

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



**KIVRIMSIZ CAM ELYAF TAKVİYELİ KOMPOZİT
PLAKALARDA CIVATA BAĞLANTILARININ DENEYSEL
VE NÜMERİK OLARAK İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

OĞUZCAN İNAL

BALIKESİR, OCAK, 2017

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



**KIVRIMSIZ CAM ELYAF TAKVİYELİ KOMPOZİT
PLAKALARDA CIVATA BAĞLANTILARININ DENEYSEL
VE NÜMERİK OLARAK İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

OĞUZCAN İNAL

Jüri Üyeleri : Yrd. Doç. Dr. Akın ATAŞ (Tez Danışmanı)

Prof. Dr. İrfan AY

Yrd. Doç. Dr. Özden İŞBİLİR

BALIKESİR, OCAK, 2017

KABUL VE ONAY SAYFASI

Oğuzcan İNAL tarafından hazırlanan “**KIVRIMSIZ CAM ELYAF TAKVİYELİ KOMPOZİT PLAKALARDA CIVATA BAĞLANTILARININ DENEYSEL VE NÜMERİK OLARAK İNCELENMESİ**” adlı tez çalışmasının savunma sınavı 12.01.2017 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
Yrd. Doç. Dr. Akın ATAŞ

Üye
Prof. Dr. İrfan AY

Üye
Yrd. Doç Dr. Özden İŞBİLİR



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

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

Doç. Dr. Necati ÖZDEMİR

.....

Bu tez çalışması Yüksek Öğretim Kurumu (YÖK) tarafından Öğretim Üyesi Yetiştirme Programı (ÖYP) kapsamında desteklenmiştir.

ÖZET

**KIVRIMSIZ CAM ELYAF TAKVİYELİ KOMPOZİT PLAKALARDA
CIVATA BAĞLANTILARININ DENEYSEL VE NÜMERİK OLARAK
İNCELENMESİ
YÜKSEK LİSANS TEZİ
OĞUZCAN İNAL
BALIKESİR ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
(TEZ DANIŞMANI: YRD. DOÇ. DR. AKIN ATAŞ)
BALIKESİR, OCAK, 2017**

Kıvrımsız elyaf (KE) kompozitler, ucuz üretim yöntemleri ve iyi mekanik özellikleri sebebiyle dikkat çeken kompozit malzeme sistemlerinden birisidir ve geniş uygulama alanlarına sahiptir. Ayrıca, kompozit yapılarda metal-kompozit veya kompozit-kompozit birleşimleri için kullanılan cıvata bağlantıları da araştırmacıların ve mühendislerin karşılaştığı en önemli zorluklardan birisidir. Bu nedenle, KE kompozitlerin cıvata bağlantılarının da saha uygulamalarında etkin kullanılabilmesi için iyi anlaşılması ve detaylandırılması gerekmektedir. Bu tez çalışmasında cıvata bağlantısına sahip çapraz-katlı ve yarı-izotropik yarı-tek yönlü cam KE/epoksi kompozit plakalar üretilmiş ve ilgili standartlar uyarınca temel ve cıvata bağlantılı mekanik özellikleri incelenmiştir. Son olarak, mekanik deneyleri tamamlanan farklı elyaf düzenlerine sahip yarı-tek yönlü cam KE/epoksi kompozitlerin 3 boyutlu (3-B) kademeli hasar modeliyle (KHM) mukavemet ve hasar kestirimleri yapılarak sonuçlar sunulmuştur.

ANAHTAR KELİMELER: Kıvrımsız elyaf (KE) kompozitler, kademeli hasar modeli (KHM), cam fiber takviyeli polimer (CFTP) kompozitler, cıvata bağlantısı mukavemeti, sonlu elemanlar analizi (SEA).

ABSTRACT

**EXPERIMENTAL AND NUMERICAL INVESTIGATION OF BOLTED
JOINTS IN NON-CRIMP GLASS FIBRE REINFORCED COMPOSITE
LAMINATES
MSC THESIS
OĞUZCAN İNAL
BALIKESİR UNIVERSITY INSTITUTE OF SCIENCE
MECHANICAL ENGINEERING
(SUPERVISOR: ASSIST. PROF. DR. AKIN ATAŞ)
BALIKESİR, JANUARY 2017**

Non-crimp fabric (NCF) composites are one of the most attractive composite materials due to their satisfactory mechanical properties and low production costs and they have wide application areas. The bolted joint configurations of the composite structures are one of the challenges that the researchers have faced due to the metal-composite & composite-composite interactions. Therefore, bolted joint behaviour of NCF composites must be well understood for implementation of these in practical applications. In this study, mechanically fastened crossply and quasi-isotropic quasi-unidirectional NCF glass/epoxy laminates are manufactured and tested according to related ASTM standards. Furthermore, the bolted joint strength of various quasi-UD NCF glass/epoxy laminates was estimated by a three-dimensional progressive damage model (PDM).

KEYWORDS: Non-crimp fabric (NCF) composites, progressive damage modelling (PDM), glass fiber reinforced plastic (GFRP) composites, bolted joint strength, finite element analysis (FEA).

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET	i
ABSTRACT	ii
İÇİNDEKİLER	iii
ŞEKİL LİSTESİ	v
TABLO LİSTESİ	vii
ÖNSÖZ	viii
1. GİRİŞ	1
1.1 Fiber Takviyeli Polimer Kompozitler	2
2. KIVRIMSIZ ELYAF TAKVİYELİ KOMPOZİTLER	6
2.1 Kıvrımsız Elyaf İmalat Yöntemleri	6
2.2 KE Kompozitler ve Kullanım Alanları	8
2.3 KE Kompozitlerin Mikro ve Mezo Yapıları	9
2.4 KE Kompozitlerin Mekanik Özellikleri	12
2.4.1 Çekme Mukavemeti	13
2.4.2 Basma Mukavemeti.....	15
2.4.3 Tabaka-İçi Kayma Mukavemeti.....	17
2.4.4 Eğilme Mukavemeti	18
2.4.5 Darbe Direnci	19
3. MEKANİK BAĞLANTILAR ve HASAR MODU İNCELEMELERİ	20
3.1 Hasar Kestirim Yöntemleri.....	27
4. DENEYSEL ÇALIŞMA	30
4.1 KE Takviyeli Kompozit Plaka Üretimi	30
4.2 Temel Mekanik Değerlerin Belirlenmesi	32
4.2.1 Çekme Mukavemetinin Belirlenmesi.....	33
4.2.2 Basma Mukavemetin Belirlenmesi	34
4.2.3 Kayma Mukavemetinin Belirlenmesi	36
4.2.4 Elastik Özelliklerin Belirlenmesi	37
4.3 Cıvata Bağlantılı Kompozit Plaka Deneyleri	40
4.3.1 Çapraz-Katlı Plakalar	43

4.3.2	Yarı-İzotropik Plakalar.....	46
5.	SONLU ELEMANLAR ANALİZİ.....	55
5.1	Kademeli Hasar Analizi	56
5.2	Cıvata Bağlantılarının Modellenmesi ve 3-B Kademeli Hasar Analizi	60
5.3	3-B Kademeli Hasar Analizi Sonuçları ve Değerlendirme	74
5.3.1	Çapraz-Katlı Plakalar	76
5.3.2	Yarı-İzotropik Plakalar.....	83
6.	SONUÇLAR VE ÖNERİLER	92
7.	KAYNAKLAR	95

ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 1.1: Polimer matrisli kompozitlerde takviye çeşitleri.	3
Şekil 2.1: Kıvrımsız dokuma türleri; solda tek eksenli, ortada iki eksenli, sağda üç eksenli [8].	7
Şekil 2.2: Liba tekniğiyle kıvrımsız elyaf kumaş üretimi [9].	7
Şekil 2.3: Airbus A-380 arka basınç bölmesinin yapımı [8].	8
Şekil 2.4: Visby korveti.	8
Şekil 2.5: Asp ve diğ. tarafından kullanılan dikiş parametreleri [22].	10
Şekil 2.6: Çatlak tipleri [18].	14
Şekil 2.7: Sonlu elemanlar modeli, birim hücre [13, 14].	16
Şekil 2.8: Sonlu elemanlar modeli, birim hücre [15].	16
Şekil 3.1: Pim bağlantısına sahip plaka geometrisi.	22
Şekil 3.2: Mekanik bağlantılarda hasar modları, a) çekme hasarı, b) dışa-kayma (kayma) hasarı, c) cıvata sökülmesi, d) bölünme hasarı, e) yatak (yataklama) hasarı, f) cıvata eğilmesi [35].	22
Şekil 3.3: Yatak hasarları, solda 0° plaka, sağda ±45° plaka [38].	23
Şekil 3.4: Farklı sıkma kuvvetine sahip plakalarda delaminasyon hasarı [41].	24
Şekil 3.5: Farklı elyaf düzenlerine sahip plakaların yatak ve kopma mukavemetleri [42].	25
Şekil 3.6: [0°/90°] _{2s} plakadaki hasar mekanizmaları [43].	25
Şekil 3.7: Farklı malzemelerde bağlantının yapısal veriminin geometriyle değişimi; üstteki eğri sünek metaller, ortadaki eğri fiber kompozitler, alttaki eğri gevrek metaller [35, 51].	29
Şekil 4.1: Vakum torbalama yöntemiyle kompozit malzeme üretimi [52].	30
Şekil 4.2: L300E10C yarı-tek yönlü kıvrımsız cam elyafın görüntüsü: solda; ön taraf, sağda; arka taraf.	31
Şekil 4.3: Çekme deneyi tamamlanmış numunelere ait fotoğraflar.	33
Şekil 4.4: Malzeme sistemine ait çekme yükü altındaki gerilme-uzama% grafiği.	34
Şekil 4.5: Solda; ASTM D 6641 standardına göre numune yerleşimi [54], sağda; hasar görmüş numuneler.	35
Şekil 4.6: Malzeme sistemine ait basma yükü altındaki gerilme-uzama% grafiği.	35
Şekil 4.7: Kayma gerilmesi-kayma gerinimi eğrileri; Solda, deneyden elde edilen grafik. Sağda, sünek matrise sahip malzemeler için standartta belirtilen grafik [55].	36
Şekil 4.8: [0°] ₈ numuneye ait gerinim-ölçerlerle elde edilen gerinim-gerilme diyagramı (1 fiber yönünü, 2 fibere dik yönü göstermektedir).	38
Şekil 4.9: [90°] ₈ numuneye ait gerinim-ölçerlerle elde edilen gerinim-gerilme diyagramı (1 fiber yönünü, 2 fibere dik yönü göstermektedir).	38
Şekil 4.10: [±45°] _{2s} numuneye ait gerinim-ölçerlerle elde edilen gerinim-gerilme diyagramı (1 yükleme yönünü, 2 yüklemeye dik yönü göstermektedir).	39
Şekil 4.11: Üretilen plakaların ölçüleri.	40
Şekil 4.12: 135mm X 36 mm boyutlu numunelerin cıvata deliklerinin delinmesi.	41
Şekil 4.13: Yatak mukavemeti deneyi numuneleri.	41
Şekil 4.14: Deney düzeneği; solda şematik resim, sağda deneyin yapılışı.	42
Şekil 4.15: C1-[90°/0°] _s elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.	43
Şekil 4.16: Yükleme sonrası C1 numunelerinde görülen hasarın temsili fotoğrafı.	44

Şekil 4.17:	C2-[90° ₂ /0° ₂] _s elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.	44
Şekil 4.18:	Yüklemeye sonrası C2 numunelerinde görülen hasarın temsili fotoğrafı...	45
Şekil 4.19:	C3-[90°/0°] _{2s} elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.	45
Şekil 4.20:	Yüklemeye sonrası C3 numunelerinde görülen hasarın temsili fotoğrafı...	46
Şekil 4.21:	Q1 elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.	46
Şekil 4.22:	Yüklemeye sonrasında Q1 numunelerinde görülen hasarın fotoğrafı.....	47
Şekil 4.23:	Q2 elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.	47
Şekil 4.24:	Yüklemeye sonrasında Q2 numunelerinde görülen hasarın fotoğrafı.....	48
Şekil 4.25:	Q3 elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.	48
Şekil 4.26:	Yüklemeye sonrasında Q3 numunelerinde görülen hasarın fotoğrafı.....	49
Şekil 4.27:	Çapraz-katlı numunelerin yatak mukavemetleri.	50
Şekil 4.28:	Yarı-izotropik numunelerin yatak mukavemetleri.	51
Şekil 4.29:	C2_1 kodlu numuneye ait kuvvet uzama eğrisi ve hasar.	52
Şekil 4.30:	Q2_3 kodlu numuneye ait kuvvet uzama eğrisi ve hasar.	53
Şekil 4.31:	a) Deneylerde gözlemlenen bütün hasar modlarının bir C3 plakası üzerinde gösterimi, b) 90° fiber demetleri arasındaki ayrılma.....	54
Şekil 5.1:	Kademeli hasar analizi akış diyagramı.....	57
Şekil 5.2:	Dairesel deliğe sahip kompozit plaka için farklı sonlu eleman modelleri. a) Yarım model (Khashaba ve diğ.) [42], b) Çeyrek model (Ataş ve diğ.) [57], c) Tam model (Tserpes ve diğ.) [69].	62
Şekil 5.3:	Tabakadaki çizgilerde oluşturulan bölüntüler.	63
Şekil 5.4:	Solda; cıvatanın sonlu eleman modeli. Sağda; kompozit plakada sıkma torkundan dolayı oluşan gerilme dağılımı.	64
Şekil 5.5:	Dairesel deliğe sahip kompozit plakada farklı boyut oranı olması öngörülen bölgeler.	65
Şekil 5.6:	Ağ yapılarının farklı çözüm algoritmalarındaki uygunluk analizi.	66
Şekil 5.7:	Ağ-1 boyut oranlarına göre plaka ağ yapısı.	67
Şekil 5.8:	Farklı deplasman miktarları için uygunluk analizi.	67
Şekil 5.9:	Simetri düzlemindeki cıvata yüzeylerine uygulanan deplasman.	69
Şekil 5.10:	İkinci yüklemeye adımındaki sınır şartları.	69
Şekil 5.11:	Sonlu elemanlar ile çapraz-katlı plakalarda belirlenen temas gerilmesi dağılımları; solda mevcut model için C3 (e/d=3, w/d=6), sağda [0°/90°] _s (e/d=2,3,∞, w/d=10) [77].	72
Şekil 5.12:	Sonlu elemanlar ile çapraz-katlı plakalarda belirlenen temas gerilmesi dağılımları; solda mevcut model için Q2 (e/d=3,w/d=6), sağda [0°/±45°/90°] (e/d=2,3,∞, w/d=10) [77].	72
Şekil 5.13:	Farklı sıkma basıncı ve hasar kriterleriyle alınan sonuçların grafiği.	74
Şekil 5.14:	Üstte 0° (simetri düzlemi) ve altta 90° (dış yüzey) tabakadaki XY kayma gerilmesi dağılımı (MPa).	76
Şekil 5.15:	Üstte 0° (simetri düzlemi) ve altta 90° (dış yüzey) tabakadaki X normal gerilme dağılımı (MPa).	77
Şekil 5.16:	C3 plakasının dış yüzeyindeki 90° tabaka için KHA'da tespit edilen hasarla, deney sonucunun karşılaştırılması.	83
Şekil 5.17:	ΔT=150°C sıcaklık değişimi sonrası pim deliği çevresinde TANG dağılımı [78]: solda; Q-1[45°/0°/-45°/90°] _s , sağda; Q-3[0°/90°/±45°] _s	84
Şekil 5.18:	250 MPa yatak gerilmesi altındaki cam fiber/epoksi kompozit plakada daireysel delik çevresinde TANG dağılımı [78]. Solda; Q-2 [90°/+45°/-45°/0°] _s , sağda; Q-3 [0°/90°/+45°/-45°] _s	85
Şekil 5.19:	KHA'da tespit edilen, Q2 plakasına ait tabakalardaki bazı hasarlar.	85

TABLO LİSTESİ

Sayfa

Tablo 1.1: Kompozit malzemeler ve fiberlerin tarihsel gelişimi [2].....	2
Tablo 1.2: Geleneksel malzemeler ve fiberlere ait mekanik değerler [1].	2
Tablo 4.1: Metyx L300E10C kıvrımsız elyaf kumaşa ait tekstil özellikleri.	31
Tablo 4.2: LR160 epoksi reçineye ait mekanik değerler.	32
Tablo 4.3: WR6-1200/LR160 malzeme sisteminin mukavemet değerleri.....	37
Tablo 4.4: WR6-1200/LR160 malzeme sistemine ait elastik değerler.	39
Tablo 4.5: İncelenecek olan plakaların elyaf dizilişleri.	41
Tablo 4.6: Cıvata bağlantılı deneylerin istatistiksel sonuçları.	50
Tablo 5.1: KE kompozitleri ele alan sonlu elemanlar çalışmalarından bazıları.....	55
Tablo 5.2: Farklı bölgeler için ağ yapısı boyut oranları.	66
Tablo 5.3: Sonlu eleman modelinin önemli özellikleri.	70
Tablo 5.4: Dört hasar türü için Maksimum Gerilme Kriteri.	73
Tablo 5.5: Dört hasar türü için Hashin Kriteri [67].....	73
Tablo 5.6: Malzeme özellikleri indirgeme katsayıları [66].....	73
Tablo 5.7: Sonlu eleman analizleriyle deneysel verinin karşılaştırması.	75
Tablo 5.8: C3 plakasının simetri düzlemindeki 0° tabaka için KHA'da hasar ilerleyişi (25. alt-adımdan 100. alt-adıma kadar).	79
Tablo 5.9: C3 plakasının simetri düzlemindeki 0° tabaka için KHA'da hasar ilerleyişi (125. alt-adımdan 167. alt-adıma kadar).	80
Tablo 5.10: C3 plakasının dış yüzeyindeki 90° tabaka için KHA'da hasar ilerleyişi (25. alt-adımdan 100. alt-adıma kadar).	81
Tablo 5.11: C3 plakasının dış yüzeyindeki 90° tabaka için KHA'da hasar ilerleyişi (125. alt-adımdan 167. alt-adıma kadar).	82
Tablo 5.12: Q1 Plakası için maksimum yük altında bütün tabakalardaki hasarlar. ..	86
Tablo 5.13: Q1 plakası ara yüzeylerde tabakalar-arası kayma gerilmesi dağılımları.	87
Tablo 5.14: Q3 plakası için maksimum yük altında bütün tabakalardaki hasarlar. ..	88
Tablo 5.15: Q3 plakası ara yüzeylerde tabakalar-arası kayma gerilmesi dağılımları.	89
Tablo 5.16: Yeni ve eski ağ yapılarıyla yapılan KHA sonuçlarının karşılaştırılması.	90

ÖNSÖZ

Her şeyden önce bu çalışmanın yapılması için ilham ve fikir vererek yol gösteren danışmanım Yrd. Doç. Dr. Akın ATAŞ'a sonsuz teşekkürleri bir borç bilirim. Destekleri için başta Arş. Gör. Fatih BALIKOĞLU ve Arş. Gör. Tayfur Kerem DEMİRCİOĞLU olmak üzere bütün Balıkesir Üniversitesi Öğretim Üyeleri ve Mensupları'na, ayrıca bana akademik disiplini kazandırdığı için ise Yıldız Teknik Üniversitesi'ne minnettarlıklarımı sunarım.

Bütün hayatım boyunca benden desteklerini esirgemeyen değerli annem Şükran, babam Yaşar ve kardeşlerim Kaan ile Okan ile diğer bütün aile fertlerime de en kalpten teşekkürleri borç bilirim.

Bunların dışında tez sürecinin önemli bir kısmı boyunca yanımda olan İnşaat Mühendisi Benan ÇELİK'e, laboratuvar ve deney çalışmalarında hiçbir fedakârlıktan kaçınmayarak bana yardımcı olan Mazlum ÖZTEMEL'e ve son olarak da can dostlarım Elektrik-Elektronik Mühendisi Kağan KARACA, Makine Mühendisi Caner ÇİNAR, Çevre Mühendisi M. Yiğit ALTUNSOY, Makine Mühendisi Ozan ÖZMEN, Makine Mühendisi (MSc) Burak BAŞARAN ve Makine Mühendisi (MSc) Selman TEZCAN'a da özel teşekkürlerimi sunarım. Kedilerim Kya ve Bumi'ye de özellikle yazım aşamasında harcadıkları yoğun emek için ayrıca şükranlarımı iletmek isterim. Sizler olmasaydınız bu sonuç elde edilemezdi.

Son olarak, bu önsözü Mustafa Kemal ATATÜRK'ün "Vatan sevgisi ona hizmetle ölçülür." sözü ve Kur-an'ı Kerim'in ilk vahyi olan "Oku!" emriyle bitirmek isterim. Umarım gelecek bana, ülkeme ve bütün insanlığa aydınlık günler getirecektir.

Oğuzcan İNAL

1. GİRİŞ

Bilinen dünya tarihinde, insanların kullandıkları malzemeler her zaman teknolojinin, uygarlığın ve gelişmişliğin göstergesi olmuştur. M.Ö. 600.000 yılından M.Ö. 5500 yılına kadar olan dönemde insanlar taşları işlemiş, av aletleri, ev aletleri gibi yaşamsal gerekliliklerini taşlarla karşılamıştır. M.Ö. 5500-3000 yılları arasında yaşanan Maden Çağı adı verilen dönemde insanlık sırasıyla bakır, tunç ve demiri işlemiştir. İnsanlığın tekniği ve bilimi zaman içerisinde geliştirmesine istinaden malzeme ihtiyaçları değişmiş, dayanıklılığın yanında hafiflik, korozyon direnci işlenebilirlik gibi parametreler de ön plana çıkmıştır. Sonuç olarak değişen ve gelişen dünyada geleneksel malzemeler zaman içinde istenilen özellikleri karşılayamaz hale gelmiştir ve bu durum yeni malzeme arayışlarına sebep olmuştur ve hala olmaktadır. Bu arayışın bir sonucu olarak son asırda Tablo 1.1’de görüldüğü üzere kompozit malzemelerin önemi de gittikçe artmıştır

Kompozit malzeme; makroskobik düzeyde bir araya getirilmiş ve birbiri içerisinde çözünmeyen iki veya daha fazla bileşenden oluşan yapı malzemelerinin adıdır [1]. Kompozit malzeme; takviye malzemesi ve matris malzemesinden oluşur. Kompozit malzemeler kendi içlerinde polimer matris kompozitler, metal matris kompozitler, seramik matris kompozitler gibi sınıflara ayrılmaktadır. Fakat genel anlamda kompozit malzeme denildiğinde akıllarda oluşan algı, polimer matris kompozitleri işaret etmektedir. Başta mekanik ve termal avantajları gibi çeşitli avantajlarından dolayı kompozit malzemeler birçok mühendislik problemine çözüm olarak karşımıza çıkmaktadır. Yüksek özgül mukavemet, düşük ısıl genleşme katsayısı ve boyutsal kararlılık gibi özellikleri kompozit malzemeleri ön plana çıkartmaktadır. Özellikle havacılık ve uzay sanayiinde tercih edilen kompozit malzemeler günümüzde otomotiv, deniz taşıtları, basınçlı kaplar, rüzgâr türbinleri vb. birçok alanda sağladığı avantajlar sebebiyle yaygınlaşarak kullanılmaktadır.

1.1 Fiber Takviyeli Polimer Kompozitler

Polimer matris kompozitler en yaygın kullanılan kompozit malzeme çeşididir. Bunların yaygın olarak kullanılma nedenleri yüksek mukavemetli olmaları ve basit üretim prensipleri içermeleridir. Polimer matris kompozit üretim tekniklerinden bazıları filaman sargı, otoklav yöntemi ve reçine transfer yöntemidir.

Fiber takviyeli kompozit malzemeler; sürekli fiber takviyeli ve süreksiz fiber takviyeli olarak ikiye ayrılabilir. Tablo 1.1’de kompozit malzemelerin tarihsel gelişimi ve Tablo 1.2’de bazı geleneksel malzemeler ile fiberlere ve kompozit malzemelere ait mekanik değerler verilmiştir.

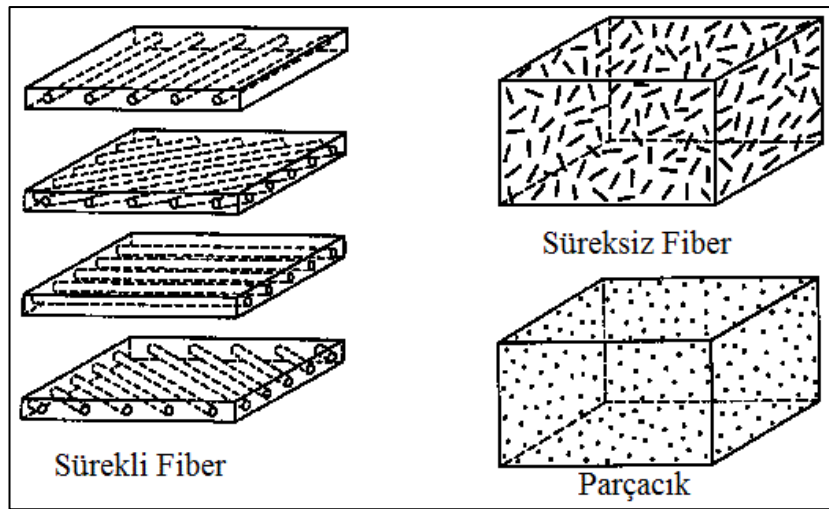
Tablo 1.1: Kompozit malzemeler ve fiberlerin tarihsel gelişimi [2].

Saman takviyeli kerpiç	M.Ö. 800, Mısır
Hayvan tendonları ve ipekten yapılmış tabakalı yay	M.Ö. 700’ler Moğolistan
Katkılı elyaftan havacılık malzemeleri	1910’lar
Elyaf takviyeli fenolik reçine	1930’lar
Cam fiber takviyeli plastikler	1940’lar
Boron ve karbon fiber ve kompozitleri	1960’lar
Kevlar 49® (Aramid) ve kompozitleri	1970’ler

Tablo 1.2: Geleneksel malzemeler ve fiberlere ait mekanik değerler [1].

Malzeme	Özgül Ağırlık	Young Modülü (GPa)	E/ρ (GPa-m ³ /kg)	$E^{1/2}/\rho$ (Pa-m ³ /kg)	$E^{1/3}/\rho$ (Pa ^{1/3} -m ³ /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 malzemelerde fiber ve matris fazlarının ayrı ayrı görevleri bulunmaktadır. Fiberler düşük ağırlığa sahip, mukavemetli ve rijit malzemelerdir. Yapıldıkları ham malzemeye göre daha güçlü bir yapıdadırlar. Bunun sebebi ise fiberleri oluşturan moleküllerin fiber yönünde düzgün bir şekilde hizalanmasıdır. Örneğin E-cam ham malzemenin çekme mukavemeti 1.5 GPa iken, E-cam fiberin çekme mukavemeti 3.5 GPa civarına ulaşmaktadır [3]. Fiberler bu özellikleri nedeniyle kompozit malzemelerde kullanılmaktadır. Fakat yüksek çekme mukavemetine sahip olan fiberlerin diğer yönlerden gelen yüklemelere karşı mukavemetleri daha zayıftır. Bu nedenle sürekli fiber kullanılan bir tabakanın mukavemeti fiberlerin dizildiği yön dışındaki yönlerde daha düşük olacaktır. Eğer bir tabakanın düzlem-içindeki her yönde aynı veya yakın mukavemet değerlerine sahip olması isteniyorsa, süreksiz fiberlerin kullanımı bu ihtiyaç için bir alternatif olabilir. Ayrıca bazı polimer matrisli kompozitler parçacık takviyeli olarak da tasarlanabilmektedir. Bu parçacıkların boyutları mikro veya nano düzeyde olabilir. Nano düzeyde parçacık içeren kompozitler nanokompozit olarak adlandırılmaktadır ve geniş bir araştırma alanına sahiptirler. Şekil 1.1’de sürekli fiber, süreksiz fiber ve parçacık takviyeli kompozitler birer görselle anlatılmıştır. Süreksiz fiber ve parçacık takviyeli kompozitlerde etkin mukavemet istenilen yöne göre ayarlanamazken, sürekli fiber takviyeli kompozitlerde fiberlerin yönü istenilen şekilde ayarlanıp, ona göre etkin mukavemetin yönü belirlenebilmektedir.



Şekil 1.1: Polimer matrisli kompozitlerde takviye çeşitleri.

Matris fazının kompozit malzemelerdeki görevlerini inceleyecek olursak, ana görevi olan fiberleri bir arada tutma görevinden başlamamız gerekmektedir. Matris fazı fiberleri çevreleyerek onları düzgün bir hizada tutmakta ve belirli bir enerji seviyesine kadar olan darbelerden (bu enerji seviyesi matris türüne göre değişmektedir) fiberlerin hasar görmesini engellemektedir. Bunun dışında matris malzemesi fiberlerin çevre kaynaklı kimyasal etkilerden korunmasını da sağlamaktadır. Mukavemet açısından bakıldığında ise matrisin önemli bir görevi gelen yükü fiberlerden fiberlere iletmektir. Mukavemeti fiberlere göre çok çok düşük olan matrisin, tabaka-içi kayma, enine gerilmeler gibi bazı yüklemeler altında da kompozit malzemenin maruz kaldığı yükleri taşımakta fiberlerden daha etkin olduğu da göz ardı edilmemelidir.

Polimer matrisler iki ana grupta incelenmekte olup bunlar termoset ve termoplastiktir. Termoset matrisler ısı etkisiyle tekrar şekillendirilemezken, termoplastik matrisler ısı etkisiyle yeniden şekillendirilebilmektedir. Termoplastik matrisler bu özellikleri nedeniyle bakım-onarım kolaylığı, düşük çevre kirliliği yaratması gibi avantajlara sahiptir. Polieter eter keton (PEEK), polifenilen sülfid ve poliamit gibi çeşitleri vardır.

Termoset matrislere gelindiğinde ise bir kez kürleştikten sonra yeniden şekillendirilememekle beraber düşük maliyetleri sebebiyle yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. En çok kullanılan termoset matrisler polyester, vinil-ester, epoksi ve fenolik matrislerdir. Bu malzemeler arasında da maliyet, işçi sağlığına zarar (stiren gazı salınımı), mukavemet, camlaşma sıcaklığı vb. farklılıklar bulunmaktadır. Örneğin epoksi reçineler yüksek mukavemet ve yüksek çalışma sıcaklıkları gibi özellikleriyle diğerlerinden daha çok ön plana çıkmaktadır. Bu tez çalışmasında da matris malzemesi olarak epoksi matris seçilmiştir.

Günümüzde birçok sektörde kompozit malzeme kullanımı yaygınlaşmıştır ve günümüzde uzay, havacılık, yat/tekne imalatında kullanılan kompozit malzemelere ileri kompozitler de denilmektedir. Literatürde yapılan çalışmalara bakıldığında homojen-izotropik yapıda olmayan kompozit malzemelerin kimyasal özelliklerinden mekanik özelliklerine, hasar teorilerinden talaşlı işlem özelliklerine birçok alanda çalışmalar yapan enstitüler, araştırma merkezleri, araştırma grupları mevcuttur.

Bu tez çalışmasının hedefi ise Şişecam A.Ş. tarafından ülkemizde üretimi yapılan WR6-1200 cam fiberlerin kullanılarak kıvrımsız yapıya sahip yarı-tek yönlü kıvrımsız elyaf kumaşların takviye malzemesi olarak seçildiği kompozit plakalarda cıvata bağlantılarını incelemektir. Bu doğrultuda malzeme sistemine ait temel mekanik özelliklerin yanı sıra altı farklı elyaf düzeni için cıvata bağlantısı mukavemetleri deneysel olarak belirlenecektir. Deneysel aşamadan sonra ise sonlu elemanlar paket programıyla deneysel verilere dayanarak cıvata bağlantılarına ait hasar modellemesi ve mukavemet kestirimi yapılacaktır. Henüz tam anlamıyla incelenmemiş bu takviye kumaşın birçok mekanik özelliğini içerecek olan bu çalışmanın sonraki çalışmalar için de bir referans niteliğinde olması hedeflenmiş ve bu doğrultuda hassas sonuçların elde edilebilmesi için özen gösterilmiştir.

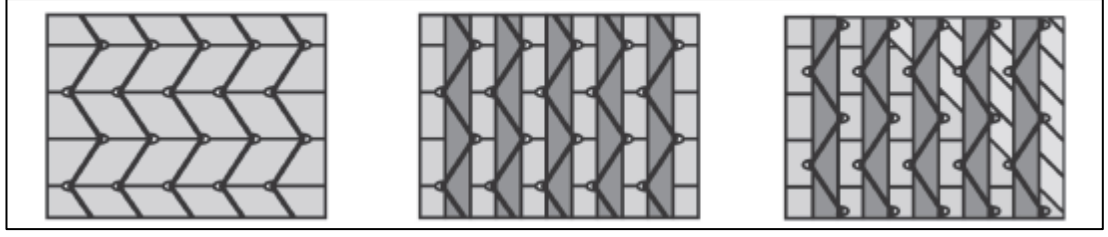
2. KIVRIMSIZ ELYAF TAKVİYELİ KOMPOZİTLER

Kıvrımsız elyaf (KE); aynı yöndeki birçok fiber demetinin dikiş iplikleri yardımıyla bir arada tutulmasıyla oluşturulmuş, düzgün geometriye sahip tekstil ürünüdür. Pratik uygulamalarda çok tercih edilen prepreg malzemeler sınırlı raf ömürleri ve otoklav kullanımını gerektiren pahalı üretim maliyetlerine sahiptir. KE kompozitler prepreg malzemelere göre daha ucuz imalat yöntemlerine (vakum torbalama, reçine film infüzyon vb.) ve dokuma elyaflara göre daha düşük kıvrıma sahip oldukları için tercih edilmektedir. KE kompozitler hakkında Avrupa Birliği'nin maddi destek sağladığı iki büyük proje bulunmaktadır. Bunlar havacılık-uzay sanayii için FALCOM [4] (Fastener-less Joining Technologies for High Performance Hybrid Composite-Metal Structures) ve otomotiv sanayii için TECABS [5] (Technologies for Carbon Fiber Reinforced Modular Automotive Body Structure) projeleridir.

Uçak yapılarında prepreg yerine KE kompozit kullanımının (1996 yılı ürün verilerine dayanarak) üretim, işçilik, malzeme, tamirat giderleri dâhil toplam maliyeti %35 civarı düşüreceği Bibo ve diğ. [6] tarafından belirtilmiştir. Neşer ve diğ. [7] tarafından yapılan çalışmada ise KE kompozitler denizcilik endüstrisinde sık kullanılan örgü+keçe kombinasyonundan daha iyi mukavemet değerleri göstermiştir.

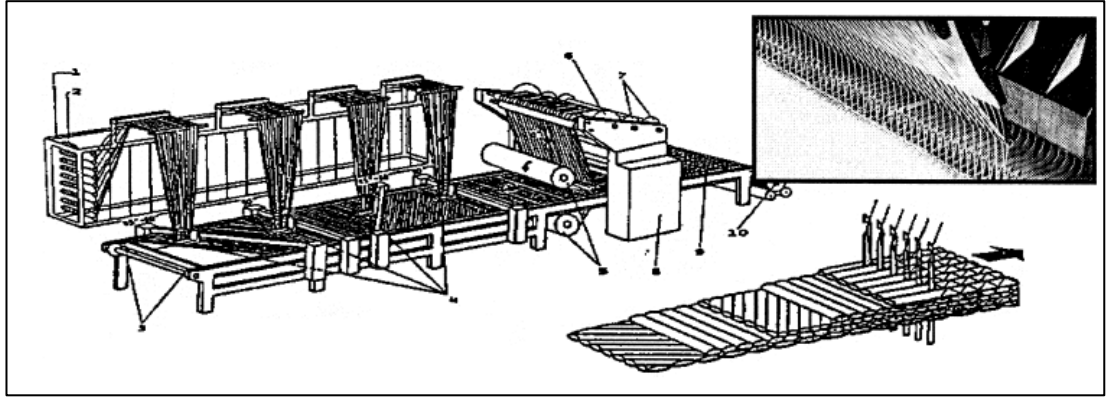
2.1 Kıvrımsız Elyaf İmalat Yöntemleri

Kompozit malzemelerde kullanılan elyaf takviyelerin dokuma, örme, dikme gibi birçok üretim çeşidi bulunmaktadır. Özellikle dikme işlemi hızlı ve uygun maliyetli bir üretim yöntemidir. Takviyenin oluşturulmasında kullanılan yöntem, bir dikim bandı üzerinde yönleri düzenlenmiş fiberlerin kalınlık yönünde polyester veya aramid ipliklerle dikilerek takviye fazının bir kumaş haline getirilmesidir. Bu yöntemle Şekil 2.1'de görülen tek, iki, üç veya daha çok eksenli kıvrımsız elyaflara sahip kumaş oluşturulabilmektedir.



Şekil 2.1: Kıvrımsız dokuma türleri; solda tek eksenli, ortada iki eksenli, sağda üç eksenli [8].

Kıvrımsız elyaf kumaşların üretiminde tekstil teknolojisinin önemli bir payı vardır. Liba adı verilen sistemle istenilen açılarda ve çok katlı kıvrımsız elyaf kumaş üretilebilmektedir. Şekil 2.2’de görüldüğü şekilde bandın çalışma yönüne 0° elyaf tekabül edecek şekilde makaralarda sarılmış elyaflar istenilen açılarla düzgün bir şekilde istiflenip, son olarak da kalınlık yönünde iplikler kullanılarak dikilmektedir.



Şekil 2.2: Liba tekniğiyle kıvrımsız elyaf kumaş üretimi [9].

Kıvrımsız elyaf üretimi sırasında fiber demetlerinin düzgün yönlendirilmesinden ötürü dikiş ipliğinin cinsi, dikiş gerginliği, dikiş aralığı, dikim yönü gibi parametreler KE kompozitlerin mekanik özelliklerini etkilemektedir. Bölüm 2.3’te bu konulara değinilecektir.

KE kompozitlerin imalat yöntemi de mekanik özellikleri etkileyebilmektedir. Örneğin vakum torbalama yöntemiyle üretim yapılırken yüksek basınç altında kalan

kumaşlardaki fiber demetleri birbirlerinin arasındaki boşluklara yerleşerek iç içe geçerek fiber demetlerinde kıvrım oluşturabilmektedir. KE kompozit üretiminde imalat yönteminin oluşturduğu mekanik özellik farklılığına Riccio ve diğ. [10] değinmiştir. Çalışmada elde edilen verilere göre reçine film infüzyon yöntemiyle üretilen numunelerde delaminasyon başlangıç yükü, esnek imalathı reçine infüzyonda üretilen numunelerin iki katı olarak elde edilmiştir.

2.2 KE Kompozitler ve Kullanım Alanları

KE kompozitler kolay üretim yöntemleri, düşük maliyetleri ve iyi mekanik performanslarıyla 1980'lerin ortasından itibaren havacılık, uzay, otomotiv, denizcilik gibi sektörlerin dikkatini çekmeyi başarmıştır. Özellikle denizcilikte kullanılan sandviç kompozitlerin dış yüzlerinde kıvrımsız elyaflar kullanılmaktadır. Şekil 2.3'te görülen Airbus A-380 uçağının arka basınç bölmesi KE takviyeli kompozit kullanılarak imal edilmiştir [11]. Kabin basıncını sabitlemekteki en önemli parçalardan birisi olan bu bölmenin yapımında KE kompozit kullanılması, KE kompozitlerin mekanik değerlerinin önemi konusunda fikir vermektedir. Bir diğer örnek ise Şekil 2.4'te görülen İsveç Deniz Kuvvetleri'ne ait 72m uzunluklu Visby Korveti'dir. Korvetin gövdesindeki sandviç yapıların dış yüzlerinde yüksek mukavemetli karbon KE kullanılmıştır [12].



Şekil 2.3: Airbus A-380 arka basınç bölmesinin yapımı [8].



Şekil 2.4: Visby korveti.

2.3 KE Kompozitlerin Mikro ve Mezo Yapıları

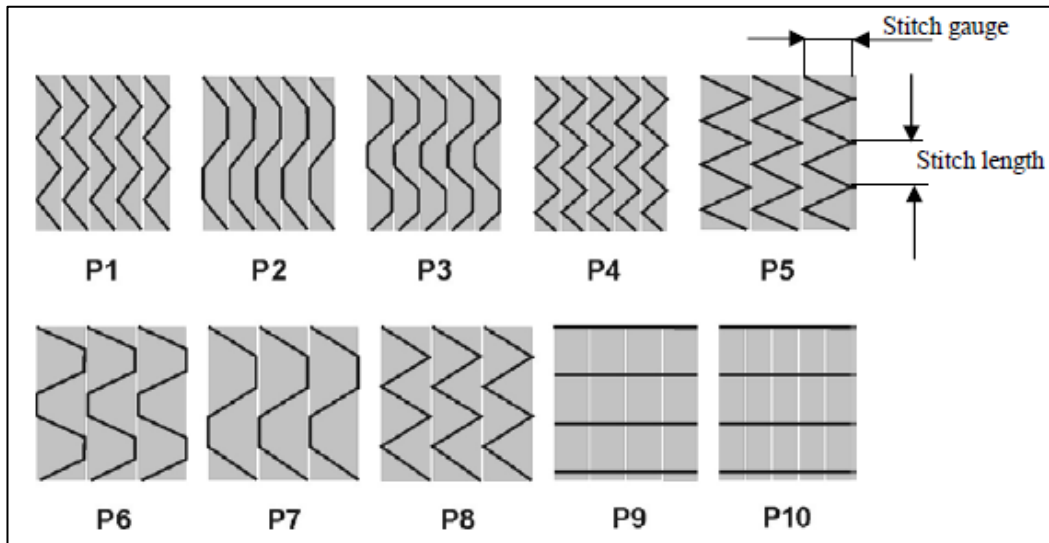
KE kompozitler göz önüne alındığında içyapıda incelenmesi gereken bazı faktörler vardır. Bunlardan en önemlileri her ne kadar kıvrımsız olarak adlandırılrsa da fiber demetlerinde kompozit malzeme üretimi sırasında oluşan kıvrım, reçine zengini bölgeler ve dikiş iplikleridir. Birçok araştırmacı bu faktörleri hesaba katan nümerik ve deneysel çalışmalar yapmıştır.

Fiberlerde üretim esnasında oluşan kıvrımların (dalgalanmaların) mekanik özelliklere etkisi birçok çalışmada sonlu elemanlar analizleri de kullanılarak incelenmiştir [13-17]. Tessitore ve diğ. [16] ve Edgren ve diğ. [18] kıvrım açısının büyüklüğü arttıkça KE kompozitin çekme yükü altında rijitlik kaybına uğradığını sonlu eleman analizleriyle belirlemiştir. Benzer şekilde basma yükü altındaki KE plakalarda da kıvrım sebebiyle mikro ve mezo burkulma hasarları görülmüştür [13, 15]. Buradan yola çıkarak kıvrımın ihmal edilmemesi gereken bir parametre olduğu sonucuna ulaşılabilir. Lomov ve diğ. [19] tarafından yapılan deneysel çalışmada iki farklı KE kumaş ve bir tane 2 boyutlu (2-B) dokuma kumaş kullanılmıştır. Deneyde bu üç malzemenin karşılaştırılmasından sonra 2-B dokumada bulunan kıvrımların çekme yükü altında fiber demetlerini düzlem dışı deformasyona zorladığı ve bunun da yükleme düzlemi dışındaki düzlemlerde kayma gerilmeleri oluşmasına sebep olarak erken hasar oluşumuna yol açtığı gözlemlenmiştir.

KE kompozitlerde fiberlerdeki kıvrım dışında üretim esnasında oluşan bir diğer yapı reçine zengini bölgelerdir. Bu reçine zengini bölgeler film ya da cep şeklinde olabilmektedir. Kurashiki ve diğ. [20] tarafından yapılan sunumda reçine zengini bölgelerin gerilme yığılmasına ve hasar başlangıcına sebep olabileceği belirtilmiştir. Benzer şekilde Mikhaluk ve diğ. tarafından [21] yapılan çalışmada dikiş bölgelerinin yakınlarında fibersiz (reçine zengini) alanlar oluştuğu, bu reçine zengini bölgelerin komşu tabakalarda gerilme yığılmalarına sebebiyet vererek enine çatlaklar oluşturduğu ve bu çatlakların tabakanın bütün kalınlığı boyunca ilerlediği mikroskopik incelemelerde görülmüştür. Aynı fiber hacim oranına fakat farklı şekillere sahip reçine zengini bölgeler fiber yönündeki elastisite modülünde %2, fibere dik yöndeki elastisite modülünde %6 fark oluşturmuştur.

Dikiş iplikleriyle ilgili birçok parametre (desen şekli, dikiş sıklığı, dikiş gerilmesi) KE kompozitlerin mekanik özelliklerine doğrudan etki etmektedir. Dikiş iplikleri delaminasyonu azaltıp, maksimum yükü artırmaktadır. Fakat erken hasar başlangıcına sebebiyet veren gerilme yığılmaları da oluşturmaktadır. Ayrıca dikiş sırasında hareket eden dikiş iğnesi fiberlere zarar verebilmektedir. Dikiş iplikleri sayesinde KE kompozitler darbe yükleri altında iyi performans göstermektedir. Fakat dikiş ipliklerinin doğru seçimi de önemli bir etkidir. Örneğin polyester yerine aramid dikiş ipliği kullanımı ilk etapta iyi görünse de, aramidin dikiş ipliği olarak kullanımının maliyet, talaşlı işlemden takım aşınması ve ısıl genleşme katsayısı farkından dolayı reçinede mikroçatlaklar oluşturması gibi dezavantajları vardır [6].

Asp ve diğ. [22] yaptıkları sunumda dikiş desenlerinin KE kompozitlerin mekanik özelliklerine etkisini göstermişlerdir. On farklı dikiş şekli kullanılan çalışmanın sonunda desen farkı mukavemet ve rijitlikte değişikliğe sebep olmazken düşük dikiş uzunluğu ve düşük dikiş açıklığına sahip elyaflarda Poisson Oranı'nda küçük farklılık meydana getirmiştir. Dikiş desenlerinin farkı asıl olarak yorulma davranışında ortaya çıkmıştır. Düşük dikiş uzunluğu ve düşük dikiş açıklığına sahip elyaflarda aynı Poisson Oranı'nda olduğu gibi çekme-çekme yorulma davranışında da düşük değerlere ulaşılmıştır. Ayrıca KE kompozitlerin çekme-çekme yorulma davranışı karşılaştırılan prepreg malzemeden de iyi çıkmıştır. Fakat bu bulguyu doğrulamak için daha çok veri gerektiği belirtilmiştir.



Şekil 2.5: Asp ve diğ. tarafından kullanılan dikiş parametreleri [22].

Mattsson ve diğ. [17], KE kompozitlerin mekanik özelliklerini etkileyen birçok değişkeni bir çalışmalarıyla raporlamıştır. Bu çalışmada ele alınan değişkenler fiber demetlerinin şekli, demetler arası reçine bölgesi boyutu, dikiş ipliklerinin sebep olduğu gerilmeler, hacim oranları ve kıvrım açısının büyüklüğüdür. Bu değişkenler mikroskop gözlemleri ve teorik hesaplarla ortaya konulmuştur ve KE kompozitlerde mezo-yapı incelemesi yapılırken bu metodolojiden faydalanmak yararlı olmaktadır.

KE kompozitler de diğer malzemeler gibi geometrik modifikasyonlara tabii tutulabilmektedir. Bazı araştırmacılar KE kumaşları birbirine dikmenin (yapısal dikiş) mekanik davranışa etkisini araştırmışlardır. Koissin ve diğ. [23] tabakalara reçine emdirmeden önce birbirine dikmenin düzlem-içi mukavemete önemli bir etkisi olmadığını diğer yandan düzlem-dışı gerilme karşısında delaminasyonu azaltıcı etkisi olduğu ve kalınlık yönündeki rijitliği artırdığı sonucuna varmışlardır. Elyafların dikilmesinin tabakalar-arası kırılma tokluğunu da artırdığını raporlamışlardır. Bunların dışında ise dikiş bölgelerinde gerilme yığılmalarının oluşması öngörülebilir bir sonuçtur. Diğer bir çalışmada Heß ve diğ. [24] ise yapısal dikişlerin oluşturduğu boşlukları içeren bir birim hücre modelleyerek düzlem-içi elastik özelliklerde oluşabilecek değişiklikleri sonlu elemanlar yöntemiyle araştırmışlardır. Oluşturdukları birim hücre modeli deneysel verilerle tutarlılık göstermiştir fakat daha iyi sonuçlar elde etmek için geliştirilmesi gerekmektedir.

KE kompozitlerde son yılların popüler konusu ise ince-tabaka (thin-ply) teknolojisidir. Pnömatik bir sistemle fiber demetlerinin genişliğini artırıp kalınlığının azaltıldığı bu ürünlerde tabaka homojenliği daha fazla olup, fiber mekanik özelliklerinin daha etkin kullanımı amaçlanmaktadır. Arteiro ve diğ. [25] ince-tabaka KE kompozitlerin çentikli mekanik davranışlarını belirlemek ve benzer elyaf düzenlerindeki prepreg malzemelerle karşılaştırmak için çentiksiz çekme-basma, çentikli çekme-basma, açık delikte çekme-basma ve yatak mukavemetlerini inceleyen deneysel bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışmanın sonucunda kalınlığı az olan ince-tabaka KE kompozitlerin kompozit cıvata bağlantılarında kullanılabilir potansiyelde olduğu sonucuna ulaşmışlardır. Çünkü ince-tabaka KE kompozitlerin yatak mukavemetleri prepreg malzemelere göre daha düşük fiber hacim oranlarına ve basit üretim prosedürlerine sahip olmalarına rağmen iyi sonuçlar vermiş ve yorulma yükü gibi değişken yüklerde delaminasyon, enine çatlaklar gibi kritik hasar modlarından dolayı hasar oluşumu daha geç olmaktadır.

2.4 KE Kompozitlerin Mekanik Özellikleri

Endüstride kompozit malzeme kullanımının artmasıyla birlikte alternatif elyaf arayışları neticesinde prepreg malzemeler yerine iki-eksenli dokuma elyaflar kullanılmaya başlanmıştır. Dokuma elyaflar prepreg malzemelere göre bazı avantaj ve dezavantajlara sahiptir. Sadece iki yönde etkin mukavemet sağlamaları dezavantajlarından birisi olarak görülebilir. Daha sonra ortaya çıkan kıvrımsız elyaflar prepreg malzemelere göre hem daha ucuz üretim yöntemlerine sahip hem de dokumalara göre yönlendirme konusunda daha efektif kullanılabilir. Dokuma kumaşlara göre daha kıvrımsız yapıda olan KE kompozitler mekanik özellikleri bakımından dokumalara oranla daha üstün sonuçlar vermektedir.

KE kompozitlerin mekanik özellikleri Hogg ve diğ. [26] tarafından deneysel olarak incelenmiştir. İki eksenli KE kompozitler aynı fiber hacim oranındaki dokumalara göre muazzam mekanik değerler ortaya koymuştur. Ayrıca mikro-yapı incelemesinden elde edilen mekanik değerleri kullanan, ideal homojen plaka kabulü yapan bir sonlu eleman modelinin sonuçlarına göre KE kompozitler, aynı fiber ve matrisin kullanıldığı dokuma malzemelerden üstün mekanik değerlere sahiptir.

Bibo ve diğ. [27] tek yönlü prepreg, sekizli saten dokuma ve kıvrımsız elyafın karşılaştırıldığı bir deneysel çalışma yapmışlardır. Çalışmada malzeme olarak hem cam hem de karbon elyaf kullanılmıştır. Mukavemet değerleri hem klasik laminasyon teorisi yardımıyla teorik olarak hesaplanmış ve hem de mekanik testler yapılmıştır. Çalışmanın sonunda KE kompozitlerin mekanik özellikleri prepreg malzemedan az bir farkla daha düşük çıkarken, sekizli satene göre daha üstün olduğu sonucuna varılmıştır.

Adden ve Horst [28] tarafından yapılan çalışmada tüp şeklinde üretilmiş yarı-izotropik KE kompozitler statik çekme, basma, kayma ve yorulma yüklerine maruz bırakılmışlardır. Deney sonunda statik çekme yükü altında önce $\pm 45^\circ$ elyafların hasar gördüğü, çatlakların daha sonra da 90° elyaflara yayıldığı mikroskopta gözlemlenmiştir. Benzer şekilde de tekrarlı yükleme altında önce -45° elyafların hasar gördüğü görülmüştür.

Sıradaki bölümlerde KE kompozitlerin çekme, basma, tabaka-içi kayma ve eğilme mukavemetleriyle birlikte darbe dirençleri ve bu özellikleri etkileyen değişkenler yapılan araştırmalara dayanılarak irdelenmiştir.

2.4.1 Çekme Mukavemeti

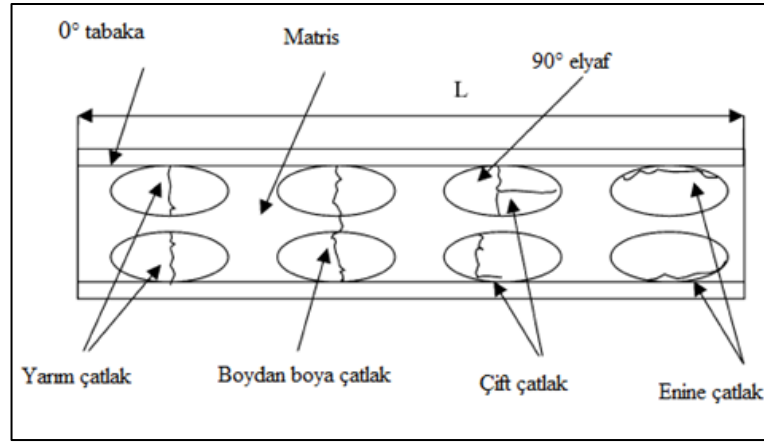
KE kompozitlerin çekme mukavemeti bazı çalışmalarda benzer yapıdaki prepreg malzemelere göre daha fazla, bazı çalışmalarda ise daha az bulunmuştur. Bu farklılığın ortaya çıkmasında araştırmacıların karşılaştırma yapmak amacıyla kullandığı malzeme ve malzeme sistemlerinin seçimi önemli rol oynamaktadır.

Hogg ve diğ. [26] yaptıkları deneysel çalışma için iki eksenli ($\pm 45^\circ$) ve dört eksenli ($0^\circ/+45^\circ/90^\circ/-45^\circ$) KE kullanmışlardır. İki eksenli elyaftan üretilen numunelerin çekme sonuçlarına göre elyafın alansal ağırlığındaki azalmanın $+45^\circ$ ve 0° yönlerindeki çekme mukavemetini artırdığını, -45° yönündeki çekme mukavemetini artırmadığını gözlemlemişlerdir. Dört eksenli numunelerde ise elyafın alansal ağırlığı arttıkça hem elastik modül hem de mukavemetin azaldığı gözlemlenmiştir.

Bibo ve diğ. [27] cam fiber prepreg, sekizli saten dokuma ve KE ile karbon fiber prepreg ve KE kullanarak çekme testleri yapmışlardır. Deney sonuçlarına göre çekme mukavemetinde cam fiber malzemede prepregler KE'den % 25 gibi bir oranda daha üstün görünmesine rağmen bunun sebebi fiber hacim oranının fazla olması olarak belirtilmiştir. Sekizli satenin çekme performansı ise KE'den de düşüktür. Karbon fiberlerde 0° yönünde çekme mukavemeti KE tabaka için 620 MPa iken, prepreg için 950 MPa olarak bulunmuştur. Aynı fiber-matris kullanılmasına rağmen bu kadar önemli bir fark oluşmasının nedeni olarak, hasar ilerleyişindeki farklılıklar ve KE kompozitlerdeki dikiş ipliklerinin oluşturduğu gerilme yığılmaları gösterilmiştir. 90° yönünde çekme yüküne maruz bırakıldığında ise KE kompozitler prepreglerden daha yüksek mukavemet değerleri göstermiştir.

Edgren ve diğ. tarafından [18] 90° tabakalarda çekme yükü altında oluşan çatlaklar ve bunların plaka mekanik özelliklerine etkisi araştırılmıştır. Bu çatlak tipleri Şekil 2.6'da gösterilmiştir. Yapılan düzlem gerilme analizleri sonucunda bu

çatlakların elastisite modülünü etkilemediği fakat enine (transvörs) gerinimin azalması ve boyuna gerinimin artması sonucu Poisson oranını değiştirdiği gözlenmiştir. Enine çatlak ve çift çatlak geleneksel prepreg malzemede görülmezken, 0° elyaflardaki üretim esnasında oluşan dalgalanmanın sebep olduğu gerilme yığılmalarından dolayı KE kompozitte görülmüştür. 0° elyaflardaki kıvrımlar %20 gibi bir oranda rijitlik düşüşüne sebep olmuştur.



Şekil 2.6: Çatlak tipleri [18].

Mattsson ve diğ. [29] çekme yükü altındaki $[0/90/0/90]_s$ ve $[90/0/90/0]_s$ plakalarda elyaf sıralamasının hasara etkisini araştırmışlardır. Çalışmanın önemli bir sonucu olarak $[0/90/0/90]_s$ plakada diğerine göre daha fazla elastik modül düşüşü görülmüştür. Böylelikle KE kompozitlerin çekme mukavemetinde elyaf sıralamasının büyük önemi olduğu vurgulanmıştır. Elastik modül düşüşü için iki muhtemel sebep olabileceği ifade edilmiştir. İlki; enine çatlakların 0° fiber demetlerinde hasar ve ayrılmaya yol açabileceği, ikincisi; 0° fiber demetlerindeki bölgesel kıvrımların düzlem dışı gerilmeler oluşturarak ayrılmaya yol açtığıdır. Fiber demetinin tamamen hasara uğradığı durumda 'demet eksiltme' modeli kullanılarak rijitlik düşüşü hesaplanmıştır.

Tessitore ve diğ. [16] lineer çekme yüküne maruz kompozit plakalarda fiberlerin kıvrımını ve dikiş ipliğini içeren temsili hacim elemanı (THE) geliştirerek sonlu elemanlar analizi yapmışlardır. Sonuçlara göre fiber kıvrımının büyüklüğü arttıkça plakanın çekme rijitliğinin düştüğü sonucuna varmışlardır. Riccio ve diğ.

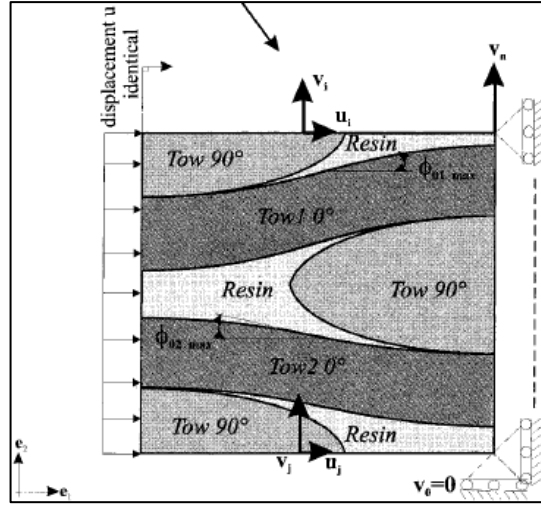
[10] aynı THE ile farklı üretim yöntemlerine göre üretilen KE kompozit plakalardaki Mod-I delaminasyon ilerlemesini de incelemişlerdir.

2.4.2 Basma Mukavemeti

Basma mukavemeti yapısal elemanlar için en az çekme mukavemeti kadar önemlidir. Servisteki bir yapı, kullanım yerine göre yüksek basma yüklerine maruz kalabilir ve basma mukavemeti bu nedenle önemli bir parametredir.

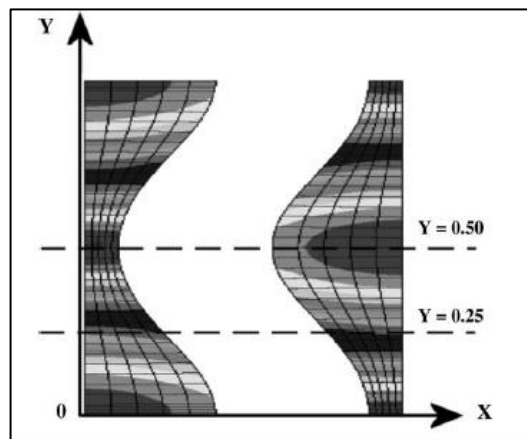
Bibo ve diğ. [27] cam fiber prepreg, sekizli saten ve cam KE ile karbon fiber prepreg ve karbon KE kullanarak basma testleri yapmışlardır. Test sonuçlarına göre cam fiber için en yüksek mukavemet 700 MPa ile prepregde bulunmuştur. KE ise 400 MPa mukavemete sahip olan sekizli satenden ufak bir farkla daha iyi sonuç vermiştir. Karbon fiber için ise 0° yönünde prepregler KE'den daha iyi performans gösterirken, 90° yönünde mukavemetleri eşdeğer çıkmıştır. Deney sonuçlarına göre fiberlerdeki dalgalanma, dikiş, yanlış yönlendirme gibi etkilerin basma mukavemetini çekme mukavemetinden daha çok etkilediği görülmüştür.

Her ne kadar “kırımsız elyaf” olarak adlandırılırsalar da, Drapier ve Wisnom [13] tarafından üretim esnasında fiber demetlerinin küçük açılarla kıvrımlar yaptığı görülmüş ve bu kıvrımların basma mukavemetine etkisi Şekil 2.7'deki iki boyutlu (2-B) birim hücre kullanılarak yapılan sonlu eleman analizleriyle gösterilmiştir. Kıvrımlar sonucunda basma yükü altındaki fiberlerde stabilite (burkulma) problemi ortaya çıkmıştır. Buradan yola çıkarak 0° elyaftaki mezo-burkulmanın basma mukavemetini kontrol ettiği sonucuna varılmıştır. Kıvrımların çok az olması durumunda da fiberlerden önce reçinenin hasar gördüğü sonucuna ulaşılmıştır. Sonuç olarak basma mukavemetinin artırılması için; fiber kıvrım açılarının düşük, reçine elastik modülünün yüksek ve fiber oranının yüksek olması gerektiği belirtilmiştir.



Şekil 2.7: Sonlu elemanlar modeli, birim hücre [13, 14].

Fiber demetlerinin kıvrımlı olduğu bir başka çalışma da Joffe ve diğ. [15] tarafından yapılmış ve hasar başlangıç gerinimi iki yaklaşımla ele alınmıştır. Bu çalışmada ise Şekil 2.8'deki birim hücre kullanılarak sonlu elemanlar analizi yapılmıştır. Bu yaklaşımlar; basma ve kayma yüklemeleri neticesinde fiber demetinde oluşan plastik mikro-burkulma ve von Mises kriterine göre belirlenen matrisin göçmesidir. Kıvrımların sinüzoidal yapıda olduğu varsayılarak, kıvrım açılarının artmasının baskın hasar modunu kayma yönünde değiştirdiği gözlenmiştir.



Şekil 2.8: Sonlu elemanlar modeli, birim hücre [15].

2.4.3 Tabaka-İçi Kayma Mukavemeti

Bibo ve diğ. [27] cam fiber prepreg, sekizli saten ve KE ile karbon fiber prepreg ve KE kullanarak tabak-İçi kayma mukavemetlerini incelemiştirlerdir. Cam fiber için sekizli saten ve prepreg'in mukavemetleri yakın çıkarken KE'nin kayma mukavemeti onlardan daha düşük çıkmıştır. Buna sebep olarak KE kompozit malzeme içerisinde oluşan boşluklar ve diğer kusurlar gösterilmiştir. Karbon fiberde ise KE şaşırtıcı bir şekilde prepregden daha iyi sonuç göstermiştir. Kompozit malzemelerde kayma gerilmeleri fiberlerden çok reçine tarafından taşınır. Prepreglerin sınırlı raf ömürleri olmasından dolayı, ön-kürleşmiş reçinenin mekanik özellikleri zamanla bozulabilmektedir. KE'nin prepregden daha üstün sonuç vermesinin sebebinin de reçinedeki bu bozulma olabileceğine değinilmiştir.

Drapier ve Wisnom önceki çalışmalarındaki [13] aynı 2-B birim elemanı kullanarak fiber demetlerinde üretim sırasında oluşan kıvrımların tabaka İçi kayma mukavemetine etkisini incelemiştirlerdir [14]. Bu çalışmalarının sonucunda kıvrımların açısı yükseldikçe tabaka-İçi kayma geriniminin arttığı görülmüştür. Reçine cepleri ve reçine filmlerinin kompozit tabakanın kayma davranışı üzerinde büyük rol oynadığı sonucuna varılmıştır. Tabaka-İçi kayma mukavemetinin artması için reçinenin akma mukavemetinin ve elastisite modülünün artırılması gerektiği önerilmiştir.

Edgren ve diğ. [30] bileşik basma-kayma gerilmesine maruz KE kompozitlerde, fiberlerdeki bükülme hasarını bulmaya yönelik bir teori ortaya koymuşlardır. Teori sadece hasar tipi fiber bükülmesi olduğu durum için kullanılmaktadır. Bu teoriye göre iki parametreye ihtiyaç vardır. Bunlar; plakanın eş eksenli basma mukavemeti (σ_{c0}) ve kayma mukavemetidir (τ_{LT0}). Bu ikisini kullanarak aşağıdaki lineer denklem edilmiştir;

$$\frac{\sigma_L}{\sigma_{c0}} + \frac{\tau_{LT}}{\tau_{LT0}} = 1 \quad (2.1)$$

Denkleme göre eğer plaka üzerindeki basma ve kayma gerilmeleri bu denklemi sağlıyorsa fiberlerde bükülme hasarı oluşacaktır. Bükülme hasarı ciddi bir hasar modu olduğu için, yeterli gerilme altında plakanın nihai hasarına sebep olan gerilmelerden çok daha erken oluşabilir.

Tserpes ve Labeas [31] uçak yapılarının yapışmalı birleşimlerinde kullanılan T-çekme yüküne maruz pi (II) bağlantısı için THE kullanarak 3-B kademeli hasar analizi (KHA) yapmışlardır. Bu çalışmada $0^\circ/90^\circ$, $90^\circ/0^\circ$, $+45^\circ/-45^\circ$ ve $-45^\circ/+45^\circ$ KE malzemeler birbirine dikilerek birleştirilmiş eş-yönlü elyaflar olarak göz önüne alınmıştır. Dikişlerde kullanılan iplikler kiriş eleman olarak kabul edilmiştir. Analizde ayrılma hasarı da incelenmiş, ayrılma hasarına kayma gerilmelerinin yol açtığı ve KE malzemenin düzlem-dışı yükleme karşısında iyi olduğu görülmüştür.

2.4.4 Eğilme Mukavemeti

KE kompozitlerin eğilme davranışıyla ilgili çalışma sayısı diğer mekanik özelliklerine göre oldukça azdır. Hogg ve diğ. [26] iki eksenli ($\pm 45^\circ$) ve dört eksenli ($0^\circ/+45^\circ/90^\circ/-45^\circ$) KE kullanılan kompozit malzemelerin eğilme davranışlarını deneysel olarak incelemişlerdir. İki eksenli numuneler için elyaf alansal ağırlığının artışının numunenin $+45^\circ$, -45° ve 0° yönlerde yüklenmesi halinde eğilme mukavemetinde azalmaya sebep olduğu görülmüştür. Dört eksenli numuneler de benzer şekilde alansal ağırlığın artışıyla birlikte eğilme performansında düşüş göstermiştir.

Bibo ve diğ. [27] yaptıkları deneysel çalışmada KE kompozitlerin eğilme mukavemetini eş-yönlü prepreglere göre daha düşük bulmuşlardır. Koissin ve diğ. [23] birbirine dikilmiş elyaf tabakalarının 3 nokta eğilme testinde delaminasyona karşı iyi direnç gösterdiğini ifade etmişlerdir.

Sakai ve diğ. [32] tarafından yapılan sunumda ise eğilme sırasında oluşan çatlakların dikiş ipliklerinin bulunduğu bölgelere yakın ortaya çıktığı, diğer bir deyişle tabakaları bir arada tutan dikiş ipliklerinin gerilme yığılmalarına yol açtığı gözlemlenmiştir. Bu gerilme yığılmalarından dolayı öncelikle 90° tabakalarda matris çatlakları oluşmuştur.

2.4.5 Darbe Direnci

Darbe ve darbe sonrası davranış kompozit malzemeler açısından önemli bir parametredir. Çünkü kompozit malzeme kullanılan uçaklarda kuş çarpması, mermi çarpması, otomobillerde taş çarpması ya da bakım-onarım sırasında parça/alet düşmesi gibi darbe yükleri kompozit yapıya hasar vererek mekanik özelliklerini etkileyebilmektedir. Darbe kompozit malzemede üç tür hasara sebep olabilmektedir. Bunlar; matris çatlağı, delaminasyon ve çarpma enerjisi büyükse fiberlerde kırılma şeklindedir.

Bibo ve diğ. [6] yaptıkları çalışmada tek yönlü prepreg, polyester dikişli KE kompozit ve aramid dikişli KE kompoziti darbe yüküne maruz bırakmışlardır. Sonuç olarak KE kompozitlerin prepreglere göre darbe sonrası basma testlerinde iyi sonuç verdikleri görülmüştür. Ayrıca daha güçlü olmasına rağmen aramid dikiş ipliğı kullanılan KE kompozitlerin polyester dikişli KE kompozitlerden daha düşük darbe sonrası basma mukavemetine sahip olduğunu belirtmişlerdir. Buna sebep olarak da aramid dikişli KE kompozitlerde aramid dikiş ipliğinin daha mukavemetli yapısına rağmen çatlak kapatma kuvvetinin düşüklüğü fikrini öne sürmüşlerdir.

Diğer yandan Vallons ve diğ. [33] yaptıkları çalışmada KE kompozit ve dokuma takviyeli kompozit kullanarak darbe ve darbe sonrası çekme ve yorulma davranışlarını incelemişlerdir. Çalışmanın neticesinde KE kompozitin dokuma kompozite göre daha çok enerji absorbe ederek daha büyük hasara uğradığı ve bu nedenle de darbe sonrası çekme ve yorulma deneylerinde dokumaya göre daha düşük performans sergilediğı görülmüştür.

3. MEKANİK BAĞLANTILAR ve HASAR MODU İNCELEMELERİ

LJ Hart-Smith'e göre kompozit bir yapının verimliliği temel yapısıyla değil bağlantılarıyla sağlanabilir [34]. Bu nedenle Hart-Smith bir kompozit yapı tasarlanırken önce bağlantıların tasarımını yapılması gerektiğini ifade etmektedir. [35]. Özellikle mekanik bağlantılar buldukları bölgelerde gerilme yığılmaları oluşturarak, genel yapıdaki en zayıf bölgeleri oluşturmaktadırlar.

Kompozit malzemelerde mekanik bağlantılar incelenirken, önceki çalışmaların bir özeti niteliğinde olan bazı literatür taramalarını öncelikle incelemek çok faydalı ve yerinde olacaktır. Bu bağlamda iki önemli araştırma bulunmaktadır. 1997 yılında Camanho ve Matthews [36] tarafından hazırlanan literatür taraması o zamana değin uygulanan gerilme analizi ve mukavemet kestirimi yöntemlerinin bir derlemesi niteliğindedir. Araştırma sonucunda görülen bazı önemli noktalar ise şunlardır; mekanik bağlantılarda yanal destekten dolayı oluşan gerilme ve delaminasyonu ele alan üç boyutlu (3-B) modeller literatürde yeteri kadar bulunmamaktadır, kademeli hasar modellemesi (KHM) tekniğinin önemi gittikçe artmaktadır, kademeli hasar analizinde (KHA) kullanılacak olan hasar modları hakkında bir fikir birliği yoktur.

2009 yılında Thoppul ve diğ. [37] tarafından yayınlanan literatür araştırmasında ise Camanho ve Matthews [36] tarafından araştırma kapsamına alınmayan deneysel çalışmalar, mekanik deney standartları, bağlantının zamana bağlı gevşemesi, çevresel ve diğer etkiler göz önüne alınmıştır. Araştırmanın sonucunda yazarların ulaştığı başlıca sonuçlar mevcut deney prosedürlerinin civata önyüklemesi/sıkma torku ile ilgili özelliklerini belirlememesi, mekanik bağlantılarda boşluklu geçmelerden kaçınılması gerektiği, sıkı geçmenin yorulma ömrünü uzattığı fakat çoklu mekanik bağlantılardaki etkisinin de incelenmesi gerektiği, yatak mukavemeti konusunda fikir birliği olmadığı ve higrotermal tekrarlı yüklemelerle

ilgili daha çok deneysel veriye ihtiyaç duyulduğu yönündedir. Yazarlar ayrıca hasar gözlem yöntemlerinin de bir derlemesini yayınlarında sunmuşlardır.

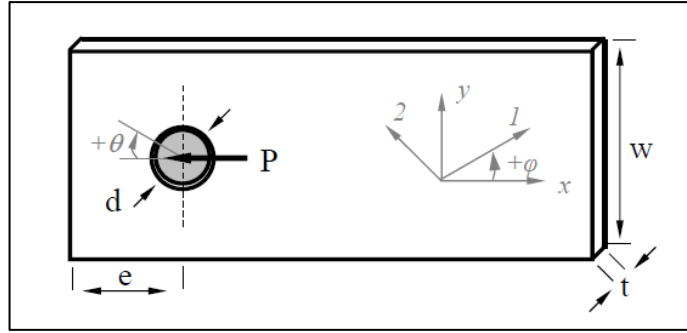
Mekanik bağlantı elemanları genel olarak çelik, paslanmaz çelik, alüminyum, titanyum gibi malzemelerden yapılmaktadır. Bunların hepsinin kompozit malzemelere uygulamasında bazı önemli hususlar göz önüne alınmaktadır [37]. Bunların en önemlileri;

- Kompozit malzemedeki bağlantı elemanının termal genleşme katsayısı,
- Yük altında bağlantı elemanından kaynaklanan delaminasyon hasarı,
- Bağlantı sisteminin ağırlığı,
- Kompozit malzeme ve bağlantı elemanının arasından sızan su sebebiyle oluşan galvanik korozyon.

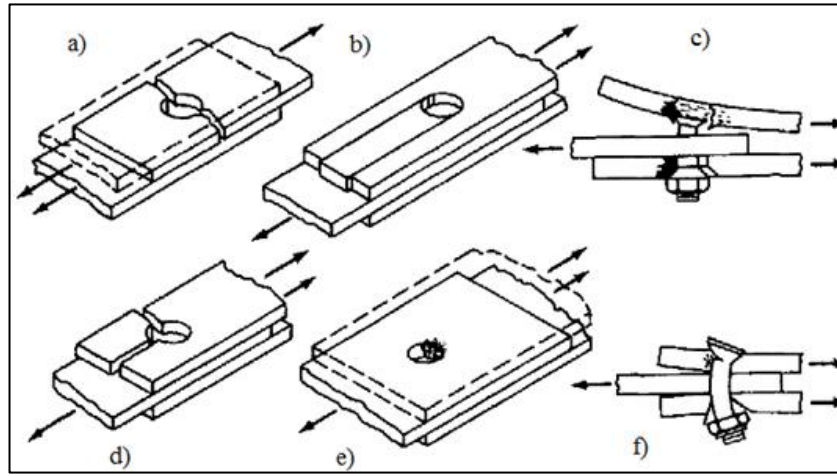
Cıvata bağlantısına sahip kompozit parçalarda çekme, yatak, kayma, bölünme, cıvata eğilmesi, cıvatanın sökülmesi gibi hasarlar gözlenmektedir. Cıvata bağlantısına sahip polimer matrisli kompozit plakalarda hasar modu ve yükü, Şekil 3.1’de görülen geometrik parametrelerin yanı sıra, malzeme özellikleri ve diğer birçok parametreye bağlıdır. Bu parametreler;

- Bağlantı geometrisi (serbest kenara uzunluğun delik çapına oranı e/d , genişliğin delik çapına oranı w/d)
 - Bağlantı düzeni (tek bindirmeli, çift bindirmeli, tek cıvatalı, tek sıra cıvatalı, çoklu sıralı cıvatalı)
 - Yükleme koşulları (çekme, basma, kombine yüklü statik veya tekrarlı yükleme)
 - Birleşim parametreleri (cıvata-pul boşluğu, cıvata-delik boşluğu, pul boyutu, havşalı olma durumu, sıkma kuvveti)
 - Malzeme parametreleri (elyaf tipi, elyaf sıralaması, fiber hacim oranı, matris tipi)
- şeklinde özetlenebilir.

Ayrıca cıvata bağlantılarında yaygın olarak görülen hasar modlarına dair bir görsel de Şekil 3.2’de görülmektedir.

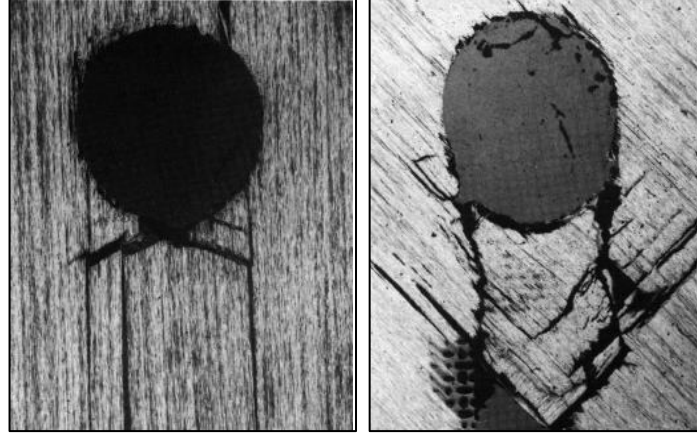


Şekil 3.1: Pim bağlantısına sahip plaka geometrisi.



Şekil 3.2: Mekanik bağlantılarda hasar modları, a) çekme hasarı, b) dışa-kayma (kayma) hasarı, c) cıvata sökülmesi, d) bölünme hasarı, e) yatak (yataklama) hasarı, f) cıvata eğilmesi [35].

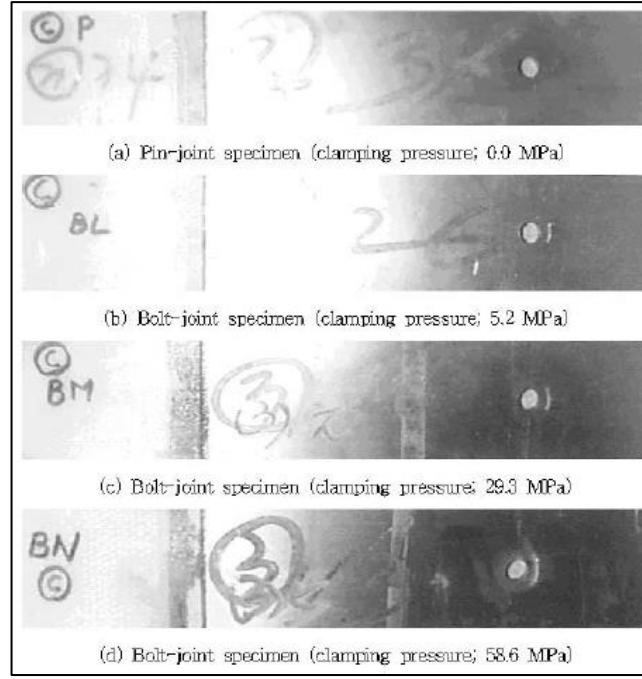
Collings [38] tarafından yapılan çalışmada, farklı matris-takviye kombinasyonlarına ve elyaf düzenlerine sahip kompozit plakalarda yatak mukavemeti dört tane malzeme sabitinden faydalanılarak bulunmuştur. Bu malzeme sabitleri 0° plakanın boyuna basma mukavemeti, yanıl destekli 0° plakanın enine basma mukavemeti, yanıl destekli 0° plakanın yatak mukavemeti ve yanıl destekli $\pm 45^\circ$ plakanın yatak mukavemeti değerleridir. Çalışmada yükleme basma şeklinde yapılarak maksimum yatak mukavemeti elde edilmeye çalışılmıştır. Elde edilen deney sonuçları yapılan hesaplamalarla büyük tutarlılık göstermiştir. Ayrıca yatak hasarlarının net birer görüntüsü de Şekil 3.3'te gösterilmiştir.



Şekil 3.3: Yatak hasarları, solda 0° plaka, sağda ±45°plaka [38].

Camanho ve Lambert [39] geliştirdikleri metodolojide yatak hasarının gerilme-gerinim diyagramındaki ilk non-lineer bölgeye tekabül ettiğini göz önüne almışlardır. Her ne kadar non-lineer bölgeden sonra kompozit malzeme bir miktar daha fazla yük taşıyabilse de delik çevresinde oluşan kalıcı deformasyonun başladığı nokta yatak hasarının başlangıcı olarak değerlendirilmiştir. ASTM D953'e [40] göre ise yatak mukavemeti delik çevresinde %4 şekil değiştirme olduğu andaki gerilmeye eşittir. Yatak mukavemetinin nasıl değerlendirileceği konusunda araştırmacılar arasında bir fikir birliği yoktur [37].

Park [41] yaptığı çalışmada sıkma kuvveti ve elyaf sıralamasının yatak mukavemetine etkisini incelemiştir. Bu doğrultuda önce yatak hasarına uğrayacak şekilde karbon/epoksi numuneler üretilmiş ve akustik emisyon yöntemiyle mekanik deneyler sırasında matris çatlağı, fiber kırılması, delaminasyon başlangıcı ile ilgili veriler alınmıştır. Hem pimli hem cıvatalı bağlantıların incelendiği çalışmadan çıkartılan en önemli sonuç, sıkma kuvveti arttıkça yatak delaminasyon mukavemetinin arttığıdır. Sıkma kuvveti aynı zamanda delaminasyon hasarının oluşacağı yeri de değiştirmektedir. Sıkma kuvveti arttıkça delaminasyon hasarı pulun dış yüzeyine doğru belirginleşmektedir.



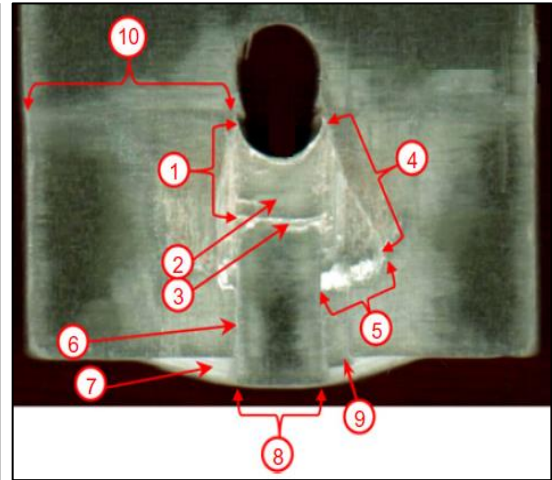
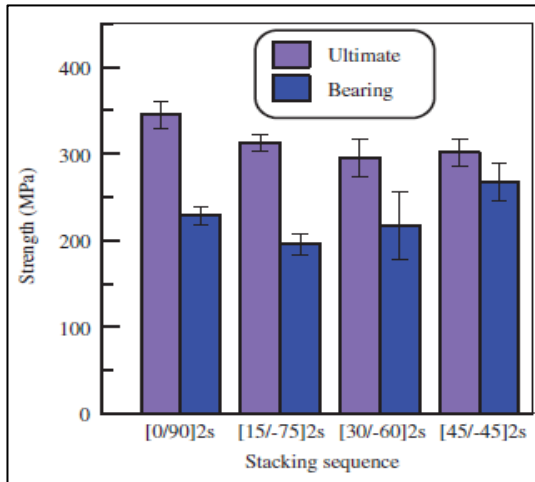
Şekil 3.4: Farklı sıkma kuvvetine sahip plakalarda delaminasyon hasarı [41].

Çalışmadan [41] çıkarılan bir diğer önemli sonuç ise plakanın ara katmanlarında 90° elyaf olmasındansa yüzeylerinde 90° elyaf olmasının hem yarı-izotropik hem ortotropik plakalarda delaminasyon mukavemeti açısından daha olmasıdır. Örneğin aynı yön ve miktarlarda elyafa sahip $[90_6/0_6]_s$ ve $[0_6/90_6]_s$ plakaların maksimum yatak mukavemeti yakın olmasına rağmen $[90_6/0_6]_s$ plakanın delaminasyon mukavemeti $[0_6/90_6]_s$ plakanınkinin neredeyse iki katıdır.

Khashaba ve diğ. [42] pimli bağlantıya sahip cam fiber/epoksi kompozit plakaları bir dizi deneye tabi tutmuştur. El yatırması yöntemiyle üretilen çapraz-katlı plakalardan farklı açılarla kesim yapılarak $[0^\circ/90^\circ]_{2s}$, $[15^\circ/-75^\circ]_{2s}$, $[30^\circ/-60^\circ]_{2s}$ ve $[+45^\circ/-45^\circ]_{2s}$ plakalar elde edilmiştir. Deney sonuçlarına göre $[+45^\circ/-45^\circ]_{2s}$ plakanın en yüksek düzlem-içi kayma mukavemetine sahip olduğu için yatak hasarını geciktirdiği, $[0^\circ/90^\circ]_{2s}$ plakanın ise 0° fiberlerden dolayı en yüksek dayanıma sahip olduğu görülmüştür. Bu değerlere ait çubuk grafik Şekil 3.5'te görülmektedir. $[+45^\circ/-45^\circ]_{2s}$ plakada hasar modu yatak hasarı şeklinde olurken, diğer üç plakada kayma hasarı şeklinde oluşmuştur. Ayrıca Şekil 3.6'da $[0^\circ/90^\circ]_{2s}$ plakadaki hasar mekanizmaları gösterilmiştir.

Şekil 3.6'da görülen hasar mekanizmaları:

- 1) 0° elyaflarda çevresel kuvvetten kaynaklı düzlem-içi kayma.
- 2) 0° ve 90° elyaflar arasında tabaka-içi kayması.
- 3) 0° elyafların basma ve/veya burkulmasından dolayı enine çatlaklar.
- 4) Çevresel gerilmelerden dolayı plakada oluşan düzlem-içi kayma.
- 5) Kayma hasarına uğramış 0° elyafların basma ve/veya burkulma hasarından dolayı oluşan enine çatlaklar.
- 6) 0° elyafların düzlem-içi kayması.
- 7) 0° ve 90° elyaflar arasındaki tabaka-arası kaymadan kaynaklı 90° elyafların dışa itilmesi
- 8) Bu bölgede 6. ve 7. mekanizmalarla 8. mekanizmanın deplasmanı eşittir.
- 9) Düzlem-içi ve tabaka-içi kayma gerilmesinden kaynaklı 0° elyafların bölgesel deplasman yapması.
- 10) 90° elyafların çekme hasarı.



Şekil 3.5: Farklı elyaf düzenlerine sahip plakaların yatak ve kopma mukavemetleri [42].

Şekil 3.6: $[0^\circ/90^\circ]_{2s}$ plakadaki hasar mekanizmaları [43].

Deney sonuçlarına göre $\pm 45^\circ$ tabakaların bulunması yatak mukavemetini artırırken, 90° tabakalar enerji absorbe edebilme özelliğini artırıp, pimin deplasman yapmasını engelleyerek son hasarı geciktirici şekilde rol oynamaktadır. 0° elyafların bulunması ise kopma mukavemetini ve bağlantı rijitliğini artırmaktadır. Yapılan

deneylere ilişkin bir de istatistiki çalışma yapılmıştır [43]. Çalışmada Weibull dağılımı kullanılmış ve sonuç olarak bazı durumlarda yapının güvenli olması adına ortalama yatak mukavemetinin %50'sinden fazlasından feragat edildiği görülmüştür.

Öndürücü ve diğ. [44] pim bağlantısına sahip cam/epoksi prepreg tabakalarda hasarın ilerleyişini deneysel olarak incelemiştir. Numunelerin hasar yükünün %90, %95 ve %100'üne kadar yük uygulayarak fotoğraflamış ve elektron mikroskopuyla görüntülerini incelemiştir. $[0^\circ/90^\circ]_{2s}$ ve $[0^\circ/90_2^\circ/0^\circ]_s$ plakaların her ikisi için de aynı e/d ve w/d değerlerinde hasar modları aynı olmuştur. İncelemelerin sonunda kayma hasarının düşük e/d oranlarında oluştuğunu, yatak hasarının ise yüksek e/d ve yüksek w/d oranlarında oluştuğunu raporlamışlardır. Buldukları önemli bir sonuç ise kayma hasarının matriste yükleme yönüne paralel çatlaklar oluşturmak suretiyle oluştuğu, diğer yandan yatak hasarının ise fiberlerde gevrek kırılma sonucu oluştuğudur.

Şen, Pakdil, Sayman ve Benli [45-47] yaptıkları çalışmalarla cıvata ön yükünün (sıkma torku) boşluklu geçmeli cıvata bağlantısına sahip kompozit plakada hasarı ve hasar modlarını nasıl etkilediğine dair deneyler yapmışlardır. 0, 3 ve 6 Nm ön yüklü cıvata bağlantısında farklı geometrik özelliklere (e/d ve w/d) ve elyaf sıralamasına sahip plakalarda yapılan deneylerden başlıca çıkarımları şöyle olmuştur;

- Ön yük arttıkça bağlantı mukavemeti artmaktadır fakat 0 ile 3 Nm ön yükler arasındaki mukavemet artışı 3 ile 6 Nm ön yükler arasındaki mukavemet artışından fazladır.
- Bağlantıya ön yükleme uygulanması bağlantının hasar modunu değiştirebilir. Örnek vermek gerekirse [46] kaynak numaralı çalışmadaki $[0^\circ/0^\circ/45^\circ/45^\circ]_s$ elyaf sıralaması ve e/d=1, w/d=2 geometrik özelliklerine sahip plakada 0, 3 ve 6 Nm ön yük için hasar modları sırasıyla, bölünme, kayma ve karma (yatak + çekme + bölünme) şeklinde gözlemlenmiştir.
- Geometrik özelliklerin (e/d ve w/d) artışı mukavemeti olumlu yönde etkilemektedir. Çünkü geometrik oranlar arttıkça hasar, yapısal bütünlüğün bozulmaması açısından güvenli olması nedeniyle tercih edilen yatak hasarı şeklinde oluşmaktadır.

3.1 Hasar Kestirim Yöntemleri

Hasar kestirim yöntemleri analitik yöntemler, yarı-deneysel yöntemler ve sayısal yöntemler olarak üç başlık altında incelenebilir. Fakat bu tez çalışmasında bu alt başlıklara inilmeyip, üç yöntemle dair önceki çalışmalar genel hatlarıyla özetlenecektir.

Whitney ve Nuismer [48] tarafından çekme yüküne maruz dairesel delikler ve doğrusal çatlaklardaki hasarı belirlemek için iki farklı kırılma kriteri önerilmiştir. Dairesel delikler için yarı-izotropik cam/epoksi ve doğrusal çatlaklar için $(0^\circ \pm 45^\circ)_s$ grafit/epoksi kullanılmıştır. Önerilen kriterler sırasıyla, delik civarındaki normal gerilmenin hasar gerilmesine ulaştığı karakteristik a_0 uzunluğunu ele alan nokta gerilme kriteri ve ortalama gerilmenin hasar gerilmesine ulaştığı karakteristik d_0 uzunluğundan faydalanan ortalama gerilme kriteridir. Kriterlerden elde edilen sonuçlar ile deneysel veriler iyi uyum göstermiştir. Bu çalışmada ayrıca Mod-I kırılma tokluğu ve çentiksiz plaka mukavemeti arasındaki ilişki de ortaya konulmuştur. Daha sonra yapılan birçok çalışmada ortalama gerilme kriteri ve nokta gerilme kriteri esas alınmıştır.

Agarwal [49] yaptığı çalışmada Whitney ve Nuismer [48] tarafından sunulan ortalama gerilme kriterini kullanarak 2-B sonlu elemanlar analizi yapmıştır. Cıvata bağlantısını analiz etmesine rağmen herhangi bir sıkma kuvvetini göz önüne almamaları nedeniyle bağlantı pimli bağlantıya eşdeğerdir. Bağlantı elemanının temas yüzeyi olarak eleman çapının yarısını, yük dağılımı olarak da kosinüsoidal dağılımı kabul etmiştir. Analiz sonuçlarıyla deneysel veriler karşılaştırıldığında hasar modlarını doğru tespit etmiştir. Fakat hasar yüklerini belirlerken non-lineer kayma gerilmesi-gerinimi etkilerini hesaplamaya katmadığı için bulunan hasar yükü değerleri özellikle yarı-izotropik olmayan plakalar için deneysel verilerden farklı ortaya çıkmıştır.

Camanho ve Lambert [39] yaptıkları çalışmada Whitney ve Nuismer [48] tarafından geliştirilen nokta gerilme kriteri ve ortalama gerilme kriterini kullanarak açık delikli, pim bağlantılı ve cıvata bağlantılı kompozit malzemelerin tek veya çok eksenli düzlemsel gerilmeler altındaki mekanik davranışlarını incelemiştir. Bu çalışmada, geometrinin karakteristik uzaklığa etki ettiği ilk defa kanıtlanmıştır.

Karakteristik uzunluk delik çapı arttıkça büyümektedir. Ayrıca ortalama gerilme kriterinin nokta gerilme kriterinden daha isabetli sonuçlar verdiği sonucuna ulaşılmıştır.

Choi ve Chun [50] cıvata bağlantısına sahip kompozit plakalarda hasar kestirimi için bir yöntem önermişlerdir. Bu yöntem Whitney ve Nuismer'in [48] nokta hasar kriterlerine mantıken benzemektedir. Choi ve Chun tarafından önerilen yöntemde bir alanın hasara uğrayıp uğramadığını belirleyen bir alan hasar endeksi Denklem 3.1'e göre hesaplanmaktadır. Endeks 1'den büyük olduğunda hasar oluşmuş sayılmaktadır.

$$FAI_j = \frac{\int F^n dA}{H_A} \approx \frac{\sum_{i=1} F_i^n \cdot A_i}{H_A} \quad (3.1)$$

Bu denklemde;

FAI: alan hasar endeksi,

n : ağırlık katsayısı

F : hasar endeksi

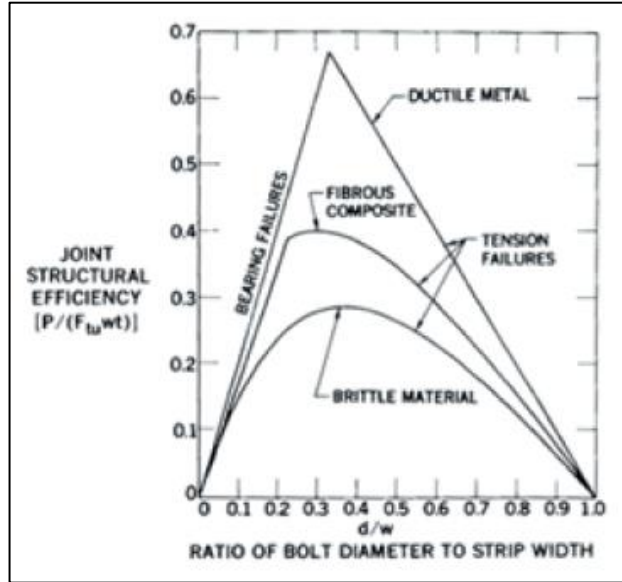
A_i : Hasarın oluşacağı alan

H_A : deliğin iç yüzeyinin alanıdır.

Yöntemin önemli bir avantajı her elyaf sıralaması için tek bir deneyin yeterli olmasıdır. Yöntemin başarıya ulaşması için gereken temel şartı ise doğru hasar kriterinin seçilmesidir. Choi ve Chun yaptıkları analizlerde Yamada-Sun hasar kriterini seçmiş ve elde edilen sonuçlar deneysel veriyle en fazla %10 fark göstermiştir.

Hart-Smith [51] mekanik bağlantılarda hasar kestirimi için elastik gerilme yığılması katsayıları kullanmıştır. Bu katsayılar yardımıyla bağlantı verimini bağlantı geometrisinin bir fonksiyonu olarak ifade eden Şekil 3.7'deki grafiği çizmiştir. Grafikten görüleceği üzere d/w oranı belirli bir değeri aşınca hasar modu yatak hasarından, çekme hasarına dönmektedir. Birçok araştırma ve uygulamada yatak hasarı yıkıcı olmayan özelliğinden dolayı tercih edilip, tasarım ona göre yapılırsa da

Hart-Smith maksimum mukavemetin elde edilebileceği çekme hasarının tasarım parametresi olarak kullanılması gerektiğini savunmaktadır. Hart-Smith'e göre tasarımı yatak hasarına göre yapmak maksimum mukavemetten vazgeçmek anlamına geldiği için yanlış bir fikir olarak görülmektedir.



Şekil 3.7: Farklı malzemelerde bağlantının yapısal veriminin geometriyle değişimi; üstteki eğri sünek metaller, ortadaki eğri fiber kompozitler, alttaki eğri gevrek metaller [35, 51].

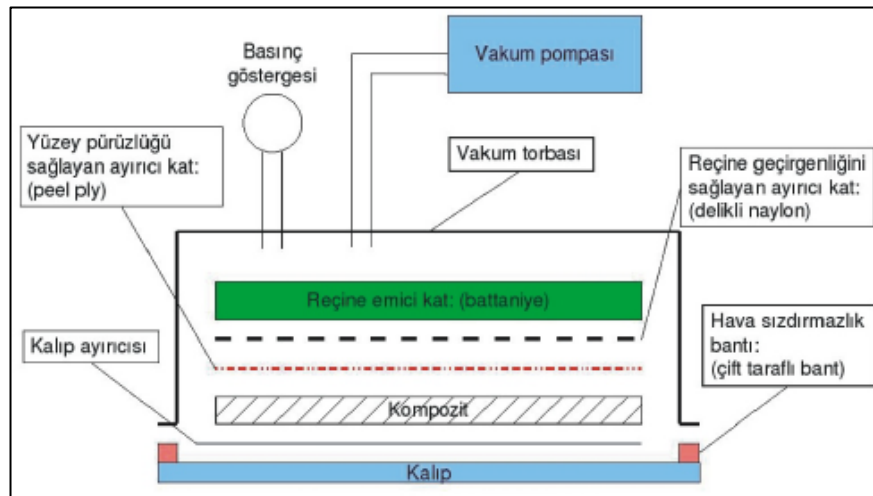
Sonlu elemanlar yöntemini kullanarak yapılan kademeli hasar analizi (KHA) de rağbet gören hasar kestirim yöntemlerinden birisidir. KHA Bölüm 5.1'de detaylı olarak ele alınacaktır.

4. DENEYSEL ÇALIŞMA

Bu bölümde KE takviyeli kompozitlere ait plakaların ve numunelerin üretimi, temel mekanik değerler ve cıvata bağlantılı deneyler ve sonuçlarıyla ilgili bilgiler verilecektir. Elde edilen deney verileri Bölüm 5'te sonlu eleman analizlerinde kullanılacak ve sonlu elemanlar modellerinin tutarlılığı hakkında yorum yapılacaktır.

4.1 KE Takviyeli Kompozit Plaka Üretimi

Deneylerde kullanılacak numuneler Balıkesir Üniversitesi - Mühendislik Fakültesi – Makine Mühendisliği Bölümü – Kompozit Malzemeler ve Mekanik Laboratuvarı'nda üretilip, mekanik deneyler Balıkesir Üniversitesi Bilim ve Teknoloji Araştırma ve Uygulama Merkezi'nde gerçekleştirilmiştir. Deneylerde üretim yöntemi olarak vakum takviyeli reçine transfer kalıplama yöntemi seçilmiştir. Yöntem özellikle KE kompozitlerin üretiminde maliyet azalttığı ve vakum sayesinde malzeme içerisinde hava boşluğu kalmasını engelleyip iyi reçine emilimi sağladığı için tercih edilmiştir. Yönteme ait şematik bir resim Şekil 4.1'de görülmektedir.

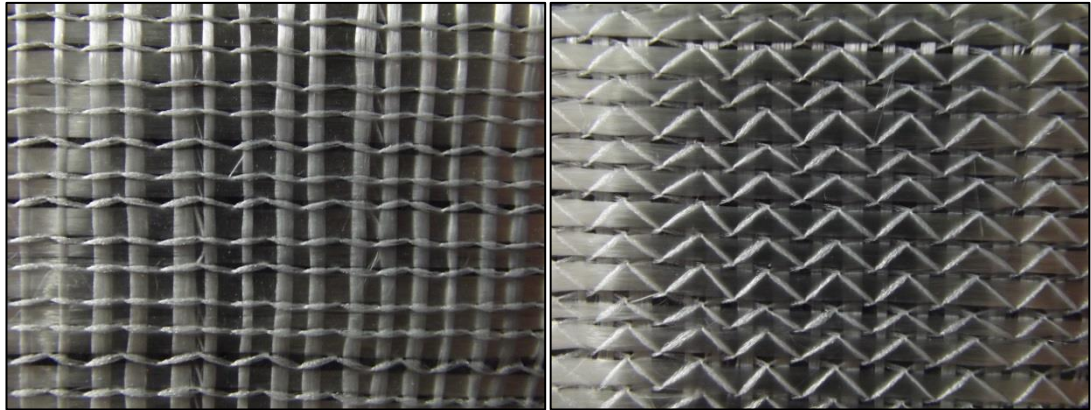


Şekil 4.1: Vakum torbalama yöntemiyle kompozit malzeme üretimi [52].

Deneyleerde WR6-1200 E-cam elyaftan yapılmış Metyx L300-E10C yarı-tek yönlü kumaş kullanılmıştır. Kullanılan kumaş Tablo 4.1’de gösterildiği gibi 330gr/m² alan ağırlığına sahip olup 283 gr/m²’si 0° yönünde fiber, 37 gr/m²’si 90° yönünde fiber ve 10 gr/m² dikiş ipliğinden oluşmaktadır. Kumaşta kullanılan kıvrımsız fiber demetleri 10 dikiş/inç dikiş ölçüsü, 3mm dikiş uzunluğu ve tricot dikiş tipiyle birleştirilmiştir. Takviye kumaşın önden ve arkadan çekilmiş fotoğrafları Şekil 4.2’de görülmektedir. Matris malzemesi olarak da oda sıcaklığında kürleşebilen Hexion Marka LR160 epoksi reçine, LH160 sertleştiriciyle birlikte ağırlıkça 4:1 oranında kullanılmıştır. Firmadan alınan bilgi doğrultusunda reçineye ait bazı mekanik özellikler Tablo 4.2’deki gibidir.

Tablo 4.1: Metyx L300E10C kıvrımsız elyaf kumaşa ait tekstil özellikleri.

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



Şekil 4.2: L300E10C yarı-tek yönlü kıvrımsız cam elyaftın görüntüsü: solda; ön taraf, sağda; arka taraf.

Tablo 4.2: LR160 epoksi reçineye ait mekanik değerler.

Öz kütle (g/cm ³)	1.18-1.20
Eğilme Mukavemeti (MPa)	110-140
Elastisite Modülü (GPa)	3.2-3.5
Çekme Mukavemeti (MPa)	70-80
Basma Mukavemeti (MPa)	80-100
Poisson Oranı	0.36

Bütün temel mekanik değerler ve cıvata bağlantısı mukavemeti deneyleri için üretilen numunelerde reçinenin kürleşme işlemi, -700mmHg vakum altında reçine emdirilmesine müteakip 12-16 saat ve daha sonra da ardıl kürleşme için oda koşullarında en az 14 gün bekletilerek yapılmıştır. Bütün üretim süreci oda koşullarında gerçekleştirilmiştir.

4.2 Temel Mekanik Değerlerin Belirlenmesi

Sürekli fiberler takviyeli kompozit malzemelerin pratik uygulamalarında farklı yönlendirme açılara sahip tabakalar servis ihtiyaçları doğrultusunda önceden belirlenmiş bir sıralamayla üst üste dizilip plakalar haline getirilerek, gerektiğinde köpük, parçacık, keçe veya dolgu malzemeleriyle de desteklenerek kullanılmaktadır. Her farklı elyaf düzenine sahip herhangi bir kompozit yapı için çekme, basma, eğme gibi testlere ihtiyaç duymadan, sadece kullanılacak matris-takviye sistemine ait temel mekanik özellikler yardımıyla gerekli servis şartlarının sağlanıp sağlanamayacağını belirlenmesi için ise sonlu elemanlar yaklaşımları kullanılmaktadır. Bu bölümde sonlu elemanlar modelinde kullanılacak olan temel mekanik değerlerin belirlenmesine dair detaylar ele alınacaktır. Bu değerlerin doğru bir şekilde belirlenmesi sonlu elemanlar modelleriyle elde edilecek kestirimlerin güvenilirliğini artıracaktır.

4.2.1 Çekme Mukavemetinin Belirlenmesi

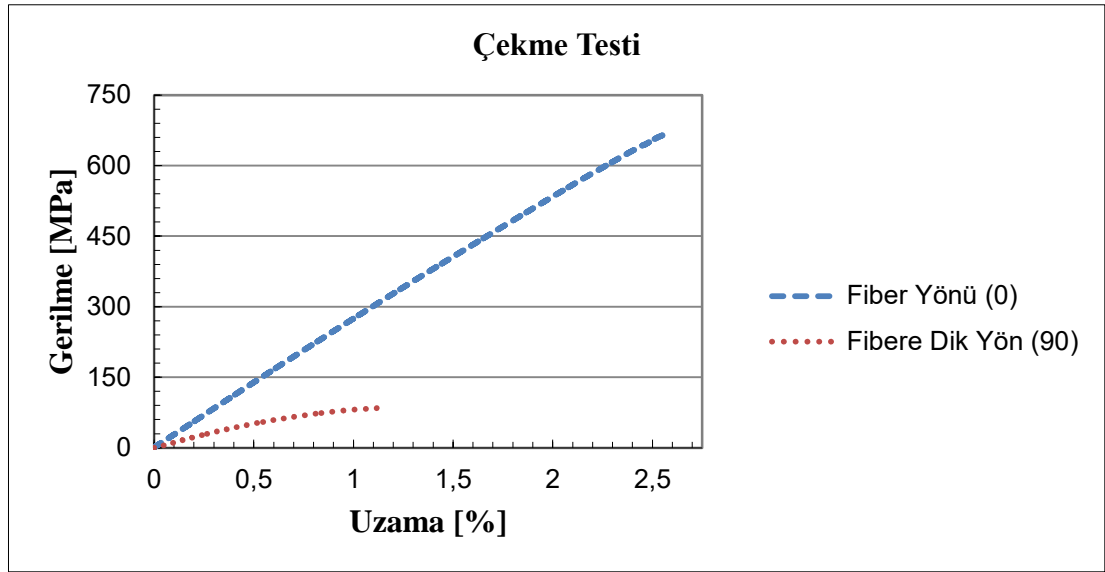
Fiber yönündeki ve fibere dik yöndeki çekme mukavemetini belirlemek amacıyla ASTM D 3039/D 3039M [53] standardına göre deneyler yapılmıştır. Fiber yönündeki çekme mukavemetini (X_T) belirlemek için $[0^\circ]_8$ elyaf düzenine sahip 250mm X 15mm boyutunda, fibere dik yöndeki çekme mukavemetini ($Y_T=Z_T$) belirlemek için ise $[90^\circ]_8$ plakadan 250mm X 25mm boyutunda, ortalama 2.5 mm kalınlığa sahip dikdörtgen kesitli numuneler hazırlanmış ve mekanik deneyleri yapılmıştır. Deneyler esnasında test cihazının çenelerindeki sıkma kuvveti etkisiyle oluşan gerilme yığılmalarından dolayı özellikle $[0^\circ]_8$ plakalarda çenelere yakın bölgelerden kopma oluşmaktadır. Bu durum, mukavemet değerlerinin hatalı belirlenmesine sebep olmaktadır. Bunu önlemek adına $[0^\circ]_8$ çekme numunesinin çenelerin arasında kalacak kısımlarında, numunenin her iki yüzüne $[\pm 45^\circ]_{2s}$ plakalardan yapılmış 15mm genişlikli 50 mm uzunluklu ek şeritler, epoksi yapıştırıcıyla yapıştırılarak kopma hasarının numunenin orta bölgesinde gerçekleşmesi sağlanmıştır. $[90^\circ]_8$ numunelerde çeneler arasındaki bölgeye ek uygulanmasına gerek kalmadan, kopma ölçüm uzunluğunun orta bölgelerinde gerçekleşmiştir. Çekme deneyine tabi tutulmuş numunelere ait fotoğraflar Şekil 4.3'te gösterilmiştir.



Şekil 4.3: Çekme deneyi tamamlanmış numunelere ait fotoğraflar.

Hazırlanan numuneler, çekme mukavemetini belirlemek için numunede kopma gerçekleşene kadar 2 mm/dakika sabit hızla yüklenmiştir. Test sırasında ölçülen ve grafiklerde kullanılan uzama% değeri test cihazının hareket eden üst çenesinin aldığı yolun numune ölçüm uzunluğuna ($Uzama\% = \Delta U_{hareketli\çene} / 150mm$) bölünmesiyle hesaplanmıştır. Bu şekilde elde edilen uzama% değerinin elastisite modülü hesabında kullanılması sağlıklı değildir. Bu nedenle elastisite modülleri (E_{11} ve $E_{22}=E_{33}$) ve Poisson oranı değerleri ($\nu_{12}=\nu_{13}$), gerinim ölçerlerle (strain gage) ölçülen birim uzama (ϵ) değerleriyle Bölüm 4.2.4'te belirlenecektir.

WR6-1200/LR160 malzeme sisteminin fiber ve fibere dik yöndeki çekme mukavemetleri belirlemek için yapılan deneylere ait bir grafik Şekil 4.4'te gösterilmiştir.

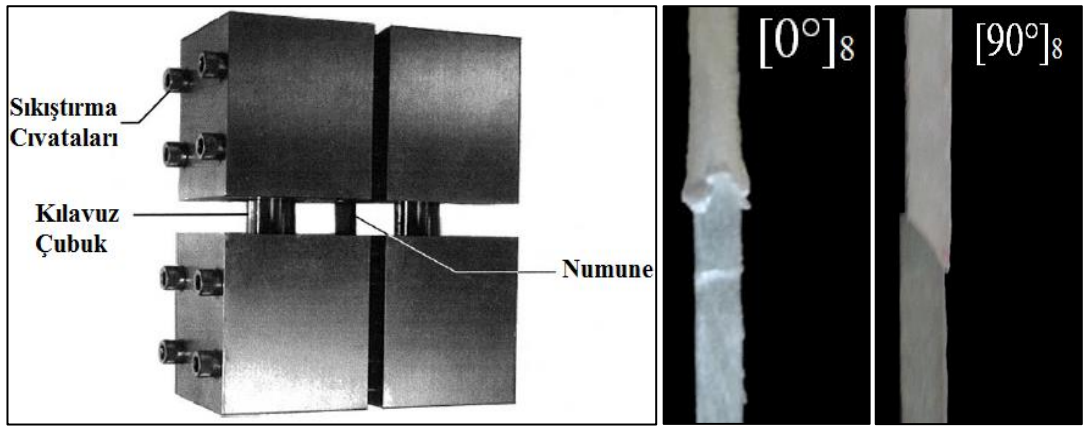


Şekil 4.4: Malzeme sistemine ait çekme yükü altındaki gerilme-uzama% grafiği.

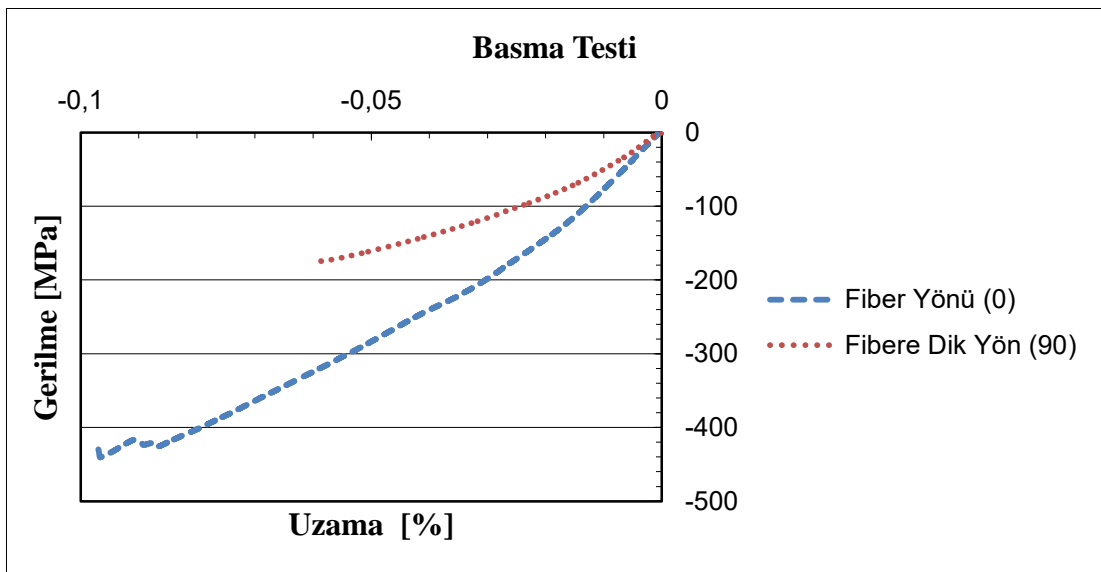
4.2.2 Basma Mukavemetin Belirlenmesi

Aynı plakadan ASTM D 6641/D 6641M [54] standardına göre 133mm X 15mm ölçülerinde $[0^\circ]_8$ ve $[90^\circ]_8$ numuneler hazırlanarak fiber ve fibere dik yöndeki basma mukavemetlerini (X_C ve $Y_C=Z_C$) belirlemek için deneyler yapılmıştır. Basma deneylerinde burkulma oluşmasını engellemek adına numune ölçüm aralığı ilgili

standartta 13 mm olarak belirlenmiştir. Bu nedenle numunenin her iki ucundan 60 mm'lik kısmı basma testinde kullanılan aparatın çeneleri arasında oluşturulan kanallara aparatın sıkıştırma cıvataları yardımıyla Şekil 4.5(sol)'daki gibi sıkıştırılmıştır. Deney sonucunda hasar gören numunelere ait birer fotoğraf da Şekil 4.5(sağ)'da görülmektedir. Numunelerdeki hasar modları ilgili standarttaki 'kabul edilebilir hasar modları' sınıfına girmektedir. Deneyleerde elde edilen basma mukavemeti değerlerini gösteren grafik de Şekil 4.6'da görülmektedir.



Şekil 4.5: Solda; ASTM D 6641 standardına göre numune yerleşimi [54], sağda; hasar görmüş numuneler.



Şekil 4.6: Malzeme sistemine ait basma yükü altındaki gerilme-uzama% grafiği.

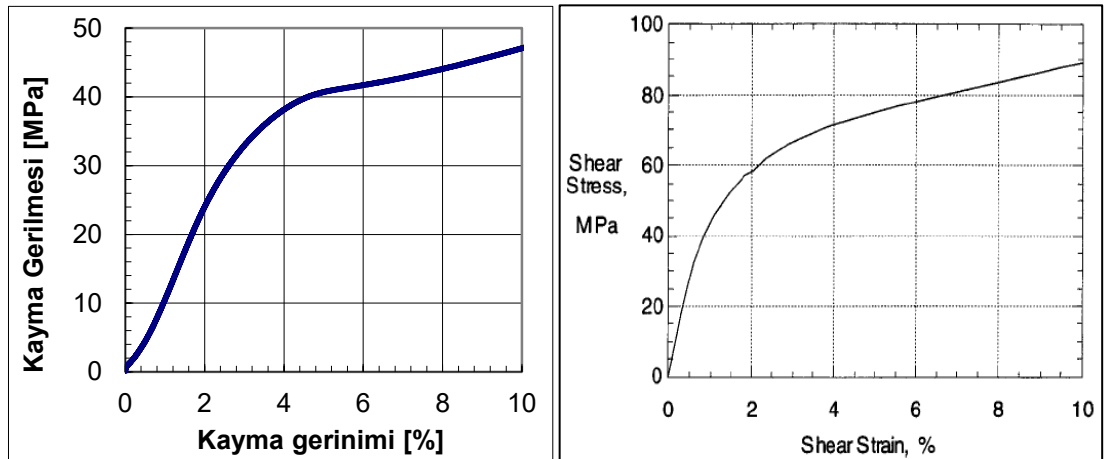
4.2.3 Kayma Mukavemetinin Belirlenmesi

ASTM D 3518/D 3518M [55] standardına göre tabaka-içi kayma mukavemetini belirlemek amacıyla $[\pm 45^\circ]_{2s}$ plakadan 250mm x 25mm numuneler hazırlanarak çekme deneyleri yapılmıştır. Deneydeki ölçüm uzunluğu (150 mm) ve deney hızı (2mm/dak) çekme deneyindeki değerlerle aynıdır [53]. Bu deneyin sonucunda kayma mukavemeti-kayma gerinimi diyagramı çizilir. Kayma gerilmesi ve kayma gerinimi hesaplanırken standartta [55] belirtilen şu denklemlerden faydalanılır;

$$\text{Kayma Gerilmesi:} \quad \tau_{12} = P/2A \quad (4.1)$$

$$\text{Kayma Gerinimi:} \quad \gamma_{12} = \varepsilon_x - \varepsilon_y \quad (4.2)$$

Bu denklemlerden faydalanılarak düzenlenen kayma gerilmesi-kayma gerinimi grafiği Şekil 4.7'de gösterilmiş ve standartta sünek matrisli kompozit malzemelere ait verilen örnek grafiklerle karşılaştırılmıştır. Deneyin doğru yapıldığı standartta belirtilen örnek eğriyle, mevcut malzeme sisteminin grafiğinin tutarlılığından anlaşılmaktadır.



Şekil 4.7: Kayma gerilmesi-kayma gerinimi eğrileri; Solda, deneyden elde edilen grafik. Sağda, sünek matrisli kompozit malzemeler için standartta belirtilen grafik [55].

Bütün bu deneyler sonucunda elde edilen WR6-1200/LR160 malzeme sistemine ait çekme, basma ve kayma mukavemet değerleri Tablo 4.3'te gösterilmiştir. Bu değerler sonlu elemanlar yöntemiyle yapılacak olan kademeli hasar analizinde mukavemet sınırları (strength limits) olarak kullanılacaktır.

Tablo 4.3: WR6-1200/LR160 malzeme sisteminin mukavemet değerleri.

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

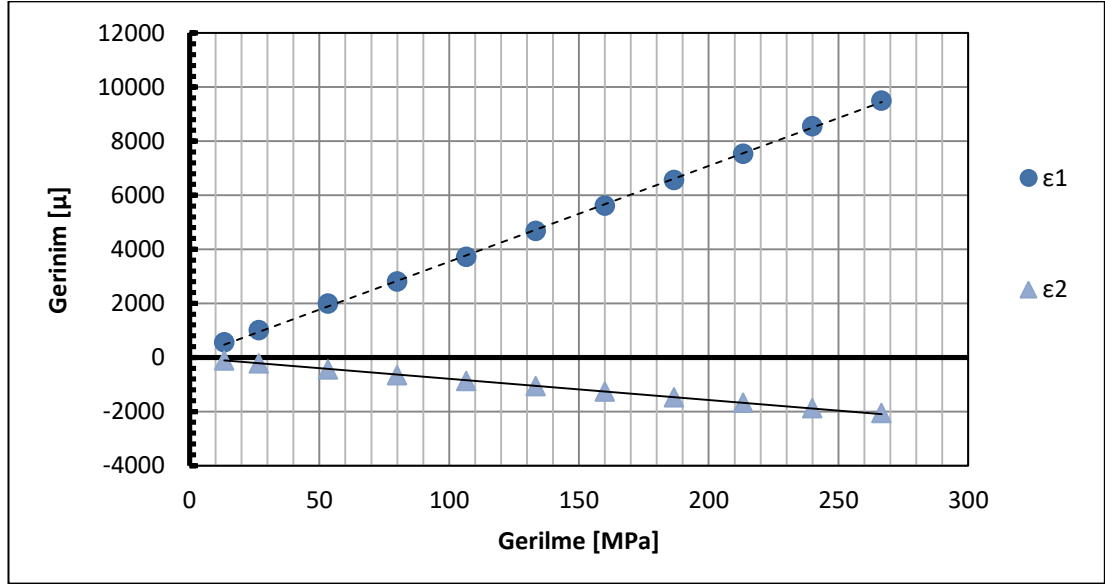
4.2.4 Elastik Özelliklerin Belirlenmesi

Metaller ve alaşımları gibi homojen izotropik malzemelerde elastisite modülü, kayma modülü ve Poisson oranının belirlenmesi için mekanik ekstansometrelerden faydalanılabilir. Fakat kompozit malzemeler gibi, hem homojen olmayan, hem de izotropik olmayan malzemelerde elastik değerlerin bulunması için mekanik ekstansometre yerine lazer ekstansometre, gerinim ölçer (strain gage), video ekstansometre gibi daha ileri teknoloji ürünlerinin kullanımı hassas ve doğru ölçümler yapabilmek için elzemdir. WR6-1200/LR160 malzeme sisteminde elastik değerlerin bulunması için gerinim ölçerlerden faydalanılmıştır. Fiber yönündeki elastik modül (E_{11}) ve fibere dik yöndeki elastik modüller ($E_{22}=E_{33}$), kayma modülleri ($G_{12}=G_{13}$) ve Poisson oranlarının ($\nu_{12}=\nu_{13}$) bulunması için tıpkı Bölüm 4.2.1, 4.2.2 ve 4.2.3'teki gibi $[0^\circ]_8$, $[90^\circ]_8$ ve $[\pm 45^\circ]_{2s}$ elyaf düzenine sahip numuneler üretilerek, üzerlerine gerinim ölçerler yapııştırılmıştır. Bu gerinim ölçerlerden alınan değerlerden faydalanılarak Hooke Kanunu vasıtasıyla elastik modüller hesaplanmıştır. Denklemdeki i ve j indisleri, eksenini ($x, y, 1, 2$ gibi) ifade etmektedir.

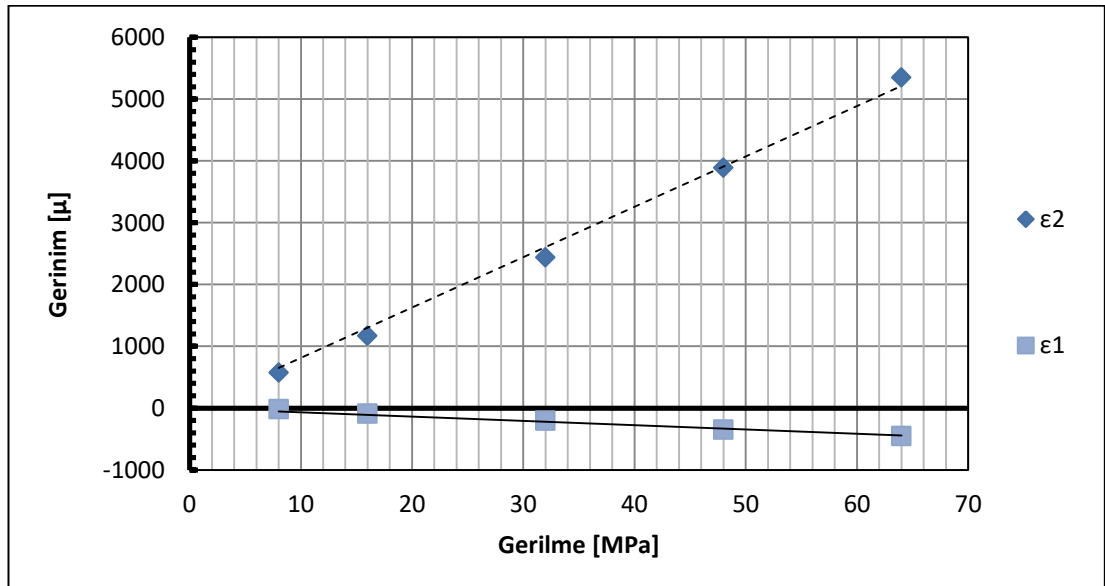
$$\text{Elastisite Modülü:} \quad E_i = \sigma_i / \varepsilon_i \quad (4.3)$$

$$\text{Poisson Oranı:} \quad \nu_{ij} = -\varepsilon_j / \varepsilon_i \quad (4.4)$$

Bu denklemlerden faydalanmak suretiyle WR6-1200/LR160 malzeme sisteminde fiber yönü ve fiber dik yöndeki elastisite modülleri (E_{11} ve $E_{22}=E_{33}$) ve düzlem-içi Poisson oranı ($\nu_{12}=\nu_{13}$) belirlenerek Tablo 4.4'te gösterilmiştir.



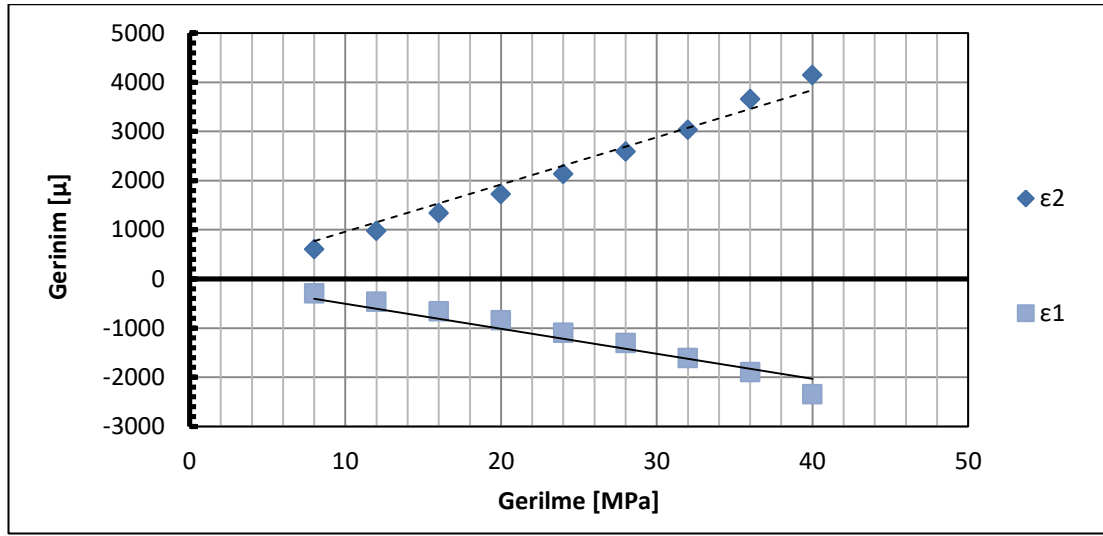
Şekil 4.8: $[0^\circ]_8$ numuneye ait gerinim-ölçerlerle elde edilen gerinim-gerilme diyagramı (1 fiber yönünü, 2 fibere dik yönü göstermektedir).



Şekil 4.9: $[90^\circ]_8$ numuneye ait gerinim-ölçerlerle elde edilen gerinim-gerilme diyagramı (1 fiber yönünü, 2 fibere dik yönü göstermektedir).

Şekil 4.10’da görülen gerilme gerilim diyagramını çekme testi standardına [53] göre elde edilmiş kayma modülü hesaplanırken Denklem 4.5’te görülen formülden yararlanılmıştır. Burada 1-2 düzlemindeki kayma (τ_{12}) ve kayma gerinimi (γ_{12}) değerlerinin hesaplanması da standarda bağlı olarak Denklem 4.1 ve Denklem 4.2’de gösterilmiştir.

Kayma modülü:
$$G_{12} = \tau_{12} / \gamma_{12} \quad (4.5)$$



Şekil 4.10: $[\pm 45^\circ]_{2s}$ numuneye ait gerilim-ölçerlerle elde edilen gerilim-gerilme diyagramı (1 yükleme yönünü, 2 yüklemeye dik yönü göstermektedir).

Malzeme sisteminin düzlem dışı Poisson oranı (ν_{23}) LR160 matrise eşit olarak kabul edilmiştir. Düzlem dışı kayma modülü ise bu Poisson (ν_{23}) değeri kullanılarak aşağıdaki denklem yardımıyla bulunmuştur.

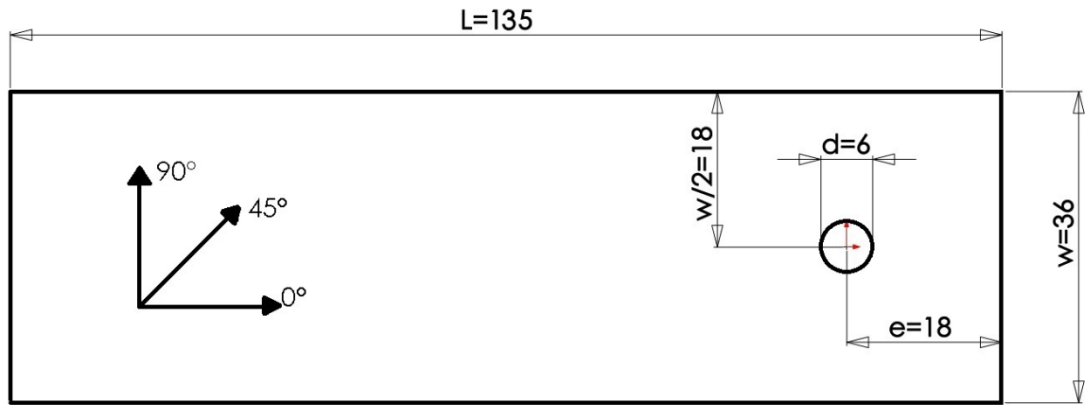
Düzlem-dışı kayma modülü:
$$G_{23} = E_{22} / 2(1 + \nu_{23}) \quad (4.5)$$

Tablo 4.4: WR6-1200/LR160 malzeme sistemine ait elastik değerler.

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

4.3 Cıvata Bağlantılı Kompozit Plaka Deneyleri

Cıvata bağlantılı kompozit plakaların mukavemetini ve hasar mekanizmalarını belirlemek için ASTM D 5961/ D 5961M [56] standardına göre numuneler hazırlanıp mekanik deneyleri yapılmıştır. Üretilen numuneler ortalama 45% fiber hacim oranına sahiptir. Fiber hacim oranı hesaplanırken kumaştaki ana yük taşıyıcı bileşen olan 1200 Tex 0° fiberlerin hacim oranı hesaplanmıştır. 68 Tex 90° fiberler ve dikiş iplikleri hesaba katılmamıştır. Numuneler, plakalardan elmas kesiciyle kesilmiş ve karbür uçlu matkap ile 1500 devir, 0.2 mm/dakika matkaplama parametreleriyle delinmiştir. Üretilen numunelere ait ölçüler Şekil 4.11’de şematik olarak gösterilmiştir. Cıvata deliğini oluşturan matkap ucunun plakaya giriş ve çıkışında, tabakalarda oluşacak delaminasyonları engellemek amacıyla plakanın alt ve üstüne Şekil 4.12’de görüldüğü gibi ahşap parçalar koyulmuştur. Üretimi tamamlanmış numunelere ait fotoğraflar ise Şekil 4.13’te görülmektedir.

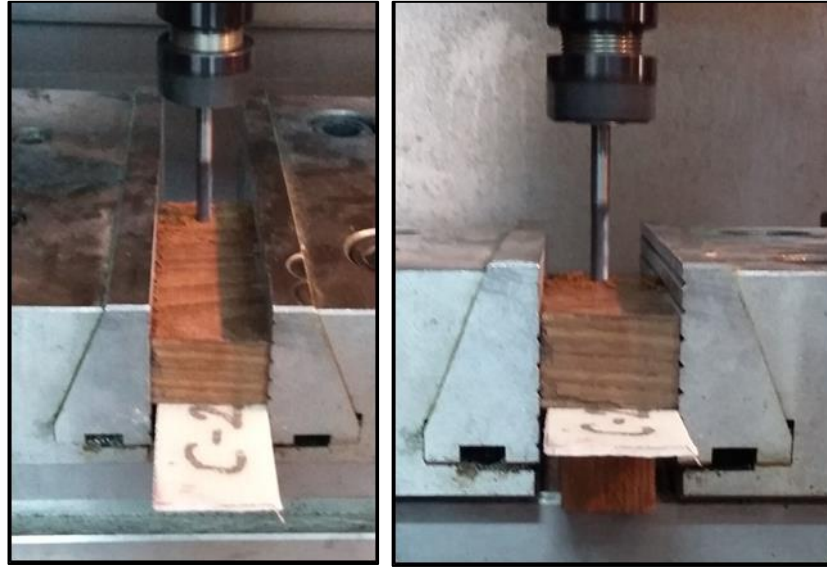


Şekil 4.11: Üretilen plakaların ölçüleri.

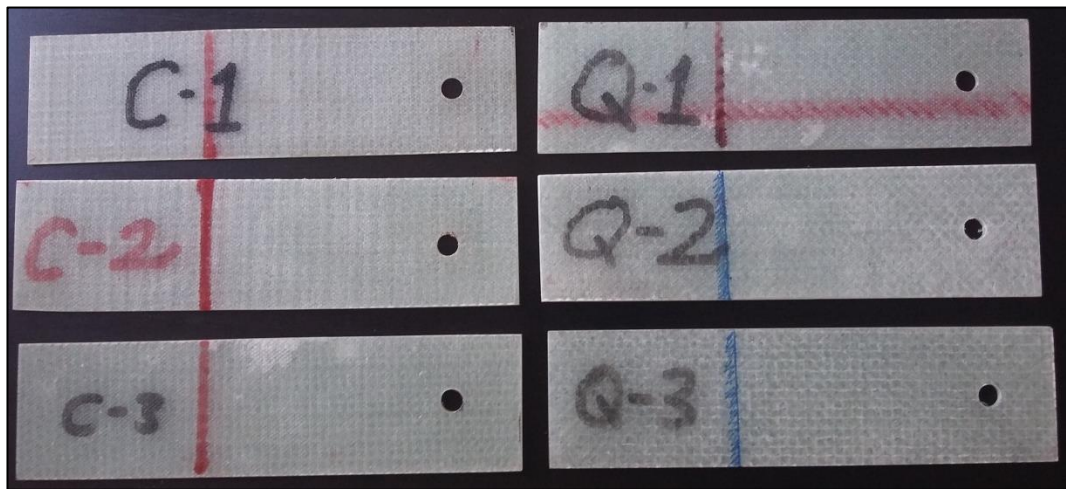
Tablo 4.5’te görülen, üçer farklı dizilişe sahip çapraz-katlı ve yarı-izotropik plakalar incelenmiştir. Tüm deney boyunca cihaz tarafından kaydedilen yük ve yer değiştirme değerleri sayesinde Şekil 4.15, Şekil 4.17, Şekil 4.19, Şekil 4.21, Şekil 4.23 ve Şekil 4.25’teki grafikler elde edilmiştir.

Tablo 4.5: İncelenecek olan plakaların elyaf dizilişleri.

Çapraz-katlı numuneler	Yarı-izotropik numuneler
C1-[90°/0°] _s	Q1-[+45°/0°/-45°/90°] _s
C2-[90° ₂ /0° ₂] _s	Q2-[90°/+45°/-45°/0°] _s
C3-[90°/0°] _{2s}	Q3-[0°/90°/+45°/-45°] _s

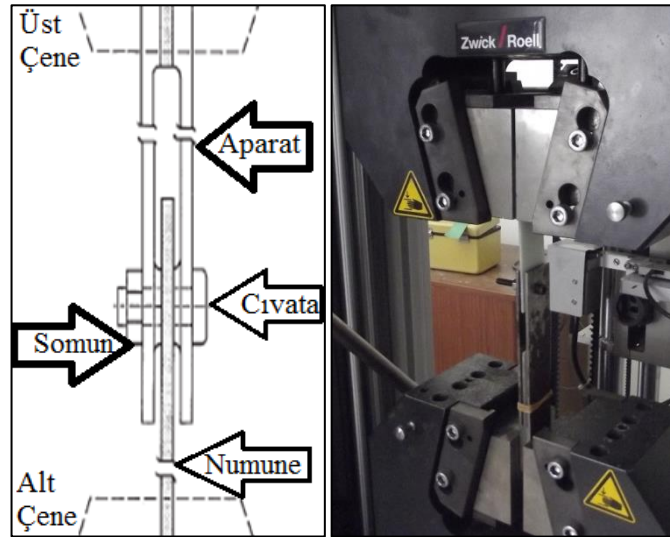


Şekil 4.12: 135mm X 36 mm boyutlu numunelerin cıvata deliklerinin delinmesi.



Şekil 4.13: Yatak mukavemeti deneyi numuneleri.

Deney yapılırken, ilgili standartta belirtilen metal aparatın arasına, yüklenecek numunelerle eşit kalınlığa sahip bir parça yerleştirilerek aparatlar çeneye sıkıştırılır. Numunedeki cıvata deliği, aparatlardaki deliklerle merkezleri çakışacak şekle getirildikten sonra cıvata bu deliklerden geçirilir. Yerleştirilen cıvata somun yardımıyla istenilen tork değeriyle sıkıldıktan sonra, deney numunesi de diğer çeneye sıkıştırılarak deney kurulumu tamamlanmış olur. Kurulumun doğru olması için aparat ve deney numunesinin yükleme eksenine paralel şekilde yerleştirilmiş olması gerekmektedir. Şekil 4.14'te solda şematik olarak görülen deney kurulumu, yukarıda tarif edildiği şekilde hazırlanmış ve Şekil 4.14 sağdaki görselde görülmektedir. Deneyler 2 mm/dak çekme hızıyla gerçekleştirilmiştir. Deney sırasında elde kaydedilen maksimum yük değerinden yaklaşık 30% düşüş olduğu anda deney sonlandırılmıştır.



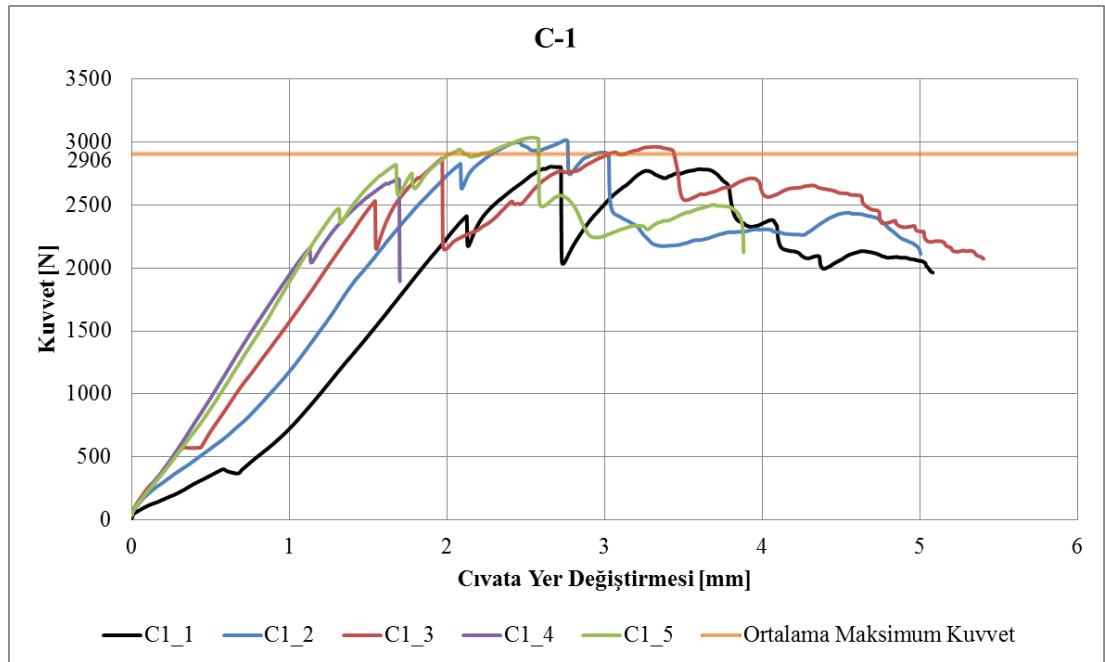
Şekil 4.14: Deney düzeneği; solda şematik resim, sağda deneyin yapılışı.

Elde edilen grafiklere bakıldığında grafiklerde ilk hasara kadar olan kuvvet-uzama eğrileri bazı numuneler için üst üste oturmamaktadır. Bunun başlıca iki sebebi bulunmaktadır. Birincisi; cıvata-delik arasındaki boşluğun (≈ 0.02 mm) bazı numunelerde yükleme sırasında kapanması, ikincisi ise delik matkap ile delinirken bazı fiber demetlerinin bir kısmının tahliye edilen malzemede kalmasıdır. Bu iki durum deneylerin tutarsız görünmesine sebep olsa da, elde edilen maksimum yük

değerlerinin birbirine yakın olması (varyasyon katsayısı $\approx 5\%$) deneylerin uygun şekilde yapıldığını göstermektedir.

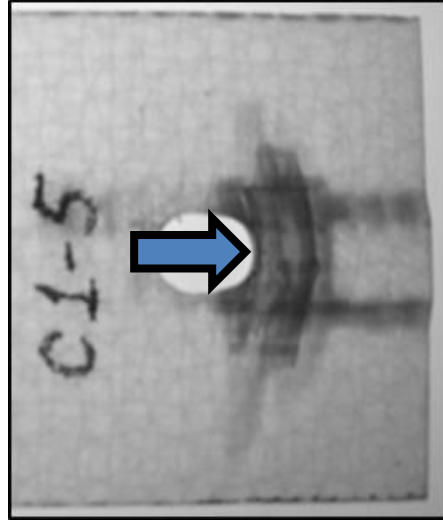
4.3.1 Çapraz-Katlı Plakalar

Mekanik bağlantılı veya bağlantısız çapraz-katlı elyaf düzene sahip kompozit plakaların pratikte kullanımı yaygın olmamasına rağmen, bu düzen çeşidi kompozit malzemenin özellikleri ve hasar davranışlarının daha iyi anlaşılabilmesi adına çeşitli araştırmacılar tarafından bilimsel çalışmalarda ele alınmaktadır [18, 41, 42, 44, 45]. Mekanik bağlantılı çapraz kat numuneler ise özellikle dışa-kayma hasarında oluşan tabaka-içi aksenal ayrılmaların incelenmesi için tercih edilmektedir [57].

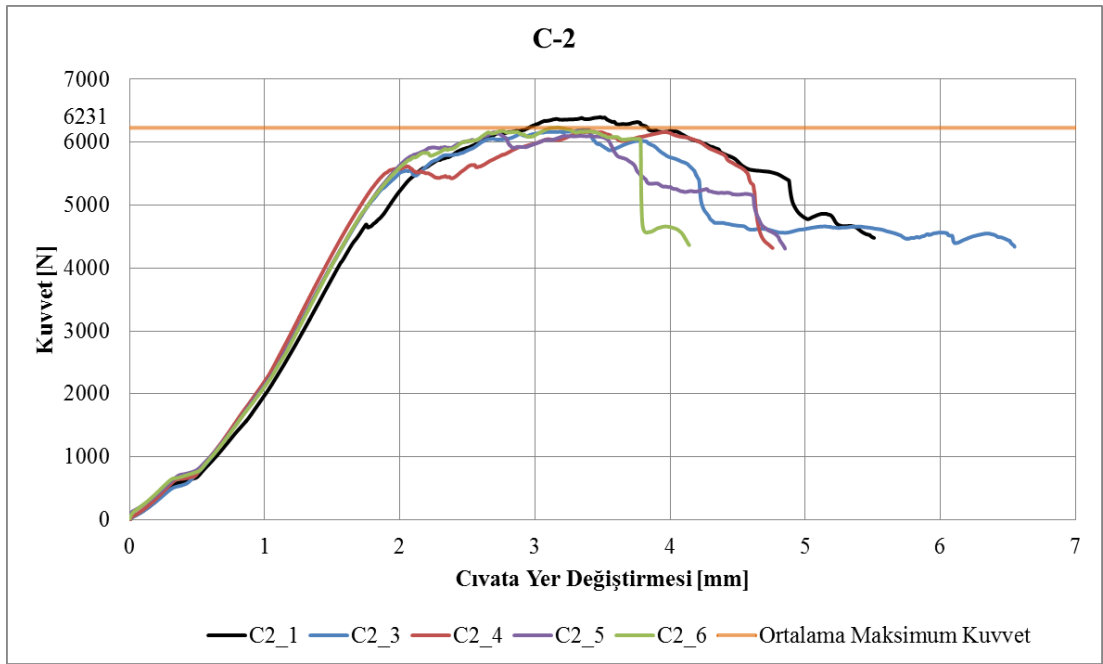


Şekil 4.15: C1-[90°/0°]_s elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.

C1 numunelerinin tamamında yatak ve kayma hasar modları birlikte görülmüştür. Yatak hasarı bölgesinde bulunan, dış yüzeylerdeki 90° tabakalardaki fiber demetlerinin delaminasyona uğrayarak bitişik oldukları tabakadan ayrıldıkları gözlemlenmiştir.

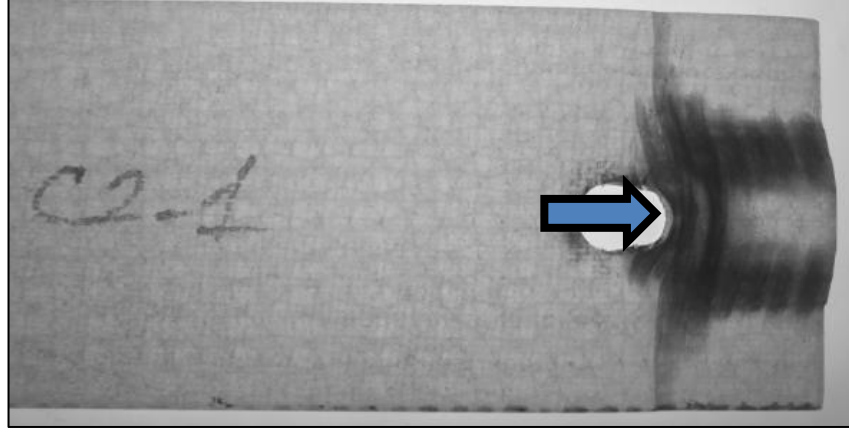


Şekil 4.16: Yükleme sonrası C1 numunelerinde görülen hasarın temsili fotoğrafı.

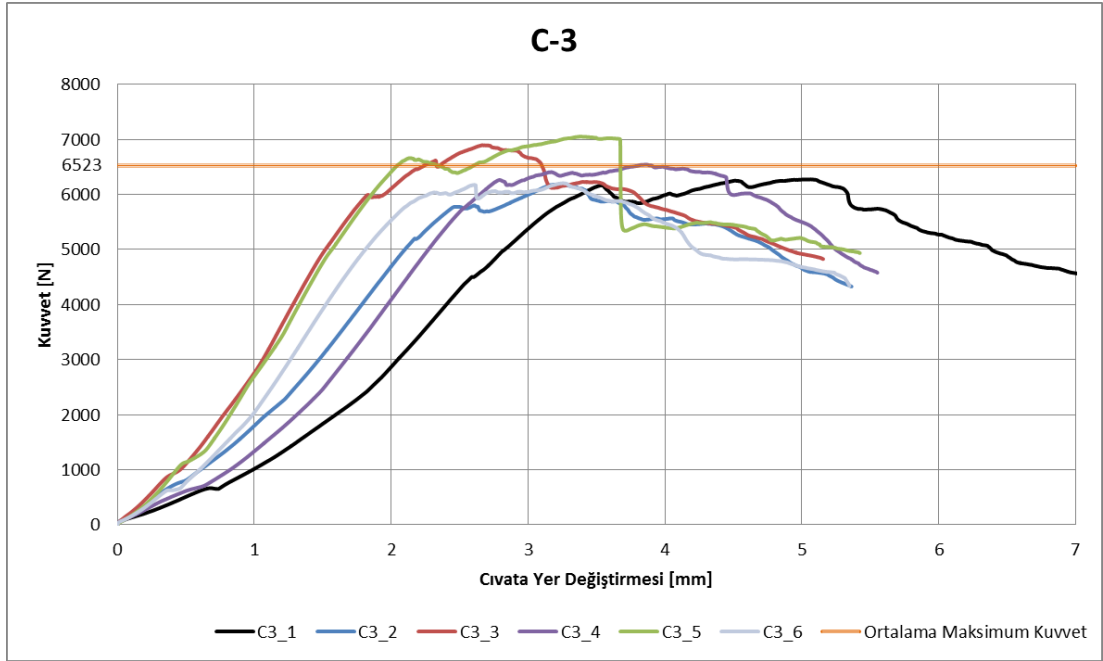


Şekil 4.17: C2-[90°₂/0°₂]_s elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.

C2 numunelerinin tamamında yatak ve kayma hasar modları birlikte görülmüştür. Yatak hasarı bölgesinde bulunan, dış yüzeylerdeki 90° tabakalardaki fiber demetlerinin delaminasyona uğrayarak bitişik oldukları tabakadan ayrıldıkları gözlemlenmiştir. Bu ayrılmaların kenarlara kadar ulaşabildiği Şekil 4.18'de görülmektedir.

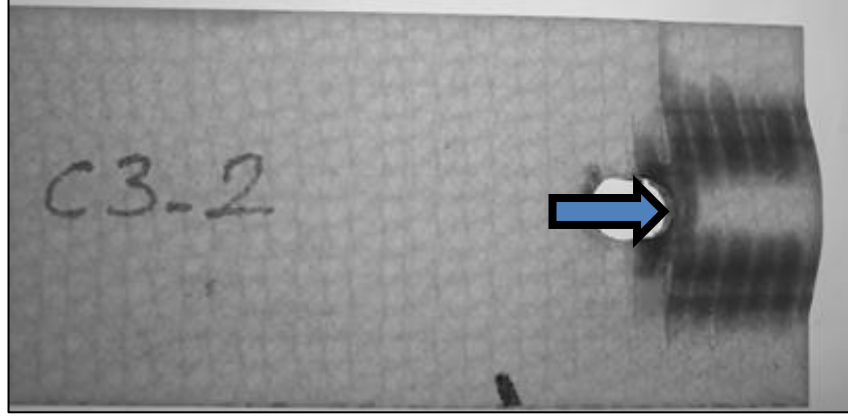


Şekil 4.18: Yükleme sonrası C2 numunelerinde görülen hasarın temsili fotoğrafı.



Şekil 4.19: C3-[90°/0°]_{2s} elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.

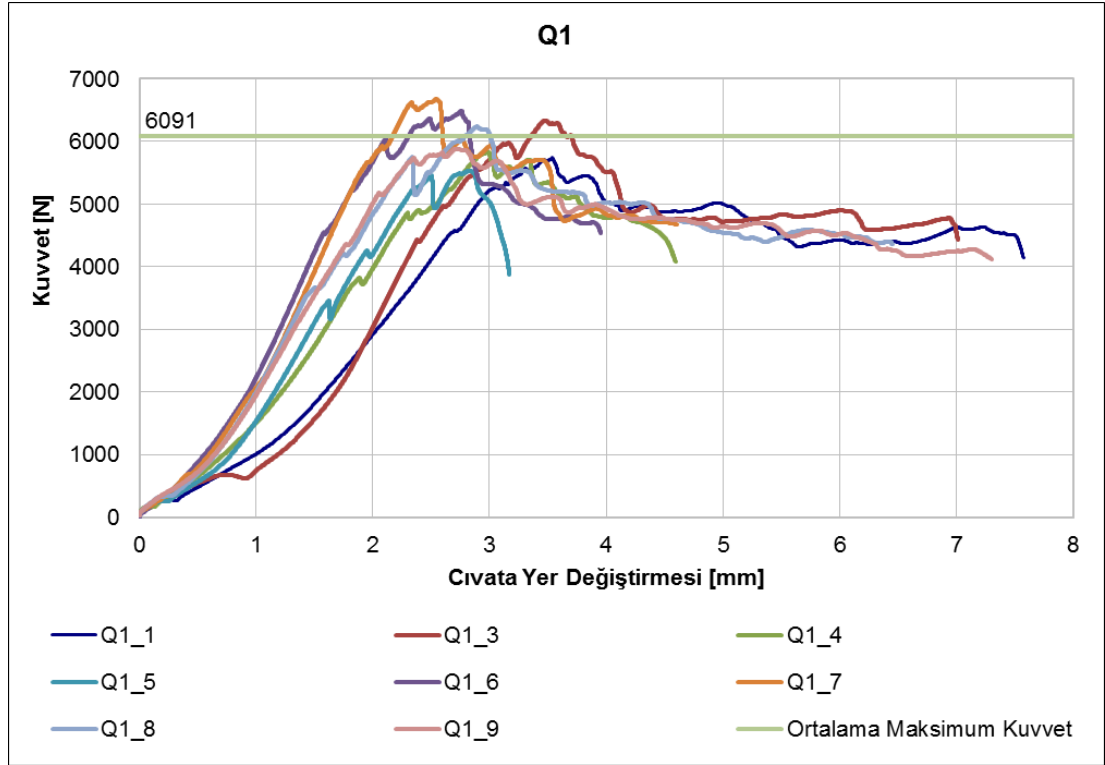
Önceki crossply numunelere benzer şekilde C3 numunelerinde de kayma ve yatak hasarları birlikte görülmüştür. Yatak hasarı bölgesinde bulunan, dış yüzeylerdeki 90° tabakalardaki fiber demetlerinin delaminasyona uğrayarak bitişik oldukları tabakadan ayrıldıkları gözlemlenmiştir. Bütün çapraz-katlı numunelerde aynı hasar modları oluşmasına rağmen en yüksek mukavemet değerine C3 elyaf düzeninde erişilmiştir.



Şekil 4.20: Yükleme sonrası C3 numunelerinde görülen hasarın temsili fotoğrafı.

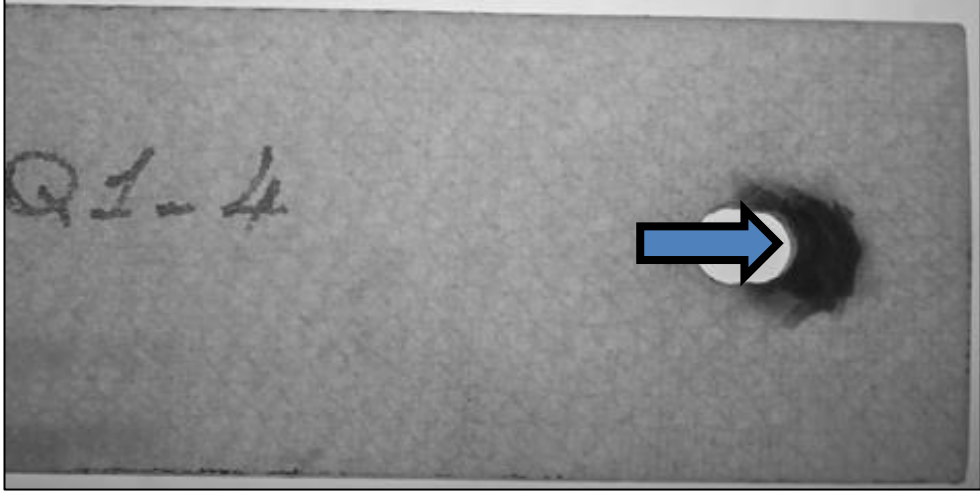
4.3.2 Yarı-İzotropik Plakalar

Pratikte kullanımı çapraz-katlı numunelere göre çok daha yaygın olan yarı-izotropik numuneler de tez çalışması kapsamında ilgili standartlardan faydalanarak mekanik testlere tabii tutulmuş ve deney sonuçları bu bölümde irdelenmiştir.

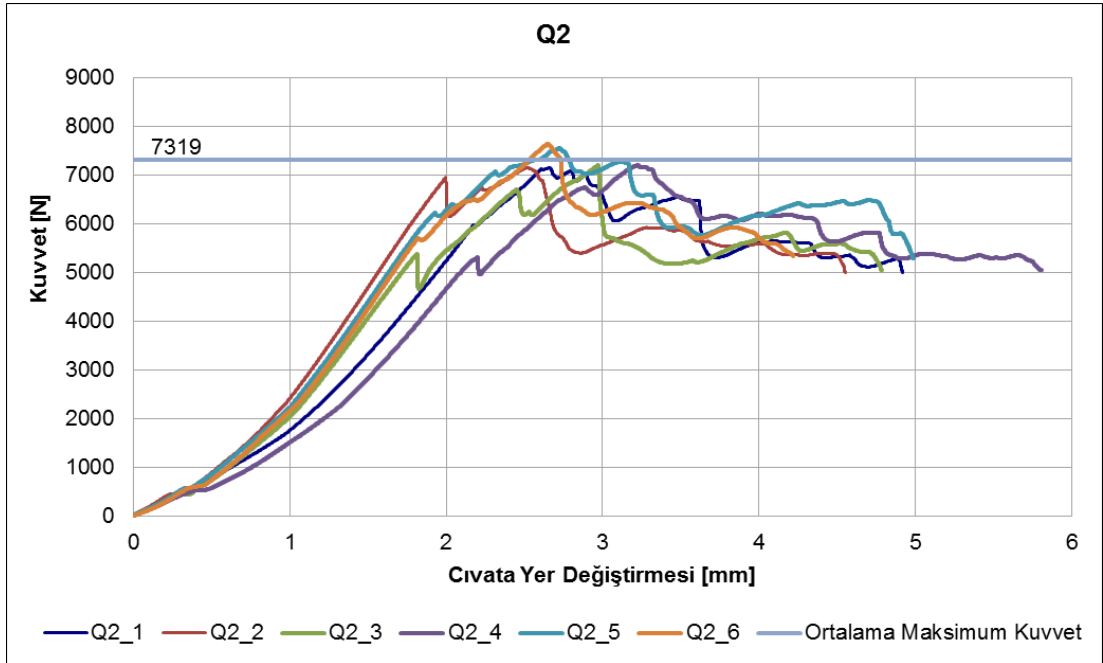


Şekil 4.21: Q1 elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.

Q1 elyaf düzenine sahip cıvata bağlantılı kompozit plakalarda sadece yatak hasarı gözlemlenmiştir. Belirli-belirsiz de olsa hasar bölgesinin dış yüzeylerindeki +45° fiber demetlerinin düzlem-dışı yönde sökülmeğe başladığı da gözlemlenmiştir.

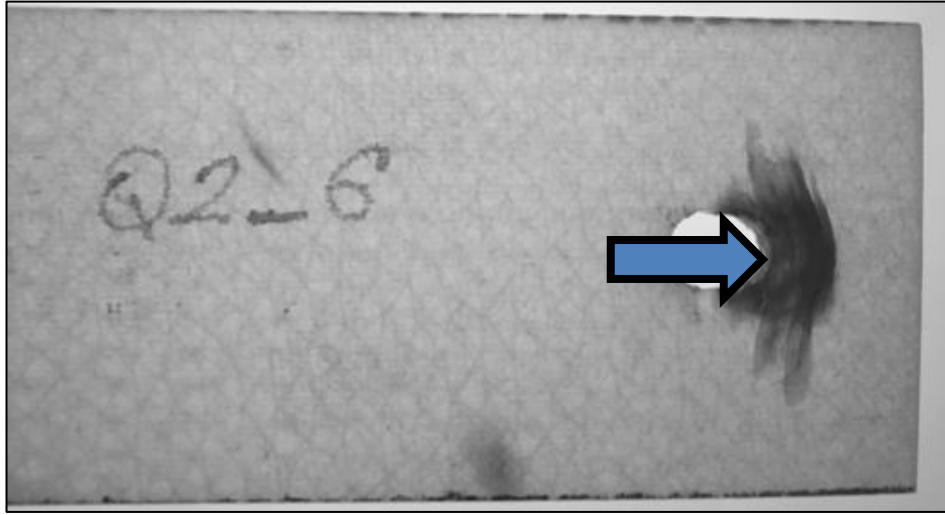


Şekil 4.22: Yükleme sonrasında Q1 numunelerinde görülen hasarın fotoğrafı.

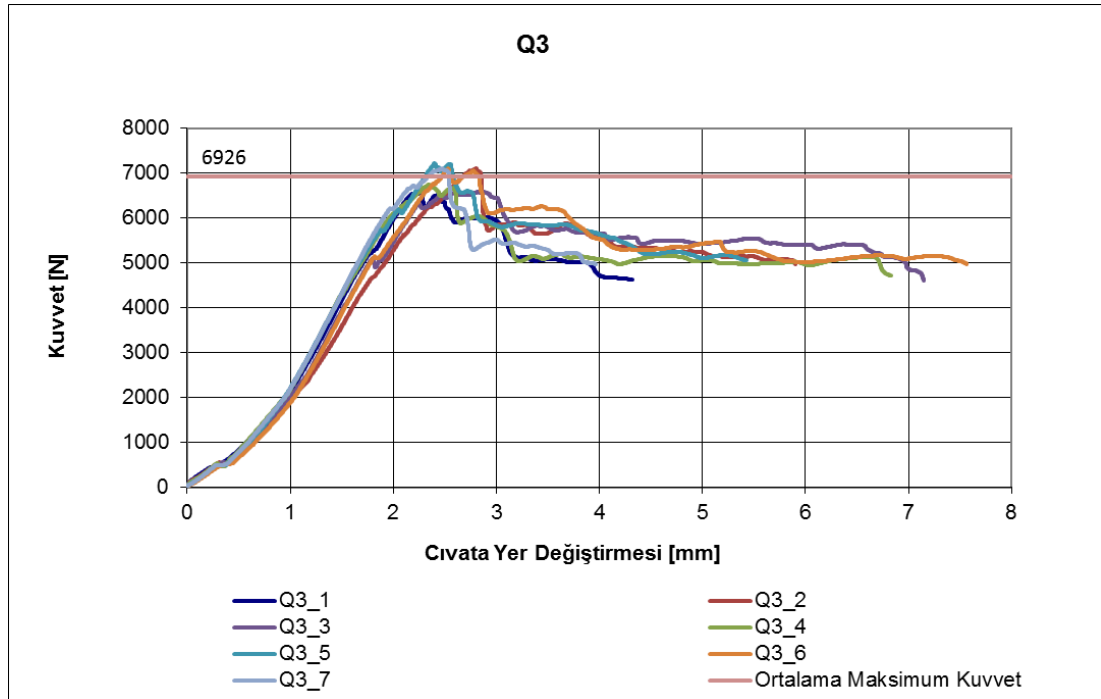


Şekil 4.23: Q2 elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.

Q2 numunelerinde de asıl hasar modu yatak hasarıdır. Fakat bunun yanı sıra çapraz-katlı numunelerde görüldüğü şekilde yüzeydeki 90° fiber demetlerinin düzlem dışı yönde açıkça görülebilecek şekilde delaminasyona uğradığı görülmüştür. En yüksek mukavemet değeri de Q2 numunelerinde elde edilmiştir.

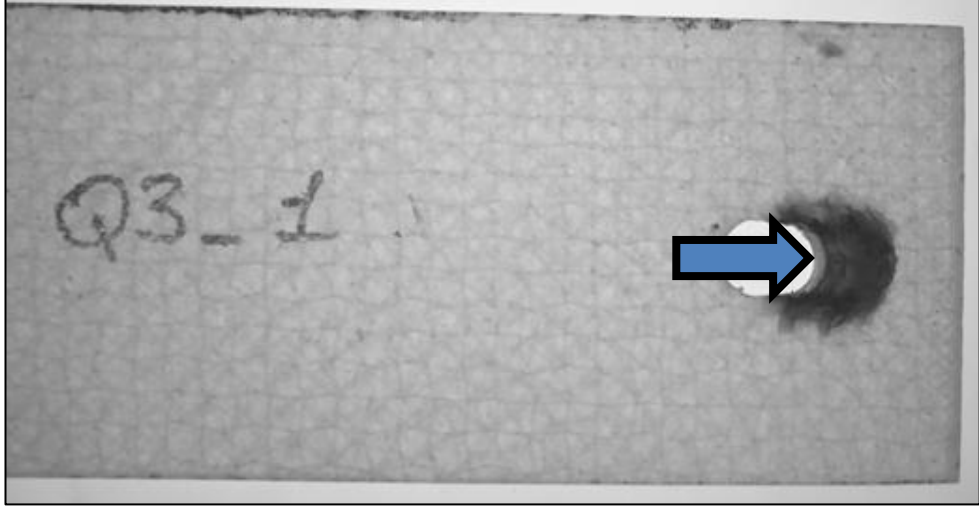


Şekil 4.24: Yükleme sonrasında Q2 numunelerinde görülen hasarın fotoğrafı.



Şekil 4.25: Q3 elyaf düzenine sahip plakalardaki kuvvet uzama grafiği.

Q3 elyaf düzenine sahip cıvata bağlantılı kompozit plakalarda sadece yatak hasarı gözlemlenmiştir. Yarı-izotropik numuneler içerisinde Q2 elyaf düzeninden sonraki en büyük mukavemet değeri de Q3 elyaf düzeninde elde edilmiştir.



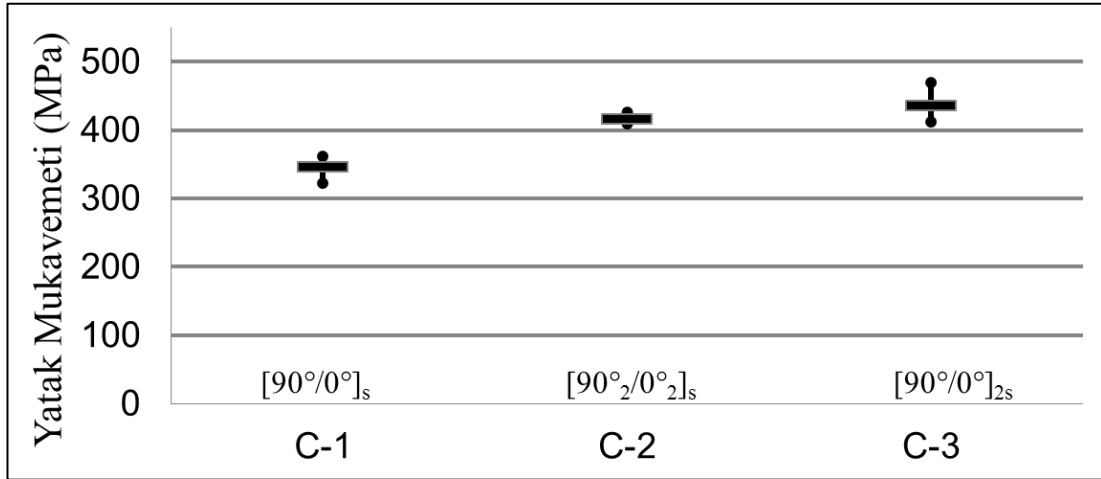
Şekil 4.26: Yükleme sonrasında Q3 numunelerinde görülen hasarın fotoğrafı.

Yapılan cıvata bağlantılı deneylere dair deney sonuçları istatistikleriyle birlikte Tablo 4.6'da verilmiştir. Yatak hasarı B, kayma hasarı S, yüzeylerdeki 90° elyafların delaminasyonu N_s ile ifade edilmiştir. Deneyler sonucunda elde edilen varyasyon katsayılarına bakıldığında deney sonuçlarının istatistiksel olarak tutarlı oldukları görülmektedir.

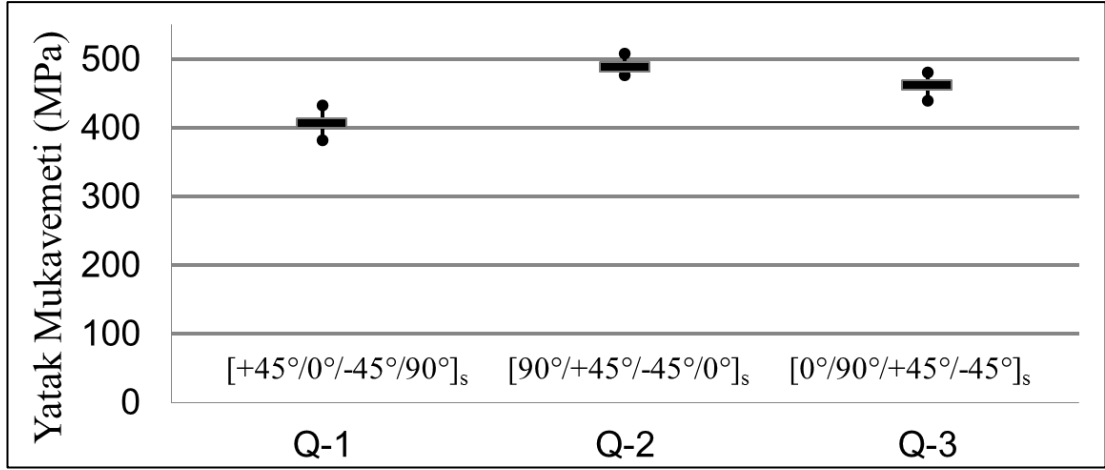
Tablo 4.6: Cıvata bağlantılı deneylerin istatistiksel sonuçları.

Plaka Elyaf Düzeni	Hasar Modu	Maksimum Yük (N)		Yatak Mukavemeti (MPa)		Varyasyon Katsayısı
		Ortalama Değer	Sapma	Ortalama Değer	Sapma	
		x	s	x	s	
C1 $[90^\circ/0^\circ]_s$	B+S+N _s	2887	142.6	385	17.09	4.94 %
C2 $[90^\circ_2/0^\circ_2]_s$	B+S+N _s	6231	98.6	415	6.57	1.58 %
C3 $[90^\circ/0^\circ]_{2s}$	B+S+N _s	6523	373.7	434	24.91	5.72 %
Q1 $[+45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$	B	6091	402.1	406	26.80	6.60 %
Q2 $[90^\circ/+45^\circ/-45^\circ/0^\circ]_s$	B+N _s	7319	217.1	487	14.47	2.96 %
Q3 $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_s$	B	6926	267.4	461	17.83	3.86 %

Şekil 4.27'deki grafikte çapraz-katlı numunelerin, Şekil 4.28'deki grafikte ise yarı-izotropik numunelerin yatak mukavemetleri bir arada verilmiştir.



Şekil 4.27: Çapraz-katlı numunelerin yatak mukavemetleri.



Şekil 4.28: Yarı-izotropik numunelerin yatak mukavemetleri.

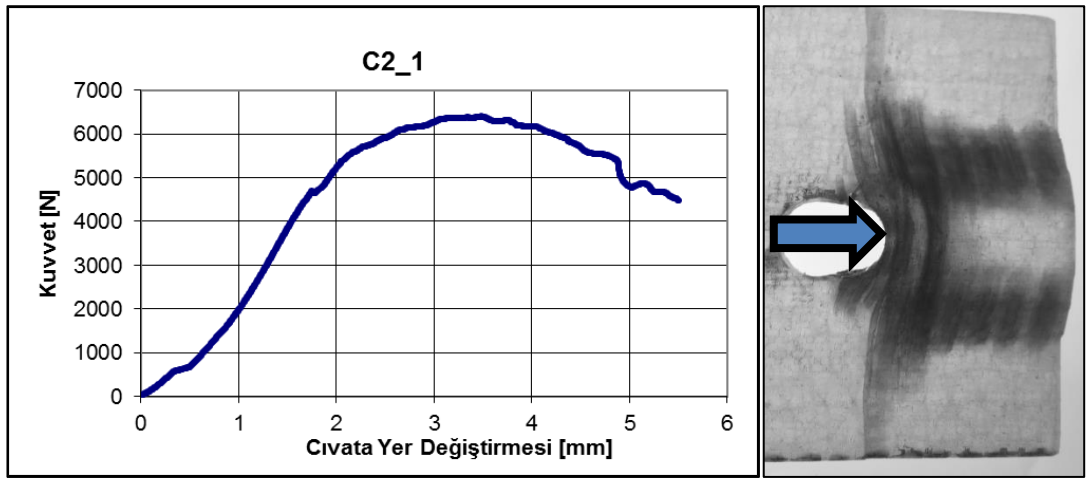
Bağlantı mukavemetlerine bakıldığında çapraz-katlı numunelerde sırasıyla C3, C2, C1, yarı-izotropik numunelerde ise Q2, Q3, Q1 şeklinde büyükten küçüğe doğru mukavemet değerleri sıralanmaktadır. Bu değerler HTS40/977-2 tek yönlü prepreg malzeme ile yapılan aynı geometri ve aynı elyaf düzenlerine sahip numunelerde elde edilen sıralamaların aynısıdır [58]. Buradan yola çıkarak farklı malzeme sistemleri de kullanılsa plaka elyaf düzenlerinin kompozit yapının mukavemeti konusunda belirleyici bir özellik olduğu söylenebilir.

Deneyler sonucunda numunelerde oluşan hasar modlarına bakıldığında bütün çapraz-katlı numunelerde hasar modları yatak + kayma + yüzeydeki 90° fiber demetlerinin delaminasyonu (B+S+N_s) şeklindedir. Yarı-izotropik plakalarda ise yalnızca Q2 numunesinde yatak + yüzeydeki 90° fiber demetlerinin delaminasyonu (B+N_s) şeklinde hasar oluşmuştur. Diğer iki yarı-izotropik plakanın (Q1 ve Q3) yüzeylerinde 90° tabaka olmadığı için yatak hasarı (B) dışında bir hasar modu oluşmamıştır.

Yüzeydeki 90° fiber demetlerinin delaminasyonu, bazı numunelerde numunenin kenarlarına kadar erişerek 90° tabakadaki fiber demetlerinde net-çekme hasarı benzeri bir hasar görüntüsü vermektedir. Dış yüzeyinde 90° elyaf bulunduran C1, C2, C3 ve Q2 numunelerinin hepsinde bu hasar tipi (N_s) görülmüştür. Bazı numunelerde yük artışıyla birlikte ilerleyen hasar, bazı numunelerde ise ani şekilde oluşmaktadır. Bu ani ayrılmalar kuvvet-uzama grafiklerine de yansımaktadır.

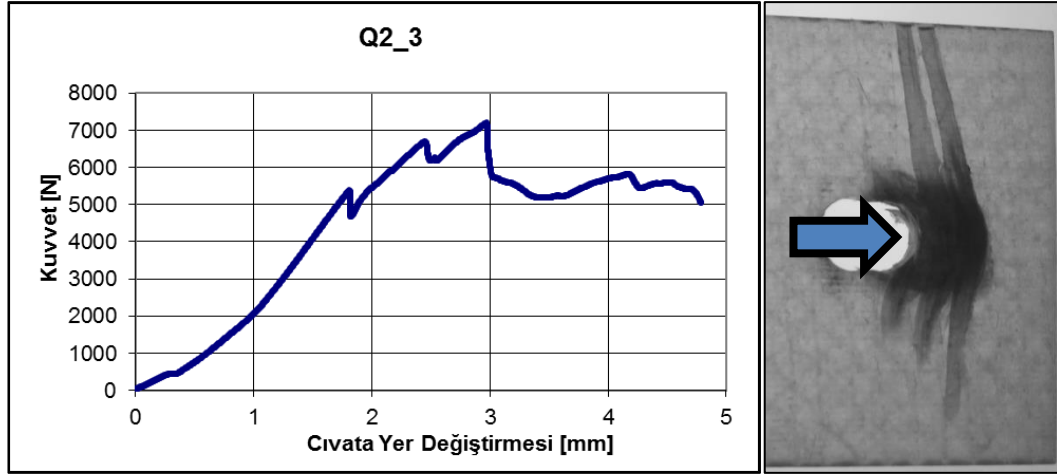
C2_1 kodlu numuneye ait Şekil 4.29'daki grafikte görüleceği üzere, 90° fiber

demetlerinin delaminasyonu kenarlara kadar erişmiş olmasına rağmen, delaminasyon yük artışıyla birlikte ilerlemiştir. Yani, delaminasyonun yayılması stabil bir şekilde gerçekleşmiştir. Bunun nedeni delaminasyona uğrayan 90° tabakanın komşu tabakasının da 90° olmasıdır. Böylelikle 90°/90° ara yüzünde tabakalar-arası kayma gerilmeleri çok düşük miktarlarda oluşmuş ve civata ilerlemesinden kaynaklanan yük dağılımının da civata-kompozit temas bölgesinde ($-90 \leq \theta \leq 90$) yükleme eksenine göre simetrik dağılmasıyla birlikte delaminasyon stabil bir şekilde ilerlemiştir.



Şekil 4.29: C2_1 kodlu numuneye ait kuvvet uzama eğrisi ve hasar.

Şekil 4.30'daki Q2_3 kodlu numuneye ait grafiğe bakıldığında kuvvet-uzama eğrisinde 1.5 ila 3 mm deplasman arasında görülen ani düşüşler, 90° fiber demetlerinin delaminasyonunun ani bir şekilde oluştuğunu göstermektedir. Bunun başlıca sebebi 90° tabakanın komşu tabakası olan +45° tabakanın taşıdığı fiber basma gerilmeleri nedeniyle +45° civarında oluşan yüksek gerilmelerden dolayı delaminasyon ani bir şekilde oluşmuştur. Şekil 4.30'daki hasarlı numunenin fotoğrafında görüleceği üzere N_s hasarı +45° tabakanın yüksek basma gerilmelerine maruz kaldığı bölgede (görselin üst yarısı) daha geniş alana (numunenin üst kenarına kadar) yayılım göstermiştir.

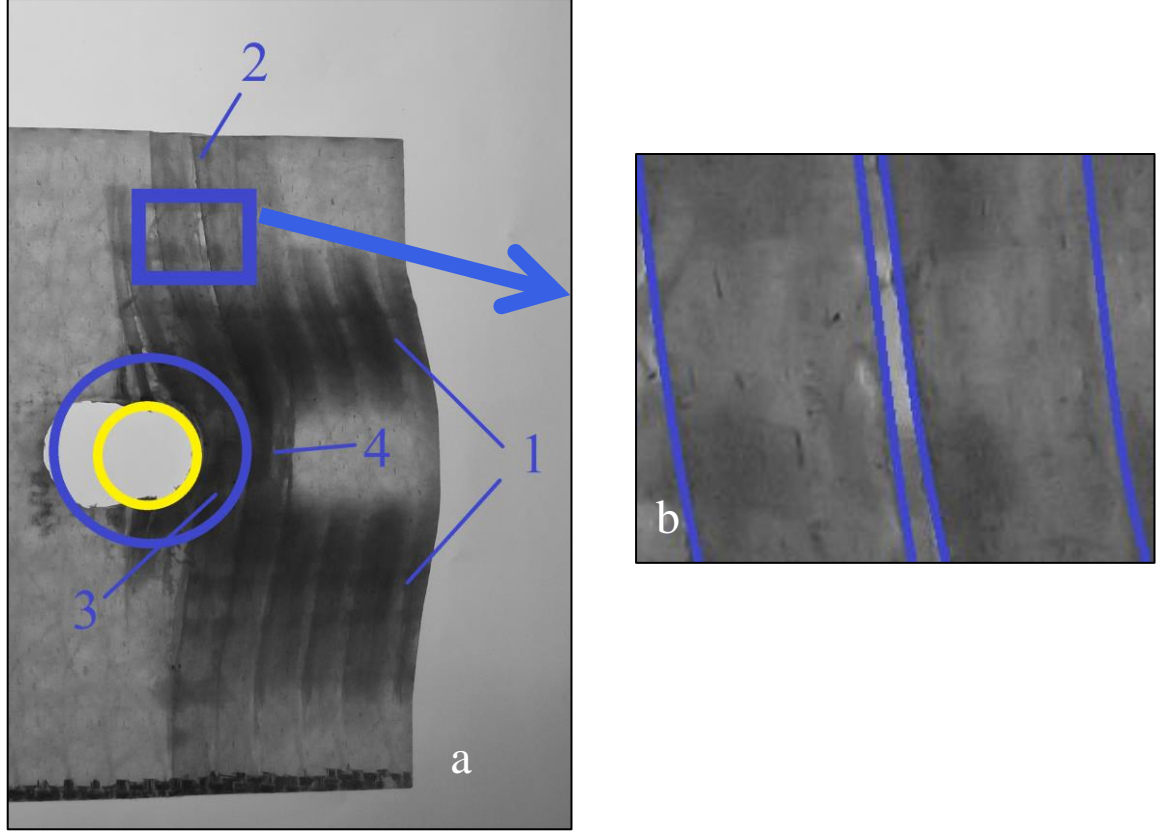


Şekil 4.30: Q2_3 kodlu numuneye ait kuvvet uzama eğrisi ve hasar.

Plakalarda gözlemlenen bütün hasar modları hakkında bir toplama yapmak gerekirse Şekil 4.31’de görülen C3 plakasının fotoğrafından faydalanılabilir. Şekilde görülen sayılar ve şekiller şunları ifade etmektedir;

- 1) 0° tabakalarda oluşan dışa-kayma hasarı neticesinde 90° elyaflarda oluşan matris çatlakları ve 90° fiber demetlerinin eğilmesi.
- 2) Yüzeydeki 90° elyaflarda görülen delaminasyon ve net-çekme hasarı(N_s) (bu hasar bazı numunelerde kenara kadar ulaşabilmektedir)
- 3) Pul alanının altındaki yüzeyde oluşan yatak hasarı
- 4) Pul kenarından bir demet genişliği uzağa kadar ilerleyen matris çatlakları ve 90° fiber demetlerinin eğilmesi.

Ayrıca şekildeki sarı çember cıvata gövdesinin dış sınırlarını, mavi çember ise pulun kenarlarını ifade etmektedir. Şekil 4.31-a’daki mavi kutuda bulunan hasara ait büyütülmüş bir görüntü de Şekil 4.31-b’de görülmektedir. Şekil 4.31-b’deki mavi çizgiler dış yüzeydeki 90° fiber demetlerinin sınırlarını belirtmekte olup iki fiber demetinin arasında oluşan boşluk da şekilde görülmektedir. Görüldüğü üzere yüzeydeki fiber demetlerinin ayrılması ve net çekme benzeri hasar oluşması fiber demeti seviyesinde gerçekleşmektedir. Demetlerdeki fiberler hep beraber hasara uğramaktadır. Şüphesiz ki bu durumun gerçekleşmesinde dikiş ipliklerinin katkısı büyüktür.



Şekil 4.31: a) Deneylede gözlemlenen bütün hasar modlarının bir C3 plakası üzerinde gösterimi, b) 90° fiber demetleri arasındaki ayrılma.

Bu bölümde numunelerin her biri için yapılan deney sonuçları verilmiştir. Deney sonuçlarındaki varyasyon katsayılarından anlaşılacağı üzere deneyler büyük bir tutarlılıkla tamamlanmıştır. Tekstil geometrisinden dolayı oluşan özel hasar modu olan N_s hasarıyla birlikte, mekanik bağlantılı kompozit plakaların alışlagelmiş hasar modları olan dışa-kayma ve yatak hasarı da görsellerle birlikte incelenmiştir. Bu kısımda yapılan tespitlerin her biri sonlu elemanlar modelinde kıyaslama yapmak amacıyla kullanılacaktır.

5. SONLU ELEMANLAR ANALİZİ

Sonlu elemanlar yönteminin mekanik alanında kullanımı, basit bir anlatımla, belirli bir uzunluğu sonlu küçük sayıda parçaya bölerek her bir küçük parçaya ait rijitlik matrisi $[K]$ ve yer-değiştirme matrisini $[x]$ oluşturarak, parçalara ayrılan elemanın üzerindeki mekanik değişimleri tümevarımla bulma şeklindedir. Mekanik, termal, yapısal analizlerde günümüzün birçok mühendislik ihtiyacını karşılayan sonlu elemanlar yöntemini temel alan birçok paket program mevcuttur. Bu çalışmada ANSYS R14.5 [59] paket programı kullanılarak sonlu elemanlar yöntemiyle analizler yapılacak ve deneysel verilerle arasındaki tutarlılık detaylı olarak tartışılacaktır.

Literatürde KE kompozitleri inceleyen birçok sonlu elemanlar analizi çalışması bulunmaktadır. Bu çalışmaların bazıları Tablo 5.1’de listelenmiştir.

Tablo 5.1: KE kompozitleri ele alan sonlu elemanlar çalışmalarından bazıları.

Araştırmacılar	Yöntem	İncelenen Özellik	Sonlu Eleman Modeli
Riccio ve diğ. [10]	Sonlu Eleman ve Gerilme Ortalama Yöntemi	Delaminasyon başlangıç ve ilerleyişi	Temsili hacim elemanı (THE) kullanarak numune boyutunda model
Drapier ve Wisnom[13]	2-B Sonlu Eleman	Geometrik özelliklerin basma mukavemetine etkisi	2-B birim hücre
Drapier ve Wisnom[14]	2-B Sonlu Eleman	Geometrik özelliklerin tabakalar arası kayma mukavemetine etkisi	2-B birim hücre
Tessitore ve diğ. [16]	Sonlu Eleman ve Gerilme Ortalama Yöntemi	Lineer çekme davranışı	THE kullanarak numune boyutunda model
Edgren ve diğ. [18]	Rijitlik Düşüştü Sonlu Eleman	Çekme yükü altında hasar ilerleyişi	THE kullanılarak mezomodel
Mikhaluk ve diğ. [21]	Sonlu Eleman ve Kırılma Mekaniği Teorileri	Reçine zengini bölgelerin çekme davranışına etkisi	Mikro ve mezo birim hücre kullanılarak numune boyutunda model
Tserpes ve Labeas [31]	Kademeli Hasar Analizi	Bağlantının T-çekme yükü altındaki davranışı	THE kullanılarak gerçek boyutta Pi bağlantı
Mattson ve diğ. [29]	Sonlu Eleman ve Kırılma Mekaniği Teorileri	Elyaf sıralamasının çekme davranışına etkisi	THE kullanılarak çeyrek model

KE kompozitlerin sonlu eleman modelleri oluşturulurken farklı araştırmacılar farklı modeller geliştirmişlerdir. Bu modeller fiber demetlerindeki kıvrımları, dikiş ipliklerini, reçine zengini bölgeleri vb. göz önüne almaktadır. Her türlü yükleme durumu altındaki KE kompozitler modellenirken fiber demetlerinde üretim esnasında oluşan kıvrımların modellenmesi neredeyse bir standart haline gelmiştir [13-15, 29]. Bunun dışında önceki bölümlerde de (bkz: Bölüm 2.3) bahsedildiği gibi göz önüne alınan tek geometrik faktör kıvrım değildir. Dikiş iplikleri ve reçine zengini bölgeler de bazı araştırmacılar tarafından modellenmiştir [20, 24, 31]. Modellemedeki bu hassasiyet neticesinde daha isabetli mukavemet kestirimleri mümkün olmaktadır.

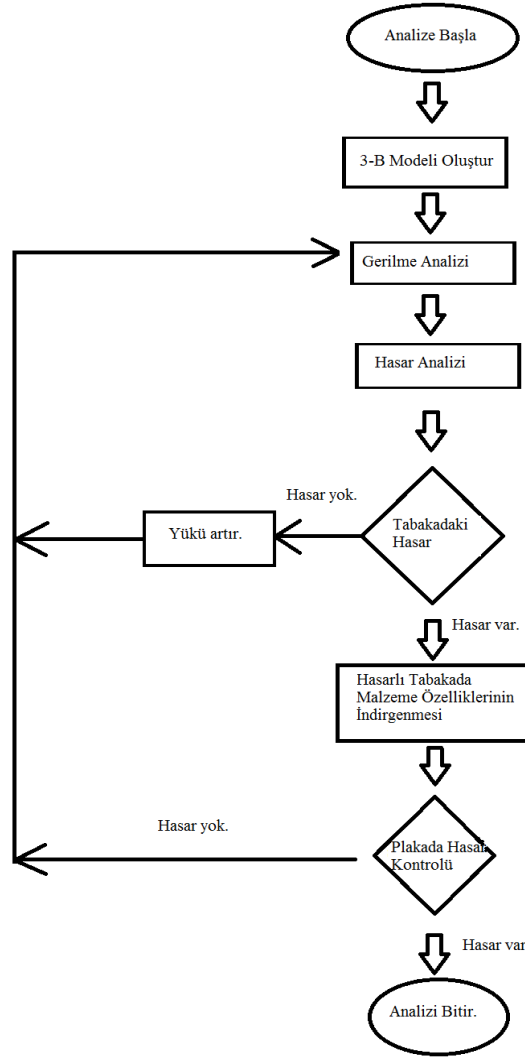
Bu karmaşıklığa sahip KE kompozitler modellenirken araştırmacılar tarafından birim hücre veya temsili hacim elemanı (THE) yaklaşımları popüler olarak kullanılmaktadır. Bunların dışında bir sonlu eleman modeli de Kurashiki ve diğ. [20] tarafından dikiş ipliği ve tabakalar ayrı ayrı modellenerek süperpoze edilmek suretiyle oluşturulmuştur. Bütün bu yaklaşımlar doğru kabuller yapıldığı sürece tutarlı sonuçlar vermektedir. Fakat mevcut çalışmada malzeme sisteminin sonlu elemanlar modellemesinden ziyade, bağlantılara ait sonlu eleman modellemesi yapılacaktır. Bu nedenle Kademeli Hasar Analizi konusunda yapılan kısa bir literatür taraması da sıradaki bölümde verilmiştir.

5.1 Kademeli Hasar Analizi

Kademeli hasar analizi (KHA) mukavemet kestiriminde kullanılan nümerik yöntemlerden biridir ve civata bağlantısına sahip kompozit plakaların mukavemet kestirimi için gelecek vaat eden bir yöntemdir. KHA için gerekli deneysel girdiler kullanılan malzeme sisteminin elastik değerleri ve mukavemet değerleridir. Bunlar dışında belirlenmesi gereken diğer bir girdi ise mukavemet kestiriminde kullanılacak olan ve her hasar modu için (fiber çekme/basma, matris çekme/basma ve fiber-matris kayma hasarları gibi) ayrı ayrı belirlenen hasar başlangıç ve malzeme özellikleri indirgeme katsayılarıdır. Bu girdiler girildikten sonra yapılan analizlerde hasar başlangıcı ve ilerlemesi KHA yardımıyla gözlemlenebilir. Bu avantajlarından dolayı KHA, belirli bir malzeme sistemi kullanılarak oluşturulacak olan çeşitli mekanik

bağlantı konfigürasyonlarının mukavemet değerlerinin belirlenmesi için gereken mekanik deney sayısını sınırlandırabilir.

Yapılandırılması bu şekilde olan KHA'nın işleyişi de şu şekildedir; sonlu elemanlar modeline uygulanan yük adım adım artırılarak her adımda tabakada hasar kontrolü yapılır. Hasar gerçekleştikten sonra hasarlı elemanların elastik özellikleri malzeme özellikleri indirgeme katsayılarıyla çarpılarak indirgenir ve yük artırılarak sonraki adıma geçilir. Bu süreç plaka tümüyle hasar görene kadar tekrarlanır. Daha sonra çizilen kuvvet-şekil değiştirme eğrisinde belirlenen kritik noktadaki yükler, plaka kesit alanına bölünerek plaka mukavemeti belirlenir. KHA akış diyagramı Şekil 5.1'de görülmektedir. Bu bölümde önceki KHA çalışmaları incelenecek ve özetlenecektir.



Şekil 5.1: Kademeli hasar analizi akış diyagramı.

Chang ve Chang [60] delik içeren kompozit plakalarda maksimum yükü ve hasar ilerleyişini görmek amacıyla 2-B düzlem gerilme şartlarında çalışan bir KHA geliştirmişlerdir. Modelde fiber kırılması ve fiber-matris kayması için hasar kriteri olarak Chang ve diğ. [61] tarafından daha önce de kullanılan modifiye edilmiş Yamada-Sun [62] hasar kriteri kullanılmıştır. Matris çatlakları için de aynı çalışmada [61] kullanılan kriter seçilmiştir. Modelde indirgeme katsayıları ise şu şekilde belirlenmiştir;

- matris çatlaklarında: sadece $E_y=0$, $\nu_y=0$ şeklinde indirgeme yapılır.
- fiber kırılması ve fiber-matris kayma hasarında: $E_y=0$, $\nu_y=0$, E_x ve G_{xy} Weibull dağılımına göre indirgenir.

Geliştirilen model, delik bulduran sonsuz izotropik plakalarda Timoshenko [63], delik bulduran ortotropik kompozit plakalarda Whitney ve Nuismer'in [48] yaklaşımlarıyla karşılaştırılmıştır ve sonuçların uyumlu olduğu görülmüştür. Bu aşamadan sonra deneysel verilerle SEA verileri arasında karşılaştırma yapılmış ve hasar tipi, hasar ilerleyişi, hasarlı bölgede indirgenmiş malzeme özellikleri, artık gerilme ve maksimum yük sonuçları uyumluluk göstermiştir.

Tan [64], Tsai-Wu [65] hasar kriterine göre çalışan bir KHA modeli oluşturarak, dairesel delik dolayısıyla gerilme yığılması içeren bir kompozit plakanın hasar mukavemetini tespit etmiştir. Hesaplamalarda sadece mekanik yüklemekten dolayı oluşan gerilmeler değil, sıcaklık değişimi ve nemden kaynaklanan gerilmeler de göz önüne alınmıştır. KHA'da kullanılan indirgeme katsayıları yüklemekten bağımsız olup, çatlak yoğunluğuna ve malzeme sistemine bağlıdır. Yük artışları ne kadar küçük olursa, hasar kestirimi o kadar iyi olmuştur. Bunun sebebi ise küçük yük artışlarında modelin hasarı daha iyi tespit edebilmesinden kaynaklanmıştır. KHA modelindeki eleman sayısının belirli bir değerinden fazla eleman kullanılmasının sonuçları fazla etkilememekle beraber analiz süresini arttırabileceği, bu sebeple uygun sonlu eleman sayısı seçiminin (convergence study) önemli olduğu da vurgulanmıştır. Higrotermal artık gerilmelerin hesaba katıldığı kestirimlerde daha iyi sonuçlar elde edilmiştir. Fakat delik çapı küçüldükçe deneysel veriden sapma miktarı artmıştır. Bunun sebebi ise adım başına gerilme artışının sabit tutulmasıdır. Artık gerilmelerin hesaba katıldığı kestirimlerin de deneysel sonuca daha yakın olduğu da

belirtilmiştir. Ayrıca deneylerde fiziksel hasar X-ray radyografi tekniğiyle tespit edilip KHA sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır.

Camanho ve Matthews [66] çift bindirmeli, elle sıkılmış cıvata bağlantısına sahip T300/914 yarı-izotropik kompozit plakalarda hasar yüklerini, hasar modlarını ve rijitlikleri 3-B KHA ile bulmuşlardır. Hasar kriteri olarak Hashin Kriteri'ni [67], malzeme özellikleri indirgeme katsayıları olarak da Tan [64, 68] tarafından 2-B açık delikli kompozit plakada KHA için belirlenen katsayıları kullanmışlardır. Cıvata rijit olarak modellenmiş ve cıvata-plaka, pul-plaka arasındaki temas ilişkileri de analize dahil edilmiştir. Hasar yükü kayma ve çekme hasar modları için maksimum yük kabul edilirken, yatak hasarı için kuvvet-yer değiştirme diyagramında ilk non-lineerliğin başladığı nokta olarak belirlenmiştir. Sonuçlar deneysel verilerle % 6.2-13 aralığında tutarlılık göstermiştir.

Tserpes ve diğ. [69] tek cıvatalı tek bindirmeli kompozit-alüminyum cıvata bağlantısı için 3-B KHA yapmışlardır. İki farklı hasar kriteri ve iki farklı malzeme özellikleri indirgeme kuralı kullanarak yaptıkları analizleri deneysel verilerle karşılaştırmışlardır. Kullandıkları hasar kriterlerinin ilki Hashin Kriteri, ikincisi ise fiber çekme hasarına kayma gerilmelerinin etkisini katmayan Maksimum Gerilme Kriteri ve diğer hasarlar için yine Hashin Kriteri şeklinde belirlemişlerdir. Malzeme indirgeme kurallarının birincisi Chang ve diğ. [60] uyguladığı hasar gören elemanda bütün değerleri sıfıra eşitleyen kural, ikincisi ise Tan [64] tarafından 2-B analiz için oluşturulup Camanho ve Matthews [66] tarafından 3-B analize uyarlanan, malzemelerin hasar görse de mekanik özelliklerini bir miktar koruduğunu kabul eden kuraldır. Deneysel verilerle karşılaştırıldığında birinci hasar kriteri ve birinci özellik indirgeme kuralı en ihtiyatlı sonuçları verirken, ikinci hasar kriteri ve ikinci özellik indirgeme kuralları en yakın sonuçları vermiştir. Ayrıca yapılan analizlerde hasar kriteri ve malzeme özellikleri indirgeme kurallarının rijitliği değiştirmediği, sadece maksimum yükün kestiriminde değişiklik yaptığı görülmüştür.

Dano ve diğ. [70] pimli bağlantıya sahip grafit/epoksi plakalarda yatak hasarını KHA kullanarak analiz etmiştir. Sırasıyla dört bileşenli (HashinIV) ve beş bileşenli (HashinV) Hashin Kriteri [67] ile Maksimum Gerilme Kriteri'yle Hashin Kriteri'nin ikisinden de bileşenler içeren bir karma kriter kullanarak büyük deplasmanları ve non-lineer kayma gerilmesi-gerinimini içeren ve içermeyen dokuz

farklı KHA yapmışlardır. Sonuçlara göre Maksimum Gerilme Kriteri, gerilme-gerinim ilişkisinin lineer olduğu durumlarda Hashin Kriteri'nden iyi sonuçlar vermiştir. Diğer yandan deneysel veriyle en iyi yaklaşım büyük deplasmanları içeren karma kriterle sağlanmıştır. Bu tespit edildikten sonra non-linear kayma gerilmesigeriniminin dahil edildiği ve edilmediği analizler yapılmıştır. Non-linear durumun eklenmesi yarı-izotropik plakalarda sonucu fazla etkilemezken, çapraz-katlı ve ± 45 plakalarda elde edilen sonuçları iyi yönde etkilediği görülmüştür. Bunun sebebi ise non-linear kayma gerilmesi kabulünün tespit edilen kayma gerilmelerini düşürmesidir. Böylelikle Hashin Kriterleri'nin kayma gerilmesi bileşeni içeren hasar modları daha büyük yüklerde hasar oluşturarak, çözüm sonlandığında tespit edilen kuvvetin daha yüksek (deneysel veriye de daha yakın) olmasını sağlamıştır.

Khashaba ve diğ. [42] pimli bağlantıya sahip cam elyaf/epoksi plakalara dair bir KHA yapmışlardır. Analizde çekme cihazının çeneleri de bir sınır koşulu olarak kullanılmıştır. Cıvata bağlantılı olarak oluşturulan KHA'da cıvata sıkma yükü, cıvata plaka kalınlığından daha kısa modellenerek verilmiştir. Hasar kriteri olarak non-linear Hashin kriteri kullanılmış, kullanılan malzeme özellikleri indirgeme katsayısıyla hasara uğramış elemanın mekanik değeri, hasara uğramamış mekanik değerin 0.1 katı olarak alınmıştır. Yapılan analiz deneylerle en fazla %8.57 farklılık göstermiştir.

İncelenen çalışmalardan yola çıkarak, bir KHA yapılırken dikkat edilmesi gereken birçok nokta olduğu açıkça görülmektedir. Bu noktaların her biri önceki çalışmalarda edinilen bilgi ve tecrübeden faydalanılarak belirlenebilir. Fakat her malzeme sistemi için kullanıcının kendisi tarafından da belirlenmesi gereken bazı noktalar vardır. Burada kullanıcının sonlu eleman altyapısı, malzemeye ve hasar modlarına ilişkin bilgisi gibi etkenler devreye girmektedir.

5.2 Cıvata Bağlantılarının Modellenmesi ve 3-B Kademeli Hasar Analizi

Bölüm 4.3'de detaylı olarak açıklanan cıvata bağlantılı mekanik deneylerin sonlu elemanlar modellemesi ve kademeli hasar analizine ait detaylar bu bölümde ele

alınacaktır. Sonlu eleman modeli ANSYS R14.5 sonlu elemanlar paket programında oluşturulmuştur. Sonlu elemanlar modelinin oluşturulması, sonlu eleman ağı yapısının (mesh) oluşturulması ve kademeli hasar analizinin yapılması detaylı ve çaba gerektiren bir çalışmadır. Bu nedenle bu bölümde aktarılabilecek olan bilgiler ve deneyimler, araştırmacıların gelecekte yapılacak olan çalışmalarda faydalanabilmesi için titizlikle irdelenmiş ve açıklanmıştır.

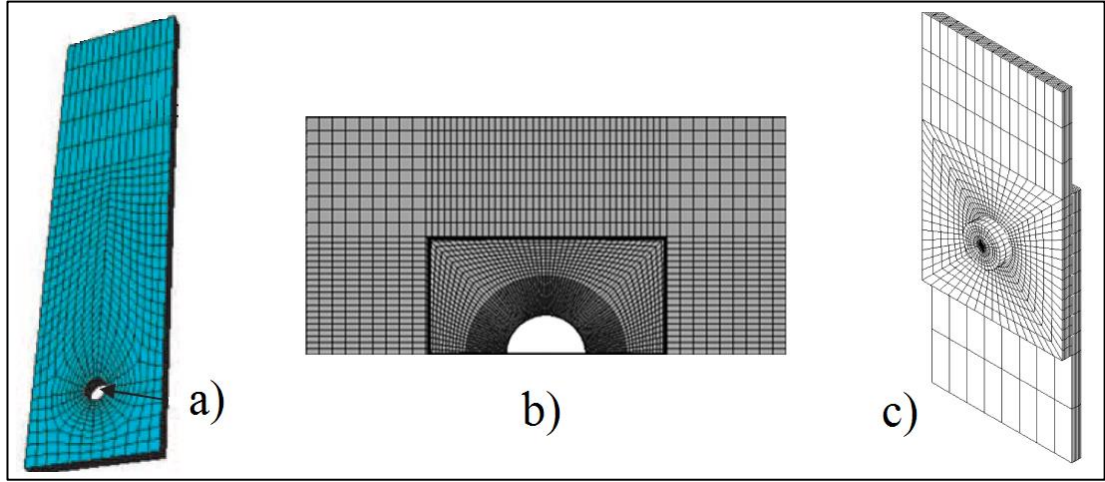
Sonlu elemanlar modelinde eleman tipinin seçimi önemli bir yer tutmaktadır. ANSYS sonlu elemanlar ara yüzünün kullanıldığı çalışmalara bakıldığında 3 boyutlu 8 düğüm noktalı SOLID185 elemanının oldukça popüler olduğu görülmektedir. Bunun dışında SHELL181 elemanı kullanılarak oluşturulan 3B KHA çalışmaları da mevcuttur.

Ağ yapısını oluşturmak karmaşık ve önemli bir uğraştır. Ağ yapısı çok kaba olursa çözümde istenilen hassasiyete ulaşılamayabilir. Tam tersine çok küçük eleman boyutlarına sahip ağda ise çözüm süresi çok uzamaktadır. İyi bir sonlu eleman modelinde en önemli noktalardan birisi çözüm doğruluğu-çözüm süresi arasındaki optimum ilişkiyi yakalamaktır. Tan [64] yaptığı çalışmada farklı eleman boyutlarında ağ yapısı oluşturularak, ağın çözüm doğruluğu ve çözüm süresine etkisini de incelemiştir. Sonlu eleman modellerinde ağ yapısı oluşturulurken modelin verimliliğini arttırmak için hasarın oluşacağı bölgelerde daha sık, hasarın oluşmayacağı bölgelerde daha kaba ağ boyutu kullanılabilir.

Eleman boyutunun yanı sıra eleman şekli de çözümün doğruluğunu etkilemektedir. Tetrahedron, hexahedron gibi farklı eleman tiplerinin kullanımı da sonuçları şüphesiz ki değiştirebilmektedir.

Sonlu eleman modelleri oluşturulurken çözüm süresi, bilgisayar depolama alanı kullanımı gibi birçok faktörün göz önüne alınması gerekmektedir. Tam, yarım veya çeyrek modeller arasında çözüm süresi ve doğruluğu bakımından farklılıklar ortaya çıkmaktadır. Örneğin Ataş [71] tarafından yapılan çalışmada tam, yarım ve çeyrek modeller için çözüm süresinin 30, 8 ve 2 dakika olarak değiştiği raporlanmıştır. Çapraz-katlı elyaf düzenlerinde çeyrek model oluşturulması tercih edilebilir olsa da, bu çalışmadaki modelin yarı-izotropik plakalarda da kullanılacak olması sebebiyle yarım model oluşturulması düşünülmüştür. Çünkü yarı-izotropik elyaf düzenleri plakanın orta düzlemine göre simetrik olsa da, yüklemenin yapıldığı

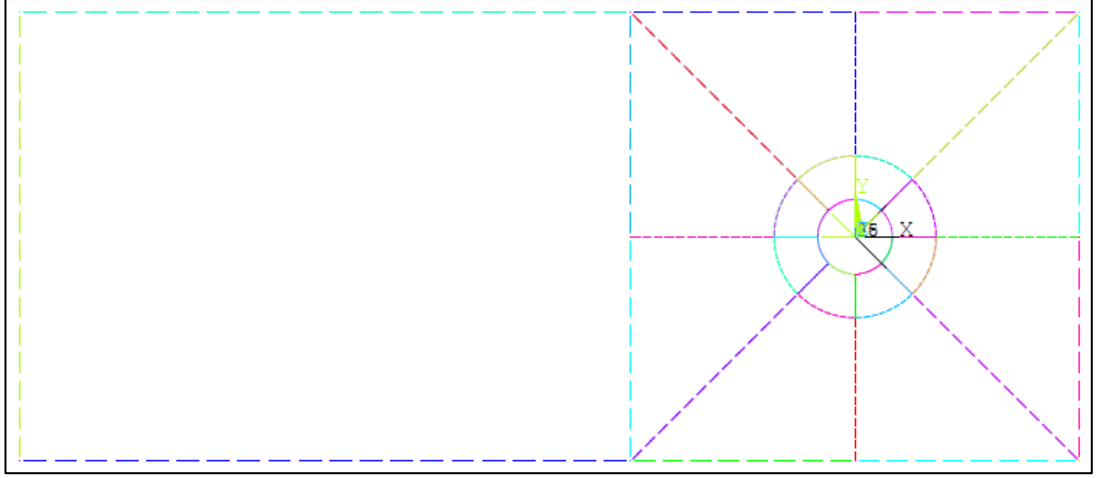
eksene göre simetrik değildir. Bu simetrik olmama durumu mukavemet kestiriminde 5%'e kadar fark yaratmaktadır [72]. Şekil 5.2'de Khashaba ve diğ. [42], Ataş ve diğ. [57] ve Tserpes ve diğ.'e [69] ait farklı ağ yapısına sahip delikli kompozit plaka modelleri görülmektedir.



Şekil 5.2: Dairesel deliğe sahip kompozit plaka için farklı sonlu eleman modelleri.
a) Yarım model (Khashaba ve diğ.) [42], b) Çeyrek model (Ataş ve diğ.) [57], c) Tam model (Tserpes ve diğ.) [69].

Bu çalışmada referans plaka olarak C3 elyaf düzeni seçilmiştir. C3 plakasının seçilme sebebi deneylerde oluşan bütün hasar modlarının bu plaka üzerinde gözlemlenmesidir. Bütün doğrulama adımları bu plakaya göre yapıp diğer elyaf düzenlerine uygulanmıştır.

Çizimde delik merkezi (0,0,0) koordinatında bulunmaktadır. Birinci tabakanın ağ yapısı, tabakadaki çizgileri bölmek suretiyle Şekil 5.3'deki gibi oluşturulduktan sonra (hacimlerin ağ yapıları henüz yapılmamıştır, sadece çizgilerin bölüntü sayıları belirlenmiştir.), tabaka COPY komutuyla çoğaltılmış ve oluşturulan 4 tabakalı model GLUE komutuyla birbirine yapıştırılmıştır. GLUE komutu kullanılmadığı takdirde oluşturulan hacimler, yük uygulandığında aralarında hiçbir bağlantı yokmuş gibi bağımsız hareket edebilecektir. GLUE komutuyla ardışık tabakaların düğüm noktaları birleştirilerek bunun önüne geçilir.

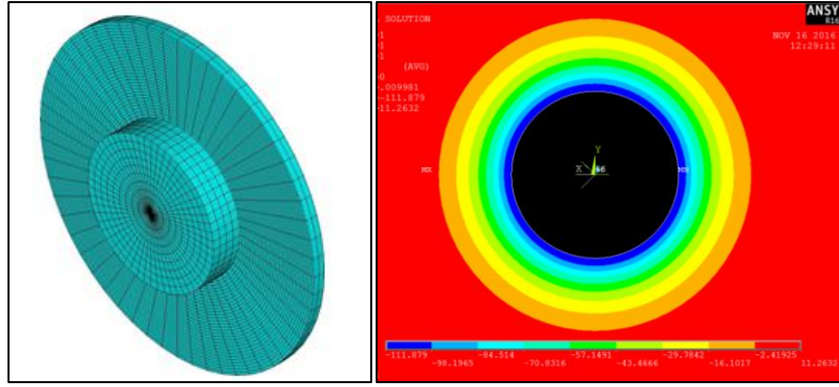


Şekil 5.3: Tabakadaki çizgilerde oluşturulan bölüntüler.

GLUE komutuyla birbirlerine yapıştırılan tabakaların elemanları, oluşturulan lokal koordinat sistemleriyle (+45,-45,90 gibi) uyumlu hale getirilerek her bir tabakadaki elemanların istenilen oryantasyon açısına sahip olması sağlanır. Bu işlem tamamlandıktan sonra MESH komutuyla ağ yapısı oluşturulur ve tabakalar birbirlerine mükemmel yapışmış kabul edilir.

Kompozit plakaların ağ yapısının oluşturulmasından sonra cıvata çizimi yapılır. Cıvata malzemesi ($E=210 \text{ GPa}$, $\nu=0.3$) kompozit plakaya göre yüksek elastik değerlere sahip olduğu için sadece cıvata gövdesi ve pul çizilmiştir. Cıvata başı, eleman sayısını artırarak çözümün uzamasına sebep olacağı için ve kompozit plakadaki mukavemet kestiriminde büyük değişikliğe yol açmayacağı için çizilmemiştir. Ayrıca test aparatının geometrisi incelendiğinde de, kompozit numune üzerinde test aparatı tarafından oluşturulan sınır koşullarının ancak bu şekilde KHM'ye aktarılabilceği görülmektedir.

Sıkma torkundan ötürü kompozit plakada oluşan gerilme dağılımının doğru elde edilmesi için cıvata ağ yapısında özellikle pul kısmının kesinlikle kaba olmaması gerekmektedir. Bu çalışmada kullanılan cıvata ağ yapısı ve sıkma torkundan dolayı plaka üzerinde kalınlık yönünde (Z eksen) oluşan gerilme dağılımı Şekil 5.4'te gösterilmiştir.



Şekil 5.4: Solda; cıvatanın sonlu eleman modeli. Sağda; kompozit plakada sıkma torkundan dolayı oluşan gerilme dağılımı.

Her iki parçanın da (kompozit plaka ve çelik cıvata) malzeme türü, eleman tipi ve ağ yapısı oluşturulduktan sonra, sonlu eleman analizlerinin en zorlu süreçlerinden birisi olan temas (CONTACT) ilişkilerinin belirlenmesi gerekmektedir. Mevcut modelde;

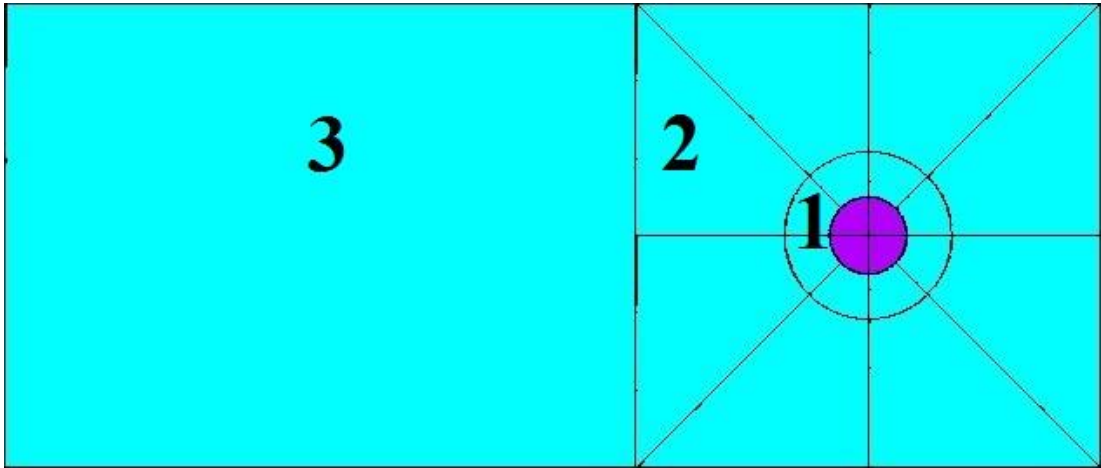
- i. Cıvata gövdesi ile delik iç yüzeyi arasında,
- ii. Pulun alt yüzeyi ile kompozit plakanın dış yüzeyi arasında

olmak üzere iki adet temas bölgesi bulunmaktadır. Bu temas bölgelerinin tanımlanması, çözüm sonuçları üzerinde büyük etkilere sahiptir. Ağ yapısı ve malzeme özellikleri ne kadar doğru olursa olsun, temas bölgeleri doğru tanımlanmadığı takdirde doğru çözüme ulaşmak mümkün değildir.

Mevcut modelde 3-B temas elemanları olan TARGE170 ve CONTA174 elemanları kullanılmıştır. Yüzeyden yüzeye (surface to surface) temas seçeneğiyle cıvata bölgeleri 'target', kompozit plaka yüzeyleri 'contact' olarak seçilmiştir. Metal-kompozit arası sürtünme katsayısı 0.2 [73] olarak tanımlanmıştır. Her iki CONTA174 elemanının temas rijitliği değişimi 'very aggressive' (KEYTOPT6=2) ve pul-plaka arasındaki CONTA174 elemanının temas yüzeyi davranışı 'No separation' (KEYOPT12=2) olarak tanımlanmıştır. No separation seçeneği ile pul ve plaka arasındaki temas yüzeyi birbirinden asla ayrılmayacak fakat birbirleri üzerinde kayabileceklerdir. Bu seçenek, testler sırasında gözlemlenen fiziki durumla da örtüşmektedir.

Bu çalışmada kullanılacak olan farklı ağ yapılarına sahip bölümler Şekil 5.5'te gösterilmiştir. Kalınlık yönünde bir eleman kullanılarak (0.3125 mm) oluşturulan modelde üç tane farklı bölge belirlenerek, her bir bölgedeki elemanların boyutu plaka kalınlığının (0.3125 mm) katı olacak şekilde bölünmüştür. Sonraki bölümlerde Plaka kalınlığının katı yerine boyut oranı ifadesi kullanılacaktır. Buna göre üç farklı bölge için üç farklı boyut oranına sahip ağ yapısı oluşturulmuştur.

- i. 1 numaralı bölge, pul alanının altında kalan bölgedir ve hasar bu bölgede başlayacaktır.
- ii. 2 numaralı bölge, 1 numaralı bölgede oluşan hasarın ilerleyeceği bölgedir.
- iii. 3 numaralı bölgede herhangi bir hasar oluşmayacağı için eleman boyutları daha kaba tutulmuştur.



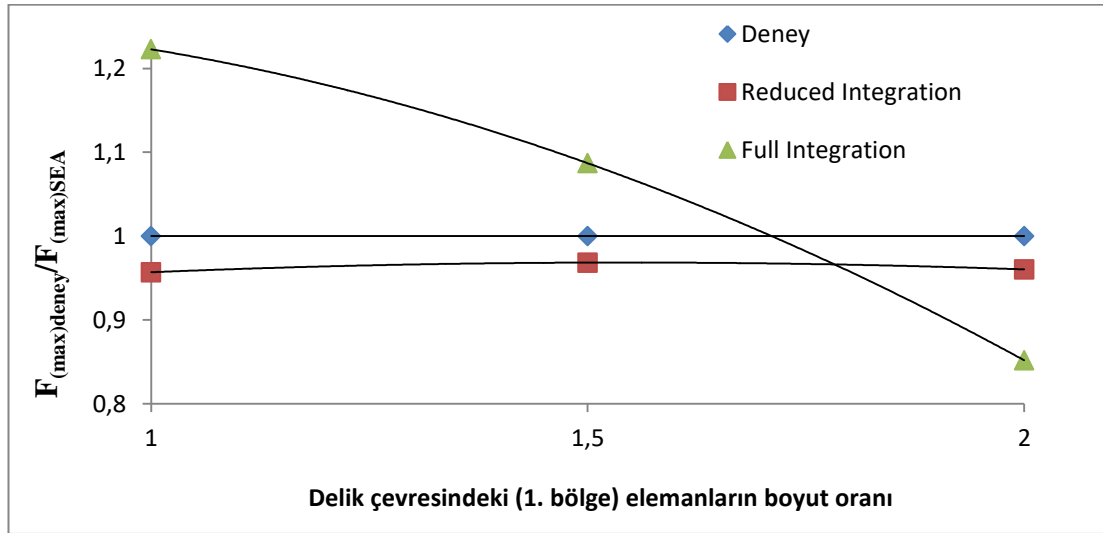
Şekil 5.5: Dairesel deliğe sahip kompozit plakada farklı boyut oranı olması öngörülen bölgeler.

Tablo 5.2'de, üç farklı ağ yapısına ait eleman boyutlarının her bir bölge için değerleri görülmektedir. Bu değerler kullanılarak sonlu eleman modelleri hazırlanmış ve farklı çözüm algoritmalarıyla uygunluk analizi yapılmıştır. Uygunluk analizi modelin en verimli şekilde çalışmasını sağlamak adına yapılmaktadır.

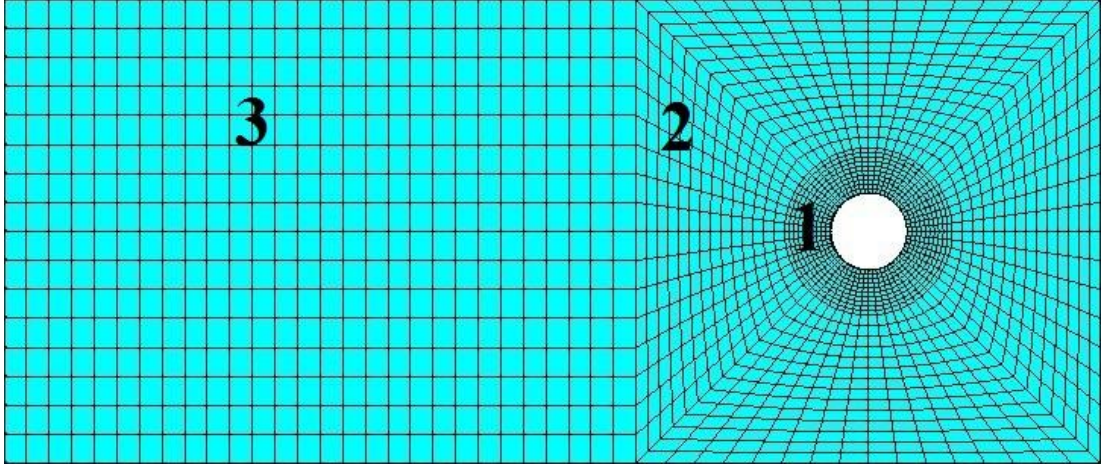
Tablo 5.2: Farklı bölgeler için ağ yapısı boyut oranları.

	1. Bölge	2. Bölge	3. Bölge
Ağ-1	1	3	8
Ağ-2	1.5	4.5	12
Ağ-3	2	6	16

Tablo 5.2’de görülen boyut oranlarına sahip ağ yapıları ile yapılan ön analizler sonrasında ‘reduced integration’ ile yapılan çözümlerde pek farklılık olmadığı, ‘full integration’ ile yapılan çözümlerin değişkenlik gösterdiği görülmüştür. Full integration seçeneğinde ise hesaplanan maksimum kuvvet, ağ yapısının boyut oranıyla büyük değişkenlik göstermektedir. Ayrıca full integration çözümlerinde hasar fiziksel olarak da hatalı oluşmaktadır. Delik çevresindeki elemanların boyut oranı 1’den küçük olan modellerde çözüm süresi çok uzun olmakta, boyut oranı 1’den büyük olan modellerde de hasarın şekli hatalı tahmin edilmektedir. Boyut oranının 1.5 olduğu model çok küçük bir farkla çözüme daha yakın olsa da hasarı da doğru belirleyebilmek adına, Şekil 5.7’de görüldüğü gibi delik çevresindeki elemanların boyut oranının 1 olduğu Ağ yapısı-1 kullanılarak sonlu eleman modelleri oluşturulmuştur.

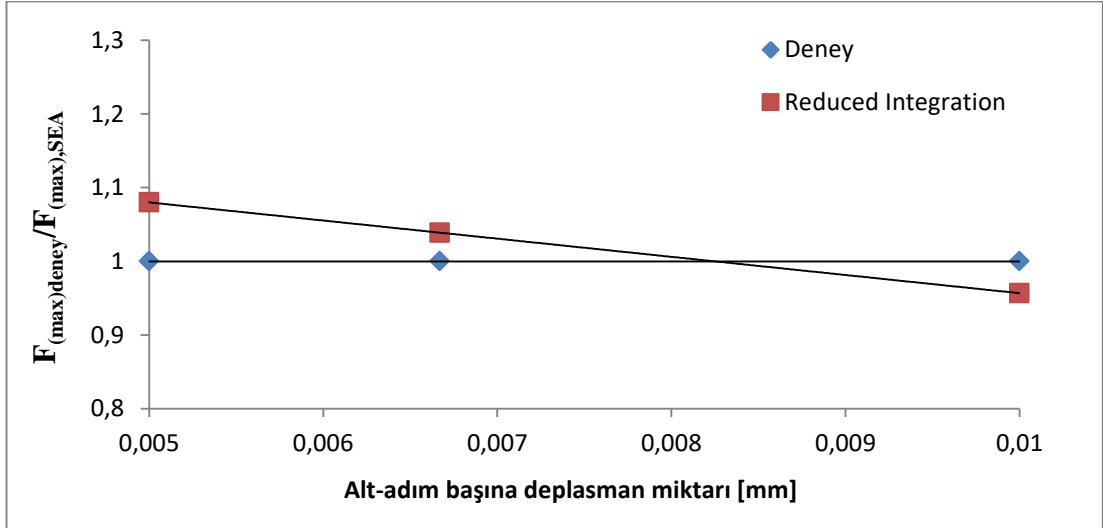


Şekil 5.6: Ağ yapılarının farklı çözüm algoritmalarındaki uygunluk analizi.



Şekil 5.7: Ağ-1 boyut oranlarına göre plaka ağ yapısı.

Çözümün Ağ-1/reduced integration kullanılarak yapılması belirlendikten sonra, alt-adım başına uzama miktarını (deplasman) belirlemek için de analizler yapılmıştır. Bu analizler sonunda deplasman miktarı olarak Şekil 5.8'te görüldüğü gibi 0.006667 mm/alt-adım uygun görünse de, çözüm süresi göz önüne alınarak 0.01mm/alt-adım seçilmiştir.



Şekil 5.8: Farklı deplasman miktarları için uygunluk analizi.

Cıvata sıkma torkundan dolayı cıvata üzerindeki kuvvet ve çekme yükünden dolayı oluşacak hasar ardışık adımlar uygulanarak (Multiframe Restart) simüle

edilmiştir. Cıvata sıkma torku pratik uygulamalarda mukavemeti etkileyen önemli bir faktördür [41, 74]. Sonlu elemanlar modellerinde cıvata torkundan dolayı cıvata üzerinde oluşan kuvveti modellemenin farklı yolları mevcuttur. Bunlardan biri PRETS179 ön gerilme elemanlarını kullanarak cıvata üzerinde ön gerilme oluşturmaktır [75]. Bir diğeri cıvataya uzama vererek, cıvata üzerinde tepki kuvveti oluşturmak suretiyle sıkma torkunu etkilemektir [74]. Cıvata üzerinde sıcaklık değişimi uygulayarak cıvataya yük verilmesi seçeneği de uygulanabilir.

Mevcut deney numunelerindeki 3 Nm torka karşılık gelen cıvata kuvvetinin hesaplanmasında aşağıdaki formül [76] kullanılmıştır;

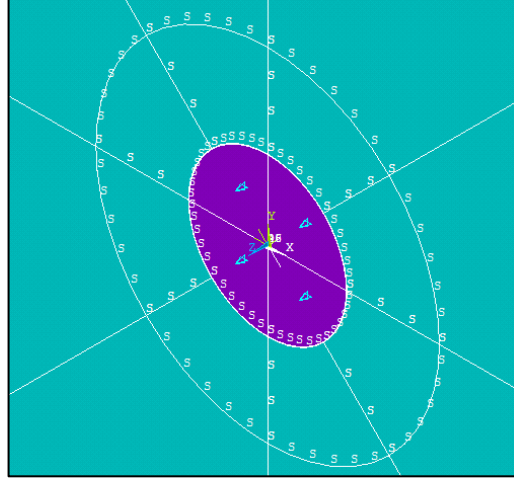
$$SK = \frac{CT}{K * d_{civata}} \quad (5.1)$$

SK cıvata üzerindeki sıkma kuvvetini, CT cıvata torkunu, d_{civata} cıvata çapını ifade etmektedir. K ise tork katsayısı olup 0.2 olarak alınmıştır [76]. Buna göre sıkma kuvveti 2500 N olarak belirlenmiştir. Bu kuvvetin pul alanının altında kalan plaka yüzeyinde oluşturacağı bası gerilmesi ise aşağıdaki gibi bulunabilir;

$$\sigma_{bası} = \frac{SK}{\frac{\pi}{4} (d_{pul}^2 - d_{civata}^2)} \quad (5.2)$$

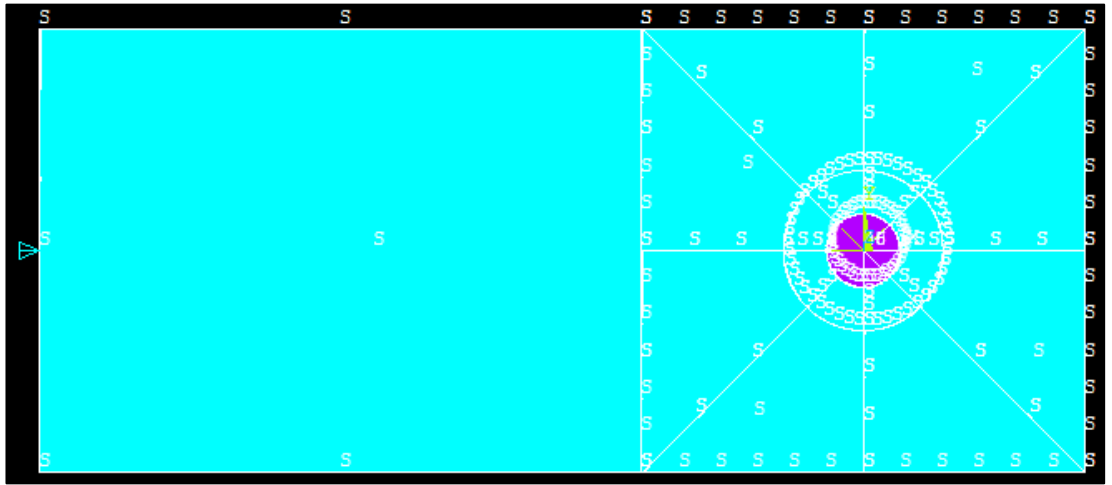
d_{pul} , pul çapını ifade etmektedir. Bu formüle göre cıvata alanının altında oluşan uniform bası gerilmesi ($\sigma_{bası}$) 29.5 MPa olarak hesaplanmıştır. Cıvata sıkma yükü bu gerilme uygulanarak da simüle edilmiş ve sonuç Şekil 5.13'teki grafikte gösterilmiştir. Gerçek gerilme durumu non-uniform olduğu için bu uygulama çok tavsiye edilmemektedir.

Bu çalışmada Şekil 5.9'da görüldüğü gibi, cıvata gövdesinin simetri düzlemindeki yüzeylerine 0.013 mm deplasman vererek cıvata yükü simüle edilmiştir. Z+ yönünde yükleme verildikten sonra, pulun üst yüzeyleri X ve Y'de harekete izin vermeyecek şekilde sabitlenmiş, Z'de yer değiştirmeye müsaade edilmiştir.



Şekil 5.9: Simetri düzlemindeki cıvata yüzeylerine uygulanan deplasman.

Birinci adımda cıvata yükü verildikten sonra RESTART=>CONTINUE seçenekleri kullanılarak, ikinci yükleme adımına geçilmiştir. Bu adımda Şekil 5.10'da görüldüğü şekilde cıvata sıkma kuvveti altındaki plakaya X- yönünde 2mm deplasman verilmiştir. İlk yükleme adımındakine benzer şekilde plakanın simetri düzlemindeki alanlarına simetri sınır koşulu tanımlanmıştır. Cıvatanın simetri düzlemindeki alanlarına her iki yükleme adımında da simetri koşulu verilmemesi gerekmektedir. Son olarak pulun üst yüzeyleri ilk yükleme adımında olduğu gibi X ve Y'de harekete izin vermeyecek şekilde sabitlenmiş, Z'de serbest bırakılmıştır.



Şekil 5.10: İkinci yükleme adımındaki sınır şartları.

Tablo 5.3: Sonlu eleman modelinin önemli özellikleri.

Eleman ve Ağ Yapısı Özellikleri	
Kompozit plakanın sonlu elemanı	SOLID185 (Reduced Integration)
Çelik cıvatanın sonlu elemanı	SOLID185 (Full Integration)
1. bölge sonlu eleman boyut oranı	1
2. bölge sonlu eleman boyut oranı	3
3. bölge sonlu eleman boyut oranı	8
Kalınlık (Z eksen) doğrultusunda sonlu eleman sayısı (her bir plaka için)	1
Temas Özellikleri	
Cıvata-kompozit arası sürtünme katsayısı	0.2 [73]
Metal yüzeylerin temas elemanı	TARGE170
Kompozit plakanın temas elemanı (delik iç yüzeyi)	CONTA174 - KEYOPT6=2 (very aggressive)
Kompozit plakanın temas elemanı (pulun altında kalan yüzey)	CONTA174 - KEYOPT6=2 (very aggressive) - KEYOPT12=2 (no separation)
1. Adım Çözüm Sınır Koşulları	
Simetri düzlemindeki cıvata alanları	+0.013 deplasman (Z ekseninde)
Sınır şartları	-Pul üst yüzeyi sabit (X ve Y eksenleri) -Simetri sınır koşulu (Sadece simetri düzlemindeki kompozit plaka alanları)
Alt adım sayısı	1
2. Adım Çözüm Sınır Koşulları	
X=-85 konumundaki kompozit plaka alanları (kompozit plakanın cıvataya uzak sonu)	-2 mm deplasman (X ekseninde)
Sınır şartları	-Pul üst yüzeyi sabit (X ve Y eksenleri) -Simetri sınır koşulu (Sadece simetri düzlemindeki kompozit plaka alanları)
Alt adım sayısı	200 (0.01 mm/alt-adım)

Sonlu elemanlar modellerinde gerçek fiziksel problemlere yaklaşık sonuçlar elde edilmesi hedeflendiği için, oluşturulan modellerin doğruluğunun analitik veya deneysel verilerle karşılaştırılması gerekmektedir. Burada delik analizden elde edilen delik çevresindeki gerilme dağılımı, analitik kosinüsoidal radyal gerilme dağılımı ile karşılaştırılacaktır. Bunun için Denklem 5.3'te verilen pim bağlantılı temas yüzeyindeki temas gerilmelerini yaklaşık olarak hesaplamaya yarayan kosinüsoidal radyal gerilme dağılımı ifadesinden faydalanılacaktır.

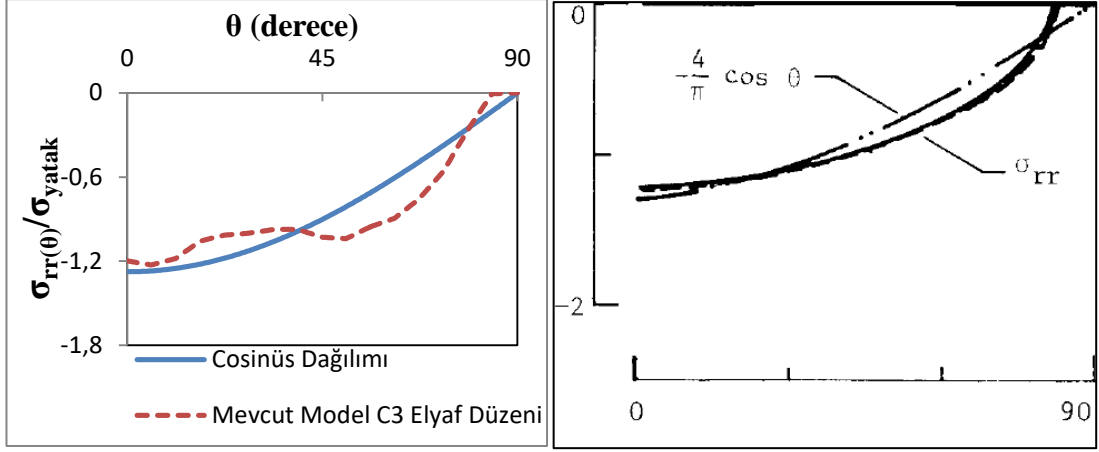
$$\sigma_{rr(\theta)} = -\frac{4P}{\pi Dt} \cos \theta , \quad \left(0 \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} \right) \quad (5.3)$$

Bu denklemde $\sigma_{rr(\theta)}$ ifadesi radyal temas gerilmesini, D delik çapını, t plaka kalınlığını ve P uygulanan yükü ifade etmektedir.

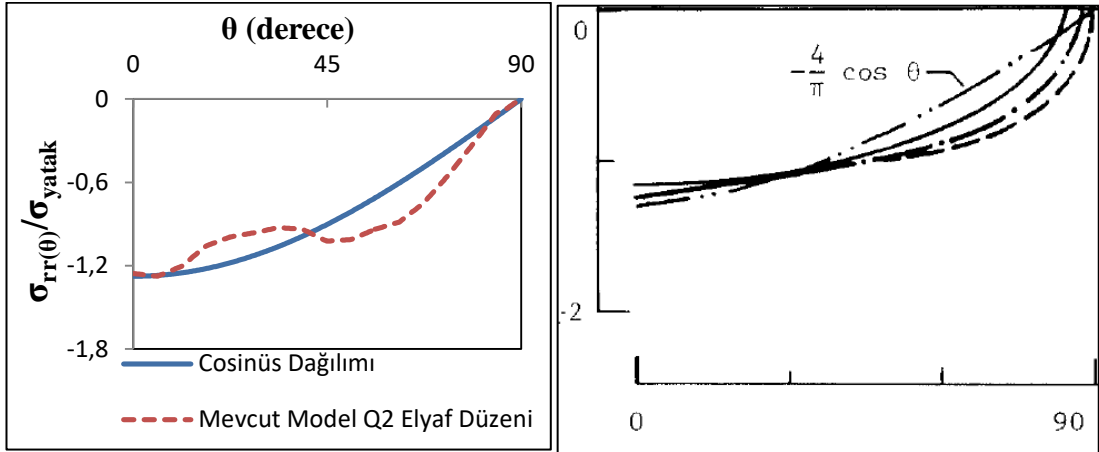
Mevcut modelin temas yüzeyi gerilme dağılımı C3 ve Q2 için ayrı ayrı incelenmiştir. Pim bağlantılı, boşluksuz, sürtünmesiz bir model oluşturularak elastik gerilme analizi yapılmış ve pim-plaka temas bölgesindeki temas gerilmesi değişimi grafiğe aktarılmıştır. Sonuçlar Denklem 5.3 yardımıyla hesaplanan kosinüsoidal gerilme dağılımından farklılıklar gösteriyor olsa da, Şekil 5.12'de görülen Crews ve diğ. [77] tarafından sonlu elemanlar yöntemiyle hesaplanan $e/d=10$, $w/d=10$ ölçülerine sahip plakadaki gerilme dağılımı ile tutarlılık göstermektedir. Tutarsızlığın görüldüğü bölgelerde ana sebep olarak, malzeme sisteminin mekanik özellikleri gösterilebilir. Fakat yine de kosinüsoidal gerilme dağılımıyla oluşturduğu farklılık makul olarak kabul edilmektedir.

Her iki çapraz-katlı plakada da 85° civarlarındaki bir açı değerinde radyal temas gerilmesi/yatak gerilmesi oranı sıfır olarak görülmektedir. Buradan yola çıkarak; sürtünmesiz, boşluksuz pim bağlantılı bir deliğin yaklaşık olarak 170° civarında bir temas yayına sahip olduğu söylenebilir.

Yarı-izotropik plakalara gelindiğinde ise temas yayının 180° 'ye yaklaştığı görülmektedir. Bu da plakada kullanılan tabakaların yönlerinden doğan bir sonuçtur. Temas yüzeyi arttıkça yük dağılımı değişmekte ve bu da hasar başlangıcını etkileyerek, civata bağlantısı mukavemetine doğrudan etki etmektedir. Yarı-izotropik plakalarda görülen çapraz-katlı plakalara göre daha büyük temas yayının bir sonucu olarak yük taşıma kapasitesinin de arttığı söylenebilir.



Şekil 5.11: Sonlu elemanlar ile çapraz-katlı plakalarda belirlenen temas gerilmesi dağılımları; solda mevcut model için C3 ($e/d=3$, $w/d=6$), sağda $[0^\circ/90^\circ]_s$ ($e/d=2,3,\infty$, $w/d=10$) [77].



Şekil 5.12: Sonlu elemanlar ile çapraz-katlı plakalarda belirlenen temas gerilmesi dağılımları; solda mevcut model için Q2 ($e/d=3, w/d=6$), sağda $[0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ]$ ($e/d=2,3,\infty$, $w/d=10$) [77].

KHA'da hasar kriteri olarak Maksimum Gerilme Kriteri ve Hashin Kriterleri [67] seçilmiştir. Malzeme özellikleri indirgeme katsayısı olarak da Camanho ve Matthews [66] tarafından cıvata bağlantıları için kullanılan değerler seçilmiştir. İndirgeme katsayılarının oluşturulmasıyla ilgili detay, Bölüm 5.1'teki KHA ile ilgili literatür taramasında bulunmaktadır. Camanho ve Matthews [66] tarafından kullanılan indirgeme katsayılarının seçilmesinin sebebi, mevcut malzeme sisteminde

hasar oluşsa bile takviye malzemenin tekstil geometrisinden dolayı, özellikle basma yönünde, yük taşımaya devam ediyor olmasıdır. Bazı KHA çalışmalarında indirgeme katsayıları 0.9999 olarak da seçilmektedir [70].

Tablo 5.4: Dört hasar türü için Maksimum Gerilme Kriteri.

Hasar Türü	Hasar Kriteri
Fiber çekme	$\sigma_1 \geq \sigma_1^T (\sigma_1 > 0)$
Fiber basma	$\sigma_1 \geq -\sigma_1^C (\sigma_1 < 0)$
Matris çekme	$\sigma_2 \geq \sigma_2^T (\sigma_2 > 0)$
Matris basma	$\sigma_2 \geq -\sigma_2^C (\sigma_2 < 0)$

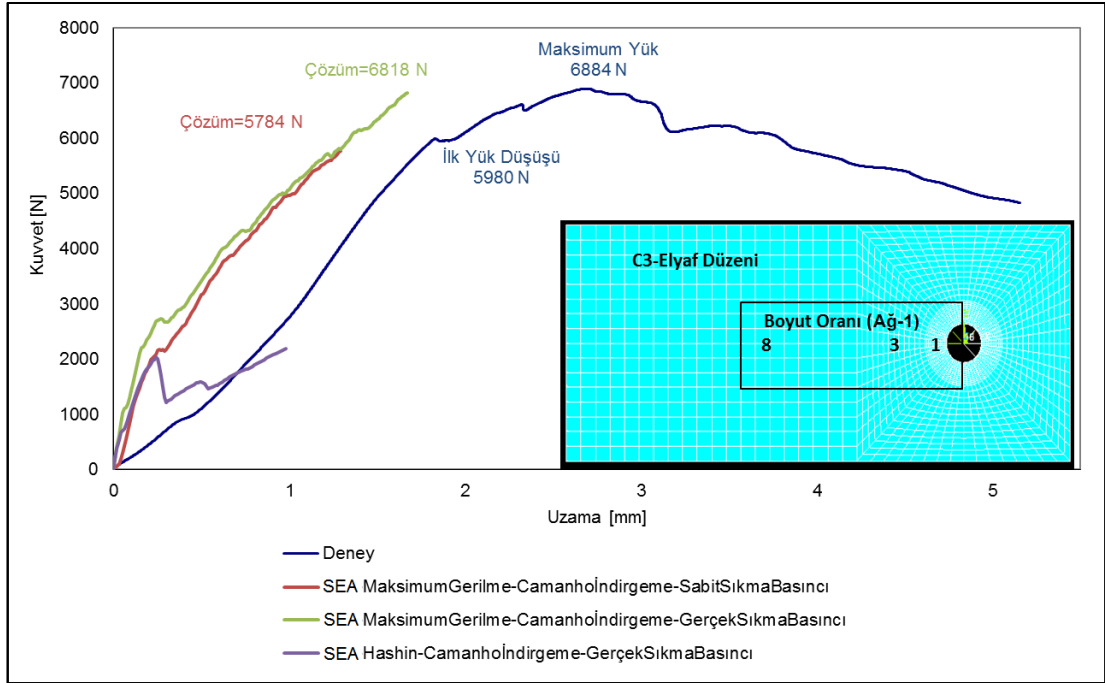
Tablo 5.5: Dört hasar türü için Hashin Kriteri [67].

Hasar Türü	Hasar Kriteri
Fiber çekme	$\lambda_f^+ = \left(\frac{\sigma_{xx}}{X_T}\right)^2 + \frac{\sigma_{xy}^2 + \sigma_{xz}^2}{S_{xy}^2}$
Fiber basma	$\lambda_f^- = \left(\frac{\sigma_{xx}}{X_C}\right)^2$
Matris çekme	$\lambda_m^+ = \left(\frac{\sigma_{yy} + \sigma_{zz}}{Y_T}\right)^2 + \frac{\sigma_{yz}^2 - \sigma_{yy}\sigma_{zz}}{S_{yz}^2} + \frac{\sigma_{xy}^2 + \sigma_{xz}^2}{S_{xy}^2}$
Matris basma	$\lambda_m^- = \frac{1}{Y_C} \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{yz}}\right)^2 - 1 \right] (\sigma_{yy} + \sigma_{zz}) + \left(\frac{\sigma_{yy} + \sigma_{zz}}{2S_{yz}}\right)^2 + \frac{\sigma_{yz}^2 - \sigma_{yy}\sigma_{zz}}{S_{yz}^2} + \frac{\sigma_{xy}^2 + \sigma_{xz}^2}{S_{xy}^2}$

Tablo 5.6: Malzeme özellikleri indirgeme katsayıları [66].

Hasar Türü	İndirgenen Malzeme Özellikleri		
Fiber çekme ($\sigma_{11} \geq 0$)	$E_{11}^i = 0.07E_{11}$		
Fiber basma ($\sigma_{11} < 0$)	$E_{11}^i = 0.14E_{11}$		
Matris çekme ve kayma ($\sigma_{22} + \sigma_{33} \geq 0$)	$E_{22}^i = 0.2E_{22}$	$G_{12}^i = 0.2G_{12}$	$G_{23}^i = 0.2G_{23}$
Matris basma veya kayma ($\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$)	$E_{22}^i = 0.4E_{22}$	$G_{12}^i = 0.4G_{12}$	$G_{23}^i = 0.4G_{23}$

Maksimum gerilme kriteri referans plakada en uygun sonucu verdiği için diğer bütün plakaların analizleri de Maksimum Gerilme Kriteri ile yapılmıştır. Şekil 5.13'teki grafikte görüldüğü üzere Hashin Kriteri [67] çok uyumsuz sonuçlar vermektedir. Bunun sebebi Hashin Kriteri'nin fiber basma hariç diğer üç hasar türü için S (kayma mukavemeti) bileşenini içermesidir. Malzeme sisteminin kayma mukavemeti çok düşük olduğundan dolayı Hashin Kriteri uygulandığında, sonlu elemanlar paket programı düşük yük seviyelerinde, özellikle yükleme eksenine 45° açı yapan düzlemlerde [70], yüksek kayma gerilmeleri hesaplayarak hasar tespit etmekte ve çözümü sonlandırmaktadır.



Şekil 5.13: Farklı sıkma basıncı ve hasar kriterleriyle alınan sonuçların grafiği.

5.3 3-B Kademeli Hasar Analizi Sonuçları ve Değerlendirme

Tablo 5.7'de görüleceği üzere, 3-B kademeli hasar analizi (KHA) ile hesaplanan maksimum kuvvetler ile deneylerden elde edilen veriler karşılaştırılmıştır. Çapraz-katlı numunelerde hasar yükü 5%'in altında hata ile tahmin

edilebilmiştir. Bunun sebebi referans plakanın çapraz-katlı elyaf düzenine sahip olan plakalardan seçilmesidir. Fakat yarı izotropik numunelerde hasar yükünün tahmininin çok da başarılı olmadığı görülmektedir. Özellikle Q1 ve Q3 elyaf düzenlerinde hata (%) miktarı 10%'un üzerine çıkmıştır.. Fakat Q2 elyaf düzeni için yapılan KHA'da en yakın (2.8%) kestirim elde edilmiştir. Yarı-izotropik numunelerden birisi referans plaka olarak alınıp model parametreleri ona göre belirlenerek, yarı-izotropik numuneler için daha uygun kestirimlerin yapılması da mümkündür. Yarı-izotropik plakalardaki tutarsız hasar analizinin sebebi için tabakalar-arası kayma mukavemetleri incelenecektir.

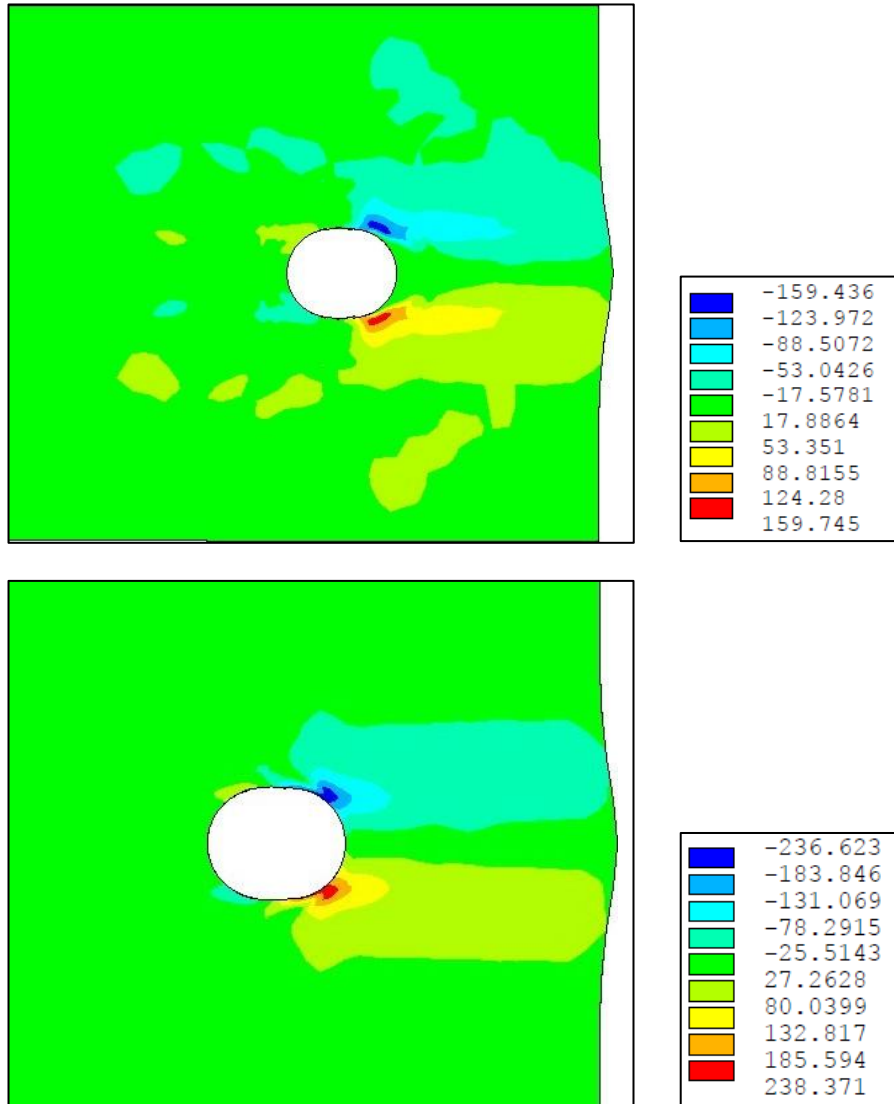
Hasar modlarına gelindiğinde ise, yüzeylerdeki 90° elyafların delaminasyonu (N_s) hariç diğer hasar türlerinin başarıyla modellenebileceği görülmektedir. N_s hasarının modellenebilmesi için modeldeki elemanlar arasında temas yüzeyleri tanımlanarak ayrılma modellenabilir. Bu işlem için de Kohezif Bölge Elemanlarından (KBE) faydalanılabilir. KBE kullanılabilmesi için malzeme sisteminin kırılma tokluğu (Mod-I, Mod-II) değerlerine ihtiyaç vardır. Bu çalışmada kırılma tokluğu değerleri belirlenmediği için KBE kullanılmamıştır. Yine de N_s hasarının başlangıç bölgesinin doğru tahmin edilmesi analiz sonucunun tutarlılığı konusunda güven vermektedir.

Tablo 5.7: Sonlu eleman analizleriyle deneysel verinin karşılaştırması.

	C1	C2	C3	Q1	Q2	Q3
Deney	2887 N	6231 N	6523 N	6091 N	7319 N	6926 N
Sonlu Eleman	2738 N	5962 N	6818 N	7294 N	7527 N	6001 N
Hata (%)	-5.1%	-4.3%	4.5%	16.5%	2.8%	-13.4%
Hasar Modu (Deney)	B+S+N _s	B+S+N _s	B+S+N _s	B	B+N _s	B
Hasar Modu (Sonlu Eleman)	B+S	B+S	B+S	B	B	B

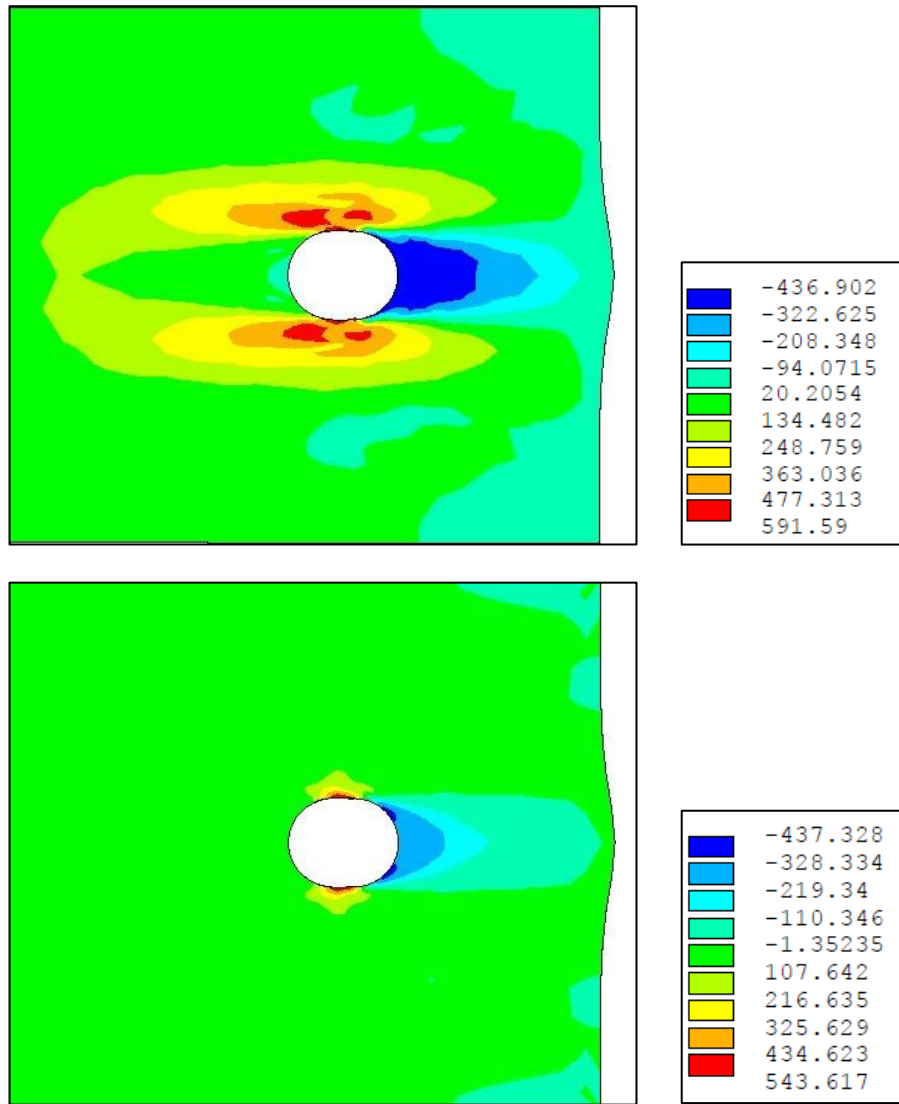
5.3.1 Çapraz-Katlı Plakalar

Referans plakada (C3) deneysel olarak tespit edilen hasarlar dışa-kayma ve yatak hasarlarıdır. Kayma hasarına 0° plakalardaki fiber demetleri arası kayma gerilmeleri sebep olmaktadır. Şekil 5.14'te maksimum yükteki düzlem-içi kayma gerilmelerinin 0° ve 90° plakalarda dağılımı görülmektedir. Deliğin üst kısmında ve alt kısmında kalan gerilmelerin büyüklükleri ve yönleri aynı olmasına rağmen, X-Y eksen takımına göre konumları farklı olduğu için şekildeki gibi görüntülenmektedir.



Şekil 5.14: Üstte 0° (simetri düzlemi) ve altta 90° (dış yüzey) tabakadaki XY kayma gerilmesi dağılımı (MPa).

Dışa kayma hasarının kayma gerilmeleri sonucunda oluşmasına benzer şekilde, 0° tabakalarda delik ve civatanın temas bölgesinde fiber basma hasarı (yataklama) meydana gelmektedir. Bu hasara da o bölgede yükleme yönündeki (+X) yüksek bası gerilmeleri sebep olmaktadır. Şekil 5.15'te 0° ve 90° tabakalardaki maksimum yük altında, X yönündeki gerilmeler görülmektedir. Tabakalardaki X normal gerilmeleri, fiberler tarafından taşınan yüke istinaden oluştuğu için, 0° tabakada 90° tabakadaki normal gerilmelerden daha büyük alana yayılmıştır.



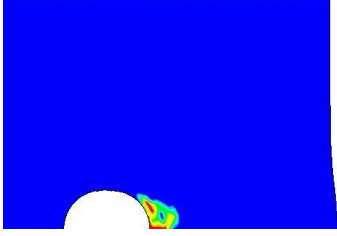
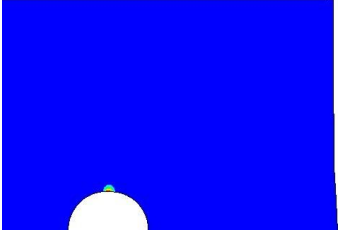
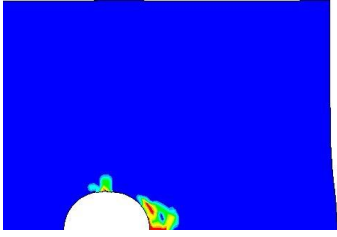
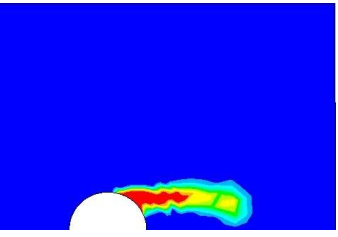
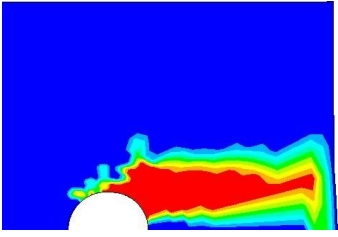
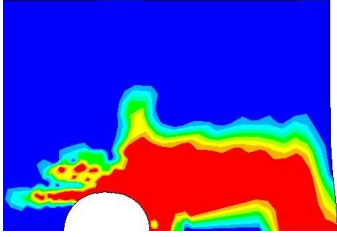
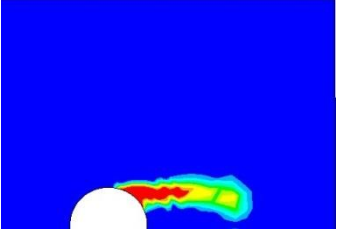
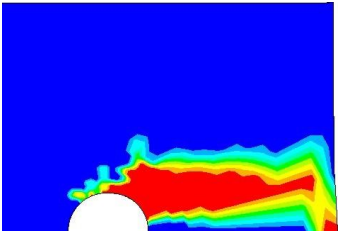
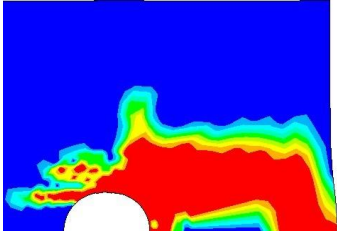
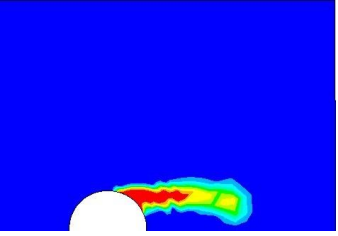
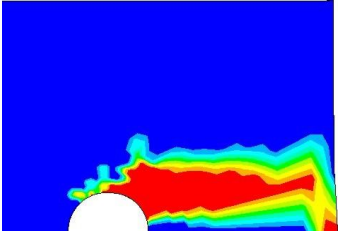
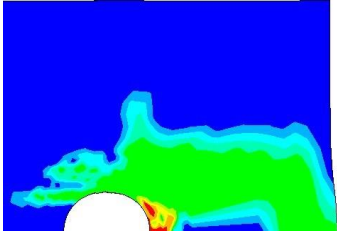
Şekil 5.15: Üstte 0° (simetri düzlemi) ve altta 90° (dış yüzey) tabakadaki X normal gerilme dağılımı (MPa).

Yapılan deneyler neticesinde C3 elyaf düzenine sahip plakada simetri düzlemindeki 0° tabakada tespit edilen hasarlar Tablo 5.8 ve Tablo 5.9'da görülmektedir. Pulun altında kalan bölgede fiber basma hasarı tespit edilmiştir. Bu da yatak hasarının oluştuğunu göstermektedir. Yükleme yönüne ters tarafta pul alanının altında kalan bölgelerde oluşan matris hasarlarının sebebi çekme yükü altındaki fiberlerin matriste çatlaklar oluşturmasıdır. Deneylerde o bölgede hasar oluşmazken sonlu elemanlar modelinde yapılan kabuller neticesinde (sürtünme, temas ilişkileri vb.) o bölgede de hasar tespit edilmiştir. Bu her ne kadar yanlış gibi görünse de maksimum yük ve ana hasar modlarının doğru tahmin edilmesi, sonlu elemanlar modelinin doğru çalıştığını kanıtlamaktadır. Benzer şekilde deliğin sağ tarafında oluşan matris hasarları da dışa-kayma hasar modunun bir göstergesidir. Kayma hasarının oluştuğu bölgede ayrılma modellenmediği için (GLUE komutuyla tabakalar birbirlerine mükemmel yapışmış kabul edilmiştir.) matris kırıkları gittikçe yayılan bir şekilde ortaya çıkmaktadır.

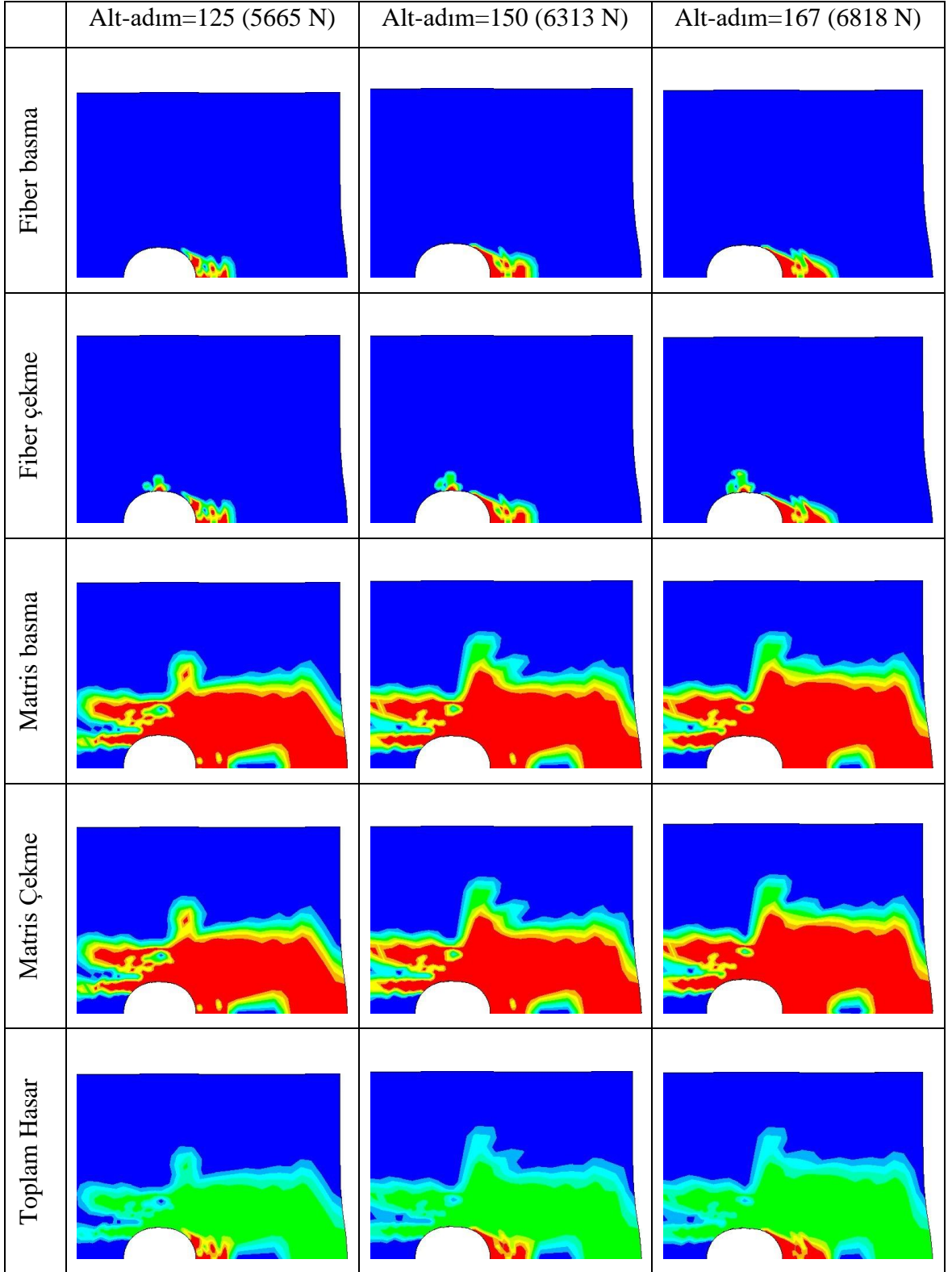
0° tabakadakine benzer şekilde, dış yüzeydeki 90° tabakada oluşan hasar da KHA'da doğru bir şekilde tespit edilmiş ve Tablo 5.10 ve Tablo 5.11'de gösterilmiştir. Matris kırıklarının baskın olduğu bu tabakada, delik çevresinde görülen fiber çekme hasarı (121. alt-adımda tespit edilmektedir.) deneylerde gözlemlenen N_s hasarının oluştuğu bölgeye tekabül etmektedir. Matris kırıkları, komşu 0° tabakanın dışa-kayma hasarına zorlanması sonucu oluşan tabakalar arası kayma gerilmeleri tarafından oluşturulmaktadır.

Toplam hasarı gösteren görsellerde renkler elemandaki mevcut toplam hasara göre değişmektedir. Örneğin 0° tabaka için 50.alt-adımda görülen hasar modları fiber çekme, matris çekme ve matris basmadır. Bu üçünün de oluştuğu bölgeler kırmızı renkle gösterilmiş, hiçbir hasarın oluşmadığı bölgeler ise mavi renkte gösterilmiştir. Aynı tabaka için 100. alt-adıma gelindiğinde fiber basma hasarı da diğer üç hasar moduna eklenmiş ve toplam hasarı gösteren görseldeki renk dağılımı buna göre yenilenmiştir. Burada da kırmızı renkli bölgeler, dört hasarın da (fiber çekme-basma, matris çekme-basma) o bölgede oluştuğu anlamını vermektedir.

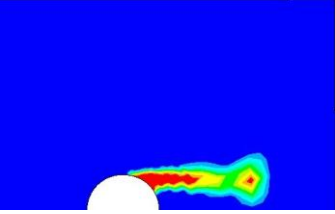
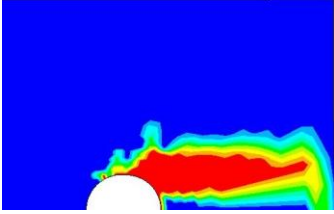
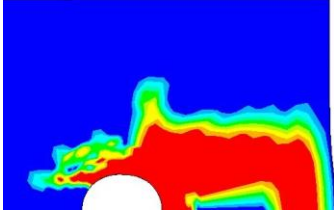
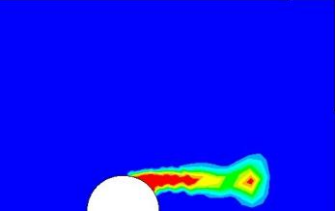
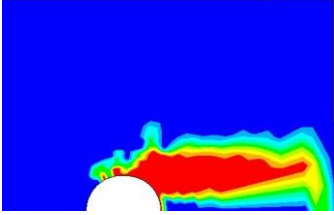
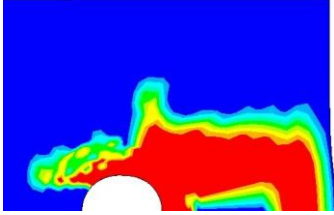
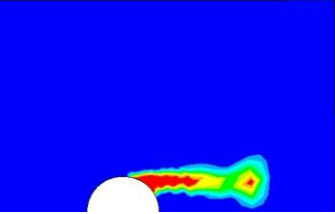
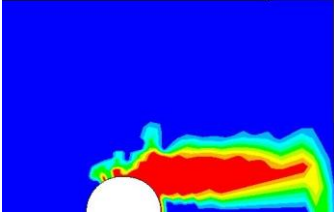
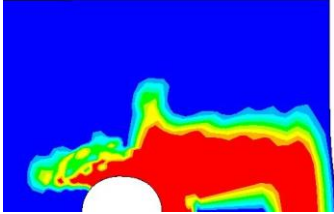
Tablo 5.8: C3 plakasının simetri düzlemindeki 0° tabaka için KHA'da hasar ilerleyişi (25. alt-adımdan 100. alt-adıma kadar).

	Alt-adım=25 (2681 N)	Alt-adım=50 (3369 N)	Alt-adım=100 (5065 N)
Fiber basma	Hasar yok.	Hasar yok.	
Fiber çekme	Hasar yok.		
Matris basma			
Matris Çekme			
Toplam Hasar			

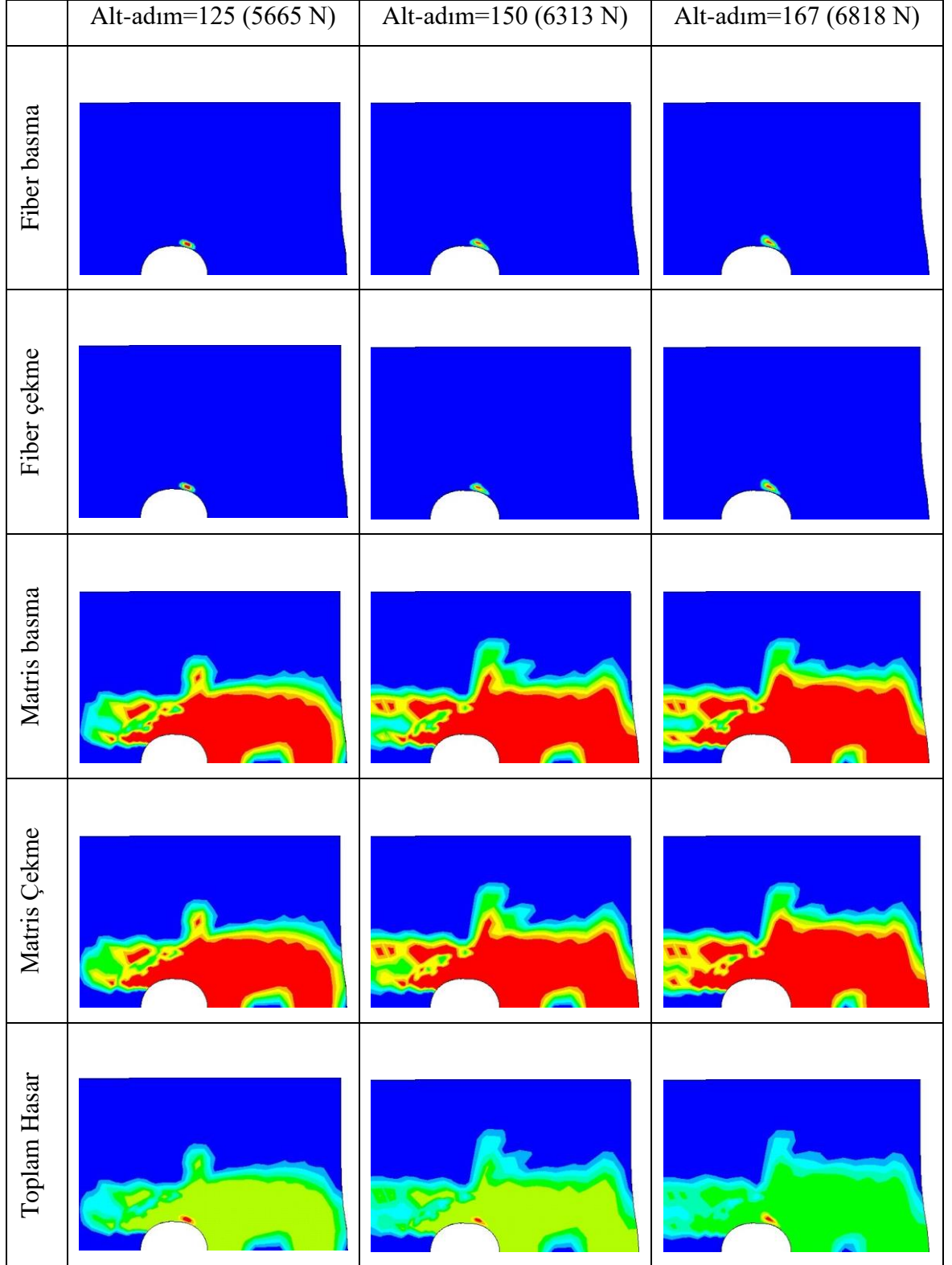
Tablo 5.9: C3 plakasının simetri düzlemindeki 0° tabaka için KHA'da hasar ilerleyişi (125. alt-adımdan 167. alt-adıma kadar).



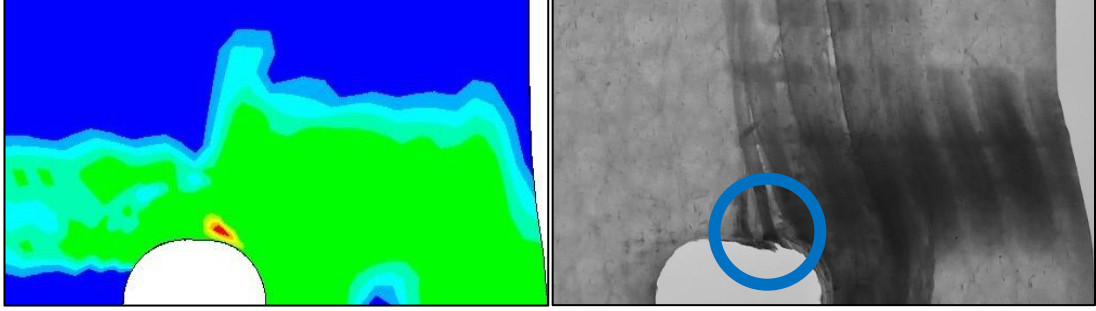
Tablo 5.10: C3 plakasının dış yüzeyindeki 90° tabaka için KHA'da hasar ilerleyişi (25. alt-adımdan 100. alt-adıma kadar).

	Alt-adım=25 (2681 N)	Alt-adım=50 (3369 N)	Alt-adım=100 (5065 N)
Fiber basma	Hasar yok.	Hasar yok.	Hasar yok.
Fiber çekme	Hasar yok.	Hasar yok.	Hasar yok.
Matris basma			
Matris Çekme			
Toplam Hasar			

Tablo 5.11: C3 plakasının dış yüzeyindeki 90° tabaka için KHA'da hasar ilerleyişi (125. alt-adımdan 167. alt-adıma kadar).



Şekil 5.16’da dış yüzeydeki 90° tabakaya ait toplam hasarlar görülmektedir. Buradaki hasar dağılımından anlaşılacağı üzere bütün hasar tiplerinin olduğu bölgedeki elemanlar, deneylerde delik çevresindeki N_s hasarının başladığı bölgeye (mavi çember) tekabül etmektedir. Bu da referans plaka için yapılan hasar kestiriminin doğru yapıldığına bir kanıt niteliğindedir.



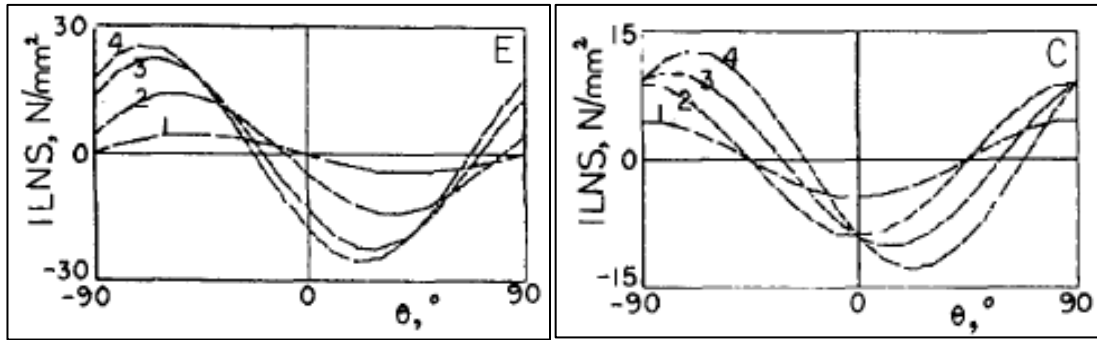
Şekil 5.16: C3 plakasının dış yüzeyindeki 90° tabaka için KHA’da tespit edilen hasarla, deney sonucunun karşılaştırılması.

5.3.2 Yarı-İzotropik Plakalar

Quasi-izotropik plakalarda mukavemet kestiriminin cross-ply plakalar kadar başarılı olmadığı sonuçlardaki hata% miktarlarından anlaşılmaktadır. Her ne kadar Q2 numunesi 2.8% hata ile en yakın kestirimin yapıldığı elyaf düzenine sahip olsa da, -13.4% ila 16.5% arasında değişen hata, KHM’nin yarı-izotropik plakalardaki tutarlılığını sorgulatmaktadır.

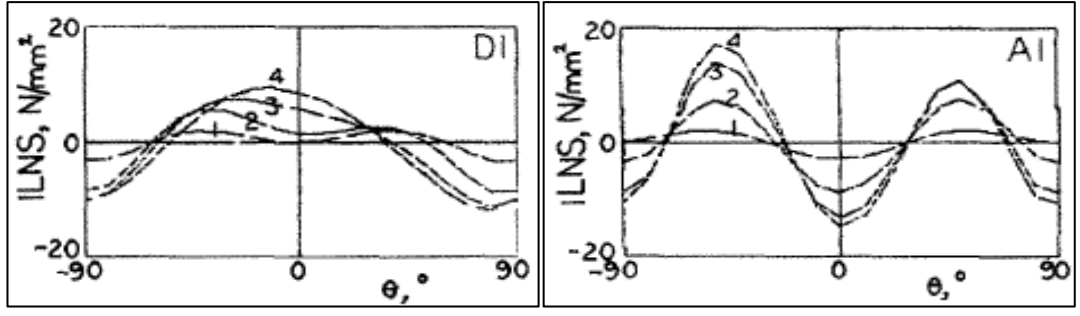
KHA’daki bu tutarsızlığın sebebini yorumlamak için Smith ve Pascoe [78] tarafından hem karbon fiber/epoksi hem de cam fiber/epoksi kompozit plakalar için çizilen, tabakalar-arası normal gerilme (TANG) dağılımı grafiklerden faydalanılmıştır. Cam fiber/epoksi malzeme için oluşturulan eğriler Quinn ve Matthews’in [79] pim bağlantılı yarı-izotropik kompozit plakalardaki deney sonuçları kullanılarak oluşturulmuştur. Grafiklerdeki 4 numaralı ara yüz orta düzlemi, 3 numaralı ara yüz üç ve dördüncü tabakalar arasını, 2 numaralı ara yüz iki ve üçüncü tabakalar arasını ve son olarak 1 numaralı ara yüz ise ilk ve ikinci tabakalar arasını ifade etmektedir.

Aynı çalışmada [78] karbon fiber/epoksi kompozit plakalar için reçinenin kürleşme esnasındaki sıcaklık değişiminden ($\Delta T=150^{\circ}\text{C}$) kaynaklanan TANG dağılımı da Şekil 5.17’de verilmiştir. Grafiklerde, mevcut çalışmadaki Q1 ve Q3 elyaf düzenlerine sahip, E ve C kodlu plakalara ait TANG dağılımları gösterilmiştir. Grafiklerde, E (Q1) elyaf düzeninin, kürleşme sonucunda C (Q3) elyaf düzenine göre neredeyse iki kat daha fazla artık ısıl gerilmeye sahip olduğu görülmektedir. 3-B KHA’da bu artık gerilmelerin deplasman uygulanmamış yüksüz delik çevresine etkilenmesi ve daha sonra deplasman uygulanarak KHA’nın yapılması sonuçları şüphesiz ki olumlu yönde etkileyecektir. Fakat bu öneri tez kapsamına dâhil edilmemiştir.



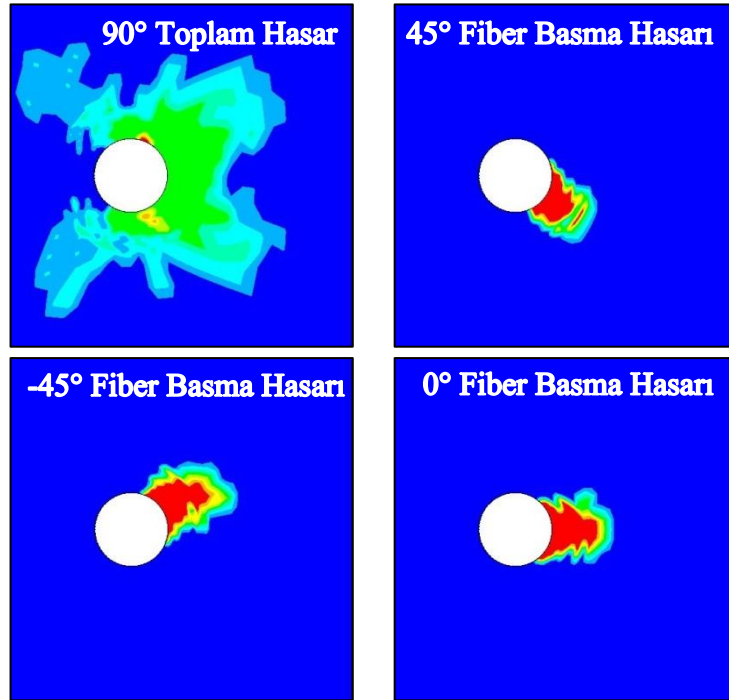
Şekil 5.17: $\Delta T=150^{\circ}\text{C}$ sıcaklık değişimi sonrası pim deliği çevresinde TANG dağılımı [78]: solda; Q-1[$45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}$]_s, sağda; Q-3[$0^{\circ}/90^{\circ}/\pm 45^{\circ}$]_s.

Bu tez çalışmasında kullanılan Q-2 ve Q-3 plakaları ile aynı elyaf düzenine sahip oldukları için cam fiber/epoksi malzeme ile üretilmiş D1 ve A1 kodlu plakalara [79] ait, 250 MPa yatak gerilmesi altında pim-delik temas bölgesindeki tabakalar-arası normal gerilme dağılımları da Şekil 5.18’de gösterilmiştir [78]. Grafiklerden görüldüğü üzere A1 (Q3) elyaf düzeninde tabakalar-arası normal gerilme değerleri aynı yatak gerilmesine sahip D1 (Q2) elyaf düzeninden daha yüksektir. Bu da şüphesiz ki pratik uygulamalarda hasar durumunu ve ilerlemesini etkilemektedir.



Şekil 5.18: 250 MPa yatak gerilmesi altındaki cam fiber/epoksi kompozit plakada dairesel delik çevresinde TANG dağılımı [78]. Solda; Q-2 [90°/+45°/-45°/0°]_s, sağda; Q-3 [0°/90°/+45°/-45°]_s.

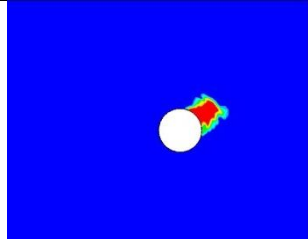
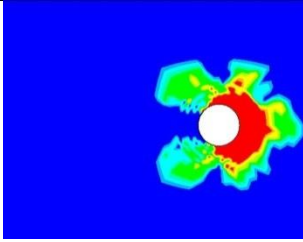
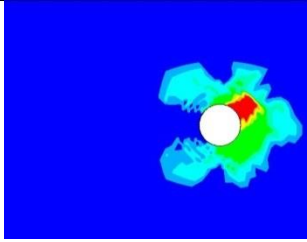
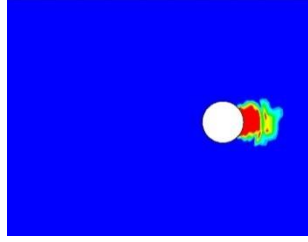
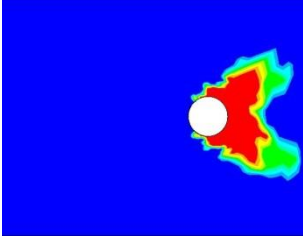
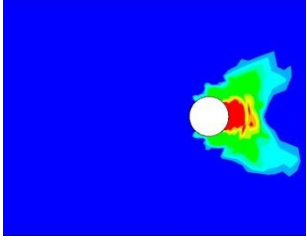
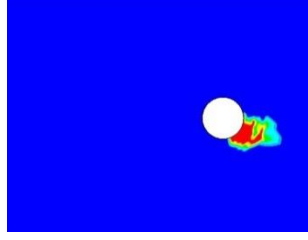
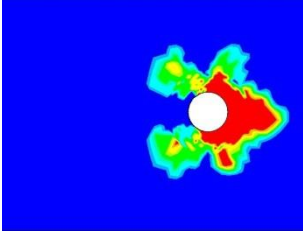
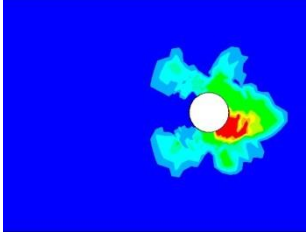
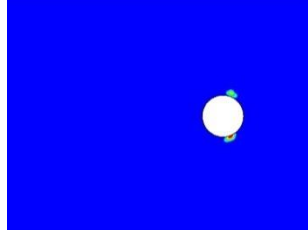
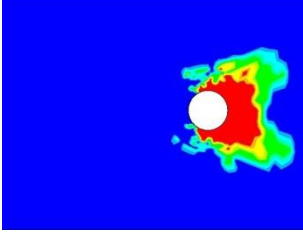
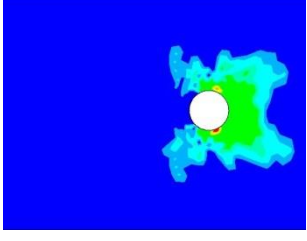
Şekil 5.19’da Q2 plakasının maksimum yük altında her bir tabaka için KHA’da tespit edilen hasar durumları gösterilmiştir. Yüzeydeki 90° hariç diğer tabakalarda oluşan fiber basma hasarı, plakanın ana hasar modu olan yatak hasarını oluşturmaktadır. 90° plakada fiber basma hasarı neredeyse hiç oluşmayıp, maksimum hasarın olduğu kırmızı renkli bölgeler ise tıpkı C3 numunesinde olduğu gibi, N_s hasarının başlangıç bölgelerine tekabül etmektedir.



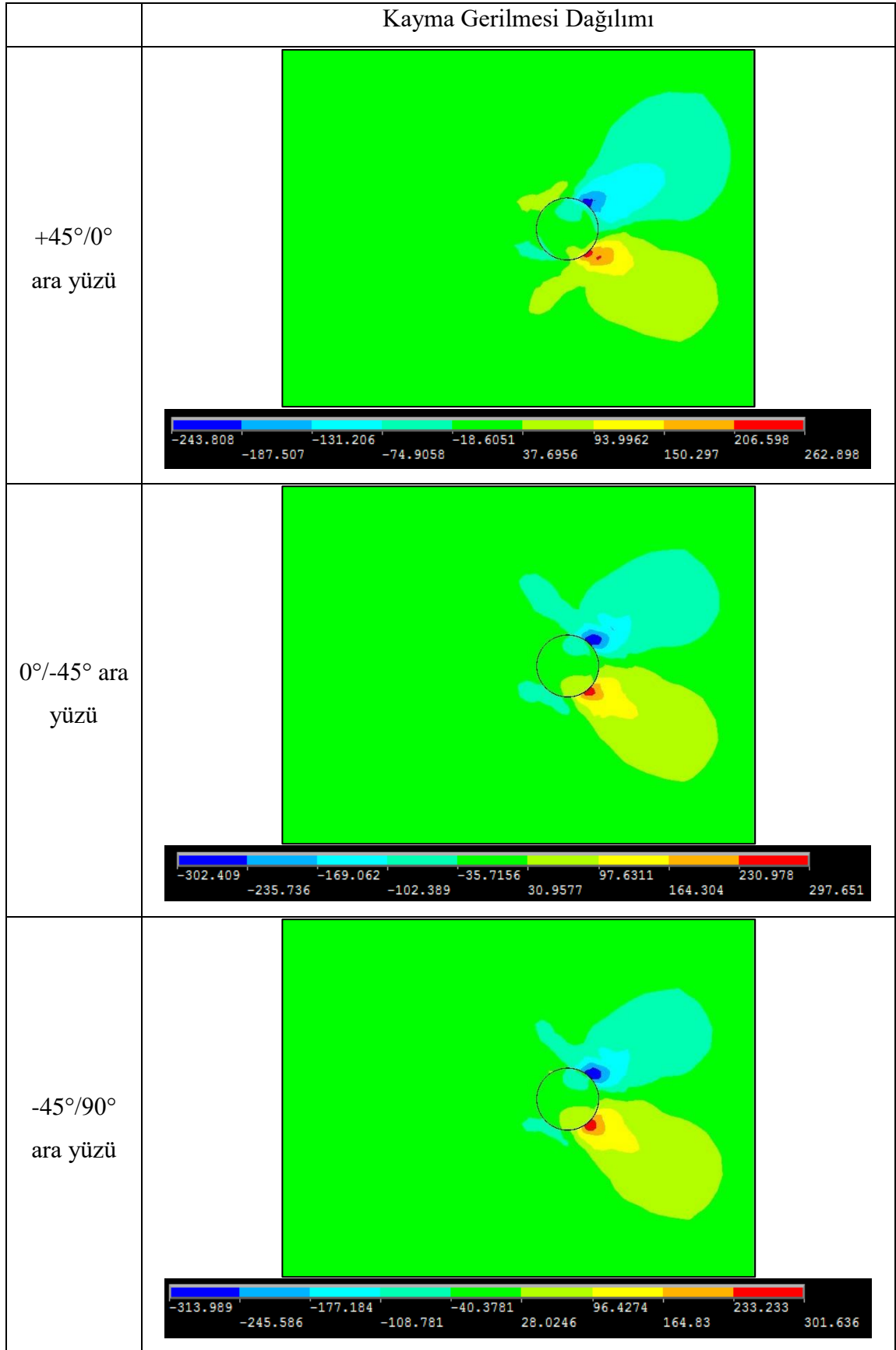
Şekil 5.19: KHA’da tespit edilen, Q2 plakasına ait tabakalardaki bazı hasarlar.

Hesaplanan maksimum yük (7294 N, 16.5% hata) altındaki Q1 plakasında her bir tabakaya ait hasarlar Tablo 5.12’de gösterilmiştir. Bütün tabakalarda matris hasarı benzer şekilde delik etrafında dağılım göstermiştir. Bu da hasar modunun yatak hasar modu olduğunu göstermektedir. Tablo 5.13’teki ara yüzey kayma gerilmeleri incelendiğinde ise, kayma gerilmelerinin maksimum değerlerinin 243-313 MPa arasında değiştiği görülmektedir. Bu nedenle tabakalardaki elemanların alt ve üst düğüm noktaları arasındaki kayma gerilmesi farkı az olup, bu da birçok elemanın erkenden hasra uğramasını engelleyerek çözümün stabil bir şekilde devam etmesini sağlamaktadır. Böylece çözüm, elemanlardaki hasar kontrolsüz yayılıncaya kadar devam etmiş ve ancak deneysel yükü aştıktan sonra durmuştur.

Tablo 5.12: Q1 Plakası için maksimum yük altında bütün tabakalardaki hasarlar.

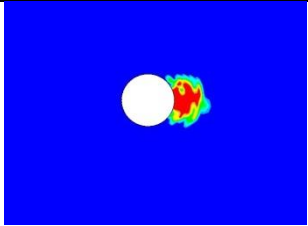
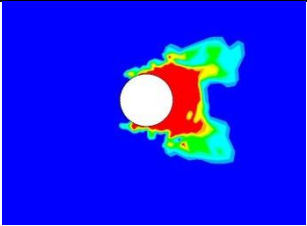
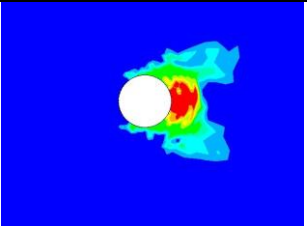
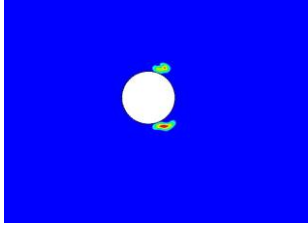
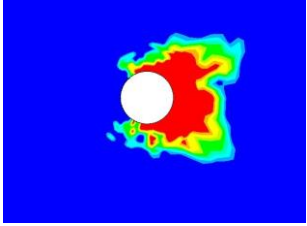
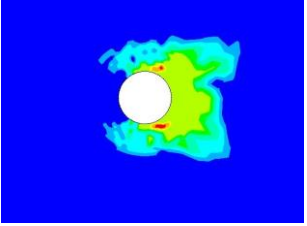
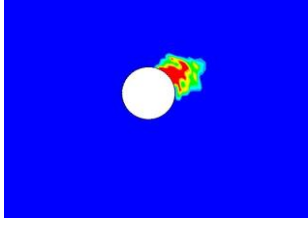
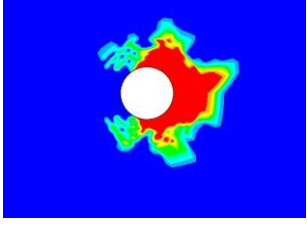
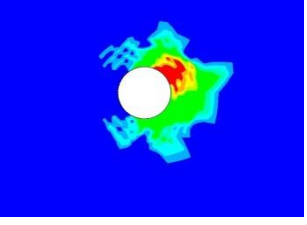
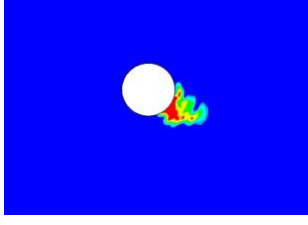
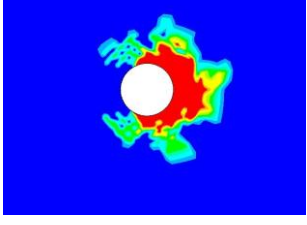
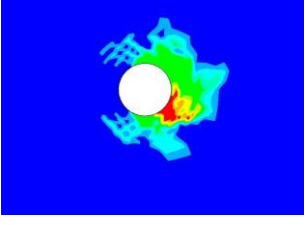
	Fiber Hasarı	Matris Hasarı	Toplam Hasar
+45°			
0°			
-45°			
90°			

Tablo 5.13: Q1 plakası ara yüzeylerde tabakalar-arası kayma gerilmesi dağılımları.

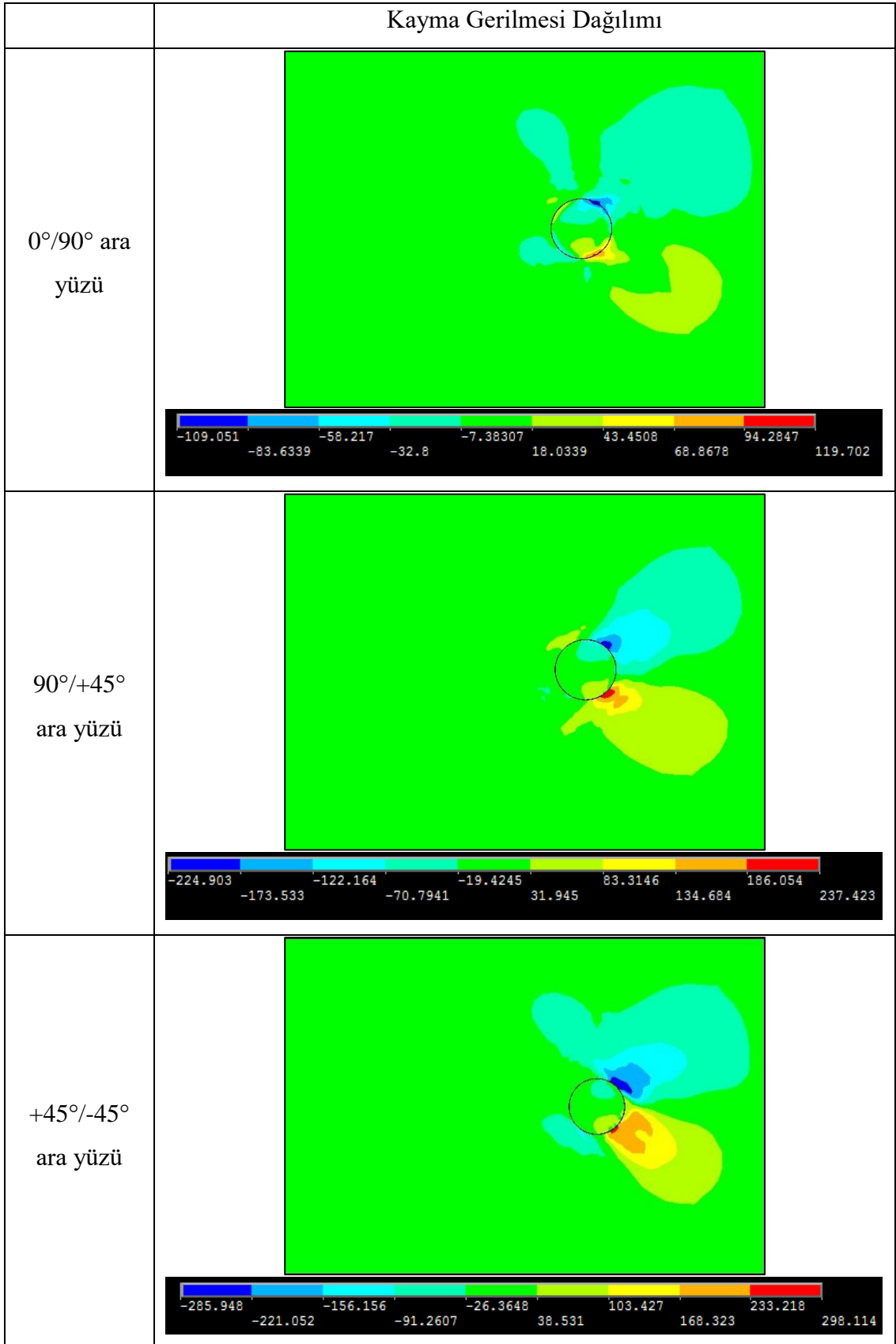


Q3 plakasına gelindiğinde ise hesaplanan maksimum yük (6001 N, -13.4% hata) altındaki hasar durumları her bir tabaka için incelenerek, Tablo 5.14'te gösterilmiştir. Bütün tabakalarda matris hasarı hemen hemen eşit bölgeye dağılmıştır. Bu da yatak hasar modunun bir sonucu olarak ortaya çıkmıştır. Tabakalar-arası kayma gerilmeleri ise Tablo 5.15'te gösterilmiştir. Gerilmelere bakıldığında 119.7 MPa'dan 298 MPa'a kadar geniş bir aralıkta dağıldığı görülmektedir. Bu kayma gerilmesi farkı elemanlarda kontrolsüz yayılan hasarı tetikleyip çözümü erken sonlandırmaktadır. Bu nedenle Q3 plakası için hasar yükü, çözümün gerçek yüke ulaşmadan daha erken sonlanmasıyla -13.4% hata ile bulunmuştur.

Tablo 5.14: Q3 plakası için maksimum yük altında bütün tabakalardaki hasarlar.

	Fiber Hasarı	Matris Hasarı	Toplam Hasar
0°			
90°			
+45°			
-45°			

Tablo 5.15: Q3 plakası ara yüzeylerde tabakalar-arası kayma gerilmesi dağılımları.



Yarı-izotropik plakalarda büyük değişim gösteren hata miktarının sebebini incelemek adına tabakalar-arası kayma gerilmeleri ve delik çevresinde oluşan tabakalar-arası normal gerilme dağılımları incelenmiştir. Bunlara ek olarak mevcut ağ yapısı üzerinde de bazı değişiklikler yapılarak önceki sonuçlarla karşılaştırılmıştır. 2. bölgedeki elemanların boyut oranı 3 yerine 4 olarak belirlenerek oluşturulan yeni modelle yapılan KHA'da Q1 ve Q3 plakalarındaki hata miktarları büyük ölçüde azalmış fakat Q2 ve referans plakadaki (C3) hasar miktarları %10'un üzerine çıkmıştır. Sonuçlar Tablo 5.16'da listelenmiştir. Farklı boyut oranlarına sahip ağ yapılarının kullanımının KHA sonuçlarını doğrudan etkilediği görülmektedir. Bu da KHA uygulamalarının ağ yapısına bağlı uygulamalar olduğunu tekrardan kanıtlar niteliktedir.

Tablo 5.16: Yeni ve eski ağ yapılarıyla yapılan KHA sonuçlarının karşılaştırılması.

Elyaf Düzeni	Hasar Yüğü (Deney)	Eski Ağ yapısı		Yeni Ağ yapısı	
		Hasar Yüğü	Hata (%)	Hasar Yüğü	Hata (%)
C-3 [90°/0°] _{2s}	6523 N	6818 N	4.5	5806 N	-11
Q-1 [+45°/0°/-45°/90°] _s	6091 N	7294 N	16.5	6285 N	3.2
Q-2 [90°/+45°/-45°/0°] _s	7319 N	7527 N	2.8	6469 N	-11
Q-3 [0°/90°/+45°/-45°] _s	6926 N	6001 N	-13.4	6699 N	3.2

Bir malzeme sisteminde bağlantı davranışının tam ve doğru olarak modellemek için, gerçek fiziksel durumu sonlu elemanlar ara yüzüne birebir aktarmak mümkün değildir. Ancak ve ancak yapılan kabuller neticesinde yaklaşık sonuçlar elde edilebilmektedir.

Bu bölümde bir sonlu elemanlar modelinin, bağlı olduğu birçok unsur optimize edilmeye çalışılmış fakat KHM konusunda bazı yenilikçi çalışmaların da yapılması gerektiği anlaşılmıştır. Bu gelişmeler genel olarak;

- Ağ yapısına bağlılığı azaltıcı çalışmaların yapılması,
- Homojen olarak modellenen kompozit malzemelerin, aslında homojen olmamasından dolayı oluşan hasar durumlarındaki sapmaların giderilmesi

(mevcut çalışmada ve Khashaba ve diğ. [42] tarafından yapılan çalışmada gözlemlenen, deliğin yk taşımayan tarafında oluşan hasarlar),

- Gerçek durumda pul kenarlarında oluşan gerilme yığılmaları ve yüklemeye binaen oluşan düzlem-dışı fiber burkulması sonucu kalınlık yönünde ilerlemeye çalışan hasar üzerine çalışmalar yapılması
- Pul-plaka temas bölgesinde oluşan hasar neticesinde değişen metal-kompozit arası sürtünme katsayısının belirlenmesi

gibi başlıklar altında toplanabilir.

6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bütün tez çalışması göz önüne alındığında sırasıyla aşağıdaki aşamalar gerçekleştirilmiştir;

- 1) Kullanılacak olan malzeme sistemi ve çalışılacak olan konu için literatür araştırmalarının yapılması
- 2) Kompozit plakaların üretilmesi
- 3) Deney numunelerinin hazırlanması
- 4) Deneyle gerçekleştirilmesi
- 5) Hasar modları ve mukavemet değerlerinin belirlenmesi
- 6) Sonlu elemanlar modelinin oluşturulması ve 3B KHA uygulaması
- 7) Deneysel sonuçlar ve KHA sonuçlarının karşılaştırılarak yorumlanması.

Bu aşamaları bir özet niteliğinde tekrardan gözden geçirmek gerekirse; yapılan literatür araştırması sonucunda KE takviye kullanılan kompozit malzemelerde mekanik bağlantılara dair bir çalışma yapılmadığı tespit edilmiş ve bu konu üzerine gidilmiştir. Bu doğrultuda takviye ve matris malzemeleri seçilmiş, kompozit plakaların üretimi yapılmıştır. Üretilen kompozit plakalardan öncelikle malzeme sisteminin temel mukavemet değerleri ve elastik özellikleri belirlenmiştir. Daha sonra ise, farklı elyaf düzenlerine sahip cıvata bağlantılı kompozit plakaların ASTM D 5961/ D5961M [56] standardına göre deneyleri yapılmış ve hasar modları ile bağlantı mukavemetleri belirlenmiştir. Gerekli ve yeterli deneysel veri elde edildikten sonra ise bilgisayar ortamında ANSYS R14.5 sonlu elemanlar paket programı kullanılarak, cıvata bağlantılı deneylerin 3B KHA çalışması yapılmış ve sonuçlar ilgili bölümde sunulmuştur. Bütün bunlar yapılırken bazı tecrübeler edinilmiş ve önemli görülen noktalar rapor edilmiştir. Plaka üretiminde kullanılacak reçine karışımı miktarı, numuneler kesilirken ve numunelere ait delikler delinirken kullanılan talaşlı işlem parametreleri gibi detaylar parametrik olarak belirlenmiş fakat

bu gibi detaylara çalışma konusunda önemli bir yer tutmadığı için tez metninde değinilmemiştir.

Yapılan temel mekanik deneyler sonucunda malzemenin enine yöndeki rijitliğinin, boyuna rijitliğin hemen hemen yarısı olduğu tespit edilmiştir. Üretim esnasında 68 Tex fiber demetlerinin de tekstil geometrisine dâhil edilmesiyle birlikte, malzemenin enine yöndeki mekanik özelliklerinin iyileşmesi ön görülebilen bir durumdur. Bu iyileşmenin sebebi şüphesiz ki minimum kıvrıma sahip 1200 ve 68 Tex fiber demetleri ve bu fiber demetlerinin bir arada tutan dikiş iplikleridir. Bu özelliklerin iyileşmesi ise malzeme sisteminin çekme yükü altındaki kopma uzamasının artmasına ve daha az gevrek davranmasına sebep olmuştur.

Pratikte fazla kullanılmayan çapraz-katlı düzene sahip plakaların mevcut malzeme sistemindeki yatak mukavemeti değerlerinin yarı-izotropik plakalara yakın çıkması, mevcut malzeme sistemiyle üretilen çapraz-katlı plakaların pratikte kullanılabilirliğini göstermektedir. Örneğin T800/924C prepreg malzemedeki elyaf yönündeki elastisite modülü enine yöndeki elastisite modülünün yaklaşık 17 katıdır [80]. Mevcut malzeme sisteminde bu oran 2 civarındadır. Tekstil üretiminde yapılan ufak bir katkıyla (68 Tex demetlerin dâhil edilmesi) genelde zayıf olan enine yöndeki elastisite modülü artırılmış ve bu da mukavemet değerlerine yansımıştır.

Cıvata bağlantılı deneylerde de malzeme sistemi ve tekstil geometrisinin bir sonucu olarak özgün bir hasar modu olan yüzeylerdeki 90° fiber demetlerinin net-çekme benzeri hasarı ve delaminasyonu (N_s) ortaya çıkmıştır. Bu hasar her ne kadar mevcut sonlu eleman modeliyle bire bir simüle edilememiş olsa da, hasarın başladığı bölge başarıyla tespit edilebilmiştir. Bu hasarın tamamını kohezif bölge elemanları (KBE) gibi uygulamalarla modellemek mümkün olacaktır.

Kademeli hasar analizlerinde, deliğin yüklemeye ters taraftaki bölgede de matris hasarları tespit edilmiştir. Deneylerde rastlanmayan bu hasarla sonlu elemanlar simülasyonunda karşılaşılmasının sebebi, modelde yapılan NO SEPARATION, sürtünme katsayısı gibi bazı kabuller ve düşük düzlem-içi Poisson oranı, düşük kayma mukavemeti gibi malzeme özellikleridir. Bunların dışındaki en önemli sonlu elemanlar kabulü plakaların homojen olarak modellenmesidir. Mevcut malzeme sisteminde fiberlerin demetlerde toplandığı ve plaka içerisinde fiber demeti-matris-fiber demeti geçişlerinde fiber hacim oranlarının farklı olması malzeme sisteminin homojenliğini daha da azaltan bir durumdur. Sonlu elemanlar modelinde fiber demetleri modellenmediği ve homojen malzeme kabulü yapıldığı

için, fiber demetleri tarafından absorbe edilen enerji deliğin yüke maruz kalmayan tarafına yayılmış ve o bölgelerde matris çatlakları olarak karşımıza çıkmıştır. Bunlardan ötürü o bölgelerde mekanik deneylerde oluşmayan gerilmeler hesaplanmıştır. Bu gerilmeler o bölgelerdeki elemanların simülasyon sonucunda hasara uğramasına sebebiyet vermektedir. Kritik hasar mevzubahis bölgede oluşmadığı için, bu bölgede oluşan hasar göz ardı edildiğinde geriye kalan bölgede görülen hasarın bütün plakalar için hayli yüksek bir tutarlılıkla tespit edildiği söylenebilir.

Sonlu elemanlar modelinin çapraz-katlı plakaların simüle edilmesinde başarılı olduğu görülmektedir. Çapraz-katlı plakalar için en büyük hata% miktarı -5.1% ile C1 elyaf düzeninde ortaya çıkmıştır. Kayma hasarına ait geniş matris çatlakları ve yatak hasarı başarıyla modellenmiş. N_s hasarının başladığı delik çevresindeki bölgenin yeri de doğru belirlenebilmiştir. Çapraz-katlı plakalardaki yüksek tutarlılığın sebebi referans plakanın C3 elyaf düzenine sahip olmasıdır. Fakat çapraz-katlı plakalarda yükleme yönü ile fiberlerin yönlendiği açı arasındaki fark arttıkça hasar kestiriminde sapmalar olduğu Khashaba ve diğ. [42] tarafından yapılan çalışmada da gözlemlenmiştir. Mevzubahis çalışmada KHA sonuçlarında en düşük hata $[0/90]_{2s}$ plaka için tespit edilirken (5.39 %), en yüksek hata $[\pm 45]_{2s}$ plakası için tespit edilmiştir (8.57%). Buradan da açıkça görüleceği gibi, plakada bulunan tabakaların oryantasyon açılarının düzlem-içi X-Y eksenine göre durumları (off-set açısı) da analiz sonucunu etkilemektedir.

Yarı-izotropik plakalara gelindiğinde ise çapraz-katlı numunelerdeki kadar başarılı mukavemet kestirimleri yapılamadığı görülmektedir. Ağ-1 yapısı için hasar miktarı -13% ile 16% arasında değişmektedir. Ağ yapısı değiştirilerek tekrarlanan KHA sonrasında Q1 ve Q3 elyaf düzenleri için hata% miktarları büyük ölçüde azaltılmış fakat Q2 ve C3 plakalarındaki hasar kestirimindeki sapma artmıştır. Elyaf düzenine bağlı olduğu aşikâr olan bu tutarsız kestirimlerin sebebi hakkında yorum yapmak adına yarı-izotropik plakalardaki tabakalar-arası kayma gerilmeleri incelenmiştir. Yarı-izotropik bir plakada bulunan herhangi bir tabakada alt ve üst yüzeylerdeki düzlem-içi kayma gerilmesi farklarından dolayı elemanları üzerinde oluşan kayma gerilmeleri neticesinde hasar durumlarında farklılıklar olduğu görülmüştür. Ayrıca delik çevresindeki tabakalar-arası normal gerilme dağılımı farklarının da mukavemet kestirimlerine etki edebileceği ve ara-yüzey modellemesinin önemi üzerine vurgu yapılmıştır.

7. KAYNAKLAR

- [1] Kaw, A.K., *Mechanics of Composite Materials*, Florida: Taylor & Francis Group, LLC, (2006).
- [2] Beaumont, P.W.R., "The Failure of Fiber Composites - an Overview". *Journal of Strain Analysis for Engineering Design*. 24 (4), 189-205, (1989).
- [3] Barbero, E.J., *Introduction to composite materials design*, Florida: CRC press, (2010).
- [4] McCarty, C., "FALCOM: Fastener-less Joining Technologies for High Performance Hybrid Composites-Metal Structures"[online], (17.12.2016), http://falcom.ie/images/EU_Project_Details.pdf, (2015).
- [5] Lomov, S., "TECABS: Technologies for Carbon fibre reinforced modular Automotive Body Structures" [online], (17.12.2016), https://www.mtm.kuleuven.be/Onderzoek/Composites/projects/finished_projects/TECABS_project, (2004).
- [6] Bibo, G., Hogg, P., Backhouse, R. and Mills, A., "Carbon-fibre non-crimp fabric laminates for cost-effective damage-tolerant structures". *Composites Science and Technology*. 58 (1), 129-143, (1998).
- [7] Naser, G., Songuler, S. and Tacar, M.E., "Contributions to the marine use of non-crimp reinforcement by means of strength tests". *Naval Engineers Journal*. 116 (4), 91-98, (2004).
- [8] Lomov, S.V., *Non-crimp fabric composites: manufacturing, properties and applications*: Elsevier, (2011).
- [9] Leong, K., Ramakrishna, S., Huang, Z. and Bibo, G., "The potential of knitting for engineering composites-a review". *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 31 (3), 197-220, (2000).

- [10] Riccio, A., Zarrelli, M. and Tessitore, N., "A numerical model for delamination growth simulation in non-crimp fabric composites". *Composites Science and Technology*. 67 (15), 3345-3359, (2007).
- [11] Filsinger, J., Dittmann, R. and Bischoff, T., "Textile preforming technologies for fuselage applications". in *Material Process. Technology*. Vol 25(p:450-455, (2004).
- [12] Lindblom, F., "Use of composites in the Visby-class stealth corvette". in *Proceedings of the Conference on Marine Composites*. p:11-12, (2003).
- [13] Drapier, S. and Wisnom, M.R., "Finite-element investigation of the compressive strength of non-crimp-fabric-based composites". *Composites Science and Technology*. 59 (8), 1287-1297, (1999).
- [14] Drapier, S. and Wisnom, M.R., "A finite-element investigation of the interlaminar shear behaviour of non-crimp-fabric-based composites". *Composites Science and Technology*. 59 (16), 2351-2362, (1999).
- [15] Joffe, R., Mattsson, D., Modniks, J. and Varna, J., "Compressive failure analysis of non-crimp fabric composites with large out-of-plane misalignment of fiber bundles". *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 36 (8), 1030-1046, (2005).
- [16] Tessitore, N. and Riccio, A., "A novel FEM model for biaxial non-crimp fabric composite materials under tension". *Computers & Structures*. 84 (19), 1200-1207, (2006).
- [17] Mattsson, D., Joffe, R. and Varna, J., "Methodology for characterization of internal structure parameters governing performance in NCF composites". *Composites Part B: Engineering*. 38 (1), 44-57, (2007).
- [18] Edgren, F., Mattsson, D., Asp, L.E. and Varna, J., "Formation of damage and its effects on non-crimp fabric reinforced composites loaded in tension". *Composites Science and Technology*. 64 (5), 675-692, (2004).
- [19] Lomov, S.V., Bogdanovich, A.E., Ivanov, D.S., Mungalov, D., Karahan, M. and Verpoest, I., "A comparative study of tensile properties of non-crimp 3D orthogonal weave and multi-layer plain weave E-glass composites. Part 1: Materials, methods and principal results". *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 40 (8), 1134-1143, (2009).

- [20] Kurashiki, T., Hamada, K., Honda, S., Zako, M., Lomov, S.V. and Verpoest, I., "Mechanical behaviors of non-crimp fabric composites based on multi-scale analysis". in *17th Int. Conf. on Composite Materials*. Edinburgh, UK, (2009).
- [21] Mikhaluk, D., Truong, T., Borovkov, A., Lomov, S.V. and Verpoest, I., "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).
- [22] Asp, L.E., Edgren, F. and Sjögren, A., "Effects of stitch pattern on the mechanical properties of non-crimp fabric composites". in *Proceeding of the 11 ECCM*. (2004).
- [23] Koissin, V., Kustermans, J., Lomov, S.V., Verpoest, I., Van Den Broucke, B. and Witzel, V., "Structurally stitched NCF preforms: Quasi-static response". *Composites Science and Technology*. 69 (15), 2701-2710, (2009).
- [24] Heß, H., Roth, Y. and Himmel, N., "Elastic constants estimation of stitched NCF CFRP laminates based on a finite element unit-cell model". *Composites Science and Technology*. 67 (6), 1081-1095, (2007).
- [25] Arteiro, A., Catalanotti, G., Xavier, J. and Camanho, P., "Notched response of non-crimp fabric thin-ply laminates". *Composites Science and Technology*. 79, 97-114, (2013).
- [26] Hogg, P.J., Ahmadnia, A. and Guild, F.J., "The mechanical properties of non-crimped fabric-based composites". *Composites*. 24 (5), 423-432, (1993).
- [27] Bibo, G., Hogg, P. and Kemp, M., "Mechanical characterisation of glass-and carbon-fibre-reinforced composites made with non-crimp fabrics". *Composites Science and Technology*. 57 (9), 1221-1241, (1997).
- [28] Adden, S. and Horst, P., "Damage propagation in non-crimp fabrics under biaxial static and fatigue loading". *Composites Science and Technology*. 66 (5), 626-633, (2006).
- [29] Mattsson, D., Joffe, R. and Varna, J., "Damage in NCF composites under tension: effect of layer stacking sequence". *Engineering Fracture Mechanics*. 75 (9), 2666-2682, (2008).

- [30] Edgren, F., Asp, L.E. and Joffe, R., "Failure of NCF composites subjected to combined compression and shear loading". *Composites Science and Technology*. 66 (15), 2865-2877, (2006).
- [31] Tserpes, K. and Labeas, G., "Mesomechanical analysis of non-crimp fabric composite structural parts". *Composite Structures*. 87 (4), 358-369, (2009).
- [32] Sakai, T., Wakayama, S., Rios-Soberanis, C., Rodriguez-Laviada, J. and Pérez-Pacheco, E., "Effect of fabric architecture (NCF) on bending and creep test of textile composites". in *Proceeding of the 18 ICCM*. Jeju, Korea, (2011).
- [33] Vallons, K., Behaeghe, A., Lomov, S.V. and Verpoest, I., "Impact and post-impact properties of a carbon fibre non-crimp fabric and a twill weave composite". *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 41 (8), 1019-1026, (2010).
- [34] Hart-Smith, L., *Joints*, vol. 1. Ohio: ASTM. 479-495, (1987).
- [35] Hart-Smith, L., *Design and analysis of bolted and riveted joints in fibrous composite structures*, California: Springer, (2003).
- [36] Camanho, P.P. and Matthews, F., "Stress analysis and strength prediction of mechanically fastened joints in FRP: a review". *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 28 (6), 529-547, (1997).
- [37] Thoppul, S.D., Finegan, J. and Gibson, R.F., "Mechanics of mechanically fastened joints in polymer–matrix composite structures—a review". *Composites Science and Technology*. 69 (3), 301-329, (2009).
- [38] Collings, T., "On the bearing strengths of CFRP laminates". *Composites*. 13 (3), 241-252, (1982).
- [39] Camanho, P.P. and Lambert, M., "A design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials". *Composites Science and Technology*. 66 (15), 3004-3020, (2006).
- [40] ASTM "D 953–02 Standard Test Method for Bearing Strength of Plastics". (2009).

- [41] Park, H.-J., "Effects of stacking sequence and clamping force on the bearing strengths of mechanically fastened joints in composite laminates". *Composite Structures*. 53 (2), 213-221, (2001).
- [42] Khashaba, U., Sebaey, T., Mahmoud, F., Selmy, A. and Hamouda, R., "Experimental and numerical analysis of pinned-joints composite laminates: Effects of stacking sequences". *Journal of Composite Materials*. 47 (27), 3353-3366, (2013).
- [43] Khashaba, U., Sebaey, T. and Alnefaie, K., "Failure and reliability analysis of pinned-joints composite laminates: Effects of stacking sequences". *Composites Part B: Engineering*. 45 (1), 1694-1703, (2013).
- [44] Öndürücü, A., Esendemir, Ü. and Tunay, R.F., "Progressive failure analysis of glass–epoxy laminated composite pinned-joints". *Materials & Design*. 36, 617-625, (2012).
- [45] Pakdil, M., Sen, F., Sayman, O. and Benli, S., "The effect of preload on failure response of glass-epoxy laminated composite bolted-joints with clearance". *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, (2007).
- [46] Sen, F., Pakdil, M., Sayman, O. and Benli, S., "Experimental failure analysis of mechanically fastened joints with clearance in composite laminates under preload". *Materials & Design*. 29 (6), 1159-1169, (2008).
- [47] Sen, F., Pakdil, M., Sayman, O. and Benli, S., "Experimental failure analysis of glass-epoxy laminated composite bolted-joints with clearance under preload". *International Journal of Damage Mechanics*, (2009).
- [48] Whitney, J.M. and Nuismer, R., "Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations". *Journal of Composite Materials*. 8 (3), 253-265, (1974).
- [49] Agarwal, B., "Static strength prediction of bolted joint in composite material". *AIAA journal*. 18 (11), 1371-1375, (1980).
- [50] Choi, J.-H. and Chun, Y.-J., "Failure load prediction of mechanically fastened composite joints". *Journal of Composite materials*. 37 (24), 2163-2177, (2003).
- [51] Hart-Smith, L., Mechanically-fastened joints for advanced composites—phenomenological considerations and simple analyses. in *Fibrous composites in structural design*, Vol New York: Springer. p. 543-574, (1980).

- [52] Turgut, T., Kayran, A., Alemdaroğlu, N. and Ceylan, M., "Vakum torbalama yöntemi ile kompozit malzemedeki yapı üretimi örnek bir havacılık uygulaması". *Mühendis ve Makina*. 48 (566), 14-21, (2007).
- [53] ASTM "D 3039/D 3039 M-00 Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials". (2000).
- [54] ASTM "D 6641/D 6641 M-09 Standard Test Method for Determining the Compressive Properties of Polymer Matrix Composites Laminates Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture". (2009).
- [55] ASTM "D 3518/D 3518 M-94 Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a $\pm 45^\circ$ Laminate". (2007).
- [56] ASTM "D 5961/D 5961 M-05 Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates". (2001).
- [57] Atas, A., Mohamed, G. and Soutis, C., "Modelling delamination onset and growth in pin loaded composite laminates". *Composites Science and Technology*. 72 (10), 1096-1101, (2012).
- [58] Atas, A., "Strength prediction of mechanical joints in composite laminates based on subcritical damage modelling". Doctoral Thesis, *University of Sheffield*. (2012).
- [59] ANSYS, in *Release 14.5*. (2013).
- [60] Chang, F.-K. and Chang, K.-Y., "A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations". *Journal of Composite Materials*. 21 (9), 834-855, (1987).
- [61] Chang, F.-K., Scott, R.A. and Springer, G.S., "Failure strength of nonlinearly elastic composite laminates containing a pin loaded hole". *Journal of Composite Materials*. 18 (5), 464-477, (1984).
- [62] Yamada, S. and Sun, C., "Analysis of laminate strength and its distribution". *Journal of Composite Materials*. 12 (3), 275-284, (1978).
- [63] Timoshenko, S.P. and Woinowsky-Krieger, S., *Theory of plates and shells*, New York: McGraw-Hill, (1959).

- [64] Tan, S.C., "A progressive failure model for composite laminates containing openings". *Journal of Composite Materials*. 25 (5), 556-577, (1991).
- [65] Tsai, S.W. and Wu, E.M., "A general theory of strength for anisotropic materials". *Journal of Composite Materials*. 5 (1), 58-80, (1971).
- [66] Camanho, P. and Matthews, F., "A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates". *Journal of Composite Materials*. 33 (24), 2248-2280, (1999).
- [67] Hashin, Z., "Failure criteria for unidirectional fiber composites". *Journal of Applied Mechanics*. 47 (2), 329-334, (1980).
- [68] Tan, S.C. and Perez, J., "Progressive failure of laminated composites with a hole under compressive loading". *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. 12 (10), 1043-1057, (1993).
- [69] Tserpes, K., Labeas, G., Papanikos, P. and Kermanidis, T., "Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates". *Composites Part B: Engineering*. 33 (7), 521-529, (2002).
- [70] Dano, M.-L., Gendron, G. and Picard, A., "Stress and failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates". *Composite Structures*. 50 (3), 287-296, (2000).
- [71] Atas, A., "Open hole compressive strength and damage mechanisms: maximum stress versus Hashin criteria". *Plastics, Rubber and Composites*. 44 (7), 280-290, (2015).
- [72] Matthews, F., Wong, C. and Chryssafitis, S., "Stress distribution around a single bolt in fibre-reinforced plastic". *Composites*. 13 (3), 316-322, (1982).
- [73] Ireman, T., "Three-dimensional stress analysis of bolted single-lap composite joints". *Composite structures*. 43 (3), 195-216, (1998).
- [74] Atas, A., Mohamed, G. and Soutis, C., "Progressive failure analysis of bolted joints in composite laminates". *Plastics, Rubber and Composites*. 41 (4-5), 209-214, (2012).
- [75] Keikhosravy, M., Hashemi Oskouei, R., Soltani, P., Atas, A. and Soutis, C., "Effect of geometric parameters on the stress distribution in Al 2024-T3

single-lap bolted joints". *International Journal of Structural Integrity*. 3 (1), 79-93, (2012).

- [76] Collings, T., "The strength of bolted joints in multi-directional CFRP laminates". *Composites*. 8 (1), 43-55, (1977).
- [77] Crews Jr, J.H., Hong, C. and Raju, I., *Stress-Concentration Factors for Finite Orthotropic Laminates with a Pin-Loaded Hole*. DTIC Document. (1981).
- [78] Smith, P. and Pascoe, K., "The Effect of stacking Sequence on the bearing strengths of Quasi-Isotropic Composite Laminates". *Composite Structures*. 6 (1-3), 1-20, (1986).
- [79] Quinn, W. and Matthews, F., "The effect of stacking sequence on the pin-bearing strength in glass fibre reinforced plastic". *Journal of Composite Materials*. 11 (2), 139-145, (1977).
- [80] Soutis, C. and Fleck, N., "Static compression failure of carbon fibre T800/924C composite plate with a single hole". *Journal of Composite Materials*. 24 (5), 536-558, (1990).