli hasarı yorumlamada kullanılmıştır.

### 4.3 Hasar Modellerinin Yorumlanması

Bu noktadan itibaren deneylerden alınan sonuçlar bilgisayar modelinden alınan verilerle karşılaştırılarak yorumlanmıştır. Her üç dizilimde birbiriyle paralel fakat belli noktalarda birbirlerinden farklılık gösteren bir hasar oluşumu göstermiştir. Bir dizilim yüksek mukavemet sergileyip, kırıldığında hasarı daha fazla bir alana dağıtırken; diğeri nispeten daha düşük mukavemet sergileyip hasarı daha küçük bir alanda tutmuştur. Oluşan hasar tiplerine bakılarak araştırmalarda veya günlük kullanımda hangi tip bir hasar durumunun veya mukavemet değerinin tercih edileceği kullanıcılara sunulmuştur.

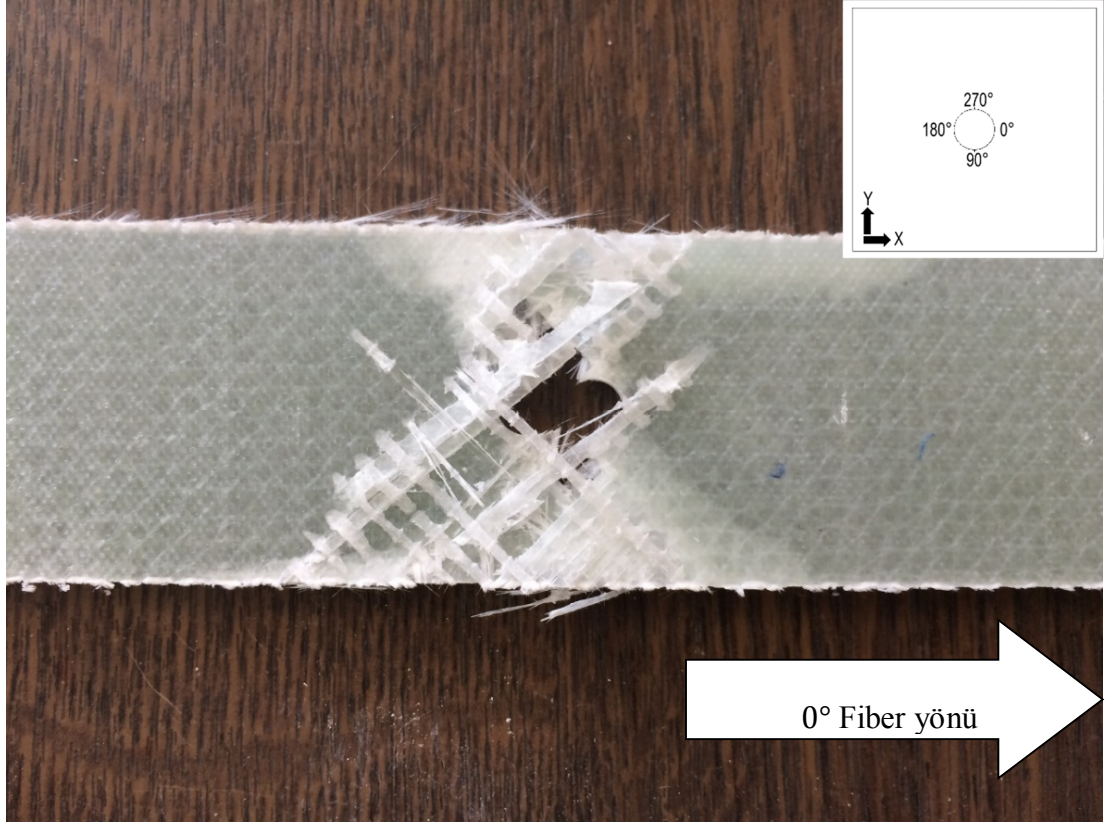
#### 4.3.1 Q1 Dizilimi Hasar Modeli

Q<sub>1</sub> diziliminde Şekil 4.8'de görüldüğü gibi, 60°'de yüksek normal gerilme yığılması nedeniyle delik etrafında hasar oluşumu başlamıştır. 120°'de tabakalar

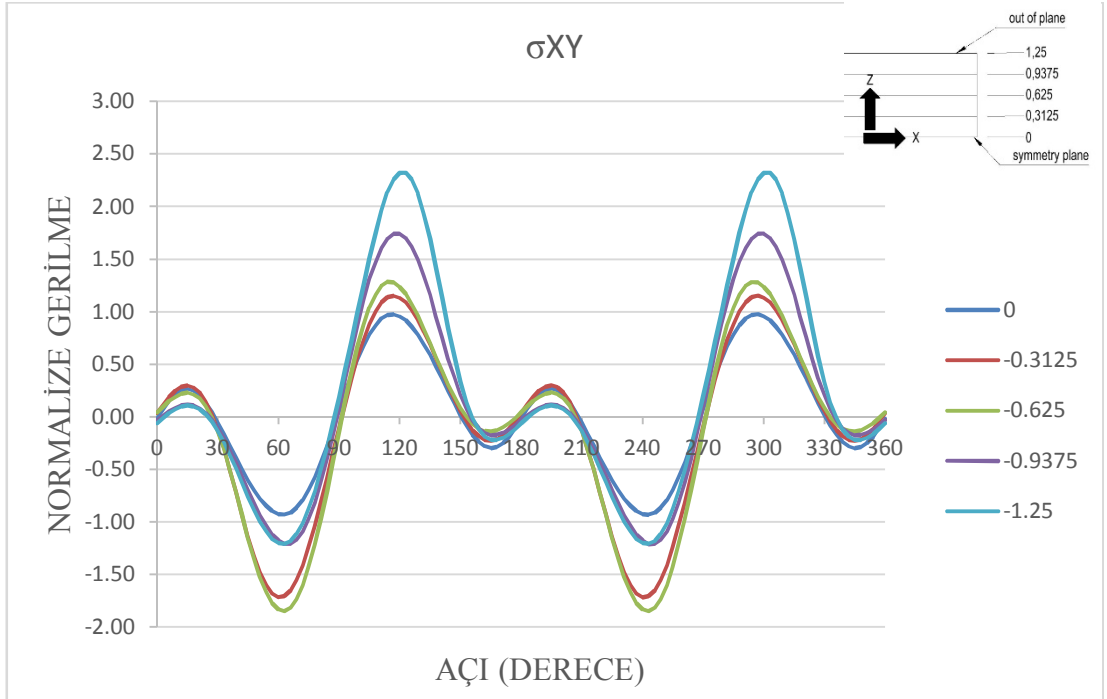
arası normal kayma gerilmesi Şekil 4.9'daki gibi 2,5 katına kadar çıkıp, maksimum normal gerilme görülmüştür. Devamında 240°'de yine 60°'dekine benzer gerilme değerlerine ulaşmıştır. Son olarak da 300°'de yine tabakalar arası maksimum gerilmeye ulaşmıştır. Hasar başlangıcı ve ilerlemesi şu şekilde olmuştur: Yüksek normal gerilme yığılması nedeniyle delik etrafında hasar oluşumu başlamıştır. Şekil 4.9'da görüldüğü gibi düzlem içi kayma gerilme değerleri 0,625, 0,9375 ve 1,25 ara yüzeylerinde maksimum değerine ulaşmıştır. Hasar ilerlemesi delik kenarındaki bu yüksek düzlem içi kayma gerilmelerinin birleşmesi neticesinde meydana gelmiştir. Numunenin 120° ile 300°'yi kesiştiren çapraz bir ekseninde kırıldığı görülmüştür.

Şekil 3.14'den anlaşılacağı üzere en düşük mukavemet  $Q_1$  diziliminde görülmektedir. Bu durum kayma gerilmeleriyle açıklanır. Eşit miktar deplasmanda tabakalar arasında daha yüksek kayma gerilmeleri olduğu için delaminasyonlar daha erken ve daha düşük kuvvetlerde başlamıştır.

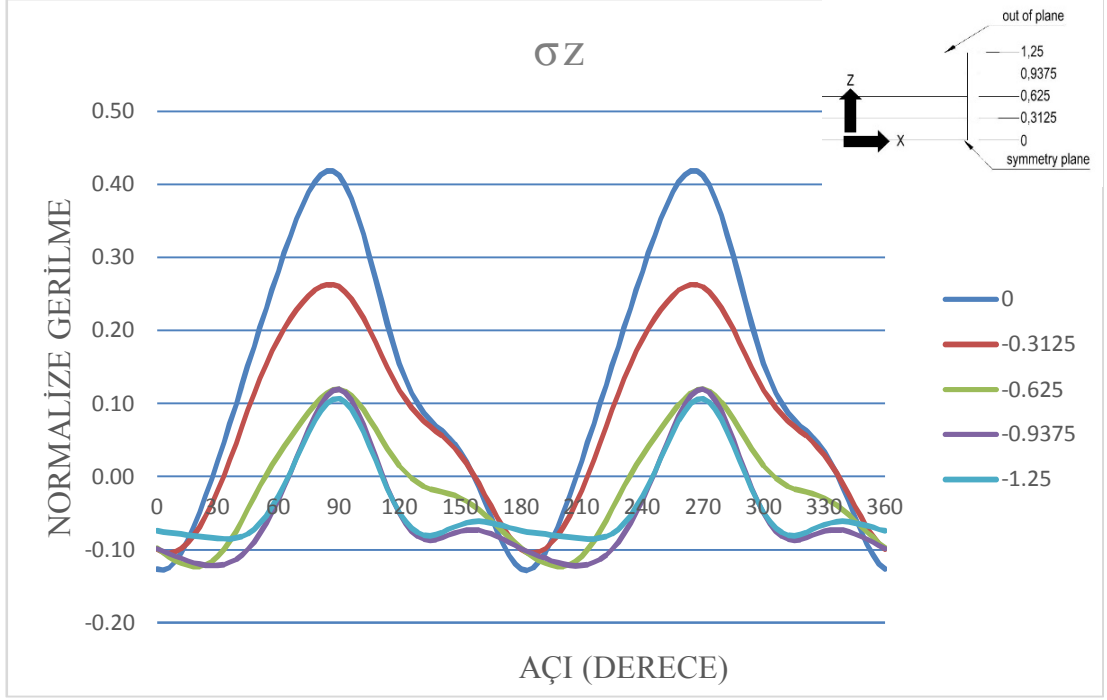
Şekil: 4.10'da görülen düzlem dışı kayma gerilmeleri incelendiğinde 90° ve 270°'de maksimum değerlerine ulaştığı görülmüştür. Belirtilen bölge deliği dikine kesen eksendir ve bu noktalarda fiber demetleri düzlem dışı yönde zorlanarak, yüzeyden ayrılmıştır. Yüzeyde görülen 45° lik demetlerde bu yorumu doğrulamaktadır.



Şekil 4.8: Q1 numunesi çekme deneyi sonrası görüntüsü.



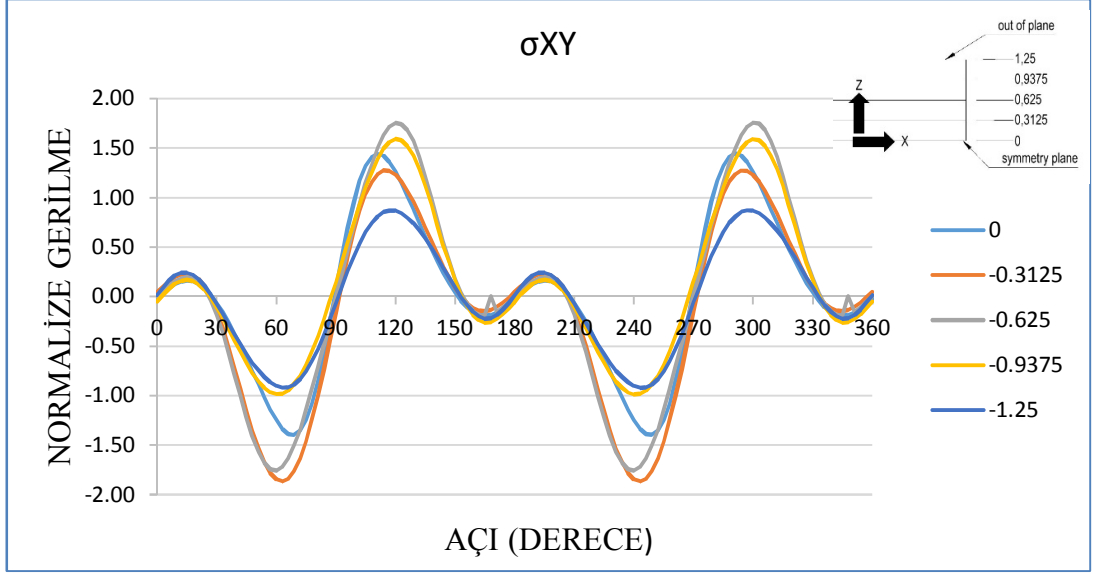
Şekil 4.9: Q1 Tabakalar arası düzlem içi kayma gerilmesi.



Şekil: 4.10 z yönünde normalize gerilme.

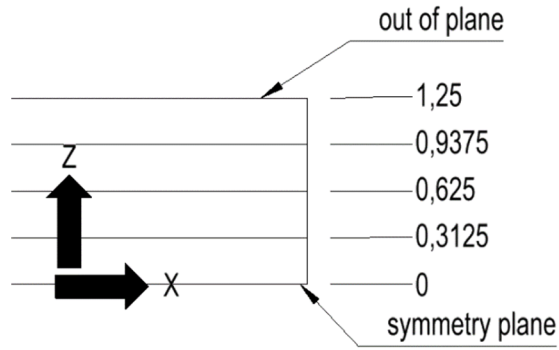
#### 4.3.2 Q2 Dizilimi Hasar Modeli

Q<sub>2</sub> diziliminde tabakalar arası kayma gerilmesi diğer dizilimlere göre daha düşüktür. 60°, 120°, 240° ve 300°'ye karşılık gelen eksenlerde tabakalar arası kayma gerilmesi normal gerilmenin 1.8-2 katına kadar çıkmıştır (Şekil 4.11). Hasar oluşumu yüksek normal gerilme yığılması nedeniyle 60° ve 240° eksenine karşılık gelen delik çevresinden itibaren yayılmaya başlamıştır. Şekil 4.11'de görüldüğü gibi düzlem içi kayma gerilmeleri 0,3125 ve 0,625 ara yüzeylerinde maksimum değerine ulaşmıştır. Hasar ilerlemesi delik kenarındaki yüksek düzlem içi kayma gerilmelerinin birleşmesi sonucunda oluşmuştur.

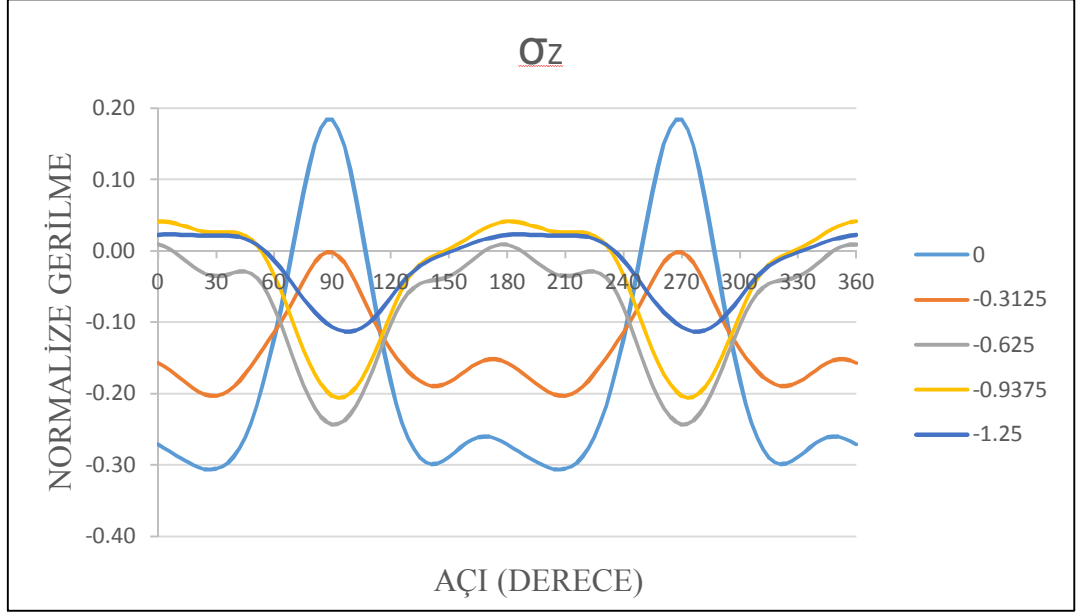


**Şekil 4.11:** Q2 Tabakalar arası kayma gerilmesi.

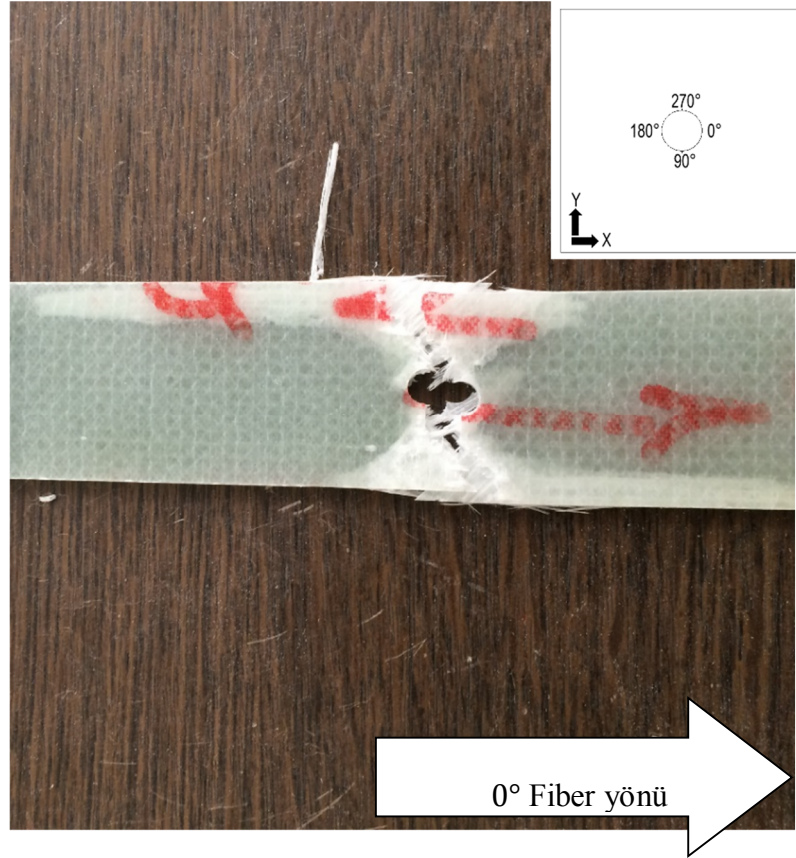
Şekil 4.12’de tabakaların dizilimleri detaylı biçimde gösterilmiştir. Tabakalar arası maksimum kayma gerilmesi Şekil 4.11’de görülen gri renkli hatta,  $+45^\circ$  ve  $-45^\circ$  laminasyonlarının arasında oluşmuştur. Yani Şekil 4.12’de 0,625 indisi ile gösterilen düzlem arası bölgedir. Maksimum gerilmenin burada oluşu komşu tabakalar arasında laminasyon açısının farkının yüksek ( $90^\circ$ ) olmasından dolayı meydana gelmiştir. Bu durum literatürde mismatch olarak adlandırılmaktadır [35-37].



**Şekil 4.12** Tabaka dizilimlerinin gösterimi.



**Şekil 4.13:** Q2 için z yönünde normlize gerilme.

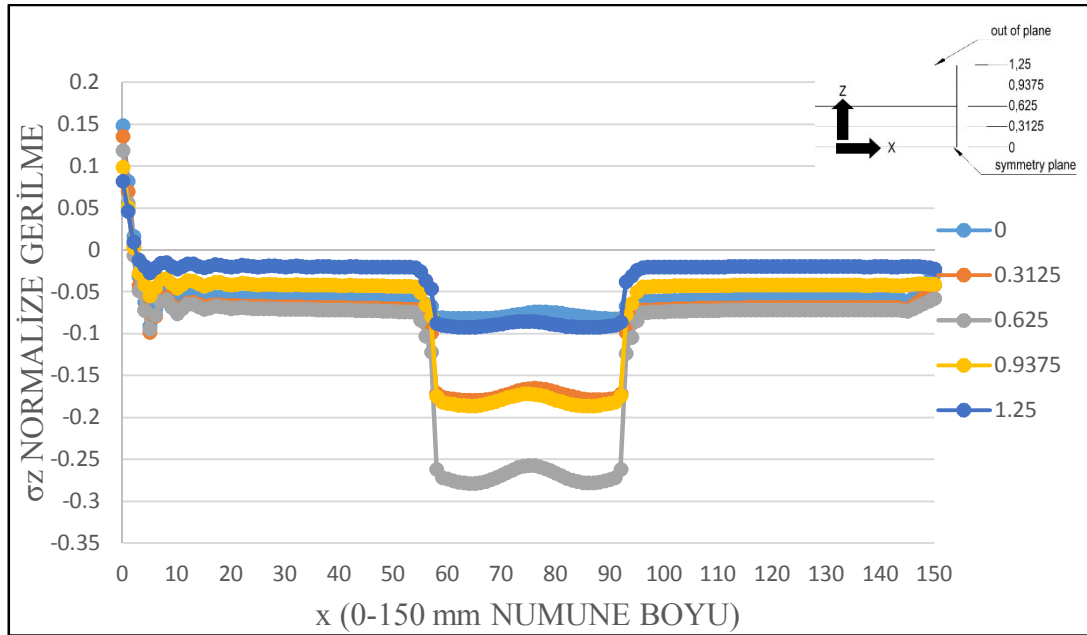


**Şekil 4.14:** Q2 numunesi çekme deneyi sonrası görüntüsü.

Şekil 4.14'de görüldüğü gibi tabaka kenarları boyunca delaminasyon meydana gelmiştir. Buna serbest kenar delaminasyonu denir. Serbest kenar boyunca komşu tabakaların mismatch oranına bağlı olarak arttığı belirtilmiştir [38]. Bu



durumu açıklamak için delik çevresinden alınan veriler yetersiz kalmıştır. Tabaka kenarı boyunca noktalar kümesi oluşturulmuştur ve bu noktalar boyunca bir yol oluşturularak burada ki veriler alınmıştır. Şekil 4.15’den görüldüğü gibi dizilim açısı farkının maksimum olduğu tabakalar olan +45° ve -45° laminasyonları, tabaka kenarı boyunca maksimum gerilmeye sahip olmuştur. Şekil 4.14’de tabaka kenarı boyunca yayılan delaminasyon bu şekilde açıklanmıştır.

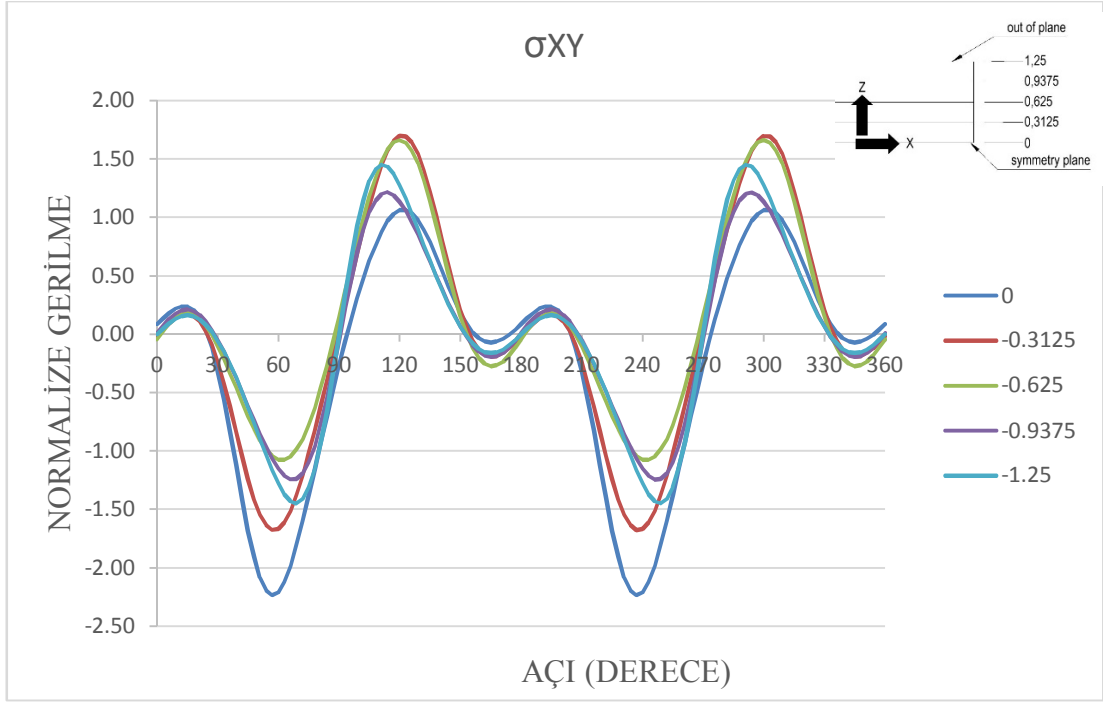


Şekil 4.15: Q2 Tabaka kenarı boyunca kayma gerilmesi.

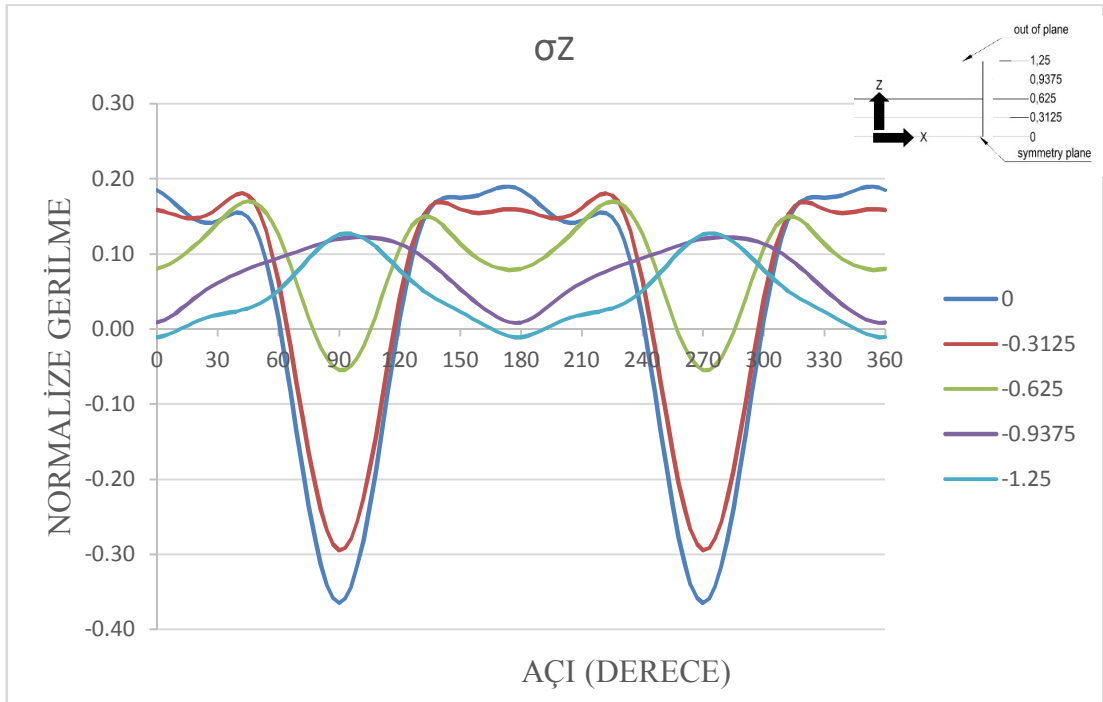
### 4.3.3 Q3 Dizilimi Hasar Modeli

60° ve 240°'lik ekseninde normal gerilmenin 2 katını aşan düzlem içi kayma gerilmesi meydana gelmiştir (Şekil 4.16). Yüksek normal gerilme yığılması nedeniyle delik etrafında bu eksen doğrultusunda hasar başlamıştır.

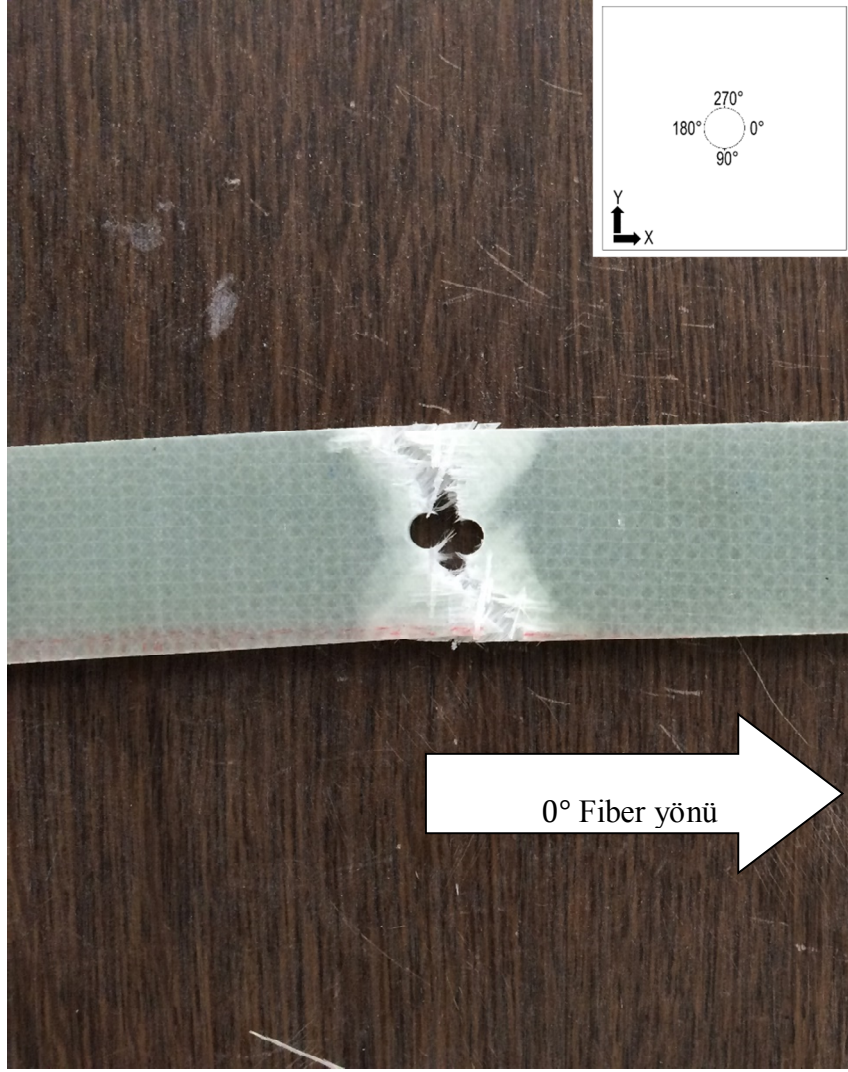
120° ve 300°'ye karşılık gelen bölge ise normal gerilmenin yüksek olduğu diğer bir bölgedir. Şekil 4.16'da 0,3125 indisi ile gösterilmiştir. Dizilim açlarına bakıldığında ise -45° ve +45°'lik laminasyonlarının birbirlerine komşu oldukları görülmektedir. Dizilim açısı farkının (mismatch) yüksek normal gerilmeye sebep olduğu Q3 diziliminde de görülmektedir.



Şekil 4.16: Q3 Tabakalar arası kayma gerilmesi.



Şekil 4.17: Q3 için z yönünde normalize gerilme.



Şekil 4.18: Q3 numunesi çekme deneyi sonrası görüntüsü.

## 5. SONUÇ VE YORUMLAR

Bu çalışmada açık delikli kıvrımsız elyaf takviyeli epoksi kompozit laminatların çekme yükü altında davranışları deneysel ve nümerik olarak elde edilmiştir. Yapılan çalışma süresince işlem sırası aşağıdaki gibi olmuştur;

1. Çalışılacak konu ve malzeme sisteminin literatürde taranması.
2. Kompozit plaka numuneleri üretilmesi.
3. Deneysel numunelerinin hazırlanması ve deneyin yapılması.
4. Hasar tiplerinin incelenmesi, mukavemet değerlerinin belirlenmesi.
5. Konish ve Whitney'in matematiksel modeli kullanılarak gerilme yığılması faktörünün ve normalize gerilmenin bulunması.
6. Sonlu elemanlar modelinin oluşturulması ve gerilme yığılması faktörünün bulunması.
7. Analitik çözüm ile sonlu elemanlar modeli çözümünün karşılaştırılıp doğrulanması.
8. Deneysel sonuçlarının sonlu elemanlar modelinden elde edilen verilerle yorumlanması.

Numunelerin üretiminde Metyx L300E10C tipi kıvrımsız elyaf kullanılmıştır. Matris olarak Hexion LR160 seçilmiştir. Üç tip dizilimde numune plakalar üretilmiş, ASTM D-5766'ya [27] göre testleri yapılmıştır. Yapılan testler sonucu Q<sub>2</sub> diziliminin en yüksek mukavemete sahip olduğu ve Q<sub>2</sub>'yi sırasıyla Q<sub>3</sub> ve Q<sub>1</sub>'in takip ettiği görülmüştür. Konish ve Whitney'in [33] elastisite teorisi tabanlı yaklaşımına göre gerilme yığılması faktörü ve normalize gerilmeler hesaplanmıştır. ANSYS R14.5 sonlu elemanlar programı kullanılarak açık delikli plakaların modellenmesi yapılmıştır. Delik eksenine boyunca gerilme dağılımı programdan alınmıştır ve analitik çözümle karşılaştırılmıştır. Analitik çözüm, nümerik çözümü doğrulamıştır. Bu noktaya gelene kadar önemli yetiler kazanılmıştır. Geniş bir literatür taranmış, üretim teknikleriyle ilgili bilgi ve beceri kazanılmıştır.

Yapılan deneyler neticesinde tüm dizilimlerde kopma mukavemetindeki sapma; eş plakalar arasında %5 in altında kalmıştır. Bu oran prosesin başarılı olduğunun göstergesi olarak değerlendirilmiştir.

Sonlu elemanlar yönteminde ağ modeli oluşturulurken çözümün süresi ve doğru sonuca yakınsama değerleri dikkate alınmıştır. Çok ince ağ yapısı oluşturma ile doğru sonuca daha çok yaklaşılabileceği bilinmektedir. Fakat bunun çözüm süresini uzatacağı aşıkardır. Hem bu durumdan kaçmak hem de hızlı çözüme ulaşmak için delik çevresine ikinci bir delik daha modellenmiştir. Bu deliğe kadar daha hassas ağ yapısı oluşturulmuş ve delik çevresinden uzaklaştıkça kademeli olarak ağ yapısının hassasiyeti azaltılmıştır. Böylelikle sonuca hızlı ulaşılmıştır.

Her üç dizilim içinde ortak noktalar tespit edilmiştir. %0,5 uzamadan sonra kuvvet-uzama grafiğinin eğiminde azalma görülmüştür. Bu durum düşük kuvvetlerde matris çatlaklarının oluşması ve 90°'lik demetlerde hasarın başlamasının sonucu olarak yorumlanmaktadır [23].

Kuvvet-uzama grafiğinde %1,5 uzamadan sonra her üç dizilim içinde yükte düşme görülmüştür. 45° ve 90°'lik fiberler artan yük karşısında ilk hasara uğrayan fiberlerdir. %1,5 uzamaya karşılık gelen ekseninde bahsedilen fiberler hasara uğramıştır [29]. Bu noktada eğri yataya dönmüştür. Fakat henüz 0°'lik fiber demetleri hasara uğramadığından yükü taşımaya devam etmiştir. Artan yük karşısında 0°'lik demetlerde hasara uğrayarak kırılma gerçekleşmiştir.

Q<sub>1</sub> diziliminin en düşük mukavemete sahip dizilim olduğu görülmüştür. Bu durum kayma gerilmeleriyle açıklanmaktadır. Eşit miktar deplasman uygulanan plakalar arasında, komşu yüzeyler arasında en yüksek kayma gerilmeleri bu tipte oluşmuştur. Bu nedenle delaminasyonlar daha erken ve daha düşük kuvvetlerde başlamıştır. En üstte konumlandırılmış olan 45°'lik demetler ise hasar sonucu yüzeyde çıplak gözle görülebilmektedir. Kırılmanın maksimum normal gerilmenin meydana geldiği; 120° ve 300°'ye karşılık gelen ekseninde olduğu gözlemlenmiştir.

Q<sub>2</sub> diziliminin en yüksek mukavemete sahip dizilim olduğu gözlenmiştir. Tabakalar arası kayma gerilmesinin en düşük olarak Q<sub>2</sub>'de görülmesi bunu başlıca nedenidir. Bu dizilim tipinde komşu düzlemler arası laminasyon açısı farkının önemi kavranmıştır. Literatürde mismatch olarak geçen bu terim, laminasyon açısı farkı arttıkça komşu düzlemlerin arasında yüksek gerilmelerinin oluşmasının sebebi olarak açıklanmaktadır. Birbirine komşu olan +45° ve -45°'lik düzlemler arasında maksimum kayma gerilmesinin olduğu görülerek bu durum doğrulanmıştır.

Ayrıca yine Q<sub>2</sub>'de serbest kenar boyunca plakalarda delaminasyon görülmüştür. Bu noktaya kadar sonlu elemanlar programından delik çevresinden alınan veriler yeterli olmuştur. Fakat, serbest kenar boyunca olan hasarı yorumlayabilmek için kenar boyunca oluşan gerilme değerleri bilgisayar programından alınmıştır. Alınan bu sonuçlarda da yine mismatch faktörünün etkisine rastlanmıştır. Komşu +45° ve -45° düzlemler arasında serbest kenar boyunca yüksek düzlem dışı gerilmelere rastlanmıştır. Serbest kenar boyunca oluşan hasar tipi bu şekilde açıklanmıştır.

Q<sub>3</sub> dizilim tipinde de hasar modeli yine tabakalar arası normal kayma gerilmesiyle açıklanmıştır. Delik çevresinde ki 60° ve 240°'lik bölgelerde maksimum normal kayma gerilmesi görülmüştür. Ayrıca 120° ve 300° 'lik bölgelerde de ana hasara sebep olan gerilmeye yakın gerilme değerleri elde edilmiştir. Dizilim açlarına bakıldığında komşu tabakaların +45° ve -45° şeklinde sıralandıkları görülmüş ve mismatch etkisi burda da görülmüştür. Her iki tip gerilme birleşerek hasarı meydana getirmiştir. Delik çevresinde de tamamen yayılmış bir hasar gözlemlenmiştir.

## 6. KAYNAKLAR

- [1] A. K. Kaw, *Mechanics of composite materials*. CRC press, (2005).
- [2] A. P. Mouritz, E. Gellert, P. Burchill, and K. Challis, "Review of advanced composite structures for naval ships and submarines", *Composite Structures*, 53(1), 21-42, (2001).
- [3] P. Middendorf and C. Metzner, "Aerospace applications of non-crimp fabric composites", in *Non-Crimp Fabric Composites: Elsevier*, 441-449, (2011).
- [4] G. Bibo, P. Hogg, R. Backhouse, and A. Mills, "Carbon-fibre non-crimp fabric laminates for cost-effective damage-tolerant structures", *Composites Science and Technology*, 58(1), 129-143, (1998).
- [5] F. Edgren, D. Mattsson, L. E. Asp, and J. Varna, "Formation of damage and its effects on non-crimp fabric reinforced composites loaded in tension", *Composites Science and Technology*, 64(5), 675-692, (2004).
- [6] T. Kurashiki, K. Hamada, S. Honda, M. Zako, S. V. Lomov, and I. Verpoest, "Mechanical behaviors of non-crimp fabric composites based on multi-scale analysis", in *17th Int. Conf. on Composite Materials, Edinburgh, UK*, (2009).
- [7] D. Mikhaluk, T. Truong, A. Borovkov, S. V. Lomov, and I. Verpoest, "Experimental observations and finite element modelling of damage initiation and evolution in carbon/epoxy non-crimp fabric composites", *Engineering Fracture Mechanics*, 75(9), 2751-2766, (2008).
- [8] K. Vallons, G. Adolphs, P. Lucas, S. V. Lomov, and I. Verpoest, "Quasi-UD glass fibre NCF composites for wind energy applications: a review of requirements and existing fatigue data for blade materials", *Mechanics & Industry*, 14(3), 175-189, (2013).
- [9] S. Korkiakoski, E. Sarlin, R. Suihkonen, and O. Saarela, "Influence of reinforcement positioning on tension-tension fatigue performance of quasi-unidirectional GFRP laminates made of stitched fabrics", *Composites Part B: Engineering*, 112, 38-48, (2017).
- [10] S. Korkiakoski, M. Haavisto, M. Rostami Barouei, and O. Saarela, "Experimental compaction characterization of unidirectional stitched noncrimp fabrics in the vacuum infusion process", *Polymer Composites*, 37(9), 2692-2704, (2016).
- [11] D. Mattsson, R. Joffe, and J. Varna, "Damage in NCF composites under tension: effect of layer stacking sequence", *Engineering Fracture Mechanics*, 75(9), 2666-2682, (2008).
- [12] S. V. Lomov *et al.*, "Experimental methodology of study of damage initiation and development in textile composites in uniaxial tensile test", *Composites Science and Technology*, 68(12), 2340-2349, (2008).

- [13] O. İnal, F. Balıkoğlu, and A. Ataş, "Bolted joints in quasi-unidirectional glass-fibre NCF composite laminates", *Composite Structures*, (183), 536-544, (2018).
- [14] S. R. Hallett, B. G. Green, W.-G. Jiang, K. H. Cheung, and M. R. Wisnom, "The open hole tensile test: a challenge for virtual testing of composites", *International Journal of Fracture*, 158(2), 169-181, (2009).
- [15] M. R. Wisnom and S. R. Hallett, "The role of delamination in strength, failure mechanism and hole size effect in open hole tensile tests on quasi-isotropic laminates", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 40(4), 335-342, (2009).
- [16] S. Hallett, B. Green, W. Jiang, and M. Wisnom, "An experimental and numerical investigation into the damage mechanisms in notched composites", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 40(5), 613-624, (2009).
- [17] R. B. Pipes and N. Pagano, "Interlaminar stresses in composite laminates under uniform axial extension", in *Mechanics of Composite Materials*: Springer, 234-245, (1994).
- [18] N. Pagano and R. B. Pipes, "Some observations on the interlaminar strength of composite laminates", *International Journal of Mechanical Sciences*, 15(8), 679-688, (1973).
- [19] R. Rowlands, I. Daniel, and J. Whiteside, "Stress and failure analysis of a glass-epoxy composite plate with a circular hole", *Experimental Mechanics*, 13(1), 31-37, (1973).
- [20] E. F. Rybicki and D. W. Schmueser, "Effect of stacking sequence and lay-up angle on free edge stresses around a hole in a laminated plate under tension", *Journal of Composite Materials*, 12(3), 300-313, (1978).
- [21] L. Carlsson, "Interlaminar stresses at a hole in a composite member subjected to in-plane loading", *Journal of Composite Materials*, 17(3), 238-249, (1983).
- [22] H. Suemasu, H. Takahashi, and T. Ishikawa, "On failure mechanisms of composite laminates with an open hole subjected to compressive load", *Composites Science and Technology*, 66(5), 634-641, (2006).
- [23] R. M. O'Higgins, M. A. McCarthy, and C. T. McCarthy, "Comparison of open hole tension characteristics of high strength glass and carbon fibre-reinforced composite materials", *Composites Science and Technology*, 68(13), 2770-2778, (2008).
- [24] "Datasheet for L300E10C", ed: Metyx A.Ş.
- [25] O. İnal and A. Ataş, "Kıvrımsız cam elyaf takviyeli kompozit plakalarda pim bağlantılarının deneysel olarak incelenmesi", *Gazi Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 33(4), 1445-1458, (2018).



- [26] O. İnal, "Kıvrımsız cam elyaf takviyeli kompozit plakalarda cıvata bağlantılarının deneysel ve nümerik olarak incelenmesi", (2017).
- [27] *Standard Test Method for Open-Hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates*, (2007).
- [28] L. Zhao, N. Warrior, and A. Long, "A micromechanical study of residual stress and its effect on transverse failure in polymer–matrix composites", *International journal of solids and structures*, 43(18-19), 5449-5467, (2006).
- [29] O. Nixon-Pearson, S. Hallett, P. Withers, and J. Rouse, "Damage development in open-hole composite specimens in fatigue. Part 1: Experimental investigation", *Composite Structures*, 106, 882-889, (2013).
- [30] "ANSYS, in Release 14.5,", (2013).
- [31] M. Madhoushi and M. P. Ansell, "Effect of glue-line thickness on pull-out behavior of glued-in GFRP rods in LVL: Finite element analysis", *Polymer Testing*, 62, 196-202, (2017).
- [32] S. C. Tan, "A progressive failure model for composite laminates containing openings", *Journal of Composite Materials*, 25(5), 556-577, (1991).
- [33] H. J. Konish and J. M. Whitney, "Approximate stresses in an orthotropic plate containing a circular hole", *Journal of Composite Materials*, 9(2), 157-166, (1975).
- [34] A. Ataş, "Open hole compressive strength and damage mechanisms: maximum stress versus Hashin criteria", *Plastics, Rubber and Composites*, 44(7), 280-290, (2015).
- [35] D. Liu, "Impact-induced delamination—a view of bending stiffness mismatching", *Journal of composite materials*, 22(7), 674-692, (1988).
- [36] T. Sebaey, E. González, C. Lopes, N. Blanco, P. Maimí, and J. Costa, "Damage resistance and damage tolerance of dispersed CFRP laminates: Effect of the mismatch angle between plies", *Composite Structures*, 101, 255-264, (2013).
- [37] E. Fuoss, P. V. Straznicky, and C. Poon, "Effects of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates. Part 2: prediction method", *Composite structures*, 41(2), 177-186, (1998).
- [38] J. Joo and C. Sun, "A failure criterion for laminates governed by free edge interlaminar shear stress", *Journal of composite materials*, 26(10), 1510-1522, (1992).