

T.C.
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



DÜZLEMİNE DİK DOĞRULTUDA DİKİLMİŞ FİBER
TAKVİYELİ KOMPOZİTLERDE TRANSLAMİNER KIRILMA
DAVRANIŞININ ARAŞTIRILMASI

Ahmet Murat AŞAN

Doktora Tezi

MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

Mekanik Bilim Dalı

HAZİRAN 2023

T.C.
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Doktora Tezi

**DÜZLEMİNE DİK DOĞRULTUDA DİKİLMİŞ FİBER TAKVİYELİ
KOMPOZİTLERDE TRANSLAMİNER KIRILMA DAVRANIŞININ
ARAŞTIRILMASI**

Tez Yazarı
Ahmet Murat AŞAN

Danışman
Prof. Dr. Mete Onur KAMAN

HAZİRAN 2023
ELAZIĞ

T.C.
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Doktora Tezi

Başlığı: Düzlemine Dik Doğrultuda Dikilmiş Fiber Takviyeli Kompozitlerde
Translaminer Kırılma Davranışının Araştırılması

Yazarı: Ahmet Murat AŞAN

İlk Teslim Tarihi: 04.05.2023

Savunma Tarihi: 09.06.2023

TEZ ONAYI

Fırat Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına göre hazırlanan bu tez aşağıda imzaları bulunan jüri üyeleri tarafından değerlendirilmiş ve akademik dinleyicilere açık yapılan savunma sonucunda OYBİRLİĞİ ile kabul edilmiştir.

İmza

Danışman: Prof. Dr. Mete Onur KAMAN Onayladım
Fırat Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi

Başkan: Prof. Dr. Murat Yavuz SOLMAZ Onayladım
Fırat Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi

Üye: Prof. Dr. Ragip İNCE Onayladım
Fırat Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi

Üye: Prof. Dr. Hatice Seçil ARTEM Onayladım
İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü

Üye: Prof. Dr. Recep GÜNEŞ Onayladım
Erciyes Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi

Bu tez, Enstitü Yönetim Kurulunun/...../20..... tarihli toplantısında tescillenmiştir.

İmza

Prof. Dr. Burhan ERGEN
Enstitü Müdürü

BEYAN

Fırat Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım “Düzlemine Dik Doğrultuda Dikilmiş Fiber Takviyeli Kompozitlerde Translaminer Kırılma Davranışının Araştırılması” Başlıklı Doktora Tezimin içindeki bütün bilgilerin doğru olduğunu, bilgilerin üretilmesi ve sunulmasında bilimsel etik kurallarına uygun davrandığımı, kullandığım bütün kaynakları atıf yaparak belirttiğimi, maddi ve manevi desteği olan tüm kurum/kuruluş ve kişileri belirttiğimi, burada sunduğum veri ve bilgileri unvan almak amacıyla daha önce hiçbir şekilde kullanmadığımı beyan ederim.

09.06.2023

Ahmet Murat AŞAN



ÖNSÖZ

Kompozitler savunma sanayi, uzay teknolojisi ve havacılık sektörü gibi önem arzeden yerlerde sıklıkla kullanılmaktadır. Translaminer çatlaklar ise bu sektörlerde kullanılan uçak vb. taşıtlarda sıklıkla meydana gelerek bulunduğu yapıyı kullanılamaz duruma getirmektedirler ve yüksek maliyetlerin ortaya çıkmasına sebep olmaktadır. Meydana gelen bu maliyetleri azaltmak için translaminer kırılmaya dirençli yapılar gerekmektedir. Bu amaç ile tabaka istifleme açıları, tabaka istifleme sıraları, çatlak açıları, çatlak boyları farklı olan dikişsiz kompozit levhalar ve karbon fiber kumaşların üst üste istiflenerek farklı sıklıklarda ve farklı doğrultularda dikilmesi ile oluşturulmuş dikişli kompozit levhalar üretilerek, dikişin ve değişimi incelenen diğer parametrelerin translaminer kırılmaya etkisi ve meydana gelen hasarlar incelenmiştir.

Tezi hazırlama sürecinde bana, tüm iyi niyetiyle, her türlü yardımı sağlayan değerli danışman hocam Prof. Dr. Mete Onur KAMAN'a teşekkürlerimi sunarım. Tezin ilerlemesi sürecinde yardımlarını esirgemeyen Makine Mühendisliği Bölüm Başkanı Prof. Dr. İhsan DAĞTEKİN'e, Prof. Dr. Serkan DAĞ'a, Prof. Dr. Kadir TURAN'a, Prof. Dr. Ragıp İNCE'ye ve Dr. Öğr. Üyesi Serkan ERDEM'e teşekkür ederim. Doktora ders dönemim boyunca kendilerinden ders alma fırsatı bulduğum ve fikir alışverişinde bulunduğum hocalarım, Prof. Dr. Murat Yavuz SOLMAZ'a, Doç. Dr. Haşim PIHTILI'ya ve Dr. Öğr. Üyesi Mustafa GÜR'e teşekkür ederim. Tez savunma jürisinde yer alarak tezin son halini alması noktasında katkıda bulunan hocalarım Prof. Dr. Hatice Seçil ARTEM'e ve Prof. Dr. Recep GÜNEŞ'e teşekkür ederim. *LS-DYNA* programı ile ilgili deneyimlerinden yararlandığım Öğr. Gör. Dr. Mustafa ALBAYRAK'a ve Arş. Gör. Dr. İlyas BOZKURT'a, DÜBTAM'daki yardımlarından dolayı Arş. Gör. Taner AYDIN'a, Kimya Mühendisliği Laboratuvarındaki yardımlarından ötürü Dr. Öğr. Üyesi Cenk YANEN'e ve Dr. Öğr. Üyesi Ercan AYDOĞMUŞ'a, Fırat Üniversitesi Makine Mühendisliği sekreterlerine, teknikerlerine ve FÜBAP çalışanlarına teşekkür ederim.

Çalışmalarım boyunca her yönüyle yanımda olan, beni destekleyen aileme teşekkürü bir borç bilirim.

Bu tez çalışması, TÜBİTAK tarafından 120M596 proje numarası ile desteklenmiştir. Desteklerinden dolayı TÜBİTAK'a teşekkür ederim.

Ahmet Murat AŞAN

ELAZIĞ, 2023

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	iv
İÇİNDEKİLER	v
ÖZET	vii
ABSTRACT	viii
ŞEKİLLER LİSTESİ	ix
TABLolar LİSTESİ	xv
SİMGELER	xvi
KISALTMALAR	xvii
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR ÖZETİ	3
3. KOMPOZİT MALZEMELER.....	6
3.1. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	6
3.1.1. Fiber Takviyeli Kompozit Malzemeler	10
3.1.2. Parçacıklarla Takviyeli Kompozit Malzemeler	12
3.1.3. Tabakalı Kompozit Malzemeler	12
3.2. Sandviç Kompozitler	13
3.2.1. Sandviç Kompozitlerin Çeşitleri	13
3.3. Petekli Yapılar.....	15
3.3.1. Petekli Yapı Üretim Yöntemleri.....	17
3.4. Kompozit Tabakaların Makromekanik Analizi	18
3.4.1. İzotropik Tabaka	18
3.4.2. Ortotropik Tabaka	20
3.5. Kompozit Malzemelerin Oryantasyon Formülleri.....	21
3.6. Tabakalı Kompozitlerin Hasar Kriteri	23
3.7. Hasar İlerleme Kriteri.....	25
4. KIRILMA MEKANİĞİ.....	27
4.1. Makroskobik Açıdan Kırılma Tipleri	27
4.1.1. Gevrek Kırılma.....	27
4.1.2. Sünek Kırılma	27
4.1.3. Sürünme Kırılması	28
4.1.4. Yorulma Kırılması.....	28
4.2. Mikroskobik Açıdan Kırılma Tipleri.....	28
4.2.1. Klivaj (Ayrılma) Kırılması.....	28
4.2.2. Kayma Kırılması	28
4.3. Taneleri Kesip Kesmemeye Göre Kırılma Tipleri.....	29
4.3.1. İntergranüler (Taneler Arası) Kırılma	29
4.3.2. Transgranüler (Taneleri Keserek) Kırılma	29
4.4. Kırılma Mekanîği Teorileri	29
4.4.1. Griffith Teorisi	29
4.4.2. Irwin Teorisi.....	30
4.4.3. Kırılma Modelleri.....	31
4.4.4. Gerilme ve Şekil Değiştirme Arasındaki İlişki.....	32

4.4.5. Çatlak Ucu Plastik Bölgesi.....	35
4.4.6. Elastik Plastik Kırılma Mekanîği	37
4.5. Tabakalı Kompozit Malzemelerde Kırılma Türleri	37
4.6. Kırılma Tokluğu Belirleme Yöntemleri	38
4.6.1. Komplians Metodu.....	39
4.6.2. Başlangıç Çatlak Derinliği Metodu	40
4.6.3. Çatlak Ağız Açılma Yer değiştirme Metodu	40
4.6.4. J -İntegral Metodu	42
4.6.5. M -İntegral	46
4.6.6. Yer Değiştirme Korelasyon Metodu	53
4.7. Yerel Olmayan Gerilme Kırılması Kriteri.....	55
5. MATERYAL VE METOT	58
5.1. Deneysel Çalışma	58
5.2. Sayısal Çalışma	79
5.2.1. GŞF Değerlerinin Elde Edilmesi	79
5.2.2. İlerlemeli Hasar Analizi	83
6. BULGULAR VE TARTIŞMA	86
6.1. ANSYS APDL Sonuçlarına Göre K Değerlerinin Deneysel ve Sayısal Olarak Grafıksel Karşılaştırması	86
6.2. ANSYS APDL Sonuçlarına Göre Çatlak Açılma Yer Değiştirmelerinin Deneysel ve Sayısal Olarak Grafıksel Karşılaştırılması	94
6.3. İlerlemeli Hasar Analizi Sonuçları	101
6.3.1. Çözümlerin Doğrulanması	101
6.3.2. Deneysel ve Sayısal Yük-Yer Değiştirme Grafikleri	103
6.3.3. Maksimum Hasar Yüklerinin Grafıksel Gösterimi	114
6.3.4. Deneysel ve Sayısal Hasar İlerlemelerinin Birlikte Gösterimi	122
6.4. Sayısal Verilerin Yerel Olmayan Gerilme Kriteri Kullanılarak Doğrulanması.....	132
7. SONUÇLAR.....	142
ÖNERİLER	145
KAYNAKLAR.....	146
ÖZGEÇMİŞ	

ÖZET

Düzlemine Dik Doğrultuda Dikilmiş Fiber Takviyeli Kompozitlerde Translaminer Kırılma Davranışının Araştırılması

Ahmet Murat AŞAN

Doktora Tezi

FIRAT ÜNİVERSİTESİ
Fen Bilimleri Enstitüsü

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Haziran 2023, Sayfa: xvii + 155

Bu çalışmada; üst üste istiflenmiş karbon fiber düz dokuma ve UD kumaş tabakaları kuru halde iken, düzlemine dik doğrultuda polyester ve karbon fiber ip ile dikilmiş, daha sonrasında ise epoksi matris kullanılarak vakum infüzyon yöntemi ile kompozit levha haline getirilmiştir. Dikiş işlemi uygulanmış tabakalı kompozitlerde translaminer kırılma tokluğunun belirlenmesi amaçlanmıştır. Gelişigüzel doğrultularda oluşabilen çatlak ilerlemesinin ve final hasarının ön tahmin kullanılmadan belirlenmesi gerekir. Bu amaçla; çatlak açısı, çatlak boyu, tabaka açısı, tabaka dizilimi, dikiş sıklığı ve dikiş açısı değişiminin karbon fiber takviyeli kompozitlerin translaminer kırılma tokluğu üzerindeki etkileri, deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Deneysel çalışmada, kırılma testleri ASTM E1922 standardına göre yapılarak kritik yük, çatlak ucu açılma miktarları ve kırılma tokluğu değerleri belirlenmiştir. Sayısal çalışmada ise, *M*-integral yöntemi ve yer değiştirme korelasyon metodu kullanılarak kritik gerilme şiddet faktörleri belirlenmiştir. Modelleme ve kırılma tokluğu analizleri ANSYS sonlu elemanlar paket programında gerçekleştirilmiştir. Dikişli numunelerdeki çatlak bölgesinin tanımlanmasında, homojen modellerin yanı sıra karbon fiber ipleri ayrı bir hacim olarak gösteren heterojen modeller de kullanılmıştır. Daha sonra ise, çatlak ilerleme doğrultularını sayısal olarak bulabilmek için ANSYS'de hazırlanan model *LS-DYNA* programına aktararak ilerlemeli hasar analizi yapılmıştır. *Hashin* hasar kriteri temelli *MAT_162* malzeme kartı kullanılarak çatlak ilerlemeleri her numune için sayısal olarak elde edilmiştir. Sonuçta çatlak ilerlemesinin, çatlak açılma yer değiştirmesinin ve hasar yüklerinin deneysel veriler ile uyumluluk durumu sunulmuştur. Ayrıca sayısal olarak bulunan kritik gerilme şiddet faktörü değerlerinin doğruluğu kırılma kriteri ile de ispatlanmıştır. Böylelikle, gelişigüzel tabaka dizilimine ve çatlak açısına sahip kompozitlerin translaminer kırılma tokluğunun ve herhangi bir ön tahmin çalışması yapılmadan çatlak ilerlemesi hesabının doğru bir şekilde yapılabilirliği ortaya koyulmuştur. Tabakalı kompozitlerin düzlemine dik doğrultuda dikilmesi kırılma tokluklarını düz dokuma kumaşlarda %23.5-80.6, UD kumaşlarda ise %1.41-9.38 oranında artırmıştır. Dikiş sıklığının artmasıyla kırılma tokluğu değerleri artış göstermiştir. Bu artış en fazla dikiş sıklığının %100 artması ile tokluğun %~15.4 arttığı boyuna doğrultuda dikilmiş numunede olmuştur. En yüksek kırılma tokluğu ise 1.25 mm dikiş sıklığına sahip çift doğrultuda dikiş ile elde edilmiştir. Tasarlanan heterojen modelin homojen modele göre %~1-6 oranında daha uygun sonuçlar verdiği belirlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Dikiş, *M*-integral, DCM, Translaminer kırılma tokluğu, Tabakalı kompozitler, İlerlemeli hasar analizi.

ABSTRACT

Investigation Of The Translaminar Fracture Behavior Of The Fiber Reinforced Composites Stitched Perpendicular To Their Plane

Ahmet Murat AŞAN

Ph.D. Thesis

FIRAT UNIVERSITY
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Department of Mechanical Engineering

June 2023, Pages: xvii + 155

In this study; while the carbon fiber plain woven and UD fabric layers stacked on top of each other were dry, they were stitched with polyester and carbon fiber thread in the direction perpendicular to the plane, and then they were turned into composite sheets by vacuum infusion method using epoxy matrix. It was aimed to determine the translaminar fracture toughness of laminated composites which applied stitch. Crack propagation and final damage which can occur in random directions need to be determined without using a preliminary estimate. With this purpose; the effects of crack angle, crack length, layer angle, layer stacking sequence, stitch density and stitch angle variation on the translaminar fracture toughness of carbon fiber reinforced composites were investigated experimentally and numerically. In the experimental study, the fracture tests were performed according to the ASTM E1922 standard, and the critical load, crack tip opening amounts and fracture toughness values were determined. In the numerical study, critical stress intensity factors were determined using the *M*-integral method and the displacement correlation method. Modelling and fracture toughness analyses were performed in the ANSYS finite element package program. In addition to homogeneous models, heterogeneous models showing the carbon fiber threads as a separate volume were used to define the crack region in the stitched specimens. Then, in order to find the crack propagation directions numerically, the model prepared in ANSYS was transferred to the LS-DYNA program and progressive damage analysis was performed. Crack propagation was numerically obtained for each specimen using the MAT_162 material card making calculations according to the Hashin damage criterion. Finally, the compatibility of crack propagation, crack opening displacement, and damage loads with experimental data is presented. In addition, the accuracy of the numerically calculated critical stress intensity factor values has been proved by the fracture criterion. Thus, it has been demonstrated that the translaminar fracture toughness of composites with random layer arrangement and crack angle can be accurately calculated without any preliminary estimation. Stitching the layered composites perpendicular to the plane increased the fracture toughness by 23.5-80.6% in plain woven fabrics and 1.41-9.38% in UD fabrics. Fracture toughness values increased with the increase of stitch density. This increase was highest in the longitudinal stitched specimen which the toughness increased by ~15.4% with the 100% increase in the stitch density. The highest fracture toughness was obtained with double-direction stitching having 1.25 mm stitch density. It was determined that the designed heterogeneous model gave more appropriate results by ~1-6% compared to the homogeneous model.

Keywords: Stitch, *M*-integral, DCM, Translaminar fracture toughness, Laminated composites, Progressive failure analysis.

ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa

Şekil 3.1. Kompozit bir yapının meydana gelmesini sağlayan temel elemanlar	6
Şekil 3.2. Kompozit malzemenin oluşumu ve tanımlanması.....	10
Şekil 3.3. Fiber takviyeli kompozitler; a) sürekli fiber takviyeli kompozit, b) kısa fiber takviyeli kompozit, c) rastgele düzlemsel yönlendirilmiş kompozit.....	11
Şekil 3.4. Parçacık takviyeli kompozit	12
Şekil 3.5. Tabakalı kompozitler.....	13
Şekil 3.6. Altıgen hücreli petekli yapının 2D görünümü	16
Şekil 3.7. Sandviç panelin yapıştırılarak elde edilmesi [75].....	16
Şekil 3.8. Uzatarak şekil verme yöntemi ile petek hücre üretimi [76].	17
Şekil 3.9. Kıvrırma yöntemi ile petekli yapı hücre üretimi [76].....	18
Şekil 3.10. Üç boyutlu gerilme sistemi.....	19
Şekil 4.1. Sünek ve gevrek kırılmanın oluşum şekilleri; a) yüksek sünek kırılma b) orta dereceli sünek kırılma c) gevrek kırılma [84].....	27
Şekil 4.2. Kırılma modelleri [86].	32
Şekil 4.3. Çatlak ucu bölgesindeki bir noktanın gerilme yerleşimi [87].....	33
Şekil 4.4. Mod I için küçük ölçekli plastik bölge [87].	36
Şekil 4.5. von Mises akma kriterine göre düzlem gerilme ve düzlem şekil değiştirme için plastik bölge şekilleri [87].....	36
Şekil 4.6. Tabakalı kompozit malzemelerde gerçekleşen kırılma türleri [89].	37
Şekil 4.7. Kırılma tokluğu deney numuneleri; a) SENB numunesi, b) CT numunesi [90].....	39
Şekil 4.8. Üç noktadan eğme deneyi numunesi.....	40
Şekil 4.9. δi , 90° – kesişme yer değiştirmesi [90].	41
Şekil 4.10. CTOD plastik modeli [90].....	41
Şekil 4.11. Çatlak ucunu çevreleyen kapalı eğri [91].	43
Şekil 4.12. Yük-CMOD eğrisi altında kalan plastik alan	44
Şekil 4.13. 90° -kesişme metodundan hesaplanan CTOD ve HRR yer değiştirmeleri [92].	45
Şekil 4.14. Çatlak ucunda incelenen hacim; a) temsili genel görünüm, b) ANSYS APDL'deki görünümü, c) hacmin iskelet görünümü, d) bir elemandaki düğümlerin ayrıntılı görünümü.....	47
Şekil 4.15. r ve θ 'nın gösterimi; a) çatlak ucuna göre bir noktanın koordinatları, b) θ 'nın değerleri, c) ANSYS APDL'de θ 'ya karşılık gelen çatlakın etrafındaki elemanlar	50
Şekil 4.16. Quadratik prizmatik eleman	52
Şekil 4.17. Çatlak ucundaki sonlu elemanlar modeli	54
Şekil 4.18. Sıradan çatlaklı bir yapı.....	56

Şekil 5.1. Fırına yerleştirilecek karbon fiber ip	60
Şekil 5.2. Kullanılan fırın ve numune.....	61
Şekil 5.3. pH'ı 4.5 değerine getirilmiş saf su	61
Şekil 5.4. Silan	61
Şekil 5.5. Manyetik karıştırıcı ile yapılan işlem	62
Şekil 5.6. Çözeltide bekletilen iplik	62
Şekil 5.7. Fırında bekletilen numune.....	62
Şekil 5.8. Fırından çıkarılan numune.....	63
Şekil 5.9. Dikiş makinesinde didiklenen karbon fiber ip; a) ipliğin iğne üzerinde didiklenmesi, b) ipliğin çağanozda didiklenmesi.....	63
Şekil 5.10. Kumaşların dikiş makinesi kullanılarak polyester ipliklerle dikilmesi.....	64
Şekil 5.11. Hibrit dikiş	64
Şekil 5.12. Hibrit dikiş işlemi sonunda elde edilen farklı dikiş yoğunluğundaki 3D kumaşlar.....	65
Şekil 5.13. Vakum infüzyon yöntemi kullanılarak üç boyutlu plakaların üretilmesi	65
Şekil 5.14. Kesimden gelen numuneler; a) su jeti kesim işleminden gelen numunelerin toplu gösterimi, b) kırılma test numuneleri	66
Şekil 5.15. Translaminer test numunesinin ölçütleri	66
Şekil 5.16. Çatlak açılması düzeneği; a) dekapaj testere, b) testere bıçağı, c) numunelere çatlak açılması. 66	
Şekil 5.17. Birim şekil değişimi ölçerler; a) düz, b) Poisson, c) kayma.....	68
Şekil 5.18. a) Yapıştırıcı ve yüzey hazırlama sıvıları, b) veri okuma cihazı	68
Şekil 5.19. Numunelere yapıştırılmış birim şekil değişimi ölçerler; a) ASTM D3039 numunesi, b) ASTM 7078 numunesi.....	69
Şekil 5.20. Testleri yapılan numuneler; a) ASTM E1922 [107] numunesi, b) ASTM 7078 [108] numunesi, c) ASTM D3410 [109] numunesi, d) ASTM D3846 [110] numunesi, e) ASTM D3039 [111] numunesi.....	70
Şekil 5.21. Deney düzeneği.....	71
Şekil 5.22. Dikişsiz düz dokuma ve UD numunelerin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının değişimi	72
Şekil 5.23. Boyuna dikilmiş düz dokuma numunelerin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının dikiş sıklığı ile değişimi.....	73
Şekil 5.24. Enine dikilmiş düz dokuma numunelerin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının dikiş sıklığı ile değişimi.....	74

Şekil 5.25. Çift doğrultuda dikilmiş düz dokuma numunelerin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının dikiş sıklığı ile değişimi	75
Şekil 5.26. Açılı dikilmiş düz dokuma numunelerin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının dikiş sıklığı ile değişimi	76
Şekil 5.27. Enine dikilmiş UD numunelerin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının dikiş sıklığı ile değişimi.....	77
Şekil 5.28. Sayısal analizlerde kullanılan sonlu eleman modelleri ve sınır şartları	80
Şekil 5.29. $[15^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$ isimli numuneye ait ağ yakınsama grafiği	81
Şekil 5.30. ÇA5 isimli numune'ye ait <i>LS-DYNA</i> modeli görselleri	83
Şekil 6.1. Dikişsiz kumaş türleri için Mod I GŞF değerlerinin değişimi.....	86
Şekil 6.2. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı çatlak açıları için Mod I GŞF değerlerinin değişimi	87
Şekil 6.3. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı çatlak açıları için Mod II GŞF değerlerinin değişimi	87
Şekil 6.4. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı tabaka açıları için Mod I GŞF değerlerinin değişimi	88
Şekil 6.5. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı tabaka açıları için Mod II GŞF değerlerinin değişimi	88
Şekil 6.6. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı çatlak boyları için Mod I GŞF değerlerinin değişimi	89
Şekil 6.7. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı tabaka dizilimleri için Mod I GŞF değerlerinin değişimi	89
Şekil 6.8. Düz dokuma kompozit numunelerde boyuna dikiş için Mod I GŞF değerlerinin dikiş sıklığı ile değişimi	90
Şekil 6.9. Düz dokuma kompozit numunelerde enine dikiş için Mod I GŞF değerlerinin dikiş sıklığı ile değişimi	90
Şekil 6.10. Düz dokuma kompozit numunelerde çift doğrultuda dikiş için Mod I GŞF değerlerinin dikiş sıklığı ile değişimi.....	91
Şekil 6.11. Düz dokuma kompozit numunelerde açılı dikiş için Mod I GŞF değerlerinin dikiş sıklığı ile değişimi	91
Şekil 6.12. UD kompozit numunelerde enine dikiş için Mod I GŞF değerlerinin dikiş sıklığı ile değişimi. 92	
Şekil 6.13. Farklı kumaş türleri için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri.....	94
Şekil 6.14. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı tabaka dizilimleri için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri	95
Şekil 6.15. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı tabaka açıları için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri	95

Şekil 6.16. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı çatlak boyları için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri	96
Şekil 6.17. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı çatlak açıları için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri	96
Şekil 6.18. Düz dokuma kompozit numunelerde boyuna dikiş için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri	97
Şekil 6.19. Düz dokuma kompozit numunelerde enine dikiş için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri	97
Şekil 6.20. Düz dokuma kompozit numunelerde çift doğrultuda dikiş için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri	98
Şekil 6.21. Düz dokuma kompozit numunelerde açılı dikiş için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri	98
Şekil 6.22. UD kompozit numunelerde enine dikiş için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri	99
Şekil 6.23. $[0^\circ/45^\circ]_4$ isimli numune için pimin etrafındaki elemanın boyunun ölçülmesi	102
Şekil 6.24. $[0^\circ/45^\circ]_4$ isimli numune için hasar ilerleme adımları	103
Şekil 6.25. $[0^\circ/45^\circ]_4$ isimli numune için yer değiştirme-zaman grafiği.....	103
Şekil 6.26. Tabaka dizilimleri farklı dikişsiz düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) $[0^\circ/45^\circ]_4$, c) ve d) $[0_2^\circ/45_4^\circ/0_2^\circ]$, e) ve f) $[45_2^\circ/0_4^\circ/45_2^\circ]$	105
Şekil 6.27. Tabaka açıları farklı dikişsiz düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) $[15^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$, c) ve d) $[30^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$, e) ve f) $[45^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	106
Şekil 6.28. Çatlak boyları farklı dikişsiz düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$, c) ve d) $[0^\circ]_8$; $a=16$; $\alpha=90^\circ$, e) ve f) $[0^\circ]_8$; $a=17$; $\alpha=90^\circ$, g) ve h) $[0^\circ]_8$; $a=18$; $\alpha=90^\circ$	107
Şekil 6.29. Çatlak açıları farklı dikişsiz düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=15^\circ$, c) ve d) $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=30^\circ$, e) ve f) $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=45^\circ$	108
Şekil 6.30. Boyuna dikilmiş düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) B1.25 , c) ve d) B2.5 , e) ve f) B5	110
Şekil 6.31. Enine dikilmiş düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) E1.25 , c) ve d) E2.5 , e) ve f) E5	111
Şekil 6.32. Çift doğrultuda dikilmiş düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) Ç1.25 , c) ve d) Ç2.5 , e) ve f) Ç5	112
Şekil 6.33. Enine dikilmiş UD numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) E1.25;UD , c) ve d) E2.5;UD , e) ve f) E5;UD , g) ve h) D;UD	113
Şekil 6.34. Açılı dikilmiş düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) A5 , c) ve d) ÇA5	114

Şekil 6.35. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde hasar yükünün çatlak açısı ile değişimi	115
Şekil 6.36. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde hasar yükünün tabaka açısı ile değişimi	115
Şekil 6.37. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde hasar yükünün tabaka dizilimi ile değişimi	116
Şekil 6.38. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde hasar yükünün çatlak boyu ile değişimi	116
Şekil 6.39. Boyuna dikilmiş çatlaklı düz dokuma numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi ..	117
Şekil 6.40. Enine dikilmiş çatlaklı düz dokuma numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi	117
Şekil 6.41. Çift doğrultuda dikilmiş çatlaklı düz dokuma numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi	118
Şekil 6.42. Açılı dikilmiş çatlaklı düz dokuma numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi	118
Şekil 6.43. Enine dikilmiş çatlaklı UD numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi	119
Şekil 6.44. UD ve düz dokuma numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi	119
Şekil 6.45. Tabaka açıları farklı düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması	123
Şekil 6.46. Farklı çatlak açılarına sahip düz dokuma numunelerde matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması	124
Şekil 6.47. Çatlak boyları farklı düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması	125
Şekil 6.48. Tabaka dizilimleri farklı düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması	126
Şekil 6.49. Boyuna dikilmiş düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması	127
Şekil 6.50. Enine dikilmiş düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması	128
Şekil 6.51. Çift doğrultuda dikilmiş düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması	129
Şekil 6.52. UD numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması	130
Şekil 6.53. Açılı dikilmiş düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması	131
Şekil 6.54. Ç1.25 isimli numune için dört adımda deneysel ve sayısal çatlak ilerlemesi karşılaştırması ..	131
Şekil 6.55. Çatlak boylarının değişiminin incelendiği dikişsiz düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) <i>M</i> -integral yöntemi, b) DCM yöntemi	133
Şekil 6.56. Çatlak açılarının değişiminin incelendiği dikişsiz düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) <i>M</i> -integral yöntemi, b) DCM yöntemi	134
Şekil 6.57. Tabaka açılarının değişiminin incelendiği dikişsiz düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) <i>M</i> -integral yöntemi, b) DCM yöntemi	135
Şekil 6.58. Tabaka dizilimlerinin değişiminin incelendiği dikişsiz düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) <i>M</i> -integral yöntemi, b) DCM yöntemi	136

- Şekil 6.59.** Boyuna dikiş sıklığının değişiminin incelendiği düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) *M*-integral yöntemi, b) DCM yöntemi..... 137
- Şekil 6.60.** Enine dikiş sıklığının değişiminin incelendiği düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) *M*-integral yöntemi, b) DCM yöntemi..... 138
- Şekil 6.61.** Çift doğrultuda dikiş sıklığının değişiminin incelendiği düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) *M*-integral yöntemi, b) DCM yöntemi 139
- Şekil 6.62.** 45° açılı dikilmiş düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) *M*-integral yöntemi, b) DCM yöntemi 140
- Şekil 6.63.** Enine dikiş sıklığının değişiminin incelendiği UD numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) *M*-integral yöntemi, b) DCM yöntemi 141



TABLÖLAR LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 4.1. Yardımcı çözümler için $K_{I,II,III}^{(2)}$ 'ün seçilmesi	47
Tablo 4.2. Gauss integrasyon için ağırlık katsayıları ve yerel eleman koordinatları [98].	51
Tablo 5.1. Hazırlanan 3D dikiş modelleri	58
Tablo 5.2. Numunelerin ölçüleri	67
Tablo 5.3. Yapılan testler ve tespit edilen özellikler	70
Tablo 5.4. Tabaka sıralamaları farklı numunelerin mekanik özellikleri	81
Tablo 5.5. Numunelere ait eleman sayıları ve düğüm sayıları	82
Tablo 5.6. MAT_162 için tanımlanan ek parametreler	84
Tablo 5.7. Karbon fiber ipin mekanik özellikleri	85
Tablo 6.1. Tüm numuneler için deneysel maksimum hasar yüklerinin ortalaması ve sayısal yaklaşım oranları	120

SİMGELER

a	: Çatlak uzunluğu
B	: Numune kalınlığı
G	: Enerji yayılım hızı
G	: Kayma modülü
E	: Elastisite modülü
J	: J -integral
K	: Gerilme şiddet faktörü
K_c, G_c	: Kritik gerilme şiddet faktörü, kritik enerji yayılım hızı
K_I	: Mod I'deki gerilme şiddet faktörü
K_{II}	: Mod II'deki gerilme şiddet faktörü
K_{III}	: Mod III'deki gerilme şiddet faktörü
L	: İncelenen hacmin kalınlığı
$M^{(1,2)}$	: M -integral
N_t	: Biçim fonksiyonu
P_{kritik}	: Maksimum kritik hasar yükü
r, θ, z	: Çatlak koordinatları
r_j	: Hasar eşikleri
r_y	: Plastik bölgenin yarıçapı
S	: Skala faktörü
u_i	: Yer değiştirme
Q	: Malzeme matrisi
q	: Sanal çatlak uzantısı
q_t	: Çatlak önü boyunca fonksiyonunun değeri
W	: Numune genişliği
$W^{(1,2)}$	: Şekil değiştirme enerjisi yoğunluğu
φ	: Coulomb'un sürtünme açısı
μ_1, μ_2, μ_3	: Uyum matrisinin karakteristik denkleminin kökleri
$\bar{\omega}_i$	: Farklı modlardaki hasar değişkenleri
δ_{1j}	: Kronecker delta
ε_{ij}	: Şekil değiştirme oranı
σ_{ij}	: Gerilme
σ_f	: Kırılma gerilmesi
σ_{ys}	: Akma mukavemeti
$\langle \rangle$	: Macaulay parantezi

KISALTMALAR

2D	: 2 Dimensional (İki boyutlu)
3D	: 3 Dimensional (Üç boyutlu)
AE	: Acoustic Emission (Akustik Emisyon)
APDL	: <i>ANSYS Parametric Design Language</i> (ANSYS Parametrik Tasarım Dili)
ASTM	: American Society for Testing and Materials (Uluslararası Amerikan Test ve Materyalleri Topluluğu)
CMOD	: Crack Mouth Opening Displacement (Çatlak Ağız Açılma Yer Değiştirme)
COD	: Crack Opening Displacement (Çatlak Açılma Yer Değiştirme)
CSD	: Crack Sliding Displacement (Çatlak Kayma Yer Değiştirme)
CT	: Compact Tension (Kompakt Çekme)
CTOD	: Crack Tip Opening Displacement Test (Çatlak Ucu Açılma Yer Değiştirme Metodu)
CZM	: Cohesive Zone Model (Yapışkan Alan Yöntemi)
DCB	: Double Cantilever Beam (Çift Ankastre Kiriş)
DCM	: Displacement Correlation Method (Yer Değiştirme Korelasyon Metodu)
DIC	: Digital Image Correlation (Dijital Görüntü Korelasyonu)
DPM	: Discrete Ply Model (Ayrık Tabaka Modeli)
ENCCT	: Expanded Notched Arcuate Compact Tension (Çentikli Kavisli Kompakt Çekme)
ENF	: End Notched Flexure (Çentikli Üç Nokta Eğme)
EPKM	: Elastik Plastik Kırılma Mekanikliği
GFDM	: Genelleştirilmiş Sonlu Farklar Yöntemi
GFEM	: Generalized Finite Element Method (Genelleştirilmiş Sonlu Eleman Yöntemi)
GŞF	: Gerilme Şiddet Faktörü
HRR	: <i>Hutchinson, Rice, Rosengren</i>
LEKM	: Lineer Elastik Kırılma Mekanikliği
MAT_020	: <i>LS-DYNA MAT_020</i> malzeme kartı
MAT_162	: <i>LS-DYNA MAT_162</i> malzeme kartı
Mod I	: Çatlak açılma deformasyon tipi
Mod II	: Çatlak kayma deformasyon tipi
Mod III	: Çatlak yırtılma deformasyon tipi
MSM	: Multi Scale Modelling (Çoklu Malzeme Tabakalandırma Modellemesi)
NCCT	: Notched Curved Compact Tension (Çentikli Kavisli Kompakt Çekme)
PFA	: Fracture Phase Area (Kırılma Faz Alanı)
PVC	: Poly Vinyl Chloride (Poli Vinil Klorür)
TPB	: Three Point Bending (Üç Nokta Eğilme)
UHMWPE	: Ultra High Molecular Weight Polyethylene (Ultra Yüksek Moleküler Ağırlıklı Polietilen)
XFEM	: Extended Finite Element Method (Genişletilmiş Sonlu Elemanlar Yöntemi)

1. GİRİŞ

Kompozit malzemeler, konvansiyonel malzemeler olan seramik, metal ve plastiklerin yerine alternatif olması amacıyla üretilmiş malzeme grubudur. Özellikle son yıllarda kompozit malzemelerin üretilmesinde kullanılan yöntemlerde önemli ilerlemeler kaydedilmiştir. Bu malzemelerin, özellikle, düşük ağırlık ve yüksek mukavemet özelliklerinin tercih edildiği hava ve deniz taşıtlarında kullanımı artmıştır. Kompozit malzemeler birbirlerinin zayıf yönlerini düzelterek üstün özellikler elde etmek amacıyla bir araya getirilmiş değişik tür malzemelerden oluşan sistemlerdir. Yüksek performans gerektiren uygulamalar için kullanılacak tekstil kompozitlerinde takviye malzemesi olarak cam, karbon, aramid gibi yüksek mukavemetli ve yüksek modüllü fiberler kullanılır. Fakat kompozit malzemeler de sahip oldukları bu özelliklerine rağmen diğer yapı malzemelerinde olduğu gibi kullanım yerlerine göre ve kullanıldıkları süre boyunca dış etkenlere maruz kalarak deforme olmaktadır. Bu deformasyonlardan biri de kompoziti oluşturan tabakaların birbirinden ayrılması olarak tanımlanabilen ve delaminasyon (tabakalararası ayrılma) olarak isimlendirilen deformasyon çeşididir. Kompozit yapının yük taşıma kapasitesinin düşmesine neden olan delaminasyonların en aza indirilmesi için kompozitlerin düzlemine dik doğrultuda güçlendirilmesi gerekmektedir. Bu amaçla kompozitlerin üretiminde üç boyutlu (3D) dikiş tekniği ile üretilmiş hazır kumaşlar kullanılabilir. Ancak 3D dikiş tekniği ile üretilmiş hazır kumaşlar hem oldukça pahalı olup hem de şu an için ülkemizde bulunmamaktadır. Bu nedenle, alternatif bir yöntem olarak, iki boyutlu (2D) üretilmiş hazır kumaş tabakaları, reçine emdirilmeden önce kuru haldeyken düzlemine dik doğrultuda yine kendi fiberleriyle dikilerek 3D bir kumaş hacmi oluşturulabilir. Kompozit malzeme terminolojisinde 1-2-3 malzeme lokal eksenleri olarak tanımlanır. x-y-z ise asal eksenlerdir. Buna göre; 1-fiber doğrultusu, 2-fibere dik doğrultu, 3-kalınlık boyunca olan doğrultudur. Dolayısıyla da dikişin 1-2 düzleminde ilerlemesi ve 3 doğrultusunda ise düşey ipleri yerleştirmesi gerekir. 3D kompozitler üzerine yapılan araştırmalar 1980'lerin ortalarından itibaren, 2D dokuma kumaş takviyeli kompozitlerin kullanımından dolayı bazı problemlerle karşılaşılmasıyla birlikte hız kazanmıştır. 3D dokuma kumaş takviyeli kompozitlerin en önemli avantajı karmaşık biçimli yapı üretimine izin vermesidir. Yapının bu üstünlüğü sayesinde kullanılacak malzeme miktarının, fire miktarının ve işlemlerin azalmasıyla üretim maliyeti kısmen düşer. 3D dokuma kumaş takviyeli kompozitlerin bir diğer önemli avantajı da yüksek darbe direncine sahip olmalarıdır. 3D dokuma kumaş takviyeli kompozitlerin sahip olduğu bu avantajlar, yapılan bilimsel çalışmaları bu yapıların mekanik özelliklerinin araştırılması üzerine yoğunlaştırmıştır.

Kırılma düzleminin, kompozitin asal düzlemine dik olarak gerçekleştiği hasar durumu translaminer (kalınlık boyunca) olarak isimlendirilir ve oluşacak translaminer çatlaklar malzemede yıkıcı seviyede hasarlara neden olabilir. Özellikle uçakların yapısında birinci derecede rol alan

kompozitlerde meydana gelebilecek translaminer kırılmanın neden olacağı hasar mekanizmalarının önüne geçmek için kırılma tokluğunun tespit edilmesi ve bu değeri artırmaya yönelik tasarımların yapılması hayati önem arz etmektedir. Ancak farklı tabaka dizilimlerine sahip kompozitlerde çatlak oluşumu ve ilerlemesi, her tabakadaki farklı fiber açıları nedeniyle izotropik malzemelere göre daha karmaşıktır.

Bu çalışmada; düzlemine dik doğrultuda dikilmiş karbon fiber tabakalardan oluşan kompozit levhalardaki translaminer kenar çatlağının davranışı kırılma ve hasar mekaniği açısından deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Öncelikle düzlem UD (tek doğrultulu) ve düz dokuma karbon fiber kumaşlar üst üste istiflenerek kuru halde iken polyester ve yine karbon fiber ip kullanılarak farklı sıklık ve doğrultularda düzlemlerine dik doğrultuda dikilmiştir. Sonrasında 3D haline getirilmiş kuru kumaşlara vakum infüzyon yöntemi ile epoksi reçine emdirilerek kompozit levhalar elde edilmiştir. Üretilen malzemelerin kırılma toklukları ASTM E1922 testi ile deneysel olarak belirlenirken, sayısal olarak *M*-integral ve DCM metodları ile hesaplanmıştır. Ayrıca kritik hasar yükü sonrası çatlak ilerlemesini modelleyebilmek için *LS-DYNA* programında *MAT_162* malzeme modeli kullanılarak ilerlemeli hasar analizleri gerçekleştirilmiştir. Sayısal çalışmada; malzeme hem homojen ortotropik olarak hem de karbon fiber dikiş iplerinin ayrı birer hacim olarak tanımlandığı heterojen ortotropik olarak modellenmiştir. Sonuçta üretilen tabakalı kompozitlerde, çatlak açılarının, çatlak boylarının, tabaka yönlendirme açıların, tabaka istifleme sıralarının ve dikişlerin değişiminin translaminer kırılma tokluğu üzerindeki etkileri, çatlak ilerlemeleri ve nihai hasarları deneysel ve sayısal olarak belirlenmiştir.

Elde edilen sonuçlar karşılaştırmalı olarak grafikler ve tablolar halinde sunulmuştur. Bu kapsamda hazırlanan tez 7 bölümden oluşmaktadır. 1. Bölüm’de konuya ilişkin giriş yapılırken, 2. Bölüm’de kompozitlerde kırılma ve hasar mekaniği üzerine yapılan çalışmalar derinlemesine incelenerek karşılaştırmalı olarak sunulmuştur. 3. Bölüm’de kompozit malzemeler hakkında bilgiler verilmiştir. Kompozit malzemelerin sınıflandırılması, makromekanik analizi, oryantasyon formülleri ve hasar kriterleri bu bölümün alt başlıkları olarak sunulmuştur. 4. Bölüm’de kırılma olayı incelenmiştir. 5. Bölüm Materyal ve Metot Bölümü’dür. Bu bölümde, deneysel ve sayısal çalışmalara ilişkin bilgiler ayrıntıları ile açıklanmıştır. 6. Bölümde çalışma sonuçlarından elde edilen bulgular karşılaştırmalı olarak verilmiş ve tartışılmıştır. 7. Bölüm’de ise nihai sonuçlar maddeler halinde sunulmuştur.

2. LİTERATÜR ÖZETİ

Sunulan literatür araştırması; translaminer çatlaklı kompozitler, kendiliğinden dokuma veya sonradan dikişli 3D fiber takviyeli kompozitler, *M*-integral metodu, yer değiştirme korelasyon metodu (DCM, Displacement Correlation Method), yerel olmayan gerilme kırılma kriteri, *LS-DYNA* ve dikişsiz kompozitler üzerine yapılan araştırmalar şeklinde kategorize edilmiş olup, bunlar sırası ile özetlenmiştir. Kompozit malzemeler ile ilgili kırılma mekaniği açısından incelenen çalışmalarda genellikle, kırılma tokluğu deneyleri yapılmış, çeşitli kırılma modelleri oluşturulmuş ve malzeme tiplerinin kırılma dayanımına etkileri araştırılmıştır.

Yapısında çatlak bulunan fiber takviyeli kompozitlerin translaminer kırılma davranışının incelendiği çalışmalara bakıldığında; Teixaria vd. [1], 0° fiber açılarından oluşan ve tabaka kalınlıkları 0.03 mm ile 0.12 mm arasında değişen ince tabakalı kompozit yapının translaminer kırılma tokluğunu, kompakt çekme (CT) testlerini kullanarak tespit etmişlerdir. Gigliotti ve Pinho [2], benzer olarak tek doğrultulu fiber takviyeli karbon epoksi tabakalı kompozitlerin translaminer kırılma tokluğunu, CT testini kullanarak tespit etmişlerdir. Marin vd. [3], *T800S/M21* karbon epoksi malzeme kullanılarak üretilen tabakalı kompozitin, translaminer kırılma tokluğunu çift kenar çentikli çekme testleri ile farklı hidrotermal koşullar altında incelemişlerdir. Deneyler: oda sıcaklığında, nemli/oda sıcaklığında ve nemli/yüksek sıcaklıkta olmak üzere üç farklı koşulda gerçekleştirilmiştir. Hasar mekanizmalarını gözlemlemek için ise taramalı elektron mikroskopunu kullanmışlardır. Bullegas vd. [4], malzemenin translaminer kırılma tokluğunu artırmak için ince tabakalı karbon fiber takviyeli kompozitlerde fiber yönüne dik mikro kesim yöntemini kullanmışlardır. Translaminer çatlak ilerlemesi sırasında fiber kopmasını tahmin etmek için analitik bir model geliştirmişler ve CT yöntemi kullanarak deneysel parametrik bir çalışmayla sonuçları doğrulama yoluna gitmişlerdir. Chabchoub vd. [5], dokuma karbon kumaş takviyeli tabakalı termoplastik kompozitlerin, camsı geçiş sıcaklığının üzerinde çekme kuvvetlerine maruz bırakıldığında Mod I translaminer kırılma enerjisinin etkisini araştırmışlardır. Bu amaçla, kenar çatlaklı numuneleri incelemişlerdir. Çatlak ilerleme başlangıcının belirlenmesi için gerekli değerler ise çatlak ucu açılma yer değiştirmesi (CTOD) ölçümü ve akustik emisyon (AE) ölçümü ile yapılmıştır. Ortega vd. [6], tabakalar arası hibrit kompozit levhaların çekme ve basma yükleri altında translaminer kırılma tokluğu için deneysel bir çalışma sunmuşlardır. Reçine transfer kalıplama işlemi ile dokuma karbon ve cam kumaş ile tek doğrultulu karbon fiber tabakalarının birleştirilmesi sonucu hibrit kompozitler elde edilmiştir. Coraminas vd. [7], sürekli fiber takviyeli kompozit malzemelerin intralaminer (tabakalar içi) ve translaminer kırılma davranışını simule etmek için kırılma faz alanı (PFA) yaklaşımını kullanmışlardır. Carpintero vd. [8], iki boyutlu (2D) dokuma kompozitlerin translaminer kırılma davranışını, CT testlerini kullanarak deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Deneysel çalışmada lokal malzeme doğrultusu boyunca enerji

yayınım hızının (G) değişimini farklı levha kalınlıkları için araştırmışlardır. Sayısal çalışmada ise, 2D dokuma kompozitlerin hasarını çoklu malzeme tabakalandırma modellemesi (MSM) yaklaşımına dayanan modelleme yöntemini kullanarak incelemişlerdir. Ortotropik yapıdaki fiberleri ve izotropik yapıdaki elasto-plastik reçineyi, ayrı ayrı hacimler şeklinde modelleyerek ilerlemeli hasar analizi gerçekleştirmişlerdir. Sayısal gerilme şiddet faktörü (GŞF) hesabı çalışmada yapılmamıştır. Souza vd. [9], reçine infüzyonu kullanılarak üretilen karbon fiber-epoksi 2D dokuma levhanın Mod I translaminer kırılma tokluğunu ve yorulma çatlağı büyüme davranışını deneysel olarak incelemişlerdir. Statik ve yorulma testlerini gerçekleştirmek için, ön çatlaklı CT numuneleri seçilmiştir. G'nin sayısal olarak işleme katıldığı ASTM E399 test yöntemini, malzeme ortotropisi ve numune geometrisi etkilerini, hesaplama işlemine dahil ederek kullanmışlardır. Cepero vd. [10], çatlak doğrultusunun, kompozitlerde translaminer kırılma tokluğu üzerinde etkilerini incelemişlerdir. Bu amaçla, iki uç durumu temsil eden, fiberlere paralel ve dik yönlerdeki çatlakları analiz etmişlerdir. Deneylerde, özel olarak hazırlanmış olan çatlaklı numunelere üç nokta eğilme (TPB) testini uygulamışlardır. Katafiasz vd. [11], çentikli kavisli kompakt çekme (NCCT) ve genişletilmiş çentikli kavisli kompakt çekme (ENCCT) testleri ile tabakalı hibrit kompozitlerde translaminer kritik G ölçümü yapmışlardır. Gonzales vd. [12], sıcaklığın translaminer kırılma davranışı üzerindeki etkisini tespit edebilmek için, dokuma karbon fiberlerle takviye edilmiş termoplastik matrisli kompozit malzeme kullanmışlardır. Bongiorno vd. [13], sisal bitkisinden elde edilen fiber takviyeli biyo-kompozitlerin translaminer kırılma davranışlarını deneysel olarak incelemişlerdir. Çalışmada fiber konsantrasyonu ile lay-up etkisi araştırılmıştır. García vd. [14], kompozit özellik gösteren sedefin interlaminer (tabakalar arası) ve translaminer kırılma tokluklarını incelemişler. Interlaminer kırılmayı belirlemek için çift ankastre giriş (DCB) ve çentikli üç nokta eğme (ENF) testlerini, translaminer kırılma için ise CT testini uygulamışlardır. Vieille vd. [15], tavlama işleminin karbon/polifenilen sülfür tabakalı kompozitlerin translaminer kırılma toklukları üzerindeki etkilerini araştırmışlardır. Ayrıca literatürde, düz bir çatlak içeren, keten lifi takviyeli UD kompozitler [16] ve 24K karbon fiber takviyeli çok doğrultulu kompozitler [17] için ASTM E1922 kullanılarak yapılan translaminer kırılma test sonuçları mevcuttur.

Kendiliğinden dokuma veya sonradan dikişli 3D fiber takviyeli kompozitler üzerine yapılan çalışmalar incelendiğinde ise; Xuan vd. [18], dikilerek 3D hale getirilmiş karbon/epoksi kompozitlerin interlaminer Mod II kırılma tokluklarını, yüksek sıcaklıkta elde etmişler ve hasar mekanizmalarını incelemişlerdir. Bilisik vd. [19], nano dikişli karbon/epoksi kompozitlerin Mod II için interlaminer kırılma tokluğu davranışını araştırmışlardır. Pingkarawat ve Mouritz [20], termoplastik fiberleri kullanarak, kalınlık boyunca dikilen karbon epoksi kompozitlerin mekanik özelliklerini incelemişlerdir. Boon ve Joshi [21], tabakalı kompozitlerin interlaminer kırılma tokluğunun iyileştirilmesi ile ilgili yapılan çalışmalardan bir derleme sunmuşlardır. Dikiş uygulamasında bu yöntemlerden biri olduğunu belirtmişlerdir. Bilisik ve Sapancı [22], çok katlı

karbon nanotüp takviyeli ve nanodikişli karbon/epoksi prepreg dokuma kompozitlerin DCB testine dayalı interlaminer kırılma tokluğu özelliklerini deneysel olarak araştırmışlardır. Abdullah vd. [23], polyester fiber dikişli *Vectran/MTM57* kompozit için Mod I kırılma tokluğunu araştırmışlardır. Ravandi vd. [24], doğal fiberler kullanılarak kalınlık boyunca dikilmiş keten fiber/epoksi kompozitlerin interlaminer kırılma tokluğu ve gerilme özelliklerini deneysel olarak incelemişlerdir. Ravandi vd. [25], kalınlık boyunca keten ve pamuk iplikler kullanılarak dikilmiş dokuma keten/epoksi kompozit tabakaların düşük hızdaki darbe tepkisini deneysel olarak araştırmışlardır. Bigaud vd. [26], kalınlık doğrultusunda dikiş kullanarak, genişlik boyunca güçlendirilmiş ve reçine transfer kalıplama yöntemi ile imal edilmiş karbon/epoksi T bağlantılarına çekme testi uygulamışlardır. Netz vd. [27], sürekli fiber takviyeli polimerlerin, çekme ve eğilme yükleri için, düşük enerji absorbe etme dezavantajı özelliğini iyileştirmek amacıyla kumaşlara ultra yüksek moleküler ağırlıklı polietilen (UHMWPE) ve poliamid ipliklerle oluşturulan dikişler uygulamışlardır. Dikişlerin etkisini tespit etmek amacıyla numunelerin mikro ölçekli sonlu elemanlar modelini geliştirmişler ve elde edilen sayısal verileri deneysel verilerle karşılaştırmışlardır. Bilisik vd. [28], dikişli karbon/epoksi kompozitlerin çekme mukavemetini ve hasarını araştırmışlardır. Stegshuster vd. [29], z şeklindeki bağlayıcı ipliklerle kalınlıkları boyunca dikilmiş 2 mm kalınlığında ince kesitli 3D dokuma kompozit malzemelerin Mod I kırılma tokluğunu ve yorulma mukavemetini deneysel olarak incelemişlerdir. Ladani vd. [30], karbon fiber ve termoplastik z şeklindeki bağlayıcı ipliklerle kalınlıkları boyunca dikilmiş kompozitlerin mekanik davranışını incelemişlerdir. Yudhanto vd. [31], dikiş takviyesiyle 3D hale getirilmiş kompozitlerin iki önemli dikiş parametresi olan, dikiş yoğunluğunun ve iplik çapının, düzlem içi gerilme altında hasar karakteristikleri üzerindeki etkisini, X-ışını radyografisini, X-ışını mikro-bilgisayarlı tomografisini ve dijital görüntü korelasyonunu (DIC) kullanarak, deneysel olarak araştırmışlardır. Ladani vd. [32], 3D hibrit fiber-polimer kompozit malzemeyi, karbon fiber ve termoplastik z şeklindeki bağlayıcı ipliklerle kalınlıkları boyunca dikerek kayma dayanımını incelemişlerdir. Lee vd. [33], dikişli kompozit panellerin yıldırım hasar direncini deneysel olarak tespit etmek amacıyla, panellere gerçek hayattaki yıldırım çarpmalarına uygun olarak 50, 125 ve 200 kA nominal tepe akımlarını uygulamışlardır. Meza vd. [34], 3D karbon fiber takviyeli epoksi kompozitlerin karışık mod yükleme altında mekanik tepkisini deneysel ve sayısal olarak araştırmışlardır. Tan vd. [35], dikişli kompozitlerin darbe sonrası basma davranışını simüle etmek için sürekli kabuk ve arayüzey elemanlar kullanan bir sonlu eleman modeli tasarlamışlardır. Göktaş vd. [36], üç farklı dikiş tekniği kullanılarak imal edilmiş çok katmanlı 3D cam/epoksi tekstil kompozitlerin interlaminer kırılma tokluğu testlerini gerçekleştirmişlerdir. Kazemahvazi vd. [37], tamamen dokuma tekniğine dayalı bir örgü sistemi ile karmaşık şekilli çeşitli 3D karbon fiber kompozit yapılar oluşturmuşlardır. Verma vd. [38], bir dokuma türü olan tafting'in düzlem dışı yük taşıma kapasitesi üzerindeki etkisini incelemek amacıyla sivil hava taşıtlarında kullanılan T

şeklinde kompozit bağlantıları tafting yöntemi ile hem dikilmiş hem de dikilmemiş olarak imal ederek çekme testleri uygulamışlar ve hasar modlarıyla birlikte meydana gelen deformasyonları da incelemişlerdir. Song vd. [39], kompozit yapılara dikiş uygulamasının delaminasyonu önlediğini ve interlaminer kırılma tokluğunu artırdığını belirtmişlerdir. Ma vd. [40], farklı dikiş desenlerine sahip izotropik bir malzeme için kırılma tokluklarını araştırmışlar ve dikişli kompozit malzemelerin çekme yükü altında kırılmasını simule etme zorluğunu ortadan kaldıran bir yöntem sunmuşlardır. Song vd. [41], farklı dikiş iplikleri kullanarak 3D yapıya dönüştürmüş oldukları T700S–12K dokuma karbon fiber kumaşların statik eğilme ve yorulma özelliklerini araştırmışlardır. Hayta ve Kaya [42], çekirdeği dikilmiş olan sandviç kompozitlerin darbe testlerinde göstermiş oldukları davranışları incelemişlerdir. Chen vd. [43], dikişin etkisinin incelenmesi amacı ile T bağlantılarının çekme özelliklerini araştırmışlardır.

Literatürde çeşitli malzemelerin GŞF'sinin bulunması için M -integral yöntemi kullanılmaktadır [44, 45, 46]. Bu yöntem ile yapılan çalışmalar incelendiğinde; Fallah ve Nikraftar [47], ortotropik malzemelerde GŞF'nin tespit edilmesi için M -integralini, sonlu hacim yöntemi ile kullanmışlardır. Yöntemin doğruluğunu göstermek için, farklı malzeme fiber oryantasyonlarına sahip numuneler kullanmışlardır. Lei vd. [48], çatlaklı numunelere ait GŞF'leri tespit etmek amacı ile, J -integral ve M -integral yöntemlerini genelleştirilmiş sonlu farklar yöntemi (GFDM) ile kullanmışlardır. Nguyen vd. [49], kompozit malzemelerde termo-mekanik yükleme altında çatlak ilerlemesini tespit etmek için M -integral yöntemini tercih etmişlerdir.

DCM yöntemi kullanılarak yapılan çalışmalar incelendiğinde; Kaman [50], tek kenardan çentikli fiber takviyeli kompozit levhaların kırılma tokluğunu deneysel olarak incelemiş ve elde ettiği deneysel değerleri DCM'yi kullanarak hesapladığı sonuçlarla karşılaştırmıştır. Mazurowski vd. [51], farklı çatlaklara sahip anizotropik malzemelerdeki GŞF'lerini sayısal olarak hesaplamışlardır. Bu amaçla DCM'yi, genelleştirilmiş sonlu eleman yöntemi (GFEM)'ni ve genişletilmiş sonlu elemanlar yöntemi (XFEM)'ni kullanmışlardır.

Yerel olmayan gerilme kırılması kriteri ile ilgili olarak; Romanowicz ve Seweryn [52]'nin ortotropik özellik gösteren, farklı çatlak açılı çam ağacı numuneleri için karışık mod GŞF'lerini deneysel ve sayısal olarak tespit ettikleri ve sayısal değerlerin doğruluğunu kanıtlamak için ise yerel olmayan gerilme kırılması kriterini kullandıkları görülmüştür.

LS-DYNA ile ilgili yapılan çalışmalar incelendiğinde; Tan vd. [53], 2D örgülü kompozitlerde, kompozit örgü açısını değiştirerek oluşturdukları modellerin darbe analizlerini *LS-DYNA* ticari yazılımını kullanarak gerçekleştirmişler, hasar ilerlemelerini ve delaminasyonları mukayese etmişlerdir. Zhang ve Zhou [54], uçaklarda kullanılan sandviç kompozit yapılarda kuş çarpma etkisini incelemek için *LS-DYNA*'yı kullanmışlardır.

Araştırmanın literatürden farkı deneysel ve sayısal olmak üzere iki bölümde açıklanabilir. Deneysel çalışmadaki özgünlük: i)-Polyester ve karbon fiber iplikleri ile farklı yoğunluk ve dikiş doğrultularında hibrit bir dikiş tercih edilerek kuru karbon fiber UD ve düz dokuma 2D kumaşlara 3D dokuma özelliğinin kazandırılması sonucu, ii)-Farklı dikiş sıklığı ile farklı dikiş doğrultuları oluşturulması sonucu elde edilen numunelerin, çekme testi altında Mod I için translaminer kırılma tokluklarının hesaplanması ve nihai hasar yükü, şekil değiştirme ve hasar davranışlarının deneysel olarak belirlenmesidir. Sayısal kısımdaki özgünlük ise: i)-literatürden farklı olarak [72, 73] öncelikle, ANSYS programı kullanılarak kritik GŞF'lerin, M -integral ve DCM yöntemleri ile bulunması, ii)- Daha sonra ikinci aşamada, düz levha (homojen) model ve çoklu malzeme tabakalandırma (MSM) tekniği ile çatlak bölgesinde dikiş ipliklerinin ayrı bir hacim olarak tasarlandığı (heterojen) modelin oluşturulması ve sınır şartlarının *LS-DYNA* programına aktarılarak ilerlemeli hasar analizi ile nihai hasar yükü, çatlak ilerlemesi ve hasar bölgesinin sayısal olarak elde edilmesidir. Analizlerde hasar kriteri olarak *Hashin* hasar kriteri kullanılmıştır. İfade edilen böyle bir çalışmanın, ulusal ve uluslararası literatür incelendiğinde daha önce yapılmadığı görülmüştür.

3. KOMPOZİT MALZEMELER

Kompozit malzemeler, seramik, metal, cam, elastomer ve polimer gibi malzemelerin sahip oldukları en iyi özellikleri tek bir malzemedeki toplamak amacıyla oluşturulmuş karma malzemelerdir. Genel bir tanım yapmak gerekir ise; En az iki farklı malzemenin makro boyutlarda birleştirilmesiyle oluşturulan yeni malzeme olarak tanımlanabilir.

Kompozit malzemeler, her malzemedeki olduğu gibi çeşitli avantajlara ve dezavantajlara sahiptirler. Kompozit malzemelerin genel olarak sahip olduğu avantajlar; rijitlikleri ve dayanımlarının yüksek, aşınma dirençleri mükemmel, hafif bir yapıya sahip, sıcaklık kapasiteleri ve korozyona dirençlerinin yüksek olması şeklinde sıralanabilir. Kompozit malzemelerin genel olarak sahip olduğu dezavantajlar ise; üretim işlemlerinin zor ve pahalı, yüksek yüzey kalitelerinin elde edilmesi için gerekli olan işleme işlemlerinin maliyetli, geri dönüşümlerinin ise zor olması şeklinde açıklanabilir.

İstenilen özelliklere sahip bir malzeme elde etmek için, üretim yapılırken malzemenin yapısını oluşturan bileşenlerin mekanik özellikleri, takviye elemanı, kullanılan üretim tekniği ve matrisin uygunluğu göz önünde bulundurulmalıdır.

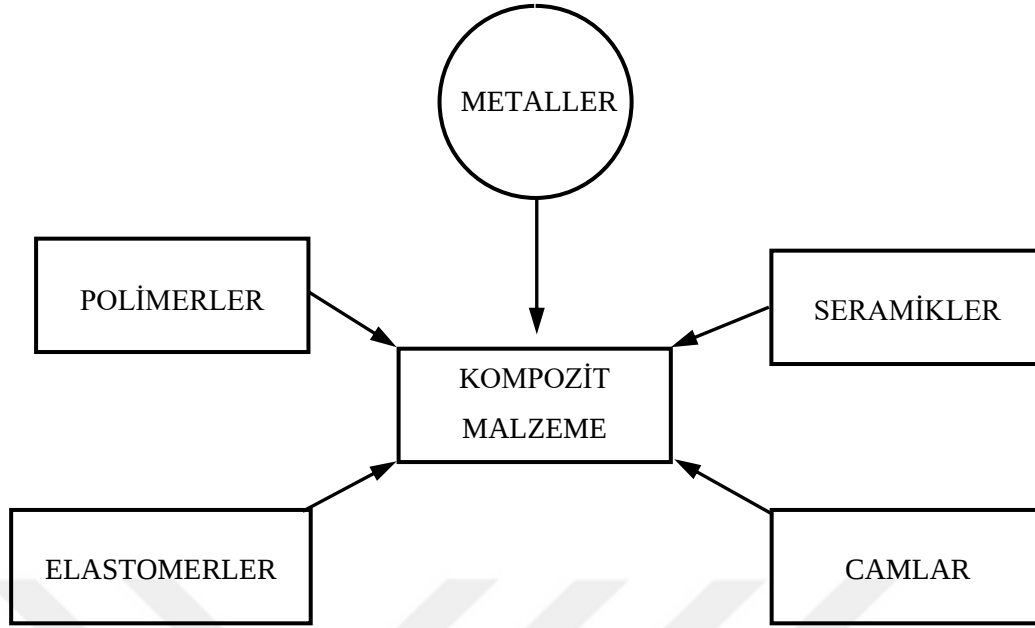
Kompozit bir yapıyı oluşturan temel elemanlar Şekil 3.1’de görüldüğü gibidir. Kompozit malzemeler, Şekil 3.2’de verildiği gibi, birden fazla malzemenin birleştirilmesi ile üretilirler.



Şekil 3.1. Kompozit bir yapının meydana gelmesini sağlayan temel elemanlar

3.1. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler, yapısını oluşturan, takviye elemanının ve matris malzemesinin türüne göre sınıflandırılabilir. Matris malzemesinin cinsine göre; polimer esaslı kompozit malzemeler, seramik esaslı kompozit malzemeler ve metal esaslı kompozit malzemeler, olmak üzere üçe ayrılır. Kullanılan takviye elemanının cinsine göre ise; tabakalı kompozit malzemeler, parçacık takviyeli kompozit malzemeler ve fiber takviyeli kompozit malzemeler olarak sınıflandırılırlar [74].



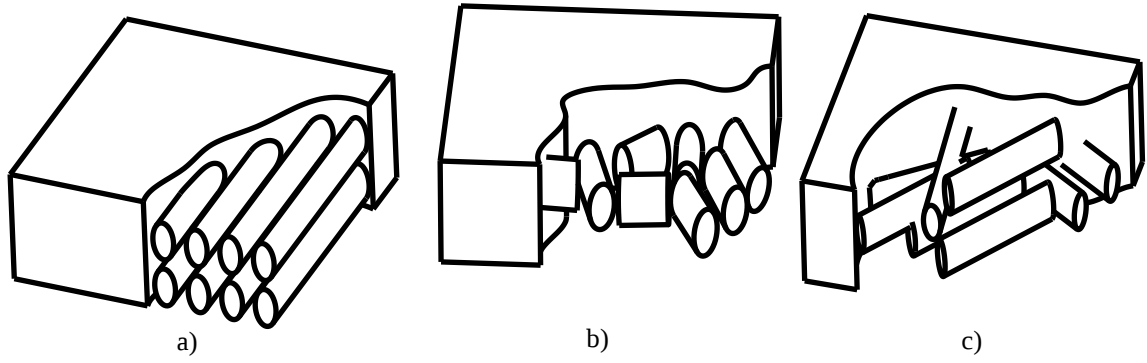
Şekil 3.2. Kompozit malzemenin oluşumu ve tanımlanması

3.1.1. Fiber Takviyeli Kompozit Malzemeler

Hem mukavemeti hem de elastisite özelliği yüksek olan fiber malzemeler, sünek ve yumuşak matris malzemeyle birleştirildiğinde, uygun bir yapıya sahip olan fiber takviyeli kompozit malzemeler elde edilir. Uygulanan kuvvet, matris malzemesi tarafından takviye elemanı olarak seçilen fiber malzemelere iletilerek sünek ve yumuşak özellik sağlarken, aynı zamanda kuvvetin büyük bir miktarını taşımaktadır. Fiber takviyeli kompozit malzemeler, şerit şekilli, örme şekilli ve tabakalar halinde yönlendirilmiş olarak kullanılır.

Sürekli fiber takviyeli kompozitler

Maksimum çapı 100-200 μm ve minimum çapı 10-20 μm olmak üzere, % 80 oranında hacme sahip olacak şekilde takviye elemanının fazları üretilir. Genellikle tek filaman olarak kullanılan bu tür kompozitlerde, matris olarak kullanılan malzeme, uygulanan yükü takviye elemanı olan fibere iletir ve fiber malzeme de iletilen yükü taşır. Fiber malzeme, Şekil 3.3a'da verildiği gibi, açılı şekilde yerleştirildiğinden dolayı anizotropik yapıya mekanik özelliklere sahip olurlar ve açılı şekilde istiflendiği için de farklı tür takviye elemanlarından daha üstün özelliklere sahiptirler. Çekme kuvvetine tabi tutulan malzemedeki, fiber malzemenin istikameti yönünde en iyi performansı sergilediği görülmüştür. Bu durumun sebebi olarak ise, fiber takviye elemanlarının uzun olması gösterilmiştir. UD kompozitlerde, fiber malzemenin istikametine dik yönde sıralanması durumunda ise minimum performans değerleri tespit edilmiştir. Farklı yönlendirme açıları ile takviyelendirme işlemi yapılarak her iki malzeme eksen yönünde de kuvvet tesiri altında bırakıldığında kompozitin ideal mekanik özelliklere sahip olduğu belirlenmiştir.



Şekil 3.3. Fiber takviyeli kompozitler; a) sürekli fiber takviyeli kompozit, b) kısa fiber takviyeli kompozit, c) rastgele düzlemsel yönlendirilmiş kompozit

Kısa fiber takviyeli kompozitler

Çapı 3-5 μm ve uzunluğu 0.5-6 mm olan fiber takviye elemanları kısa fiberler olarak değerlendirilirler. Basınçlı döküm yöntemi kullanılarak, sıvı halde bulunan malzeme ile takviye elemanı olarak kullanılan bu tür fiberler birleştirilmek istenildiğinde, fiberin hacim oranının, sıvı malzemenin akışkanlığından etkilenmediği tespit edilmiştir. Şekil 3.3b’de bu tür kompozitlerin yönlendirilme şekli verilmiştir.

Kısa fiber takviyeli kompozit malzemelerin üretilmesi için; plazma püskürtme, basınçlı döküm ve toz metalürjisi yöntemleri kullanılmaktadır. Plazma püskürtme yöntemi kullanıldığında, sınırlı ölçü ve şekil tesirlerinin olmasından dolayı, üretilen kompozit malzemeler, düşük mekanik özelliklere sahip olmaktadır. Toz metalürjisi yöntemi kullanılarak üretim yapılmak istenildiğinde ise, mekanik kuvvetlerin etkisi ile fiber takviye elemanları hasar görmektedir. Kısa fiber takviyeli kompozit malzemeler, sürekli fiber takviyeli malzemelere kıyasla, daha düşük maliyet ile üretilebilirler. Ayrıca, yüksek şekil alma kabiliyetine ve hızlı üretim sürecine de sahiptirler.

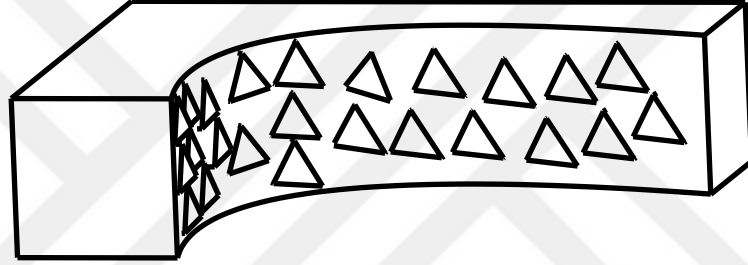
Rastgele düzlemsel yönlendirilmiş kompozitler

Bu tip kompozit malzemeler, Şekil 3.3c’de görüldüğü gibi matris içindeki kısa fiberlerin, belirli bir düzene bağlı kalmadan iki boyutlu şekilde yerleştirilmesi ile elde edilmektedir. Bağlayıcı olarak jöle kıvamına yakın sodyum silikat içeren karışımın kullanılması ile malzeme katılaşarak ön biçim almış olur. Sonrasında tabi tutulan işlemler ise sırası ile, presleme ve santrifüjleme işlemleriyle sıkıştırma, kurutma ve en son olarak ise fırınlamadır.

Hacim oranı, fiber boyu ve yer değiştirme, kalıplama şekli ve akış alanı yönlendirme açısını etkilemektedir. Takviye elemanı olarak kullanılan fiberlerin kompozit malzemedeki gelişigüzel yerleşiminin düzenine bağlı olarak fiber hacim oranı değişmektedir. Fiber malzemelerin istiflenme düzeninin değişimine göre, kompozit malzemenin sahip olduğu mekanik özellikler farklılaşır. İstifleme işleminin uygun bir şekilde yapılması durumunda kompozit malzemenin her doğrultusunda homojen özellikler elde edilebilmektedir.

3.1.2. Parçacıklarla Takviyeli Kompozit Malzemeler

İki veya tek boyuta sahip makroskobik ve boyutsuz mikroskobik parçacıkların matrisle birleşimi sonucunda oluşan malzemelerdir. Bu kompozit malzemelerin üretiminde kullanılan parçacıklar, 1 μm boyuta ve en az % 25 fiber hacim oranına sahiptir. Silisyum karbür ve alüminyum oksit ihtiva eden parçacıklar en fazla tercih edilenlerdir. Uygulanan kuvvet, izotropik özelliklere sahip olan matris ve takviye elemanı olarak kullanılan fiber tarafından taşınır. Parçacıklarla takviyeli kompozit malzemeler, içermiş olduğu parçacıklar nedeni ile yüksek dayanıma sahip olmamakla birlikte farklı türde bir malzeme elde etmek amacıyla üretilmiştir. Şekil 3.4'te görülen bu malzemeler polimer, metal, seramik karışımından oluşur ve küçük parçacıklar içermediğinden dolayı uygun kayma özelliğine sahip değildirlir.



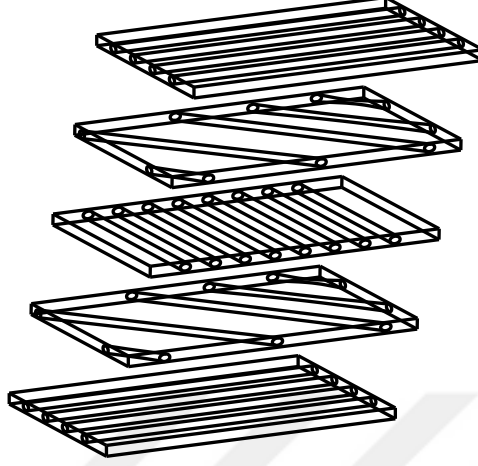
Şekil 3.4. Parçacık takviyeli kompozit

Bu kompozitlerde parçacık takviyesi ile gözeneklilik hatası doğru orantılı olarak değişmektedir. Malzemenin yapısında meydana gelen gözeneklilik hatasının giderilmesi için haddeme benzeri işlemler yapılmaktadır. Toz metalürjisi yöntemi kullanılarak üretilen kompozit malzeme, matris fiber birleşiminin homojen olmaması ve parça boyutu etkisinden dolayı döküm yöntemi kullanılarak yapılan üretimden dayanım olarak daha azdır. Kompozit malzemenin yapısını oluşturan bileşenlerin özellikleri ve birleştirme oranları parçacık takviyeli karma malzemenin özelliklerini belirler.

3.1.3. Tabakalı Kompozit Malzemeler

Farklı istifleme açılarına sahip tabakaların üst üste yerleştirilmesiyle elde edilen tabakalı kompozitlerin oluşum yapısı Şekil 3.5'te verilmiştir. Tabakalı kompozitler, farklı açılarda istiflenmiş olan fiberlerin, çeşitli fiberler ihtiva eden takviyelerin ya da tek doğrultulu fiberlerin matris malzeme içerisinde yerleştirilmesiyle oluşturulmaktadır. Tabakaların istiflenme açısının ve sırasının, maruz kalacağı kuvvete bağlı olarak değişmesi mümkün olduğundan rijitlik ve

mukavemet açısından avantajlıdır. Kompozit malzemeyi oluşturan tabakaların açısı ve istiflenme sırası arzu edildiği gibi yapılabilir.



Şekil 3.5. Tabakalı kompozitler

Şekil 3.5'te temsili şekli verilen kompozitlerin dış kısmındaki tabakalar yatay doğrultuda yapılan yüklemeler için iç kısımlardakine göre %50 daha fazla mukavemet göstermektedir [74].

3.2. Sandviç Kompozitler

Kompozit malzemeler sandviç veya tek parçalı bir yapıya sahiptirler. Tek parçalı yapı, aramid, cam, karbon, fiber, reçine katmanlarından oluşurken sandviç yapı ise, dış ve iç kısımda bulunan fiber tabakalar ve bunların arasında yer alan sandviç malzemeden oluşur. Sandviç bir yapıda kalınlığın artırılması ile form direnci elde edilir ve tek parçalı yapıya sahip kompozite göre mukavemet ve hafiflik alanlarında avantaj sağlar. Sandviç malzemeler, uygulama tipine ve kullanım alanına bağlı olarak farklı özellikler göstermekle birlikte çeşitli malzemeler ile birlikte kullanılmaya uygundur [74].

3.2.1. Sandviç Kompozitlerin Çeşitleri

Sandviç kompozitler tek bir yapı olarak sınıflandırmaya tabi tutulamayıp, ihtiva ettikleri çekirdek ve yüzey kısımları üzerinden sınıflandırılırlar.

Yüzey kapakları

Yüzey kısmında kullanılan malzemeler kullanıldığı yerlere göre, genel olarak cam veya fiber takviyeli plastikten üretilirler. Ancak nadir olarak da olsa, paslanmaz çelik veya alüminyum da tercih edilebilmektedir.

Cam fiberler; Kompozit panel yapılarında ilk olarak cam fiberler kullanılmıştır. R, E, S olarak isimlendirilen ve farklı mukavemet değerlerine sahip fiberlerin, reçine özümsemesi oldukça yüksektir.

Aramid fiberler; Aramid fiberlerin içerisinde kullanım alanı en yaygın olanı Dupont de Nemours'un 1960'ların sonlarında piyasaya sunduğu kevlar aramidlerdir. Çeliğin çekme mukavemetinden beş kat daha üstün bir mukavemet gösteren aramid fiber, bu özelliğinden ötürü balistik korumada tercih edilmektedir. Bu avantajından dolayı çeşitli türlerde aramid fiberler üretilmiştir. Çekme, sürtünme ve aşınma mukavemetleri avantaj sağlarken, basma mukavemeti ve yoğunluğunun düşük olması, sudan kaçınma özelliğinin naylon bir altyapıya sahip olması, çok kaliteli bir reçinenin kullanılması durumunda bile fiber oranının %50'yi geçmemesi ve depolanması durumunda rutubet aldıklarında ıslanma olarak adlandırılan işlemin zorlaşarak yapının zarar görmesi dezavantajlı özellikleridir.

Karbon fiberler; Cam ve aramid fiberlerden mukavemet açısından üstündürler ve düşük ağırlıklarda, özellikle darbelerin etkisi altında kalması durumunda rijit bir yapı sağlarlar. Uzama seviyesinin düşük olması ve gevrek bir yapıya sahip olmasından ötürü problemler ortaya çıkmasına rağmen son gelişmelerle birlikte uzamalı karbon fiberlerin geliştirilmesi ile yaşanan problemlerin önüne geçilmiştir. Karbon fiberlerin plastik yapıya sahip matris içerisinde ıslanabilme kabiliyetleri onlara avantaj sağlamaktadır.

Boron fiberler; Yüksek ısı altında üstün mukavemet göstermesi beklenen türbin kanatları gibi yerlerde, alüminyum oksit matris malzemesi ile birlikte kullanılırlar ve metal takviyeli kompozitleri oluştururlar.

Diğer plastik fiberler; Polietilen ve naylon fiberler, kullanılma amacına bağlı olarak, nadiren de olsa kompozit malzemelerin yapısında kullanılmaktadırlar.

Reçineler

Kompozit malzemelerin yapısını oluşturmak amacı ile ilk matris malzemesi olarak reçineler kullanılmıştır ve reçine çeşitlerinin özellikleri başlıklar halinde sırası ile açıklanmıştır.

Polyesterler; Islak yatırma işleminin uygulanması için uygun olan bu malzemelerin katılaşması ekzotermik tepkime ile gerçekleşmektedir. Bu işlemin gerçekleşmesi sırasında, solvent stiren monomeri ortaya çıkar. Genel amaçlı dayanım sağlayan izoftalik veya kimyasal dayanım sağlayan ortoftalik en çok kullanılan polyester çeşitleridir. Sulu ve aşındırıcı ortamlarda katkısız olarak polyesterin kullanımı mukavemet açısından bir avantaj sağlamaz. Saf durumdaki polyesterin imalat ortamında çalışma süresi ortalama olarak 35 dakikadır. Çalışma süresinin uzatılması amacı ile yapısına ek maddeler ilave edilmelidir. Reaksiyonun ekzotermik tepkime şeklinde olması ve tepkime hızının kontrol edilmesinin zor olması imalat sürecinde dezavantaj sağlar.

Vinilesterler; Polyester malzemelerde olduğu gibi bu malzemeler de ıslak yatırma işlemi için uygundur ve katılaşma sürecinde çoğuzlaşması (polimerizasyon) ekzotermik türde tepkime ile gerçekleşmektedir. Bu işlemin gerçekleşmesi sırasında solvent stiren monomeri ortaya çıkmakla birlikte önleyici maddeler yardımı ile çalışma süresi ortalama 11 saate kadar artırılabilir ve böylece vakum etkisi altında yapılan geniş yüzey uygulamalarının gerçekleştirilmesi mümkün olur.

Epoksiler; Günümüzde matris malzemesi olarak en çok tercih edilen tür olan epoksi reçine, sertleşme esnasında polyester ve vinilester gibi davranış göstermekle birlikte tepkimenin gerçekleşmesi esnasında monomer açığa çıkmaz. İmalat sırasında çalışma süresi ise 25 °C sıcaklıktaki bir ortamda ortalama olarak 15 saattir. 0 °C altında karışım halinde ise en fazla iki ay depolanabilir.

Çekirdek yapı

PVC köpükler; Su soğurma direnci iyi olan, 40-300 kg/m³ aralığında yoğunluğa sahip PVC köpükler en çok tercih edilen çekirdek malzemesidir. Doğrusal yapıya sahip PVC köpüğün mukavemet özellikleri değişmemekle birlikte yüksek ısıya karşı direnç gösterebilir. Çapraz bağlı yapıya sahip PVC köpük ise kırılğan bir yapıya sahiptir.

Balsa; Yüzey ile 90° açı yapacak şekilde kesilen balsa ağacı çekirdek malzemesi olarak kullanılır ve bu ağacın kullanılması ile yapılan malzemeler balsa çekirdekli sandviçler olarak isimlendirilir. Ani kırılmalara, rijitliğe ve büyük boyutlara sahiptirler. Yüksek yoğunluklu doğal bir malzeme olduğundan dolayı PVC'nin sağlamış olduğu geniş seçim aralığını sunamaz ve standartlaştırmaya imkan tanımaz.

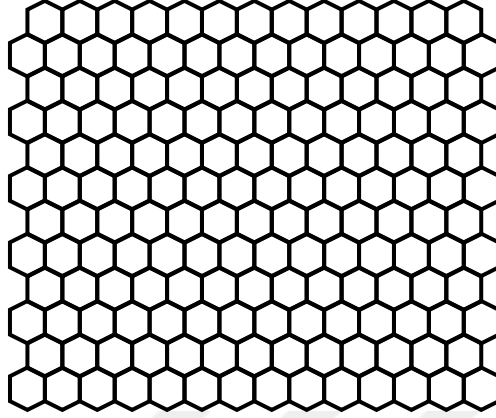
Tahta; Kontrplak ve lamine biçime sahiptirler ve basma dayanımına maruz kalan yerlerde çekirdek malzemesi olarak kullanılırlar. Standartlaştırılması balsaya nazaran avantajlı iken, ağırlığı çalışmalarda olumsuz etki gösterir.

Bal peteği (Honeycomb); Metalik veya kompozit yapıya sahip olan bal peteği, metalik yapıya sahip olduğu zaman çok ince alüminyum malzemeden, kompozit yapı tercih edildiğinde ise, kağıt, naylon, fenolik veya epoksi reçineden üretilirler. Dış yüzeylere uygulanması işlemi basit olmamakla birlikte, ağırlıklarına göre sahip oldukları mukavemetleri oldukça iyidir. Eğimli yüzeylere uygulanması gerektiğinde ise özel teknikler tercih edilmelidir. Bal peteği yapılarından ısıya ve aleve karşı üstün dayanım sağlayan Nomex en çok tercih edilen çekirdek malzemesidir.

3.3. Petekli Yapılar

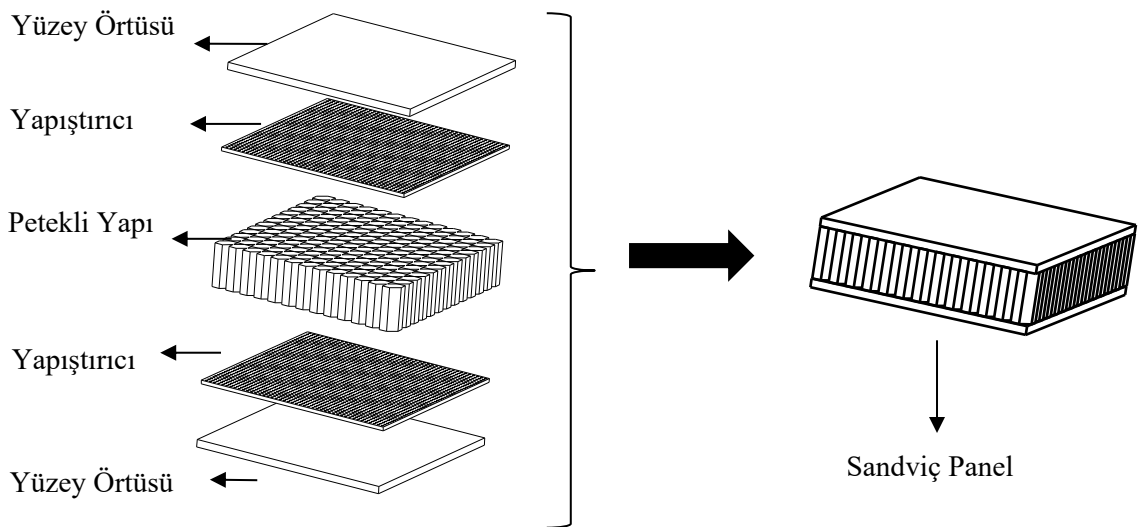
İnce yapılı tabakalara altıgen şekil verilmesi ve birleştirilmesi ile elde edilir. Bal peteğine benzeyen yapısı nedeni ile petekli yapı olarak isimlendirilir ve kompozit yapıların oluşturulmasında kullanılır. Havacılık sanayinde uçakların gövde kısmının oluşturulmasında, 1940'lı yıllardan

itibaren tercih edilmiştir. Şekil 3.6’da görüldüğü gibi petek yapılı hücreler yapıştırıcı ile birleştirilerek elde edilirler.



Şekil 3.6. Altıgen hücreli petekli yapının 2D görünümü

Dolgu elemanı amacı ile sandviç yapıda kullanılan petekli yapılar Şekil 3.7’de görüldüğü gibi sandviç yapının alt ve üst yüzeylerine yüzey örtüleri yardımı ile yapıştırılarak sandviç paneller oluşturulur. Metal hücre yapısına sahip olan titanyum, çelik, nikel alaşımlı metal gibi malzemelerden elde edilen petekli yapılar birleştirilirken lehim ve kaynak kullanılır. Metal hücrelerden meydana gelen petekli yapılar, sıcaklığın yüksek olduğu uygulamalarda tercih edilirler. Yüksek mukavemetin gerekli olduğu, uzay, hava ve deniz sanayi gibi sektörlerde kullanılan petekli yapılar, oldukça hafif olmasına rağmen, farklı türdeki sandviç yapılardan daha maliyetlidir ve üretilmeleri özel işçilik gerektirmektedir [75].



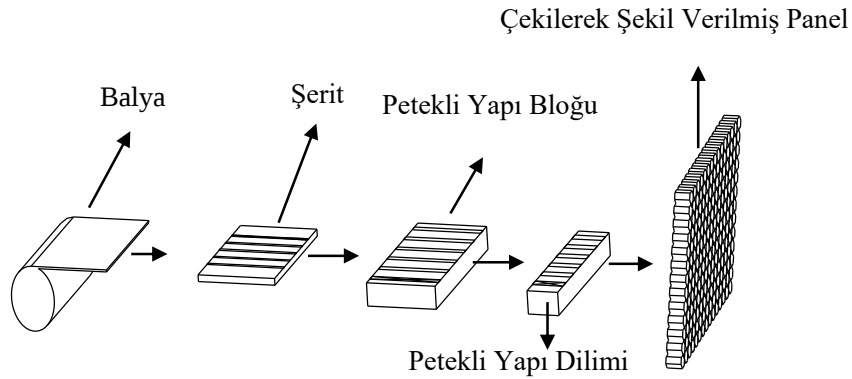
Şekil 3.7. Sandviç panelin yapıştırılarak elde edilmesi [75].

3.3.1. Petekli Yapı Üretim Yöntemleri

Petekli yapılar uzatma ile şekil verme ve kıvrırma ile şekil verme olmak üzere başlıca iki şekilde üretilirler.

Uzatarak şekil verme yöntemi

Petekli yapıların üretilmesinde en çok tercih edilen bu yöntem, metal ve metal olmayan, şerit şeklindeki petek hücrelerinin oluşturulmasında kullanılırlar. Bu yöntem ile üretimin yapılmasında sırası ile; Şerit şeklinde olan levha malzemeler kesilerek, birleştirilecek yüzeylere yapıştırıcı sürülür, levha malzemeler üst üste sıralanır ve elde edilen petekli yapı bloğu uygun sıcaklıkta preslenerek işlenmeye başlanır. Fakat alüminyum bloklar çekme işlemine tabi tutulacağı zaman uygun şeritlere ayrılarak çekilirler. Çekme işlemi sırasında her dilim plakanın yanındaki hücre ile temaslı olmadığı kısımda akma gerçekleşmekte olup bu işlem sonunda şerit levhadan istenilen biçim elde edilmiş olur. Farklı metallere uygulanması mümkün olan bu yöntemin gerektirdiği üretim aşaması Şekil 3.8’de verilmiştir.

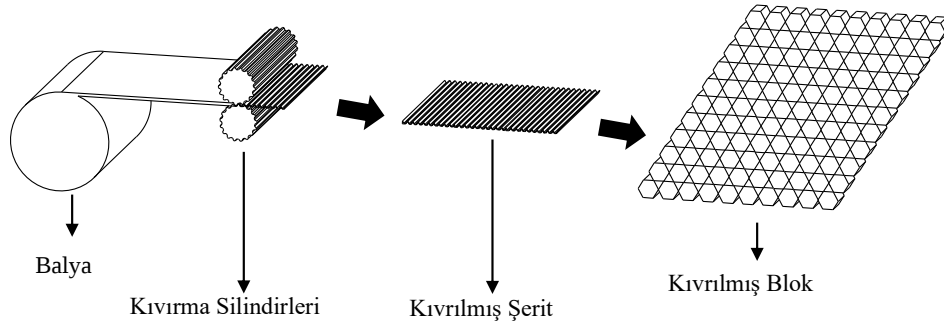


Şekil 3.8. Uzatarak şekil verme yöntemi ile petek hücre üretimi [76].

Metal olmayan şerit levhalara, yapıştırma işleminden önce korozyon önleyici işlem uygulanması gerekmez. Ancak gerekli reçine miktarının sağlanması amacıyla doyurma işlemi uygulanmalıdır. Metal olmayan petek yapı malzemeleri metal olanların aksine istenilen kalıba uygun şekil alması amacı ile çekme işlemine tabi tutulduğu zaman şekillerini muhafaza edemezler. Metal olmayan şerit levhaların üretilmesinde ilk olarak, uzun süreli kalıplama işlemi yapılır ve istenilen şekil oluşuncaya kadar fırında ısıtılır, sonrasında ise çekme ve ısıtma işleminden geçirilmiş olan blok, sıvı haldeki reçineye istenilen yoğunluk elde edilinceye kadar daldırılır ve istenilen hücre yapısı meydana gelinceye kadar ısıya maruz bırakılarak kesme işlemi uygulanır.

Kıvrırma yöntemi

Kıvrırma yönteminin kullanılması ile kalın, yüksek yoğunluklu ve sıcaklığı yüksek olan çalışma ortamlarında tercih edilen petekli yapılar üretilir. Bu yöntemin uygulanması sırasında; Şekil 3.9’da görüldüğü gibi, şerit levhalar kıvrırma silindirleri vasıtasıyla kıvrılır ve birleştirilme noktalarından yapıştırıcı ile birleştirilerek, şerit levhalar üst üste yerleştirilir. Bu sayede istenilen blok yapı elde edilir. Kullanılacak yere göre uygun dilimlerde kesilir ve ardından temizleme, ekleme yapma gibi işlemlere tabi tutulur.



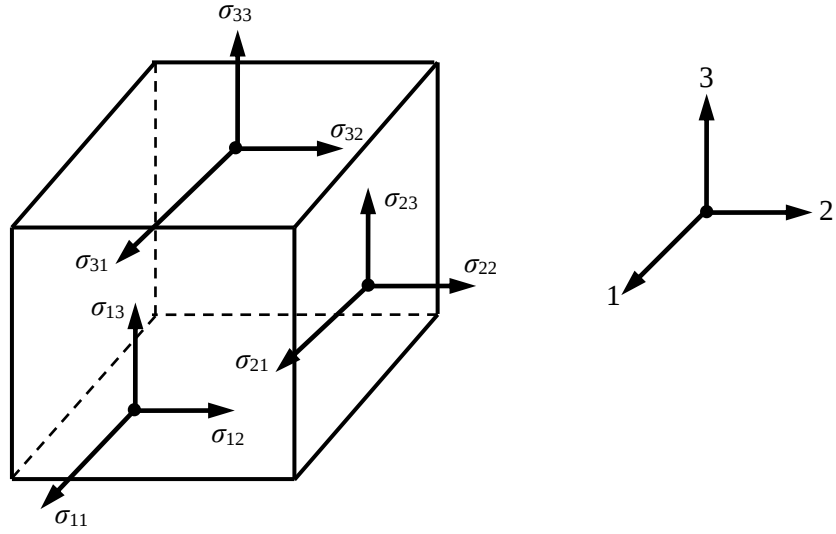
Şekil 3.9. Kıvrırma yöntemi ile petekli yapı hücre üretimi [76].

3.4. Kompozit Tabakaların Makromekanik Analizi

Matris ve fiber takviyesinden meydana gelmiş bir kompozitin kalınlığı, üretim tekniğine, tabakaların özelliklerine ve fiberlerin açılarına bağlıdır. Lamine kompozit analizinin yapılması esnasında fiber ve matris arasında tam bir bağın olduğu varsayılır. Fiberlerin uygun bir şekilde yerleştirilmesi durumunda, polimer matriste meydana gelen gerilme dağılımındaki sürünme etkisi azaltılabilir. Kompozit malzemedeki fiber oranı az ise yükün uygulanması ile birlikte matristeki sürünme etkisi artar. Fakat kompozit malzemenin yapısındaki fiber oranı artarsa yükün daha az bir kısmı matris tarafından taşınır. Yük uygulanan kompozit malzemelerde, gerilme-şekil değiştirme bağıntılarının elde edilmesi amacı ile, kompozit malzemelerin basma ve çekme özelliklerinin aynı olduğu ve lineer elastik özellik gösterdiği varsayımları yapılır [77].

3.4.1. İzotropik Tabaka

Kompozit malzemelerin yapısını oluşturan farklı bileşenlerin mikro-yapısal şekillerinin ve özelliklerinin değiştirilmesi ile, farklı mekaniksel özellikler elde edilebilir. Kompozit malzemeyi meydana getiren fiberlerin yönlenmiş halleri makroskobik ölçüde incelenir. Yapı içerisindeki herhangi bir nokta etrafında, Şekil 3.10’da gösterildiği gibi gerilme durumu tanımlanabilir [74].



Şekil 3.10. Üç boyutlu gerilme sistemi

Bu durumda Hooke kanunu

$$\sigma_{11} = \left\{ \frac{E}{(1-\nu^2)} \right\} \cdot [\varepsilon_{11} + \nu \cdot \varepsilon_{22}] \quad (3.1)$$

$$\sigma_{22} = \left\{ \frac{E}{(1-\nu^2)} \right\} \cdot [\varepsilon_{22} + \nu \cdot \varepsilon_{11}] \quad (3.2)$$

$$\sigma_{12} = \left\{ \frac{E}{(1-\nu^2)^2} \right\} \cdot [\varepsilon_{12}] \quad (3.3)$$

formülleri ile ifade edilir. Matris formunda ise;

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

$$[\sigma] = [Q] \cdot [\varepsilon] \quad (3.5)$$

şeklinde yazılır. Denklem 3.4 ve 3.5'teki eşitliklerden;

$$Q_{11} = Q_{22} = \frac{E}{(1-\nu^2)} \quad (3.6)$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{E \cdot \nu}{(1-\nu^2)} \quad (3.7)$$

$$Q_{13} = Q_{23} = Q_{31} = Q_{32} = 0 \quad (3.8)$$

$$Q_{33} = \frac{E}{2 \cdot (1+\nu)} = G \quad (3.9)$$

denklemleri yazılabilir.

Denklem 3.4 ve 3.5 incelendiğinde, düzlem gerilmeye maruz kalmış bir izotropik malzemeyi karakterize etmek için iki elastik sabitin olması gerektiği anlaşılmaktadır. Denklem 3.9’da G : Kayma modülü, E : Elastisite modülü ve ν : Poisson oranını temsil etmektedir. İzotropik malzemeler için Denklem 3.9’da görüldüğü gibi kayma modülü diğer iki elastik özelliğin (E ve ν) bir fonksiyonu olarak ifade edilir [78].

Denklem 3.1-3.3’e karşılık gelen şekil değiştirme ve gerilme eşitlikleri;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$[\varepsilon] = [S] \cdot [\sigma] \quad (3.11)$$

şeklinde yazılabilir. Burada;

$$S_{11} = S_{22} = \frac{1}{E} \quad (3.12)$$

$$S_{12} = S_{21} = -\frac{\nu}{E} \quad (3.13)$$

$$S_{33} = \frac{1}{G} \quad (3.14)$$

dir. Denklem 3.5’te verilen, malzeme matrisi olarak isimlendirilen ve Q ile temsil edilen kare matrisin bileşenleri, malzemenin sahip olduğu elastik özelliklerin bir fonksiyonudur. Q , gerilme ve şekil değiştirme vektörleri arasındaki ilişkiyi göstermektedir. Denklem 3.11’de, S ile gösterilen kare matris ise Q matrisinin tersidir ve uyum matrisi olarak isimlendirilir.

3.4.2. Ortotropik Tabaka

Bir kompozit malzemenin yapısını oluşturan fiberler, tek doğrultulu sürekli olarak yerleştirilirse fiber eksenine paralel doğrultuda yüksek elastisite modülü ve yüksek mukavemet elde edilecektir. İki doğrultuda yerleştirilmesi durumunda ise, fiberler hem eksene dik doğrultuda hem de eksene paralel bir şekilde konumlandırıldığı için iki ortogonal doğrultuda da elastisite modülü ve mukavemet değerleri eşit olur.

Hooke kanunu bağıntıları için;

$$\sigma_{11} = Q_{11} \cdot \varepsilon_{11} + Q_{12} \cdot \varepsilon_{22} \quad (3.15)$$

$$\sigma_{22} = Q_{12} \cdot \varepsilon_{11} + Q_{22} \cdot \varepsilon_{22} \quad (3.16)$$

$$\sigma_{12} = Q_{33} \cdot \varepsilon_{12} \quad (3.17)$$

yazılabilir. Burada;

$$Q_{11} = \frac{E_{11}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \quad (3.18)$$

$$Q_{22} = \frac{E_{22}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \quad (3.19)$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{\nu_{21}.E_{11}}{(1 - \nu_{21}\nu_{12})} = \frac{\nu_{12}.E_{22}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \quad (3.20)$$

$$Q_{33} = G_{12} \quad (3.21)$$

olur. Kompozit malzemenin ortotropik yapıya sahip olması durumunda ifade edilmesi için E_{11} , E_{22} , ν_{12} , G_{12} olmak üzere tam bağımsız, dört adet elastik sabit kullanılır (Denklem 3.22-3.25).

Burada;

$$S_{11} = \frac{1}{E_{11}} \quad (3.22)$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_{22}} \quad (3.23)$$

$$S_{33} = \frac{1}{G_{12}} \quad (3.24)$$

$$S_{12} = -\frac{\nu_{21}}{E_{22}} = -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} \quad (3.25)$$

şeklindedir.

3.5. Kompozit Malzemelerin Oryantasyon Formülleri

Tabakaları farklı doğrultularda istiflenmiş kompozitlerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi amacı ile oryantasyon formülleri kullanılır [79].

$$Q_{11} = \frac{E_a}{1 - \nu_{ab}\nu_{ba}}$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{ab}E_b}{1 - \nu_{ab}\nu_{ba}}$$

$$Q_{16} = 0 \quad (3.26)$$

$$Q_{22} = \frac{E_b}{1 - \nu_{ab}\nu_{ba}}$$

$$Q_{26} = 0$$

$$Q_{66} = G_{ab}$$

$E_a, E_b, v_{ab}, v_{ba}, G_{ab}$; Tabakaları 0° olarak istiflenmiş numunenin mekanik özellikleri olmak üzere bu değerler, Denklem 3.26'da yerine konularak döndürülmüş rijitlik matrislerinin (Denklem 3.27) katsayıları elde edilir.

$$\begin{aligned}
\bar{Q}_{11} &= Q_{11}c^4 + Q_{22}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \\
\bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})s^2c^2 + Q_{12}(s^4 + c^4) \\
\bar{Q}_{22} &= Q_{11}s^4 + Q_{22}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \\
\bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c \\
\bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3 \\
\bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{66}(s^4 + c^4)
\end{aligned} \tag{3.27}$$

Denklem 3.27'de; $c = \text{Cos}[\theta]$ ve $s = \text{Sin}[\theta]$ 'dır. θ ise fiber oryantasyon açısı olup; herbir fiber oryantasyon açısı için Denklem 3.28 elde edilir.

$$\bar{Q}_\theta = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \tag{3.28}$$

Elde edilen rijitlik matrisleri Denklem 3.29'da yerine konularak uzama rijitlik matrisi bulunur (Denklem 3.29).

$$[A_{ij}] = \sum_{k=1}^t \bar{Q}_k (h_k - h_{k-1}) \tag{3.29}$$

Denklem 3.29'da t , tabaka sayısını, h_k ise herbir tabakanın kalınlığını ifade etmektedir. Sonuç olarak farklı doğrultularda istiflenmiş levhaların mekanik özellikleri Denklem 3.30'daki gibi elde edilir.

$$\begin{aligned}
E_x &= \frac{1}{hA_{11}^*} \\
E_y &= \frac{1}{hA_{22}^*} \\
G_{xy} &= \frac{1}{hA_{66}^*} \\
v_{xy} &= -\frac{A_{12}^*}{A_{11}^*}
\end{aligned} \tag{3.30}$$

$$v_{yx} = -\frac{A_{12}^*}{A_{22}^*}$$

Denklem 3.30’da, A_{ij}^* ifadeleri, Denklem 3.29’un tersinin alınmasıyla elde edilirler ve h ise levhanın toplam kalınlığıdır.

3.6. Tabakalı Kompozitlerin Hasar Kriteri

İlerlemeli hasarın görüntülenmesine imkan veren *MAT_162* malzeme modeli, *Hashin* [80] tarafından geliştirilmiş olan kompozit hasar metodolojisi ve Matzenmiller [81]’in ortaya koyduğu *MAT_161* modeli temel alınarak geliştirilmiştir. Yüksek gerilme ve şekil değiştirmeye maruz kalan UD veya dokuma kumaştan üretilmiş malzemelerin kullanıldığı problemlerin simülasyonunu gerçekleştirerek, fiber hasarı, matris hasarı ve delaminasyon davranışlarını incelemek amacı ile kullanılmaktadırlar. Denklem 3.31-3.45 [82] kullanılarak UD ve dokuma kumaştan üretilmiş malzemeler için farklı hasar türleri hesaplanabilir. Bu denklemlerde $r_j=1$ ($j=1-13$) olduğunda, ilgili hasar modu başlamaktadır. Burada; r_j hasar eşiklerini, E elastisite modülünü, G kayma modülünü, ε şekil değiştirmeyi, $\langle \rangle$ Macaulay parantezlerini temsil etmektedir. a , b ve c ise sırası ile enine, boyuna ve kalınlık boyunca olan malzeme doğrultularını belirtmektedir.

Fiber çekme/kayma hasar modları

Denklem 3.31, 3.32 ve 3.33’te, S_{aT} ve S_{bT} sırası ile, enine ve boyuna çekme dayanımı değerlerini, S_{aFS} ve S_{bFS} ise, sırası ile enine ve boyuna kayma mukavemetlerini temsil etmektedir.

$$\left(\frac{E_a \langle \varepsilon_a \rangle}{S_{aT}}\right)^2 + \left(\frac{G_{ab}^2 \varepsilon_{ab}^2 + G_{ca}^2 \varepsilon_{ca}^2}{S_{FS}}\right)^2 - r_1^2 = 0 \quad (a \text{ doğrultusunda-UD kumaş}) \quad (3.31)$$

$$\left(\frac{E_a \langle \varepsilon_a \rangle}{S_{aT}}\right)^2 + \left(\frac{G_{ca} \varepsilon_{ca}}{S_{aFS}}\right)^2 - r_7^2 = 0 \quad (a \text{ doğrultusunda-Dokuma kumaş}) \quad (3.32)$$

$$\left(\frac{E_b \langle \varepsilon_b \rangle}{S_{bT}}\right)^2 + \left(\frac{G_{bc} \varepsilon_{bc}}{S_{bFS}}\right)^2 - r_8^2 = 0 \quad (b \text{ doğrultusunda-Dokuma kumaş}) \quad (3.33)$$

Burada; $S_{aFS} = S_{FS}$ ve $S_{bFS} = \frac{S_{FS} S_{bT}}{S_{aT}}$ dir.

Fiber basma hasar modları

Denklem 3.34, 3.35 ve 3.36’da S_{ac} ve S_{bc} , sırası ile enine ve boyuna yönlerde eksenel basma dayanımlarını ifade etmektedir.

$$\left(\frac{E_a \langle \varepsilon'_a \rangle}{S_{ac}}\right)^2 - r_2^2 = 0, \quad \varepsilon'_a = -\varepsilon_a - \frac{\langle -E_c \varepsilon_c - E_b \varepsilon_b \rangle}{2E_a} = 0 \quad (a \text{ doğrultusunda-UD kumaş}) \quad (3.34)$$

$$\left(\frac{E_a \langle \varepsilon'_a \rangle}{S_{ac}}\right)^2 - r_9^2 = 0, \varepsilon'_a = -\varepsilon_a - \langle \varepsilon_c \rangle \frac{E_c}{E_a} = 0 \quad (a \text{ doğrultusunda-Dokuma kumaş}) \quad (3.35)$$

$$\left(\frac{E_b \langle \varepsilon'_b \rangle}{S_{bc}}\right)^2 - r_{10}^2 = 0, \varepsilon'_b = -\varepsilon_b - \langle \varepsilon_c \rangle \frac{E_c}{E_b} = 0 \quad (b \text{ doğrultusunda-Dokuma kumaş}) \quad (3.36)$$

Fiber ezilme hasar modları

Denklem 3.37 ve 3.38’de, S_{FC} fiber ezilme hasarını temsil etmektedir.

$$\left(\frac{E_c \langle -\varepsilon_c \rangle}{S_{FC}}\right)^2 - r_3^2 = 0 \quad (\text{UD kumaş}) \quad (3.37)$$

$$\left(\frac{E_c \langle \varepsilon_c \rangle}{S_{FC}}\right)^2 - r_{11}^2 = 0 \quad (\text{Dokuma kumaş}) \quad (3.38)$$

Düzlemde matris hasar modları

S_{ab} matris kayma hasarından dolayı gerçekleşen tabaka kayma dayanımıdır (Denklem 3.39).

$$\left(\frac{G_{ab} \cdot \varepsilon_{ab}}{S_{ab}}\right)^2 - r_{12}^2 = 0 \quad (3.39)$$

Paralel matris hasar modu (Delaminasyon)

Denklem 3.40 ve 3.41’de kullanılan S , deney sonuçları ile $LS-DYNA$ sonuçları arasındaki uyumu yakalamak için kullanılan skala faktörüdür. S_{cT} , S_{ca0} ve S_{bc0} , sırası ile kalınlık boyunca çekme dayanımı, $a - c$ ve $b - c$ düzlemlerinde tabakalar arası kayma dayanımlarıdır.

$$(S)^2 \left\{ \left(\frac{E_c \langle \varepsilon_c \rangle}{S_{cT}}\right)^2 + \left(\frac{G_{bc} \cdot \varepsilon_{bc}}{S_{bc0} + S_{SRC}}\right)^2 + \left(\frac{G_{ca} \cdot \varepsilon_{ca}}{S_{ca0} + S_{SRC}}\right)^2 \right\} - r_6^2 = 0 \quad (\text{UD kumaş}) \quad (3.40)$$

$$(S)^2 \left\{ \left(\frac{E_c \langle \varepsilon_c \rangle}{S_{cT}}\right)^2 + \left(\frac{G_{bc} \cdot \varepsilon_{bc}}{S_{bc0} + S_{SRC}}\right)^2 + \left(\frac{G_{ca} \cdot \varepsilon_{ca}}{S_{ca0} + S_{SRC}}\right)^2 \right\} - r_{13}^2 = 0 \quad (\text{Dokuma kumaş}) \quad (3.41)$$

Eksene dik doğrultuda meydana gelen şekil değişiminin $\varepsilon_c < 0$ olduğu durum için, hasara uğrayan alanın kapalı olduğu varsayılır ve *Mohr-Columb* teorisine göre tabakalar arası kayma dayanımının, kalınlık boyunca, basma gerilmesi altında arttığı ve çekme gerilmesi altında ise azaldığı kabul edilir. Burada;

$$S_{SRC} = E_c \cdot \tan \varphi \langle -\varepsilon_c \rangle \quad (3.42)$$

dır. Denklem 3.42’de, φ *Columb*’un sürtünme açısı iken, $\tan \varphi$ sürtünme katsayısına benzer bir sabittir. UD kompozitlerde meydana gelen matris hasarları, fiber hasarları olmadan meydana geldiği için fiberlere paralel düzlemler üzerinde olurlar. Bunlar; Delaminasyon hasar modu dışında enine basma matris hasar modu ve dikey matris hasar modudur.

Enine basma matris hasar modu

Enine basma matris hasar modunun hesaplanmasında Denklem 3.43 kullanılır.

$$\left(\frac{E_b \langle -\varepsilon_b \rangle}{S_{bc}}\right)^2 - r_4^2 = 0 \quad (3.43)$$

Dikey matris hasar modu

Denklem 3.44 kullanılarak dikey matris hasar modu hesaplanır.

$$(S)^2 \left\{ \left(\frac{E_b \langle \varepsilon_b \rangle}{S_{bT}}\right)^2 + \left(\frac{G_{bc} \cdot \varepsilon_{bc}}{S_{bc0} + S_{SRB}}\right)^2 + \left(\frac{G_{ab} \cdot \varepsilon_{ab}}{S_{ab0} + S_{SRB}}\right)^2 \right\} - r_5^2 = 0 \quad (3.44)$$

Burada,

$$S_{SRB} = E_b \cdot \tan \varphi \langle -\varepsilon_b \rangle \quad (3.45)$$

dır.

3.7. Hasar İlerleme Kriteri

Denklem 3.46'da $\bar{\omega}_i$ ($i = 1, \dots, 6$), farklı modlardaki hasar değişkenlerini temsil etmektedir ve kompozit malzemedeki rijitlik kaybı ile hasarın başlangıcının ve büyümesinin ilişkilendirilmesi için kullanılmaktadır ve Matzenmiller [81] [S], esneklik matrisini hasar değişkenleriyle tanımlar.

$$[S] = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-\bar{\omega}_1)E_a} & \frac{-\nu_{ba}}{E_b} & \frac{-\nu_{ca}}{E_c} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{ab}}{E_a} & \frac{1}{(1-\bar{\omega}_2)E_b} & \frac{-\nu_{cb}}{E_c} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{ac}}{E_a} & \frac{-\nu_{bc}}{E_b} & \frac{1}{(1-\bar{\omega}_3)E_c} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{(1-\bar{\omega}_4)G_{ab}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{(1-\bar{\omega}_5)G_{bc}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{(1-\bar{\omega}_6)G_{ca}} \end{bmatrix} \quad (3.46)$$

Denklem 3.47'de, MAT_162'de kullanılan üstel hasar evrim yasası şekil değişiminin bir fonksiyonu olarak verilmiştir.

$$(\bar{\omega}_i) = 1 - \exp\left(\frac{1}{AM_t} \left(1 - r_j^{AM_t}\right)\right) \quad j = 1, \dots, 13, \quad t = 1, \dots, 4. \quad (3.47)$$

Burada, AM_t dört yumuşatma parametresinden biridir. Bunlar: a yönünde fiber basma hasarını (1), b yönünde fiber çekme ve basma hasarını (2), fiber ezilme hasarını (3) ve düzlem içi ve düzlem dışı matris hasarını (4) kontrol etmek amacı ile kullanılır.

$$r_j = \frac{\varepsilon_k}{\varepsilon_{k-akma}}, k = 1, \dots, 6 \quad (3.48)$$

Denklem 3.48’de, ε_k ve ε_{k-akma} sırası ile, ilgili k değeri için şekil değişim oranı ve akma şekil değişimidir.



4. KIRILMA MEKANİĞİ

Kırılma, malzemelerin gerilme altında birden fazla parçaya ayrılması olayıdır. Kırılmanın karakteri malzeme türüne göre değişir ve genellikle uygulanan sıcaklığa, gerilmeye ve deformasyon hızına bağlıdır. Kırılma, “çatlak oluşumu” ve “çatlağın ilerlemesi” olmak üzere iki safhadan oluşur.

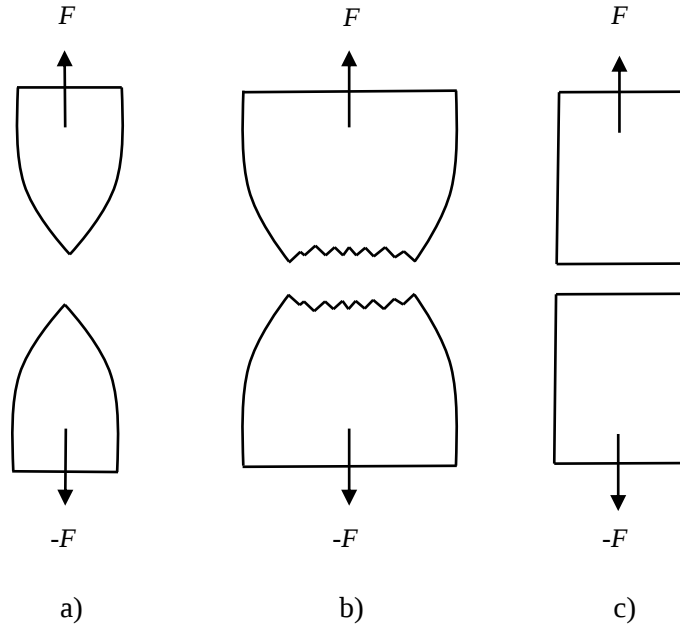
4.1. Makroskobik Açıdan Kırılma Tipleri

4.1.1. Gevrek Kırılma

Çok az veya hiçbir plastik deformasyon göstermeden meydana gelen kırılma tipidir (Şekil 4.1.c). Genellikle, seramikler, camlar, fiber takviyeli kompozitler ve bazı metaller gevrek olarak kırılırlar. Gevrek kırılma önceden belirti göstermeden oluştuğundan ve çoğu zaman büyük felaketlerle sonuçlandığından dolayı istenmeyen ve mutlaka önlenmesi gereken bir kırılma türüdür [83].

4.1.2. Sünek Kırılma

Çatlak ilerlemesinden önce ve çatlak ilerlemesi sırasında önemli ölçüde plastik deformasyon göstermektedir (Şekil 4.1.a, b).



Şekil 4.1. Sünek ve gevrek kırılmanın oluşum şekilleri; a) yüksek sünek kırılma b) orta dereceli sünek kırılma c) gevrek kırılma [84].

4.1.3. Sürünme Kırılması

Sabit gerilme veya sabit yük altında, sürünme deformasyonu sonucunda yüksek sıcaklıklarda meydana gelen kırılma tipidir. Makroskobik açıdan sünek kırılmaya benzemektedir. Çünkü sürünme kırılması malzemede plastik deformasyon sonucunda oluşmaktadır. Mikroskobik açıdan ise, düşük sıcaklıklarda meydana gelen sünek kırılmadan farklılık göstermektedir [85].

4.1.4. Yorulma Kırılması

Malzemelere, alternatif yüklerin uygulanması sonucunda meydana gelen kırılma tipidir. Genel olarak, yorulma kırılmaları oluşurken plastik deformasyon meydana gelmeyebilir. Bazen yorulma kırılmalarının yapısı sünek kırılmalara benzer olsada, farklı olarak yorulma kırılmasında çatlak ilerlemesi, çatlakların her bir yüklenme periyodunda ancak belirli bir miktarda oluşur [85].

4.2. Mikroskobik Açıdan Kırılma Tipleri

Bu tür kırılmalar, klivaj (ayrılma) kırılması ve kayma kırılması olmak üzere iki şekilde gerçekleşir.

4.2.1. Klivaj (Ayrılma) Kırılması

Kırılma, klivaj düzlemleri olarak adlandırılan ve en düşük yüzey enerjisine sahip kristalografik düzlemler boyunca meydana gelirse, buna klivaj kırılması denir. Bu tip kırılma, klivaj düzlemine dik normal gerilmelerin kritik bir değeri aşması durumunda, klivaj düzlemine dik atom bağlarının kopması sonucunda gerçekleşir. Tek eksenli gerilme durumunda, çatlak, çekme yönüne dik olarak ilerleme eğilimi gösterdiği için, bu tür kırılmalar düz bir görünüm gösterirler. Gevrek olarak kırılan malzemelerde kırılma, genellikle klivaj kırılması şeklinde olur. Klivaj kırılmasında genellikle tanelerin şekli bozulmaz ve yüzeyin görünüşü düz olduğundan dolayı, kırılma yüzeyi ışığı çok iyi yansıtır ve yüzey parlak olarak görünür [85].

4.2.2. Kayma Kırılması

Kırılmaya neden olan plastik deformasyon, kaymaya karşı az direnç gösteren ve kayma düzlemleri olarak isimlendirilen, atom düzlemlerinin kayması sonucunda meydana gelir. Malzemelerde oluşan kayma çatlakları, maksimum kayma gerilmesini ihtiva eden bölgelerde ilerleme eğilimi gösterir [85].

Bu tür kopmalar, çatlak ilerleyişi makroskobik olarak çekme yönüne dik olduğundan normal kopma kırılması veya kırılma yüzeyinin görünüşü lifsi olduğundan lifli kırılma olarak

isimlendirilir. Mikroskobik olarak ise, çatlağın çekme eksenine ile 45°'lik açı yapan düzlemlerde ilerleme göstermesi ile kayma kırılması meydana gelmiş olur.

4.3. Taneleri Kesip Kesmemeye Göre Kırılma Tipleri

Kırılma meydana geliş şekline bağlı olarak intergranüler veya transgranüler olarak sınıflandırılabilir. Sünek veya gevrek biçimde oluşabilirler.

4.3.1. İntergranüler (Taneler Arası) Kırılma

Malzemenin tane sınırlarında oluşan kırılma şeklidir. Çok kristal yapıli malzemelerde, tane sınırlarının tanelerdeki kırılma düzlemlerinden zayıf olması sonucunda ortaya çıkarlar.

4.3.2. Transgranüler (Taneleri Keserek) Kırılma

Malzeme yapısında taneleri keserek oluşan kırılma şeklidir. Transgranüler kırılma, tanelerin yapısında kayma gerilmelerinin etkisi ile meydana gelirse, bu tür kırılmaya transgranüler kayma kırılması denir. Tane yapısındaki klivaj düzlemleri boyunca oluşması durumunda ise, transgranüler klivaj kırılması olarak isimlendirilir.

4.4. Kırılma Mekaniği Teorileri

Kırılma mekaniği, mühendislik yapılarında kullanılan malzemelerde bulunan boşluk, çatlak ve kalıntı şeklindeki hataların yük taşıma kapasitesine etkisini ve kırılma ile belirlenen hasarları inceler. Kırılma mekaniği, kırılmayla belirlenen hasarları incelerken *Griffith* Enerji Dengesi Yaklaşımını ve *Irwin* Teoremini temel almaktadır [83].

4.4.1. Griffith Teorisi

Griffith, camın kırılma mukavemetini incelerken, cam çubuğun boyundaki uzama ile mukavemetinin azaldığını tespit etmiştir. Bu durumun, camın yüzey hatalarından dolayı meydana geldiğini belirtmiştir. Sebep olarak ise; Cam çubuğun boyundaki uzama ile malzeme yapısında yüzey hatalarının bulunma ihtimalinin artmasını göstermiştir. *Griffith* gevrek bir malzemede çatlak bulunması halinde ise, malzemenin kırılmadan dayanabileceği gerilmeyi hesaplamayı sağlayan Denklem 4.1'deki bağıntıyı geliştirmiştir.

$$\sigma_f = \left(\frac{2\gamma_s E}{\pi a} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4.1)$$

Denklem 4.1’de, σ_f : Kırılma gerilmesini, γ_s : Yüzey enerjisini, E : Elastisite modülünü, a : Çatlak boyunu ifade etmektedir.

Griffith denklemine göre, kırılmaya sebep olan gerilme miktarı σ_f ile mevcut çatlak boyutu ters orantılıdır. *Griffith* denkleminde, yüzey enerjisi terimi yerine, genellikle kırılma işini gösteren bir parametre olan G_c kullanılır. Bu durumda Denklem 4.1;

$$\sigma_f = \left(\frac{E \cdot G_c}{\pi \cdot a} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4.2)$$

şeklini alır. Burada, $G_c = 2 \cdot \gamma_s$ olup, kırılmanın gerçekleşmesi için gerekli olan toplam işi gösterir. *Griffith*, gerçekleştirmiş olduğu analizde, çatlak ilerlemesi sırasında, deformasyon enerjisinin, ara yüzey enerjisine dönüşümünü esas almıştır. Dolayısıyla G , aynı zamanda çatlak birim yüzeyde ilerlemesi için gerekli olan enerji miktarı olup, birimi N/m’dir ve kırılma durumu, G ’nin kritik bir değeri olan G_c ’de meydana gelir [86].

4.4.2. Irwin Teorisi

Irwin ve arkadaşları, gevrek kırılmayı, analizlerinde çatlak ucu civarındaki gerilme durumunu esas alan, ayrı bir görüşle analiz etmişlerdir. Çatlak ucu civarındaki gerilmelerin hesaplanması ile, GŞF olan K parametresini geliştirmişlerdir. K , uygulanan gerilmenin, çatlak boyutunun, şeklinin ve bir geometrik faktörün fonksiyonudur. *Griffith* denklemi Denklem 4.3’teki gibi yazılabilir.

$$\sigma_f \cdot \sqrt{\pi \cdot a} = \sqrt{E \cdot G_c} \quad (4.3)$$

Denklem 4.3’teki eşitlik, $\sigma_f \cdot \sqrt{\pi \cdot a}$ ’nın değerinin $\sqrt{E \cdot G_c}$ ’ye ulaştığında çatlak ilerleyeceğini ifade etmektedir. $\sigma_f \cdot \sqrt{\pi \cdot a}$ teriminin çatlak ilerlemesi için gerekli olan kuvvetin ölçüsü olduğu düşünülerek, GŞF olarak isimlendirilmiştir.

Dolayısıyla,

$$K = \sigma \cdot \sqrt{\pi \cdot a} \quad (4.4)$$

olarak gösterilir. K ’nın kritik bir K_c değerinde kırılma olayı gerçekleşir. Bu durumda,

$$K_c = \sqrt{E \cdot G_c} \quad (4.5)$$

olur. Kritik GŞF K_c , genellikle kırılma tokluğu olarak isimlendirilmektedir.

K , yalnızca gerilme durumu ve çatlak geometrisiyle ilgili bir parametre olup malzemenin özelliklerine bağlı değildir. Halbuki kırılma tokluğu K_c , malzeme özelliğiyle ilgili bir parametredir.

K_c özelliğini belirlemek için, K ölçülür ve $K = K_c$ olduğunda çatlak ilerleyerek kırılma gerçekleşir [86].

Yukarıda ifade edilen bu bağıntılar sonsuz boyuttaki levhalar için geçerlidir. Belirli boyuttaki numuneler için ise, GŞF'nin hesaplanmasında deneysel ve teorik yolla geliştirilmiş farklı bağıntılar kullanılır.

4.4.3. Kırılma Modelleri

Kırılma tokluğunun ölçülmesi sırasında, üç temel model kullanılır. Bu modeller;

- i. Çatlak açılma deformasyon tipi (Mod I)
- ii. Çatlak kayma deformasyon tipi (Mod II)
- iii. Çatlak yırtılma deformasyon tipi (Mod III)

şeklinde olup, numune üzerinde tek başlarına veya birlikte görülebilirler [86].

Çatlak açılma deformasyon tipi (Mod I)

Mod I tipinde gerçekleşen deformasyonda, gerilmenin normal yönünde olan bileşeni, çatlak yüzeyine dik olarak y – eksenini doğrultusunda etki etmektedir (Şekil 4.2.a). Açılma deformasyon türü kırılma modelleri içerisinde en önemlisi olduğundan dolayı literatürde en çok bu kırılma şekli incelenmiştir.

Çatlak kayma deformasyon tipi (Mod II)

Mod II tipinde gerçekleşen deformasyonda, gerilmenin kayma bileşeninin, çatlaka x – eksenini doğrultusunda etki etmesi sonucunda oluşmaktadır (Şekil 4.2.b).

Çatlak yırtılma deformasyon tipi (Mod III)

Mod III tipinde gerçekleşen deformasyonda, gerilmenin kayma bileşeni, Şekil 4.2.c'de görüleceği gibi, malzeme kalınlığına paralel olarak yani z – eksenini doğrultusunda etki etmektedir.

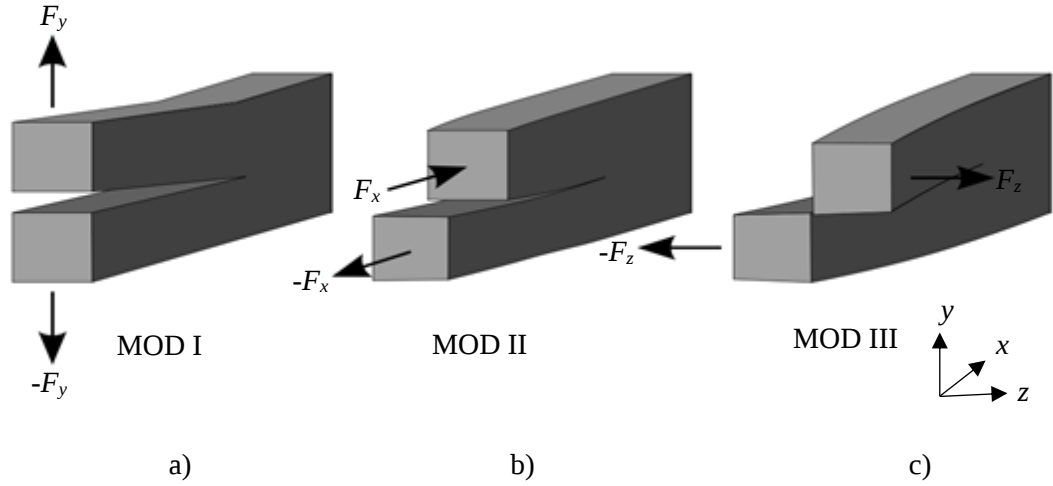
Çatlak ucundaki GŞF, sonsuz genişlikte olan bir numune için, her üç modda yazılacak olursa;

$$K_I = \sigma_{yy} \sqrt{\pi \cdot a} \quad (4.6)$$

$$K_{II} = \tau_{zx} \sqrt{\pi \cdot a} \quad (4.7)$$

$$K_{III} = \tau_{xz} \sqrt{\pi \cdot a} \quad (4.8)$$

elde edilir. K_I , K_{II} ve K_{III} sırasıyla Mod I, Mod II ve Mod III yükleme durumlarına göre GŞF değerleridir [86].



Şekil 4.2. Kırılma modelleri [86].

Açılı çatlğa sahip levhalar için ise K_I ve K_{II} ;

$$K_I = \sigma_{yy} \sqrt{\pi \cdot a} \cos^2(\beta) \quad (4.9)$$

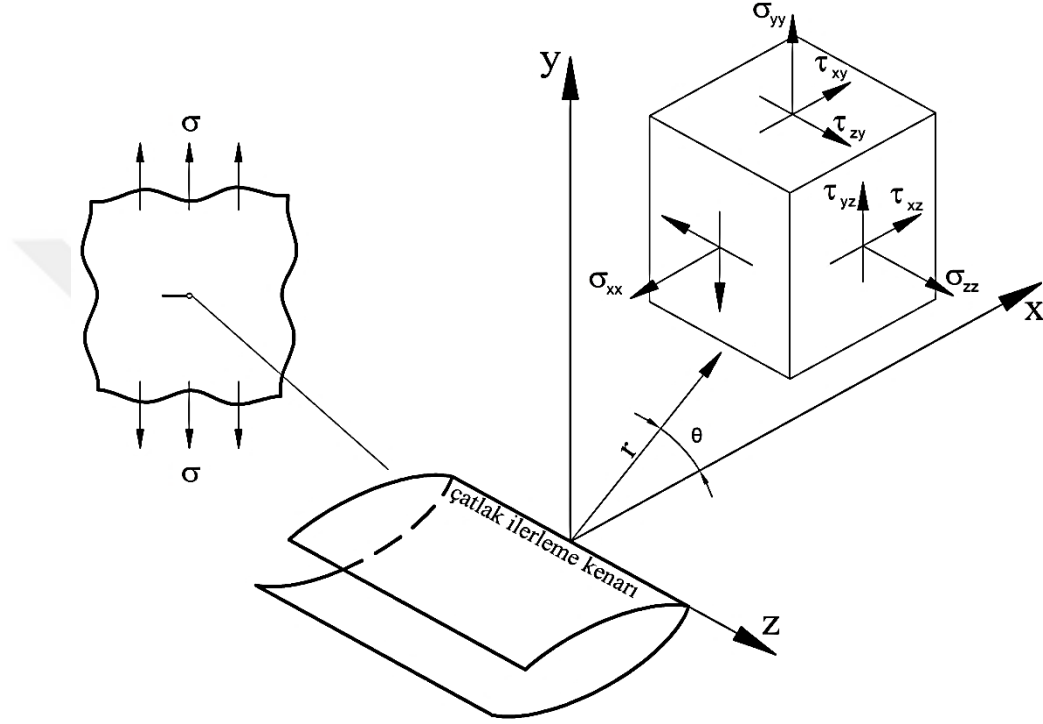
$$K_{II} = \sigma_{yy} \sqrt{\pi \cdot a} \sin(\beta) \cos(\beta) \quad (4.10)$$

formülleri kullanılarak elde edilir. Burada β , çatlak doğrultusunun yatay eksenle yaptığı açıyı temsil etmektedir.

4.4.4. Gerilme ve Şekil Değiştirme Arasındaki İlişki

Kırılma tokluğundan bahsedilirken, kritik GŞF'nin genellikle en sık karşılaşılan kırılma modellerinden olan, Mod I'den elde edildiği düşünülür. Açılma deformasyon kırılma tipinin iki önemli durumu vardır. Çatlak içeren bir numune, gerilmeye maruz kaldığında çatlak geometrisinden dolayı numune yapısında üç eksenli gerilmeler oluşur (Şekil 4.3). Fakat levha gibi çok ince numune yapılarında x ve y yönünde gerilmeler mevcut iken, genellikle z olarak belirtilen doğrultuda, yani kalınlık yönünde, gerilme yoktur ($\sigma_{zz} = 0$). Bu durumun sebebi ise, bu yönün serbest olmasıdır. Böyle bir geometride, gerilmeler iki eksenli olduğundan dolayı düzlem gerilme hali söz konusu olur. Kalın numunelerde de numune yüzeyinde ince levhalarda olduğu gibi, düzlem gerilme hali söz konusudur ve numune üç boyutta deformasyona uğrar. Fakat z yönünde, numune içine doğru ilerledikçe üç eksenli gerilmeler ortaya çıkar. Ancak bu durumda, şekil değiştirme iki boyutlu olur ve numune $x - y$ düzleminde şekil değiştirir. Çünkü malzeme içine doğru ilerledikçe malzemenin, z eksenı boyunca kendisini çevreleyen malzeme tarafından tutulması sureti ile z yönündeki deformasyonu engellenir ($\varepsilon_z = 0$) ve düzlem şekil değiştirme hali söz konusu olur.

Sonuç olarak özetlemek gerekir ise, ince levha şeklindeki numunelerde gerilme durumu, düzlem gerilme halini belirtirken, kalın numunelerdeki gerilme durumu ise, düzlem şekil değiştirme halini belirtir. Düzlem gerilme durumunda numunenin yüzeylerine gerilme uygulanırken, düzlem şekil değiştirme durumunda ise, numunenin merkezine gerilme uygulanmaktadır.



Şekil 4.3. Çatlak ucu bölgesindeki bir noktanın gerilme yerleşimi [87].

Düzlem şekil değiştirme için,

$$\kappa = 3 - 4\nu \quad (4.11)$$

olurken, düzlem gerilme için

$$\kappa = \frac{3-\nu}{1+\nu} \quad (4.12)$$

bağıntısı geçerlidir. Burada ν , poisson oranıdır κ ise, malzeme sabitidir.

Mod I için çatlak ucu gerilme bileşenleri;

$$\sigma_{xx} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right)\right] \quad (4.13)$$

$$\sigma_{yy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right)\right] \quad (4.14)$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right) \quad (4.15)$$

$$\tau_{xz} = 0 \quad (4.16)$$

$$\tau_{yz} = 0 \quad (4.17)$$

şeklinde ifade edilir. Düzlem gerilme durumu için,

$$\sigma_{zz} = 0 \quad (4.18)$$

iken düzlem şekil değiştirme durumu için ise;

$$\sigma_{zz} = \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy}) \quad (4.19)$$

olur. Mod I için çatlak ucu şekil değiştirme bileşenleri;

$$u_x = \frac{K_I}{2G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[\kappa - 1 + \sin^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \right] \quad (4.20)$$

$$u_y = \frac{K_I}{2G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[\kappa + 1 + \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \right] \quad (4.21)$$

$$u_z = 0 \quad (4.22)$$

şeklinde ifade edilir. Mod II için çatlak ucu gerilme bileşenleri ise

$$\sigma_{xx} = -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[2 + \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{3\theta}{2}\right) \right] \quad (4.23)$$

$$\sigma_{yy} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{3\theta}{2}\right) \quad (4.24)$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right) \right] \quad (4.25)$$

$$\tau_{yz} = 0 \quad (4.26)$$

$$\tau_{zx} = 0 \quad (4.27)$$

şeklindedir. Mod II için de Mod I yükleme hali için yazılan Denklem 4.18 ve 4.19 geçerlidir.

Mod II için çatlak ucu şekil değiştirme bileşenleri;

$$u_x = \frac{K_{II}}{2G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[\kappa + 1 + 2 \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \right] \quad (4.28)$$

$$u_y = -\frac{K_{II}}{2G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[\kappa - 1 - 2 \sin^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \right] \quad (4.29)$$

$$u_z = 0 \quad (4.30)$$

şeklinde yazılabilir. Mod III için çatlak ucu gerilme bileşenleri;

$$\sigma_{xx} = 0 \quad (4.31)$$

$$\sigma_{yy} = 0 \quad (4.32)$$

$$\sigma_{zz} = 0 \quad (4.33)$$

$$\tau_{xy} = 0 \quad (4.34)$$

$$\tau_{yz} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (4.35)$$

$$\tau_{zx} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (4.36)$$

formülleri ile ifade edilir. Mod III için çatlak ucu şekil değiştirme bileşenleri;

$$u_x = 0 \quad (4.37)$$

$$u_y = 0 \quad (4.38)$$

$$u_z = \frac{K_{III}}{2G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (4.39)$$

şeklinde yazılabilir. Aynı anda birden fazla yükleme moduna maruz kalan bir elemanda çatlak ucu gerilme ve şekil değiştirme dağılımını hesaplamak için sırası ile;

$$\sigma_{ij}^{(Toplam)} = \sigma_{ij}^{(I)} + \sigma_{ij}^{(II)} + \sigma_{ij}^{(III)} \quad (4.40)$$

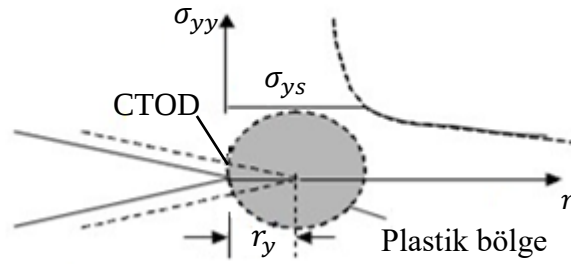
$$u_i^{(Toplam)} = u_i^{(I)} + u_i^{(II)} + u_i^{(III)} \quad (4.41)$$

formülasyonları kullanılır. Burada (I), (II), (III) indisleri sırasıyla Mod I, II ve III yükleme durumunu tanımlamaktadır.

4.4.5. Çatlak Ucu Plastik Bölgesi

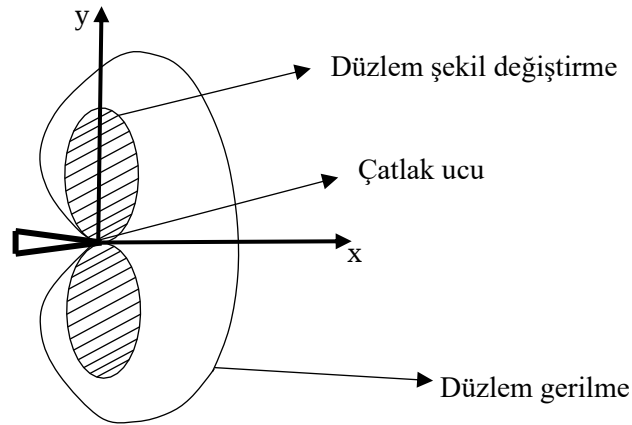
Kırılma tokluğu deneylerinde önemli olan diğer bir faktör ise, Şekil 4.4'te görüldüğü gibi, plastik bölgenin boyutu r_y' dir. Numunedeki çatlağın ucunda, yükleme durumunda plastik deformasyona uğramış bir bölge bulunur ve plastik deformasyona uğramış olan bu bölge kırılma tokluğu deneyi sonuçlarını önemli ölçüde etkiler. Çünkü kırılma tokluğu deneyi malzemenin çatlama direncinin bir ölçümü olup, plastik deformasyona uğramış malzemenin çatlama direncinin

ölçümünü vermez. Bu neden ile numunedeki plastik deformasyon bölgesinin büyümesi ile birlikte deneyin anlamı ve dolayısıyla da deney sonuçlarının geçerliliği azalır. Numunede çatlak ucuyla meydana gelen plastik deformasyon bölgesine malzemenin akma gerilmesi etki ettiği için, malzemenin akma gerilmesi azalır, r_y büyür. Çünkü plastik deformasyonun gerçekleşmesi daha kolay olur. Plastik deformasyon bölgesinin küçülmesi durumunda ise, kırılma tokluğu azalır. Bunun nedeni ise malzeme yapısının deformasyondan ziyade çatlama özelliği göstermesidir [87].



Şekil 4.4. Mod I için küçük ölçekli plastik bölge [87].

Şekil 4.4'e göre; r_y , plastik bölge yarıçapı; σ_{ys} ise malzemenin akma mukavemetidir.



Şekil 4.5. von Mises akma kriterine göre düzlem gerilme ve düzlem şekil değiştirme için plastik bölge şekilleri [87].

Plastik deformasyon bölgesinin büyüklüğü için; Şekil 4.5'te verilen düzlem gerilme durumunda;

$$r_y = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{K_I^2}{\sigma_{ys}^2} \quad (4.42)$$

denklemini kullanılırken, düzlem şekil değiştirme durumunda ise;

$$r_y = \frac{1}{6\pi} \cdot \frac{K_I^2}{\sigma_{ys}^2} \cdot (1 - 2\nu)^2 \quad (4.43)$$

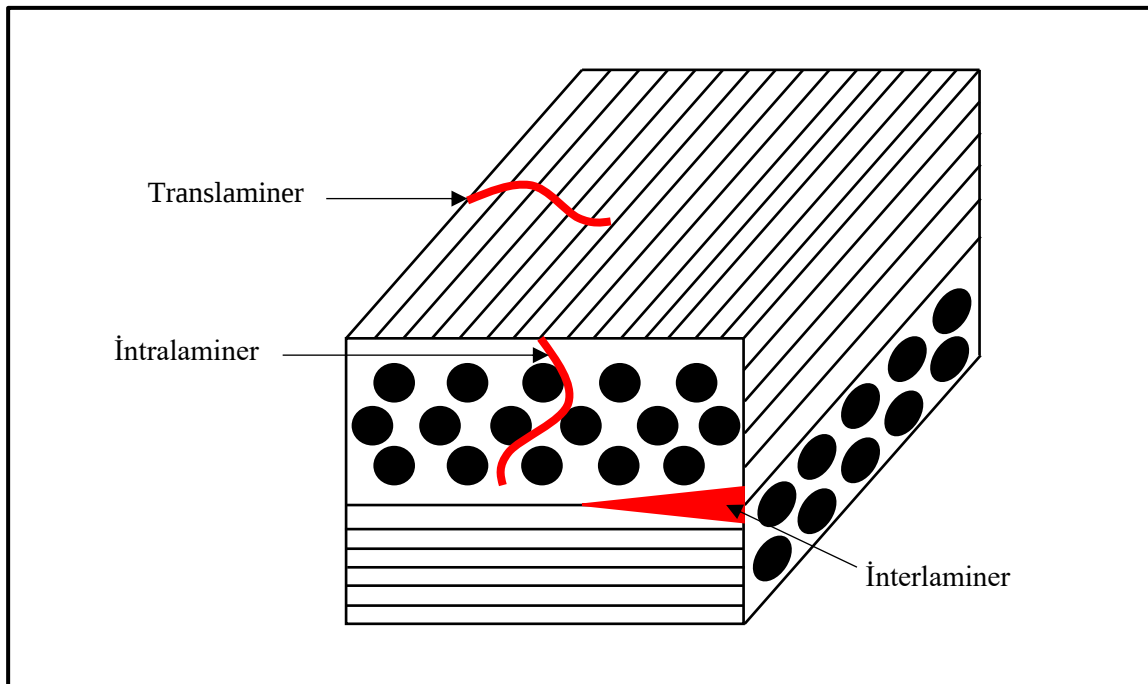
denklemini kullanılır.

4.4.6. Elastik Plastik Kırılma Mekaniği

Buraya kadar incelenen Lineer Elastik Kırılma Mekaniği (LEKM) yaklaşımı, elastik koşullarda çatlak ilerlemesi ve kırılmayı belirlemek için geliştirilmiş olup, bu koşullar daha çok gevrek malzemeler için geçerlidir. LEKM ile incelenemeyecek kadar büyük ölçüde çatlak ucu plastik deformasyonuna sahip malzemeler için ise, Elastik Plastik Kırılma Mekaniği (EPKM) geliştirilmiştir. EPKM yaklaşımında çatlak ilerlemesini karakterize etmek için, J -integrali ve M -integrali gibi kavramlar kullanılmaktadır. Çatlak ucundaki yer değiştirme miktarının ölçüsü de plastik şekil değiştirme miktarı ile ilgili olduğundan dolayı, EPKM’de kırılma kriteri olarak değerlendirilmektedir.

4.5. Tabakalı Kompozit Malzemelerde Kırılma Türleri

Tabakalı kompozit malzemelerde kırılma, makroskobik düzeyde intralaminer, interlaminer ve translaminer olmak üzere üç şekilde gerçekleşir (Şekil 4.6). İntralaminer ve interlaminer kırılma mikro ölçekte incelendiğinde benzerdir [88]. Translaminer kırılma ise, düzleme dik şekilde gerçekleşmektedir.



Şekil 4.6. Tabakalı kompozit malzemelerde gerçekleşen kırılma türleri [89].

4.6. Kırılma Tokluğu Belirleme Yöntemleri

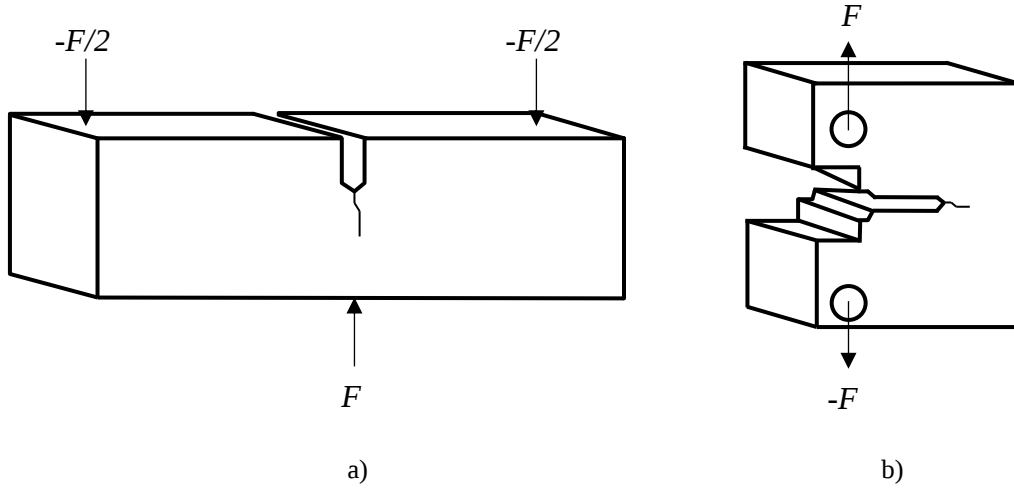
K_c 'nin belirlenmesi için geliştirilmiş birçok yöntem vardır. Bu yöntemlerden en yaygın kullanılanları,

- i. Komplians yöntemi,
- ii. Başlangıç çatlak derinliği yöntemi,
- iii. Çatlak ağzı açılma deplasmanı yöntemi,
- iv. J -integral yöntemi,
- v. M -integral yöntemi,
- vi. DCM

olarak bilinmektedir.

Çentikli çekme deneylerinde ve darbe deneylerinde, çentikler makine yardımı ile hazırlandığı halde, kırılma tokluğu deneylerinde “tabii çatlak teşekkülü” istenir. Kırılma tokluğu deneyleri için, ilk olarak çentikli numune hazırlanır. Daha sonra yapılan kırılma tokluğu test standardına bağlı olarak, numune üzerinde yorulma deneyi ile çentik dibinde belirli bir boyda tabii çatlak teşekkülü sağlanır veya sağlanmaz. Bu, kırılma tokluğu deneyinde kritik faktörlerden biridir. Yorulma deneyi ile numunede çatlak meydana getirilirken uygulanan yükün üniform olarak dağılmasına önem verilmelidir ve çatlağın mümkün olduğu kadar düzgün oluşması sağlanmalıdır. Yorulma yükü de çatlağın çok kısa veya çok uzun bir zamanda teşekkül etmesini sağlayacak şekilde seçilmemelidir. Eğer çatlağın uzun bir zamanda teşekkülünü sağlayacak küçük bir yorulma yükü seçilirse boş yere zaman kaybı olur, çok yüksek seçilmesi durumunda ise, çatlak hemen teşekkül eder ve çatlak ucunda meydana gelen plastik deformasyon bölgesi büyük olur. Bu durumda, deney sonuçlarını önemli ölçüde etkiler. ASTM E1922’ye göre, kompozit malzemelerde translaminer kırılma tokluğu için başlangıç yorulma çatlağına gerek duyulmaz.

Bu işlemlerden sonra, Şekil 4.7’deki gibi numuneler çekme cihazına uygun aparatlar ile bağlanarak çekilir. Genel olarak, deney sırasında düşük bir deformasyon hızı seçilir ve uygulanan yüke göre çatlağın açılma miktarı cihazda kaydedilir. Uygulanan yükün artması ile birlikte, ilk olarak malzeme elastik olarak deformasyona uğrar ve çatlağın açılma miktarı yük ile doğrusal olarak artar. Tatbik edilen yük elastik sınırı aştığında ise, malzemenin kırılma özelliğine bağlı olarak farklı durumlar meydana gelir. Eğer malzeme gevrek yani kırılğan bir yapıda ise, uygulanan yükün elastik sınırı aşması akabinde numune kırılır ve yükte aniden gerçekleşen bir düşme durumu görülür. Bu durumda, Mod I’deki kırılma tokluğu olan K_c hesaplanırken maksimum yük alınır. Malzemenin daha az gevrek olması durumunda ise, yükün elastik sınırı aşması ile birlikte yükte düşme meydana gelir veya sabit bir değerde kalır, fakat sonra tekrar artış görülür ve bu durum numunede kırılma oluşuncaya kadar birkaç defa tekrar edebilir. Buna kademeli çatlak teşekkülü denir ve böyle bir durumda K_c hesaplanırken, ilk kademede çatlağın başladığı yük alınır.



Şekil 4.7. Kırılma tokluğu deney numuneleri; a) SENB numunesi, b) CT numunesi [90].

Sünek malzemelerde ise, yük elastik sınırı aştığı zaman, çatlağın açılma miktarı yük ile doğru orantılı olarak artar ve bu durum numune kırılıncaya kadar devam eder. Sünek malzemelerde K_c 'nin hesaplanabilmesi için ise, kırılma testi sonucunda elde edilen eğrinin irdelenmesi gerekir.

4.6.1. Komplians Metodu

Bu deney metodunda, izlenmesi gereken adımlar sırası ile takip edilir. İlk olarak, farklı çatlak boylarında numunelerin kullanılması ile, her bir numune için $P - \Delta L$ değerleri elde edilir ve bu değerlere uygun grafikler çizilir. $P - \Delta L$ grafiğinin eğimi komplians sayısı olan c 'yi elde etmemizi sağlar. Bulunan komplians değerleriyle $c - 2a$ grafiği çizilir.

$c = f(2a)$ fonksiyonu elde edilir. Bu fonksiyon;

$$c = \alpha \cdot 2a + \beta \cdot (2a)^2 + \gamma \cdot (2a)^3 \dots \quad (4.44)$$

şeklinde ifade edilir.

İkinci olarak, Denklem 4.44'ün türevi alınır ve kritik değer denklemde yerine yazılarak $\frac{dc}{d(2a)}$ bulunmuş olur.

$$G_c = \frac{P_c^2}{2 \cdot B} \frac{dc}{d(2a)} \quad (4.45)$$

formülünden yararlanarak, çatlağın birim yüzeyde ilerleyebilmesi için gerekli olan enerji miktarını ifade eden G_c elde edilir. Kırılma tokluğu için ise;

$$K_c = \sqrt{E \cdot G_c} \quad (4.46)$$

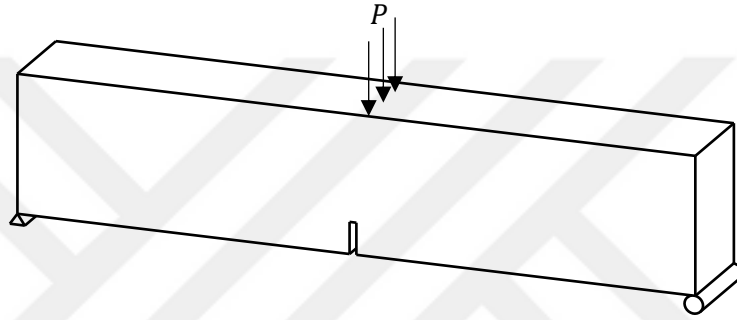
formülasyonu kullanılır.

4.6.2. Başlangıç Çatlak Derinliği Metodu

Bu metot, gevrek malzemelerde kullanılmaktadır ve yorulma çatlakları açılmasına ihtiyaç duyulmaz. İzlenmesi gereken diğer prosedürler komplians metodunda olduğu gibi gerçekleştirilir.

4.6.3. Çatlak Ağız Açılma Yer değiştirme Metodu

Bu metot içerisinde, Şekil 4.8’ deki üç noktadan eğme numunesinde, çatlak ağzının açılma miktarı (ΔL) ölçülür ve $P - \Delta L$ eğrileri elde edilir. Daha sonra ise komplians metodundaki adımlar uygulanır.



Şekil 4.8. Üç noktadan eğme deneyi numunesi

Yapı çeliklerinin kırılma tokluğu değerlerini ölçmeye çalışan Wells, bu çeliklerin kırılma tokluğunun LEKM ile karakterize edilemeyecek kadar yüksek olduğunu tespit etmiştir. Tasarımcılar için, yüksek tokluğa sahip malzemeler, oldukça cazipti. Ancak mevcut olan kırılma mekaniği teorisinin bu malzemelerin büyük bir kısmına uygulanması mümkün değildi. Wells, yapmış olduğu kırılma tokluğu deneylerinde, kırılan test numunelerinin kırılma yüzeylerinin hareket ettiğini ve meydana gelen plastik deformasyonun başlangıçtaki keskin çatlak köreltiğini gözlemlemiştir. Wells, kırılma tokluğu ile çatlak ucundaki körelme miktarının doğru orantılı olarak arttığını gözlemlemiştir. Bu gözlem sonucunda Wells, CTOD (Çatlak Ağız Açılma Yer Değiştirme)’nin kırılma tokluğunun belirlenmesinde bir ölçüt olarak kullanılabileceği sonucuna varmıştır. Günümüzde CTOD bir kırılma tokluğu parametresi olarak kullanılmaya devam etmektedir.

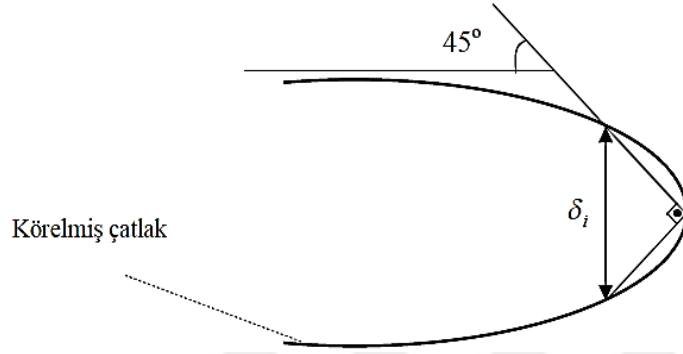
Bu tanımlamaya göre; CTOD için, K_I ve G arasındaki ilişki;

$$\delta_{el} = \frac{K_I^2}{m\sigma_{ys}E^t} = \frac{G}{m\sigma_{ys}} \quad (4.47)$$

ile ifade edilir.

Burada m , birimsiz bir sabittir.

CTOD farklı şekillerde tanımlanabilir. En sık olarak kullanılanlardan birincisi, Şekil 4.9’da uygulama şekli verilmiş olan ve 90°-kesişim olarak adlandırılan körelmiş çatlak ucundan, 90°’ lik açı ile çizilen çizgilerin çatlak kenarları ile kesişme noktalarında oluşan yer değiştirme miktarıdır.

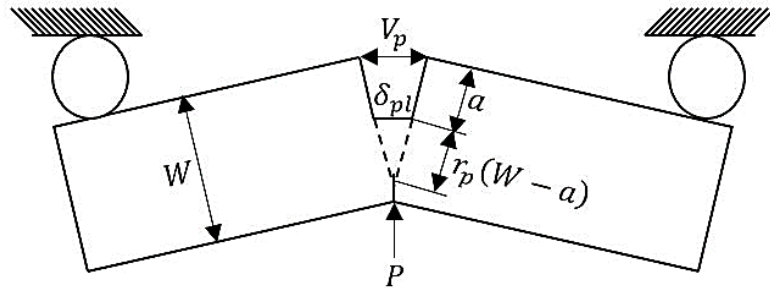


Şekil 4.9. δ_i , 90° – kesişme yer değiştirmesi [90].

Elastik plastik kırılma davranışı gösteren malzemeler için CTOD, elastik ve plastik bileşenlerden oluşmaktadır ve,

$$\delta = \delta_{el} + \delta_{pl} \quad (4.48)$$

formülasyonu ile ifade edilir. İkinci tanımlama ise, CTOD’nin plastik bileşeni tanımlamasıdır. Bu tanıma göre, deneyler sırasında meydana gelen plastik dönme merkezi esas alınarak, Şekil 4.10’da gösterilen üç nokta bükme numunesinde oluşan üçgen yapı üzerinde, geometrik benzerlik uygulanır ise Denklem 4.49 elde edilir.



Şekil 4.10. CTOD plastik modeli [90].

$$\delta_{pl} = \frac{r_p(W-a)V_p}{r_p(W-a)+a} \quad (4.49)$$

Denklem 4.49’da, δ_{pl} , CTOD’nin plastik bileşeni; r_p , plastik dönme faktörü; V_p , çatlak ağzı açılma yer değiştirmesidir.

Elastik plastik kırılma mekaniğinde, elastik ve plastik bileşenlerin toplamı olarak CTOD;

$$\delta = \frac{K_I^2}{m\sigma_{ys}E^t} + \frac{r_p(W-a)V_p}{r_p(W-a)+a} \quad (4.50)$$

dir. Hesaplamalarda CTOD’nin elastik bileşeni δ_{el} , plastik bileşeni δ_{pl} ‘ye göre çok küçük mertebelerde olduğu için genellikle ihmal edilir.

4.6.4. *J*-İntegral Metodu

Bu metot, lineer olmayan elastik malzemelerin kırılma tokluğunu belirlemek için, CTOD’ye alternatif olarak geliştirilmiştir. *J*-integral metodu, çatlak ilerlemesine bağlı olarak potansiyel enerjideki değişimin tespit edilmesi ve enerjinin korunumu prensibine göre hesaplama yapmaktadır. Fiziksel açıdan ise *J*-integrali, yük altındaki bir yapıda çatlak uzunluğunun a ’ dan, $a + \Delta a$ olması durumunda meydana gelen potansiyel enerji farkı olarak tanımlanabilir. *Hutchinson, Rice ve Rosengren (HRR)*, *J*-integrali’nin lineer olmayan malzemelerde bulunan çatlak ucu gerilmelerini ve şekil değişimlerini tanımladığını da göstermiştir. Malzemenin sergilemiş olduğu, elastik-plastik davranış için, enerjinin doğrusal integrali *J. Rice* tarafından Şekil 4.11’deki gibi, çatlak çevresindeki keyfi olarak alınan yoldan bağımsız olarak;

$$J = \int_R \left[w dy - T_i \left(\frac{du_i}{dx} \right) ds \right] \quad (4.51)$$

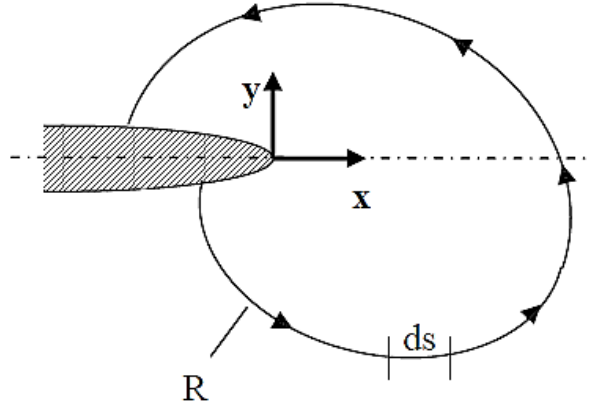
tanımlanabilir. Denklem 4.51’de, $i = x, y$ olmak üzere; R =Çatlak ucunu çevreleyen herhangi bir eğriyi, w =Şekil değiştirme enerjisi yoğunluğunu, T_i =Eğriye dik yönde gerçekleşen gerilme vektörünü, u_i =Yer değiştirme vektörünü, ds =Eğri boyunca birim uzunluk artışını belirtir [91].

Şekil değiştirme enerjisi yoğunluğu w ($\sigma - \varepsilon$ eğrisinin altında kalan alan);

$$w = \left(\int_0^{\varepsilon_{ij}} \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij} \right) \quad (4.52)$$

dir.

T_i , gerilme vektörünün yönü çatlak ucunu çevrelemiş olan kapalı eğriye diktir. Çatlaklı yapı, deplasmanları verecek şekilde çözülmekte, daha sonra ise çatlakla küçük bir artış verilerek ikinci bir kapalı eğri için çözüm elde edilmektedir. *J*-integrali, çatlak boyunda meydana gelen artış için çatlak ucundaki farklı kapalı eğrilerin kullanılması ile belirlenebilmektedir.



Şekil 4.11. Çatlak ucunu çevreleyen kapalı eğri [91].

Pratikte, J -integrali, deneysel olarak elde edilen sonuçların formülasyonlara uyarlanarak, elastik J_{el} ve plastik J_{pl} bileşenlerin toplamı olarak;

$$J = J_{el} + J_{pl} \quad (4.53)$$

ile hesaplanır.

Malzemenin davranışı lineer elastik ise, J_{el} , enerji açığa çıkma oranı G 'ye eşit olur ve:

$$J_{el} = G = \frac{K^2}{E'} \quad (4.54)$$

tür.

Gerilme şiddet faktörü, K ise;

$$K = \frac{P}{B\sqrt{W}} f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (4.55)$$

formülasyonundan elde edilir.

Burada P ; uygulanan yük olmak üzere, numunenin geometrik faktörü $f\left(\frac{a}{W}\right)$,

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{2+\frac{a}{W}}{\left(1-\frac{a}{W}\right)} \left[0.886 + 4.64 \left(\frac{a}{W}\right) - 13.32 \left(\frac{a}{W}\right)^2 + 14.72 \left(\frac{a}{W}\right)^3 - 5.60 \left(\frac{a}{W}\right)^4 \right] \quad (4.56)$$

ile ifade edilir. Denklem 4.56'da, B =Numune kalınlığını, W =Numune genişliğini, a =Çatlak uzunluğunu temsil etmektedir [86].

J 'nin plastik bileşeni J_{pl} ;

$$J_{pl} = \left(\frac{\eta A_{pl}}{Bb} \right) \quad (4.57)$$

dir.

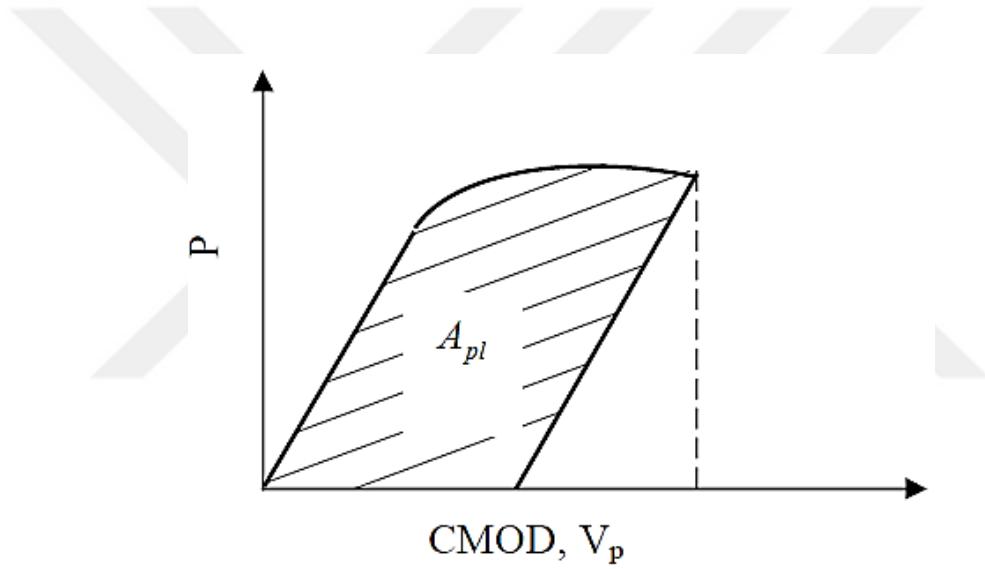
Burada η , boyutsuz bir katsayı olup homojen CT tipinde numune için,

$$\eta = 2 + 0.522 \left(\frac{b}{W} \right), b = W - a \quad (4.58)$$

ile ifade edilir. A_{pl} , plastik iş olarak da adlandırılan yük-CMOD eğrisi altında kalan plastik alanı ifade etmektedir. Şekil 4.12, söz konusu plastik alanı göstermektedir. Dolayısıyla J -integral, elastik ve plastik bileşenlerin toplamı olarak;

$$J = \frac{K^2}{E^l} + \frac{\eta A_{pl}}{Bb} \quad (4.59)$$

dur.



Şekil 4.12. Yük-CMOD eğrisi altında kalan plastik alan

J -integrali ile CTOD arasındaki ilişki

Lineer elastik şartlar altında, CTOD ve G arasındaki ilişki;

$$\delta = \frac{K_I^2}{m\sigma_{ys}E^l} = \frac{G}{m\sigma_{ys}} \quad (4.60)$$

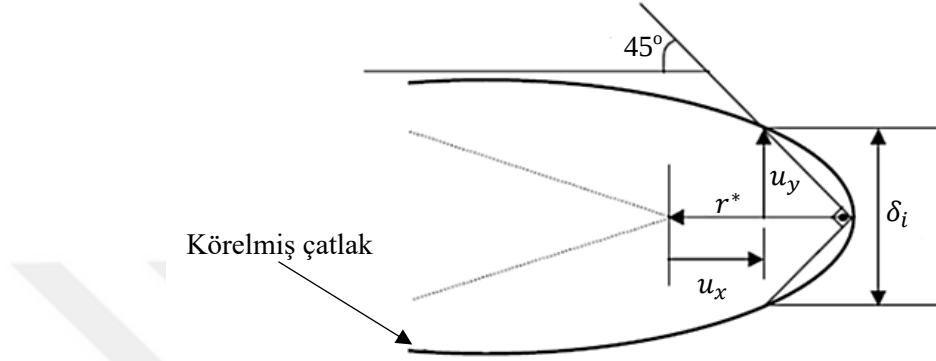
ile ifade edilir.

Lineer elastik malzemelerde, $J = G$ olduğundan dolayı, küçük ölçekli olan akmalarda CTOD ile J arasındaki ilişki,

$$J = m\sigma_{ys}\delta \quad (4.61)$$

dir. Burada m sabiti, boyutsuz olup, gerilme durumuna ve malzeme özelliklerine bağlıdır.

J -integral ile CTOD arasında bulunan ilişkinin, LEKM limitlerinin ötesinde de uygulanabileceği kanıtlanmıştır. HRR gerilme alanı denklemlerini kullanarak çatlak ucu bölgesinde bulunan yer değiştirmeler hesaplanmış ve söz konusu yer değiştirmeler ile J -integral ve akma dayanımı arasında bir ilişki kurulmuştur. CTOD'nin hesaplandığı 90°-kesişme metodu ve HRR yer değiştirmeleri, şematik olarak Şekil 4.13'te gösterildiği gibidir.



Şekil 4.13. 90°-kesişme metodundan hesaplanan CTOD ve HRR yer değiştirmeleri [92].

HRR çözümüne göre, çatlak ucu civarında bulunan yer değiştirmeler;

$$u_i = \frac{\alpha \sigma_0}{E} \left(\frac{EJ}{\alpha \sigma_0^2 I_n r} \right)^{\frac{n}{n+1}} r \bar{u}_i(\theta, n) \quad (4.62)$$

formülasyonu ile ifade edilir. Burada α , boyutsuz bir sabit; n , şekil değiştirme sertleşmesi üsteli; I_n , şekil değiştirme sertleşmesi üsteline bağlı bir integrasyon sabiti; $\bar{u}_i$, θ ve n 'ye bağlı bir fonksiyondur. $r = r^*$ ve $\theta = \pi$ şartlarında, u_x ve u_y kullanılarak CTOD hesaplanır.

$$\frac{\delta_i}{2} = u_y(r^*, \pi) = r^* - u_y(r^*, \pi) \quad (4.63)$$

Denklem 4.63'ten,

$$r^* = \left(\frac{\alpha \sigma_0}{E} \right)^{\frac{1}{n}} \left\{ \bar{u}_x(\pi, n) + \bar{u}_y(\pi, n) \right\}^{\frac{n+1}{n}} \frac{J}{\sigma_0 I_n} \quad (4.64)$$

elde edilir. Buradan, J -integral ve CTOD arasındaki ilişki;

$$\delta_i = d_n \frac{J}{\sigma_y} \quad (4.65)$$

şeklinde elde edilir. d_n , malzeme ile ilgili bir sabit olup n 'ye bağlıdır. m ile d_n arasındaki ilişki ise

$$d_n = \frac{1}{m} \quad (4.66)$$

ile ifade edilir. Yapılan çalışmalarda, d_n değerinin 0 ile 1 arasında değiştiği belirtilmiştir [88].

Bu tez çalışmasında, K_c hesaplamaları için, M -integral ve DCM yöntemi kullanılmıştır.

4.6.5. M -İntegral

M -integral veya etkileşimli integral, karışık mod kırılma parametrelerini hesaplamak için kullanılan bir yöntemdir. Genel olarak Denklem 4.67 ile ifade edilir [93]. Denklem 4.67'deki (1) indisleri asıl çözüm katsayıları olup, ANSYS'de yapılan sonlu elemanlar çözümünden elde edilir, (2) indisleri ise, yardımcı çözüm olarak isimlendirilmektedir ve simgesel bir matematik yazılımında formülasyonlar kullanılarak hesaplanmaktadır. Bu yöntem (1) ve (2) ile ifade edilen iki denge durumu arasındaki etkileşimi açıkladığından dolayı etkileşimli integral olarak da adlandırılır [94]. $i, j = 1, 2, 3$ olmak üzere;

$$M^{(1,2)} = \int_V \left(\sigma_{ij}^{(1)} \frac{\partial u_i^{(2)}}{\partial x_1} + \sigma_{ij}^{(2)} \frac{\partial u_i^{(1)}}{\partial x_1} - W^{(1,2)} \delta_{1j} \right) \frac{\partial q}{\partial x_j} dV \quad (4.67)$$

yazılabilir. Denklem 4.67'de, $M^{(1,2)}$, M -integralini, δ_{1j} ise, kronecker deltayı temsil etmektedir. Denklem 4.68'deki gibi, 3x3'lük bir birim matris sağladığı pratik kolaylık nedeniyle kronecker delta olarak ifade edilir. Denklem 4.69'da, iki indis aynı olduğunda δ_{1j} , "1" değerini, iki indis farklı olduğunda ise "0" değerini alır. Bu birim matris kullanılarak, eksen yönelimi ne şekilde değişirse değişsin $W^{(1,2)}$ daima sabit kalır ve aynı şekilde yeni eksenlere aktarılır [95].

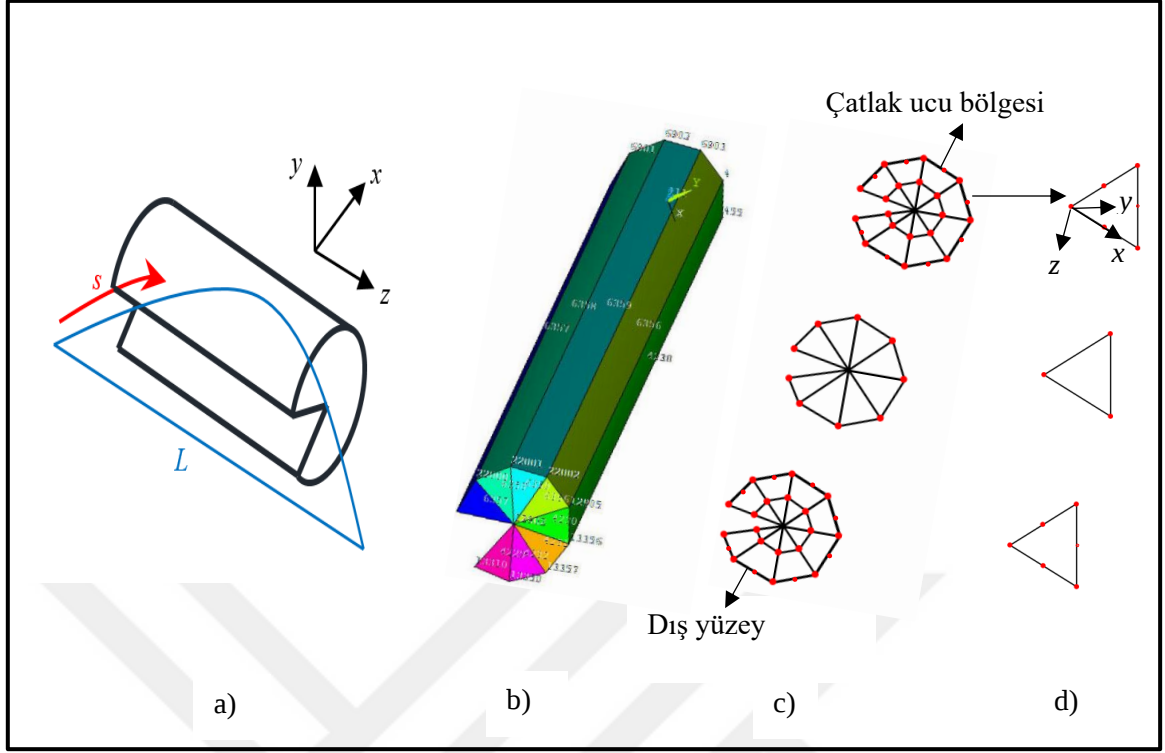
$$I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.68)$$

$$\delta_{1j} = \begin{cases} 1, & 1 = j \\ 0, & 1 \neq j \end{cases} \quad (4.69)$$

Şekil 4.14.a'da q , sanal çatlak uzantısını temsil etmekle birlikte, çatlak ucunda "1" ve incelenen hacmin dış yüzeyinde ise "0" değerini almaktadır. Daha açık olarak ifade etmek gerekir ise; Çatlak ucunda bulunan düğüm noktaları en fazla "1" değerini alırken, hacmin dış yüzeyinde bulunan düğüm noktaları ise "0" değerini almaktadır (Şekil 4.14.b). 15 adet düğüm noktasına sahip bir eleman için q , Denklem 4.70 ile hesaplanır [96].

$$q = \sum_{t=1}^{15} [N_t q_t] \quad (4.70)$$

Denklem 4.70'te; q_t , çatlak önü boyunca q fonksiyonunun değeri, N_t biçim fonksiyonu ve L ise incelenen hacmin kalınlığıdır (Şekil 4.14).



Şekil 4.14. Çatlak ucunda incelenen hacim; a) temsili genel görünüm, b) ANSYS APDL'deki görünümü, c) hacmin iskelet görünümü, d) bir elemandaki düğümlerin ayrıntılı görünümü

Denklem 4.71'de, $W^{(1,2)}$, $\sigma_{ij}^{(1)}$ ve $\varepsilon_{ij}^{(2)}$ sırasıyla, şekil değiştirme enerjisi yoğunluğunu, gerilmeyi ve şekil değiştirmeyi temsil etmektedir.

$$W^{(1,2)} = \sigma_{ij}^{(1)} \varepsilon_{ij}^{(2)} = \sigma_{ij}^{(2)} \varepsilon_{ij}^{(1)} \quad (4.71)$$

$$\varepsilon_{ij}^{(2)} = \frac{\partial u_j^{(2)}}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i^{(2)}}{\partial x_j} \quad (4.72)$$

Denklem 4.72'de, u_i , yer değiştirmelerdir. Yardımcı çözümler ((2)) için, K 'lar Tablo 4.1'deki gibi seçilir [96].

Tablo 4.1. Yardımcı çözümler için $K_{I,II,III}^{(2)}$ 'ün seçilmesi

ÇÖZÜM	K_I	K_{II}	K_{III}
(2a)	1	0	0
(2b)	0	1	0
(2c)	0	0	1

Bu K değerlerinin kullanılması ile, Denklem 4.67 ve 4.71'deki $\sigma^{(2)}$ ve $\varepsilon^{(2)}$ 'ler elde edilir ve bunların yardımı ile asıl GŞF'ler yani $K_{I,II,III}^{(1)}$ tespit edilir. $M^{(1,2a)}$, asıl $K_I^{(1)}$ 'i elde etmek için kullanılırken, aynı şekilde, $M^{(1,2b)}$ ile asıl $K_{II}^{(1)}$ ve $M^{(1,2c)}$ ile de asıl $K_{III}^{(1)}$ 'e ulaşılır (Denklem 4.73). σ 'lar ve u 'lar ise, yine (2) ile gösterilen yardımcı σ ve u 'lardır.

$$\begin{bmatrix} Im\left(S'_{26} - \left(\frac{\mu_1 + \mu_2}{\mu_1 \mu_2}\right) S'_{22}\right) & \frac{1}{2} Im\left(\mu_1 \mu_2 S'_{11} - \frac{1}{\mu_1 \mu_2} S'_{22}\right) & 0 \\ \frac{1}{2} Im\left(\mu_1 \mu_2 S'_{11} - \frac{1}{\mu_1 \mu_2} S'_{22}\right) & Im((\mu_1 + \mu_2) S'_{11} - S'_{16}) & 0 \\ 0 & 0 & \sqrt{S'_{44} S'_{55} - S'^2_{45}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} K_I^{(1)} \\ K_{II}^{(1)} \\ K_{III}^{(1)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{M^{(1,2a)}}{A_q} \\ \frac{M^{(1,2b)}}{A_q} \\ \frac{M^{(1,2c)}}{A_q} \end{Bmatrix} \quad (4.73)$$

Denklem 4.73'te, A_q sanal çatlak uzatma alanıdır ve Denklem 4.74 ile ifade edilir [96]. Daha açık bir şekilde ifade edilirse, düğümlerin hareketinden dolayı oluşan alandır.

$$A_q = \int_L q_t ds \quad (4.74)$$

Denklem 4.73'te yer alan μ_1, μ_2 düzlem gerilme uyum matrisinin dördüncü dereceden karakteristik denkleminin kökleridir ve bunlar Denklem 4.75'in çözülmesiyle elde edilir.

$$S'_{11} \mu^4 - 2S'_{16} \mu^3 + (2S'_{12} + S'_{66}) \mu^2 - 2S'_{26} \mu + S'_{22} = 0 \quad (4.75)$$

Denklem 4.76'nın çözümünden ise μ_3 bulunur.

$$S'_{44} \mu^2 - 2S'_{45} \mu + S'_{55} = 0 \quad (4.76)$$

Denklem 4.75 ve 4.76'da, S_{ij} ve S'_{ij} , S_{ijkl} ($i, j, k, l = 1, 2, 3$) malzeme esneklik (kompliyans) tensöründen türetilmiş niceliklerdir [97]. S_{ij} ($i, j = 1, \dots, 6$) katsayıları, elastik esneklik matrisi elemanlarıdır ve düzlem gerilme durumlarında kullanılır. $S'_{ij} = S_{ij} - (S_{i3} S_{3j} / S_{33})$ ise, indirgenmiş elastik esneklik katsayılarıdır ve düzlem şekil değiştirme durumlarında kullanılmaktadır. Bu katsayılar ortotropik malzemeler için hesaplanmalıdır. İzotropik malzemeler için ise Denklem 4.77'nin kullanılması yeterlidir.

$$\begin{bmatrix} \frac{2(1-\nu^2)}{E} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{2(1-\nu^2)}{E} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{2(1+\nu)}{E} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} K_I^{(1)} \\ K_{II}^{(1)} \\ K_{III}^{(1)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{M^{(1,2a)}}{A_q} \\ \frac{M^{(1,2b)}}{A_q} \\ \frac{M^{(1,2c)}}{A_q} \end{Bmatrix} \quad (4.77)$$

Kompozit malzemede fiber doğrultuları sonlu eleman modelinde ayrıca belirlenmiştir. ANSYS APDL'de eksen döndürme işlemleri için program içerisinde, lokal eksen tanımlaması yapılmıştır. Problemin genel sınır şartlarının uygulanması için ise global eksen takımı kullanılmıştır. GŞF

hesaplamaları yapılırken analiz sonucu elde edilen veriler matematik yazılımına aktarılarak Denklem 4.78 kullanılmış ve eksen takımı orijinal konumuna taşınmıştır.

$$\overline{[S]} = [R] \cdot [S_{ij}] \cdot [R]^T \quad (4.78)$$

Burada $\overline{[S]}$, hesaplamalarda kullanılan matristir. Malzeme yönlendirmesi yapılan modeller için, Denklem 4.79'daki 6x6'lık dönüşüm matrisi kullanılmıştır [97].

$$R = \begin{bmatrix} t_{11}^2 & t_{12}^2 & t_{13}^2 & t_{12}t_{13} & t_{13}t_{11} & t_{11}t_{12} \\ t_{21}^2 & t_{22}^2 & t_{23}^2 & t_{22}t_{23} & t_{23}t_{21} & t_{21}t_{22} \\ t_{31}^2 & t_{32}^2 & t_{33}^2 & t_{32}t_{33} & t_{33}t_{31} & t_{31}t_{32} \\ 2t_{21}t_{31} & 2t_{22}t_{32} & 2t_{23}t_{33} & t_{22}t_{33} + t_{23}t_{32} & t_{23}t_{31} + t_{21}t_{33} & t_{21}t_{32} + t_{22}t_{31} \\ 2t_{31}t_{11} & 2t_{32}t_{12} & 2t_{33}t_{13} & t_{32}t_{13} + t_{33}t_{12} & t_{33}t_{11} + t_{31}t_{13} & t_{31}t_{12} + t_{32}t_{11} \\ 2t_{11}t_{21} & 2t_{12}t_{22} & 2t_{13}t_{23} & t_{12}t_{23} + t_{13}t_{22} & t_{13}t_{21} + t_{11}t_{23} & t_{11}t_{22} + t_{12}t_{21} \end{bmatrix} \quad (4.79)$$

Denklem 4.79'un elde edilmesinde, Denklem 4.80'deki 3x3'lük döndürme matrisinden yararlanılmıştır.

$$t = \begin{bmatrix} C[\theta_z]C[\theta_y] - S[\theta_z]S[\theta_x]S[\theta_y] & -S[\theta_z]C[\theta_x] & C[\theta_z]S[\theta_y] + S[\theta_z]S[\theta_x]C[\theta_y] \\ S[\theta_z]C[\theta_y] + C[\theta_z]S[\theta_x]S[\theta_y] & C[\theta_z]C[\theta_x] & S[\theta_z]S[\theta_y] - C[\theta_z]S[\theta_x]C[\theta_y] \\ -C[\theta_x]S[\theta_y] & S[\theta_x] & C[\theta_x]C[\theta_y] \end{bmatrix} \quad (4.80)$$

Denklem 4.80'de, $C=\text{Cos}$ ve $S=\text{Sin}$ 'dür. θ_x , θ_y ve θ_z ise, Euler açılarıdır [17].

Yer değiştirmelerin hesaplanması

İzotropik durum için Denklem 4.81 kullanılırken, özel anizotropik durumlar için hesaplamalar Denklem 4.82 ile yapılır.

$$\begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{Bmatrix} = \frac{1}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \begin{bmatrix} \cos \frac{\theta}{2} (1 - 2\nu + \sin^2 \frac{\theta}{2}) & \sin \frac{\theta}{2} (2 - 2\nu + \cos^2 \frac{\theta}{2}) & 0 \\ \sin \frac{\theta}{2} (2 - 2\nu - \cos^2 \frac{\theta}{2}) & \cos \frac{\theta}{2} (-1 + 2\nu + \sin^2 \frac{\theta}{2}) & 0 \\ 0 & 0 & 2\sin \frac{\theta}{2} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} K_I^{(2)} \\ K_{II}^{(2)} \\ K_{III}^{(2)} \end{Bmatrix} \quad (4.81)$$

$$\begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{Bmatrix} = \sqrt{\frac{2r}{\pi}} \begin{bmatrix} K_I^{(2)} \text{Re} \left[\left(\frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \right) (\mu_1 p_2 Q_2 - \mu_2 p_1 Q_1) \right] + K_{II}^{(2)} \text{Re} \left[\left(\frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \right) (p_2 Q_2 - p_1 Q_1) \right] \\ K_I^{(2)} \text{Re} \left[\left(\frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \right) (\mu_1 q_2 Q_2 - \mu_2 q_1 Q_1) \right] + K_{II}^{(2)} \text{Re} \left[\left(\frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \right) (q_2 Q_2 - q_1 Q_1) \right] \\ K_{III}^{(2)} \text{Re} \left[\frac{Q_3}{S'_{45} - \mu_3 S'_{44}} \right] \end{bmatrix} \quad (4.82)$$

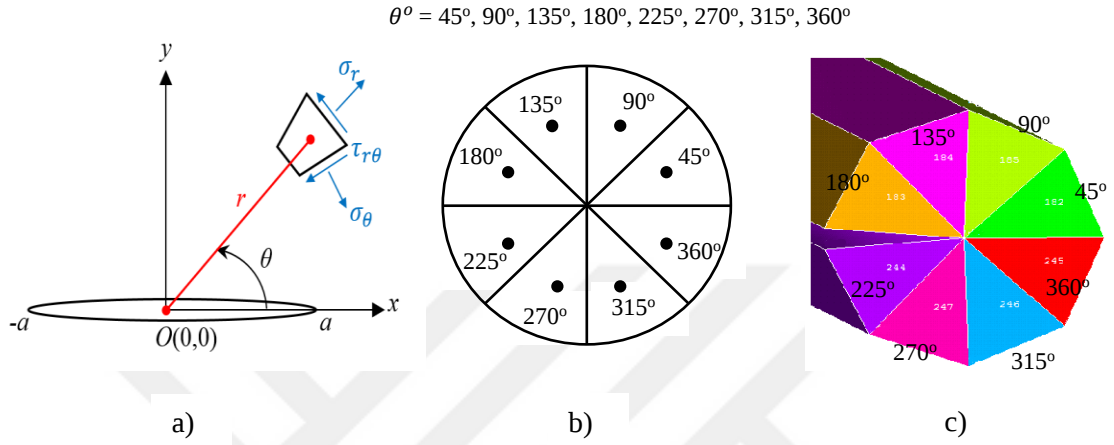
Denklem 4.81 ve 4.82'de, r ve θ , Şekil 4.15'teki gibi çatlak ucuna göre bir noktanın koordinatlarıdır. Denklem 4.82'deki μ_3 ise Denklem 4.76'nın çözümünden bulunur. Denklem 4.83'te, p_j ve q_j ;

$$p_j = S'_{11}\mu_j^2 - S'_{16}\mu_j + S'_{12}, \quad q_j = S'_{12}\mu - S'_{26} + S'_{22}\mu_j \quad (j = 1,2) \quad (4.83)$$

ile hesaplanır. Q_i ise;

$$Q_i = \sqrt{\cos \theta + \mu_i \sin \theta} \quad (i = 1, 2, 3) \quad (4.84)$$

tür.



Şekil 4.15. r ve θ 'nın gösterimi; a) çatlak ucuna göre bir noktanın koordinatları, b) θ 'nın değerleri, c) ANSYS APDL'de θ 'ya karşılık gelen çatlakın etrafındaki elemanlar

Bir eleman içerisindeki her integrasyon noktası için, standart sonlu elemanlar interpolasyonunu kullanarak, yer değiştirmeler Denklem 4.85'teki gibi hesaplanır;

$$\left[\frac{\partial u}{\partial x} \right] = [J]^{-1} \left[\frac{\partial N}{\partial \xi} \right] \{u\} \quad (4.85)$$

Denklem 4.85 ve 4.86'da, $[J]$, Jacobian matris olup incelenen fonksiyonun değişkenlere göre birinci kısmi türevlerini bulunduran kare veya dikdörtgen matristir. Jacobian matris kullanılarak yerel (lokal) koordinatlar ile ifade edilmiş bir fonksiyon ve parametre, doğal (global) koordinatlar cinsinden elde edilebilir ve Denklem 4.86 ile ifade edilir [98].

$$[J] = \left[\frac{\partial N}{\partial \xi} \right] \{x\} \quad (4.86)$$

Denklem 4.86'da; x eleman düğüm noktalarının koordinatlarını, ξ yerel eleman koordinatlarını, N biçim fonksiyonlarını temsil etmekte olup, N , eleman içindeki herhangi bir noktanın koordinatlarını ve yer değiştirmelerini, düğüm koordinatları ve yer değiştirmeleri cinsinden ifade etmek için kullanılır [73]. Gauss yöntemi kullanılarak, Denklem 4.67'de yer alan M -integral formülasyonu, Denklem 4.87'deki gibi toplam haline dönüşür [96].

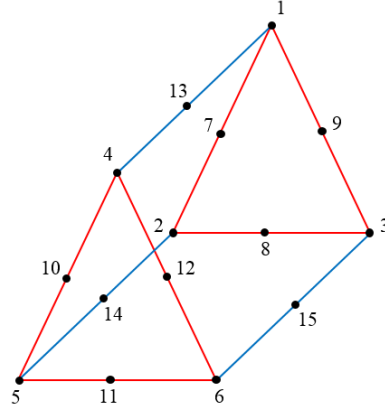
$$\begin{aligned}
M^{(1,2a)} &= \sum_{elem=1}^{\#elem} \sum_{gp=1}^{\#gp} w_{gp} |J_{gp}| \left(\sigma_{ij}^{(1)} \frac{\partial u_i^{(2a)}}{\partial x_1} + \sigma_{ij}^{(2a)} \frac{\partial u_i^{(1)}}{\partial x_1} - W^{(1,2a)} \delta_{1j} \right) \frac{\partial q}{\partial x_j} \\
M^{(1,2b)} &= \sum_{elem=1}^{\#elem} \sum_{gp=1}^{\#gp} w_{gp} |J_{gp}| \left(\sigma_{ij}^{(1)} \frac{\partial u_i^{(2b)}}{\partial x_1} + \sigma_{ij}^{(2b)} \frac{\partial u_i^{(1)}}{\partial x_1} - W^{(1,2b)} \delta_{1j} \right) \frac{\partial q}{\partial x_j} \\
M^{(1,2c)} &= \sum_{elem=1}^{\#elem} \sum_{gp=1}^{\#gp} w_{gp} |J_{gp}| \left(\sigma_{ij}^{(1)} \frac{\partial u_i^{(2c)}}{\partial x_1} + \sigma_{ij}^{(2c)} \frac{\partial u_i^{(1)}}{\partial x_1} - W^{(1,2c)} \delta_{1j} \right) \frac{\partial q}{\partial x_j}
\end{aligned} \tag{4.87}$$

Denklem 4.87’de, w_{gp} Tablo 4.2’de verilmiş olan Gauss integrasyon ağırlık katsayılarını, $|J_{gp}|$ integrasyon noktasında değerlendirilen Jacobian matris’in determinantını, x_1, x_2, x_3 global koordinatları, η_1, η_2, η_3 yerel eleman koordinatlarını temsil etmektedir.

Tablo 4.2. Gauss integrasyon için ağırlık katsayıları ve yerel eleman koordinatları [98].

Düğüm	η_1	η_2	η_3	Ağırlık Katsayıları
1	0.3333333333	0.3333333333	-0.7745696692	0.0625000000
2	0.0597158718	0.4701420641	-0.7745696692	0.0367761536
3	0.4701420641	0.0597158718	-0.7745696692	0.0367761536
4	0.4701420641	0.4701420641	-0.7745696692	0.0367761536
5	0.7974269854	0.1012865073	-0.7745696692	0.0367761536
6	0.1012865073	0.7974269854	-0.7745696692	0.0367761536
7	0.1012865073	0.1012865073	-0.7745696692	0.0367761536
8	0.3333333333	0.3333333333	0.0000000000	0.1000000000
9	0.0597158718	0.4701420641	0.0000000000	0.0588418457
10	0.4701420641	0.0597158718	0.0000000000	0.0588418457
11	0.4701420641	0.4701420641	0.0000000000	0.0588418457
12	0.7974269854	0.1012865073	0.0000000000	0.0559729691
13	0.1012865073	0.7974269854	0.0000000000	0.0559729691
14	0.1012865073	0.1012865073	0.0000000000	0.0559729691
15	0.3333333333	0.3333333333	0.7745696692	0.0625000000

ANSYS kullanılarak, elemanlara ayırma işlemi aşamasında Şekil 4.16'daki quadratik prizmatik eleman için 15 düğüm noktalı biçim fonksiyonları kullanılmıştır. Bu fonksiyonlar Denklem 4.88'de verilmiştir. Denklem 4.88'de, 13. düğüm noktası merkez olarak kabul edilmiştir.



Şekil 4.16. Quadratik prizmatik eleman

$$\begin{aligned}
 N_1 &= \frac{1}{2} (1 - 3\eta_1 - 3\eta_2 + 4\eta_1\eta_2 + 2\eta_1^2 + 2\eta_2^2) [\eta_3(\eta_3 - 1)] \\
 N_2 &= \frac{1}{2} [\eta_1(2\eta_1 - 1)] [\eta_3(\eta_3 - 1)] \\
 N_3 &= \frac{1}{2} [\eta_2(2\eta_2 - 1)] [\eta_3(\eta_3 - 1)] \\
 N_4 &= \frac{1}{2} (1 - 3\eta_1 - 3\eta_2 + 4\eta_1\eta_2 + 2\eta_1^2 + 2\eta_2^2) [\eta_3(\eta_3 + 1)] \\
 N_5 &= \frac{1}{2} [\eta_1(2\eta_1 - 1)] [\eta_3(\eta_3 + 1)] \\
 N_6 &= \frac{1}{2} [\eta_2(2\eta_2 - 1)] [\eta_3(\eta_3 + 1)] \\
 N_7 &= 2\eta_1(1 - \eta_1 - \eta_2) [\eta_3(\eta_3 - 1)] \\
 N_8 &= 2\eta_1\eta_2 [\eta_3(\eta_3 - 1)] \\
 N_9 &= 2\eta_2(1 - \eta_1 - \eta_2) [\eta_3(\eta_3 - 1)] \\
 N_{10} &= 2\eta_1(1 - \eta_1 - \eta_2) [\eta_3(\eta_3 + 1)] \\
 N_{11} &= 2\eta_1\eta_2 [\eta_3(\eta_3 + 1)] \\
 N_{12} &= 2\eta_2(1 - \eta_1 - \eta_2) [\eta_3(\eta_3 + 1)]
 \end{aligned} \tag{4.88}$$

$$N_{13} = (1 - 3\eta_1 - 3\eta_2 + 4\eta_1\eta_2 + 2\eta_1^2 + 2\eta_2^2)(1 - \eta_3^2)$$

$$N_{14} = [\eta_1(2\eta_1 - 1)](1 - \eta_3^2)$$

$$N_{15} = [\eta_2(2\eta_2 - 1)](1 - \eta_3^2)$$

Gerilmelerin hesaplanması

Gerilmelerin hesaplanmasında, izotropik malzemeler için Denklem 4.89 kullanılmaktadır.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \end{Bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \begin{bmatrix} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) & -\sin \frac{\theta}{2} \left(2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}\right) & 0 \\ \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) & \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} & 0 \\ \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} & \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) & 0 \\ 0 & 0 & \cos \frac{\theta}{2} \\ 0 & 0 & -\sin \frac{\theta}{2} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} K_I^{(2)} \\ K_{II}^{(2)} \\ K_{III}^{(2)} \end{Bmatrix} \quad (4.89)$$

Özel anizotropi durumu için ise, Denklem 4.90 kullanılır.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{23} \end{Bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \begin{bmatrix} K_I^{(2)} Re \left[\left(\frac{\mu_1 \mu_2}{\mu_1 - \mu_2} \right) \left(\frac{\mu_2}{Q_2} - \frac{\mu_1}{Q_1} \right) \right] + K_{II}^{(2)} Re \left[\left(\frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \right) \left(\frac{\mu_2^2}{Q_2} - \frac{\mu_1^2}{Q_1} \right) \right] \\ K_I^{(2)} Re \left[\left(\frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \right) \left(\frac{\mu_1}{Q_2} - \frac{\mu_2}{Q_1} \right) \right] + K_{II}^{(2)} Re \left[\left(\frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \right) \left(\frac{1}{Q_2} - \frac{1}{Q_1} \right) \right] \\ K_I^{(2)} Re \left[\left(\frac{\mu_1 \mu_2}{\mu_1 - \mu_2} \right) \left(\frac{1}{Q_1} - \frac{1}{Q_2} \right) \right] + K_{II}^{(2)} Re \left[\left(\frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \right) \left(\frac{\mu_1}{Q_1} - \frac{\mu_2}{Q_2} \right) \right] \\ -K_{III}^{(2)} Re \left[\frac{\mu_3}{Q_3} \right] \\ K_{III}^{(2)} Re \left[\frac{1}{Q_3} \right] \end{bmatrix} \quad (4.90)$$

σ_3 ise, bütün malzemeler için Denklem 4.91 ile hesaplanmıştır.

$$\sigma_3 = (S_{31}\sigma_1 + S_{32}\sigma_2 + S_{34}\sigma_{12} + S_{35}\sigma_{23} + S_{36}\sigma_{31})/S_{33} \quad (4.91)$$

4.6.6. Yer Değiştirme Korelasyon Metodu

DCM, bir sonlu elemanlar analiz tekniği olup GŞF değerini tahmin etmek için kullanılır. DCM, çatlak ucundaki tekil sonlu elemanlar modeli (Şekil 4.17) üzerindeki belirli konumlarda, sayısal sonuçların mevcut analitik çözümlerle ilişkilendirilmesinden oluşmaktadır [50]. Çatlak ucundaki yer değiştirmeleri ifade eden, çatlak açılma yer değiştirmesi (*COD*) ve çatlak kayma yer değiştirmesi (*CSD*) Denklem 4.92’de ve 4.93’te verilmiştir.

$$COD = K_I \sqrt{\frac{r}{\Delta b}} (4\Delta v_{34} - \Delta v_{56}) = \sqrt{\frac{r}{\Delta b}} [4(v_3 - v_4) - (v_5 - v_6)] \quad (4.92)$$

$$CSD = K_I \sqrt{\frac{r}{\Delta b}} (4\Delta u_{34} - \Delta u_{56}) = \sqrt{\frac{r}{\Delta b}} [4(u_3 - u_4) - (u_5 - u_6)] \quad (4.93)$$

$$u = K_I \sqrt{\frac{2r}{\pi}} \operatorname{Re} \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (\mu_1 q_2 - \mu_2 q_1) \right] + K_{II} \sqrt{\frac{2r}{\pi}} \operatorname{Re} \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (q_2 - q_1) \right] \quad (4.94)$$

$$v = K_I \sqrt{\frac{2r}{\pi}} \operatorname{Re} \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (\mu_1 p_2 - \mu_2 p_1) \right] + K_{II} \sqrt{\frac{2r}{\pi}} \operatorname{Re} \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (p_2 - p_1) \right] \quad (4.95)$$

r , x – eksenî boyunca çatlak ucundan olan mesafe olup, μ_1 ve μ_2 , Denklem 4.75’in çözümünden elde edilen pozitif hayali kısımlardır.

$$S_{11}\mu^4 - 2S_{16}\mu^3 + (2S_{12} + S_{66})\mu^2 - 2S_{26}\mu + S_{22} = 0 \quad (4.75)$$

54

$$K_I = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{2\pi}{\Delta b} \frac{D(4\Delta u_{34} - \Delta u_{56}) - B(4\Delta v_{34} - \Delta v_{56})}{AD - BC}} \quad (4.96)$$

$$K_{II} = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{2\pi}{\Delta b} \frac{A(4\Delta v_{34} - \Delta v_{56}) - C(4\Delta u_{34} - \Delta u_{56})}{AD - BC}} \quad (4.97)$$

Denklem 4.96'daki ve 4.97'deki, A, B, C, D katsayıları Denklem 4.98-4.101 ile hesaplanır.

$$A = Re \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (\mu_1 p_2 - \mu_2 p_1) \right] \quad (4.98)$$

$$B = Re \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (p_2 - p_1) \right] \quad (4.99)$$

$$C = Re \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (\mu_1 q_2 - \mu_2 q_1) \right] \quad (4.100)$$

$$D = Re \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (q_2 - q_1) \right] \quad (4.101)$$

4.7. Yerel Olmayan Gerilme Kırılması Kriteri

Ortotropik malzemelerin GŞF'lerinin doğruluğunu değerlendirmek için birçok kırılma kriteri (Wu [99], Leicester [100], Williams ve Birch [101], Hunt ve Croager [102], Mall vd. [103] vb.) vardır. Ancak literatür incelendiğinde yerel olmayan gerilme kırılması kriteri [52]'nin daha doğru sonuçlar verdiği, ayrıca farklı yönlendirme ve çatlak açılarına sahip numuneler için uygun olduğu görülmüştür. Bu kriter Denklem 4.102 ile ifade edilir.

$$\lambda_1 K_I^2 + \lambda_{12} K_I K_{II} + \lambda_2 K_{II}^2 = K^2 \quad (4.102)$$

Burada, λ_1, λ_{12} ve λ_2 çatlak eğim açısının (γ) trigonometrik fonksiyonlarını ifade eder ve Denklem 4.103-4.105 ile hesaplanır.

$$\lambda_1 = [(Z_{11} - Z_{21}) \cos^2 \gamma + Z_{31} \sin 2\gamma - Z_{11}]^2 + \frac{c_{12}}{c_1} [(Z_{11} - Z_{21}) 0.5 \sin 2\gamma - 2Z_{31} \cos^2 \gamma + Z_{31}]^2 \quad (4.103)$$

$$\lambda_{12} = [2(Z_{12} - Z_{22}) \cos^2 \gamma + 2Z_{32} \sin 2\gamma - 2Z_{12}] [2(Z_{11} - Z_{21}) \cos^2 \gamma + 2Z_{31} \sin 2\gamma - 2Z_{11}] + \frac{c_{12}}{c_1} [(Z_{12} - Z_{22}) \sin 2\gamma - 4Z_{32} \cos^2 \gamma + 2Z_{32}] [(Z_{11} - Z_{21}) \sin 2\gamma - 4Z_{31} \cos^2 \gamma + 2Z_{31}] \quad (4.104)$$

$$\lambda_2 = [(Z_{12} - Z_{22}) \cos^2 \gamma + Z_{32} \sin 2\gamma - Z_{12}]^2 + \frac{c_{12}}{c_1} [(Z_{12} - Z_{22}) 0.5 \sin 2\gamma - 2Z_{32} \cos^2 \gamma + Z_{32}]^2 \quad (4.105)$$

Denklem 4.103-4.105'te, $Z_{11} \dots Z_{32}$ ortotropik bir malzemede çatlak ucunun yakınındaki gerilme alanlarının asimptotik çözümündeki katsayılarıdır ve Denklem 4.106-4.111 ile hesaplanır.

$$Z_{11} = \text{Re} \left\{ \frac{\mu_1 \mu_2}{\mu_1 - \mu_2} \left[\frac{\mu_2}{\sqrt{\cos \phi + \mu_2 \sin \phi}} - \frac{\mu_1}{\sqrt{\cos \phi + \mu_1 \sin \phi}} \right] \right\} \quad (4.106)$$

$$Z_{12} = \text{Re} \left\{ \frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \left[\frac{(\mu_2)^2}{\sqrt{\cos \phi + \mu_2 \sin \phi}} - \frac{(\mu_1)^2}{\sqrt{\cos \phi + \mu_1 \sin \phi}} \right] \right\} \quad (4.107)$$

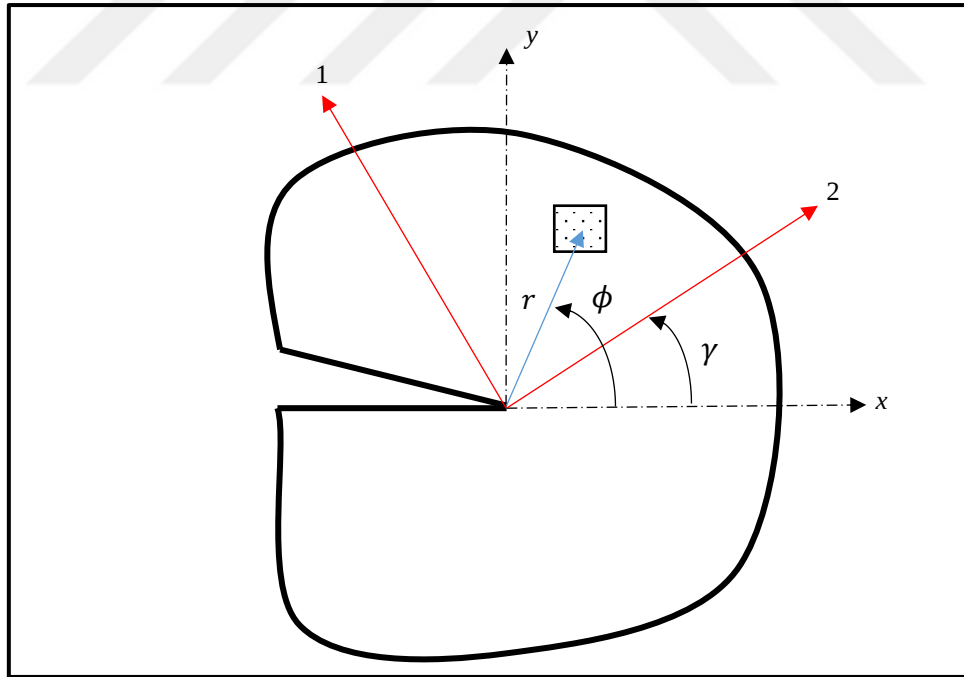
$$Z_{21} = \text{Re} \left\{ \frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \left[\frac{\mu_1}{\sqrt{\cos \phi + \mu_2 \sin \phi}} - \frac{\mu_2}{\sqrt{\cos \phi + \mu_1 \sin \phi}} \right] \right\} \quad (4.108)$$

$$Z_{22} = \text{Re} \left\{ \frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \left[\frac{1}{\sqrt{\cos \phi + \mu_2 \sin \phi}} - \frac{1}{\sqrt{\cos \phi + \mu_1 \sin \phi}} \right] \right\} \quad (4.109)$$

$$Z_{31} = \text{Re} \left\{ \frac{\mu_1 \mu_2}{\mu_1 - \mu_2} \left[\frac{1}{\sqrt{\cos \phi + \mu_1 \sin \phi}} - \frac{1}{\sqrt{\cos \phi + \mu_2 \sin \phi}} \right] \right\} \quad (4.110)$$

$$Z_{32} = \text{Re} \left\{ \frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \left[\frac{\mu_1}{\sqrt{\cos \phi + \mu_1 \sin \phi}} - \frac{\mu_2}{\sqrt{\cos \phi + \mu_2 \sin \phi}} \right] \right\} \quad (4.111)$$

Burada ϕ , sıradan çatlaklı bir yapıdaki yerel kutupsal koordinat sistemindeki (r, ϕ) açığı göstermektedir (Şekil 4.18). μ_1 ve μ_2 ise Denklem 4.75'in çözümünden elde edilen pozitif sanal köklerdir.



Şekil 4.18. Sıradan çatlaklı bir yapı

Denklem 4.103-4.105'teki c_{12} ve c_1 ise, normalin ortotropi düzleminde yönlendirilmiş mikro çatlaklar tarafından zayıflatılmış malzemeyi karakterize eden genişleme ve kayma uyumu olup Denklem 4.112 ile ifade edilir [104].

$$\frac{c_{12}}{c_1} = \left(\frac{K_{Ic}}{K_{IIc}} \right)^2 = \frac{E'_I}{E'_{II}} \quad (4.112)$$

Denklem 4.112’de, K_{Ic} ve K_{IIc} sırası ile Mod I ve Mod II kırılma tokluklarıdır. E'_I ve E'_{II} ise genelleştirilmiş elastisite modülleri olup Denklem 4.113 ve 4.114 kullanılarak hesaplanır [105].

$$E'_I = \left[\frac{c'_{11}c'_{22}}{2} \left[\sqrt{\frac{c'_{22}}{c'_{11}}} + \frac{2c'_{12}+c'_{66}}{2c'_{11}} \right] \right]^{-1/2} \quad (4.113)$$

$$E'_{II} = \left[\frac{c'^2_{11}}{2} \left[\sqrt{\frac{c'_{22}}{c'_{11}}} + \frac{2c'_{12}+c'_{66}}{2c'_{11}} \right] \right]^{-1/2} \quad (4.114)$$

Burada, C_{kl} ve C'_{kl} elastik özelliklere bağlı katsayılar olup Denklem 4.115 ile hesaplanır.

$$C'_{kl} = C_{kl} - (C_{k3}C_{l3})/C_{33} \quad (k, l = 1, 2) \quad (4.115)$$

5. MATERYAL VE METOT

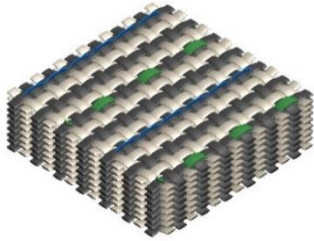
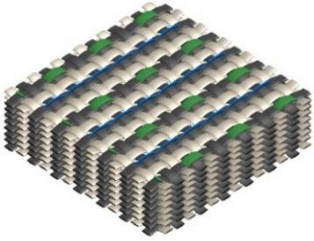
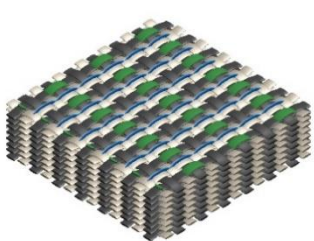
Bu bölüm deneysel çalışma ve sayısal çalışma olmak üzere iki ana bölümden oluşmaktadır.

5.1. Deneysel Çalışma

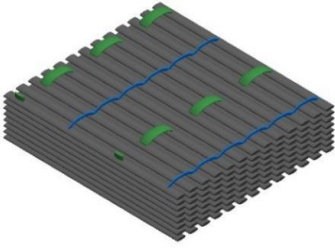
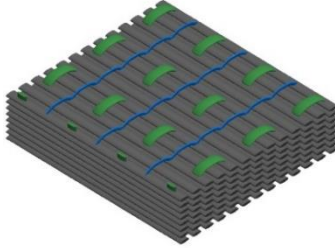
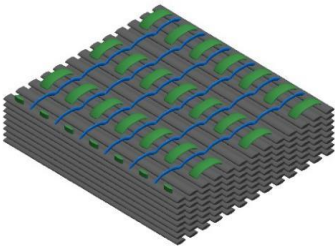
200 g/m² yoğunluğa sahip 3K düz dokuma karbon fiber ve UD (tek yönlü fiber-unidirectional) kumaşlar *Dost Kimya, İstanbul, Türkiye* firmasından satın alınmıştır. Matris malzemesi olarak *Carbomid, İstanbul, Türkiye* firmasından tedarik edilen CM152 epoksi reçine kullanılmıştır. Toplam 8 tabaka fiber kumaş aynı boyutlarda kesilerek üst üste yerleştirilmiş ve kumaşlar hem dikiş makinesi kullanılarak polyester iplikle, hem de karbon fiber iplikler ile yorgan iğnesi yardımıyla 1.25 mm, 2.5 mm ve 5 mm dikiş sıklığında farklı doğrultularda (boyuna, enine, çift doğrultuda) dikilmiştir. Ayrıca 5 mm dikiş sıklığı için farklı açılarda (0° ve 45°) hibrit bir dikiş yapılmıştır. Hibrit dikişte öncelikle polyester iplikle yapılan makine dikişi kullanılması tabakaların önceden birbirlerine tutturulması, el ile yapılan karbon fiber dikiş sırasında oluşabilecek kaymaların ve atlamaların önlenerek modellerin standart olarak hazırlanması amacıyla uygulanmıştır. Karbon fiber iplikler dikiş makinesinde tiftiklendiği ve koptuğu için kumaş tabakalarına elle uygulanmıştır. İplikler elle uygulanırken didiklenme olmaması için dikilecek tabaka boyuna ve enine göre kesilerek kullanılmıştır.

Yapılan dikişlerin 3D gösterimleri Tablo 5.1’de verilmiştir. Kompozit levhalar vakum infüzyon yöntemi kullanılarak *Fırat Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü Laboratuvarında* üretilmiştir.

Tablo 5.1. Hazırlanan 3D dikiş modelleri

Fiberlere paralel tek doğrultuda hibrit dikiş		
B5: Boyuna dikiş Dikiş aralığı: 5 mm	B2.5: Boyuna dikiş Dikiş aralığı: 2.5 mm	B1.25: Boyuna dikiş Dikiş aralığı: 1.25 mm
		
Fiberlere dik tek doğrultuda hibrit dikiş		
E5: Enine dikiş Dikiş aralığı: 5 mm	E2.5: Enine dikiş Dikiş aralığı: 2.5 mm	E1.25: Enine dikiş Dikiş aralığı: 1.25 mm

Fiberlere paralel ve dik çift doğrultuda hibrit dikiş		
Ç5: Çiftdoğrultuda dikiş Dikiş aralığı: 5 mm	Ç2.5: Çiftdoğrultuda dikiş Dikiş aralığı: 2.5 mm	Ç1.25: Çiftdoğrultuda dikiş Dikiş aralığı: 1.25 mm
Fiberlerle 45° açı yapan tek doğrultuda hibrit dikiş		
A5: Açılı dikiş Dikiş aralığı: 5 mm		
Fiberlerle 45° açı yapan çift doğrultuda hibrit dikiş		
ÇA5: Çiftdoğrultuda Açılı dikiş Dikiş aralığı: 5 mm		
Fiberlere dik tek doğrultuda enine hibrit dikiş (UD)		
E5; UD	E2.5; UD	E1.25; UD

Dikiş aralığı: 5 mm	Dikiş aralığı: 2.5 mm	Dikiş aralığı: 1.25 mm
		

Ayrıca, *Fırat Üniversitesi Kimya Mühendisliği Laboratuvarlarında* ham karbon fiber ipliğin silan ile de kaplanarak dikiş makinesinde dikilebilirliği araştırılmıştır. Bu amaç ile, literatürden [106] fiber ipliklerin silan ile kaplanmasına ilişkin aşamalar araştırılarak, kaplama işlemi gerçekleştirilmiştir. İlk olarak karbon fiber ipliğin ısı olarak temizlenmesi için fırın içerisinde bekletilmesi gerekmektedir. Bu amaçla uygun boyutta kesilmiş ve ipliğin fırından zarar görmeden çıkarılabilmesi için alüminyum folyo üzerinde yerleştirilmiştir (Şekil 5.1).



Şekil 5.1. Fırına yerleştirilecek karbon fiber ip

Hazırlanan iplik fırın içerisine yerleştirilmiş ve fırının sıcaklığı 450 °C'ye ayarlanarak 1.5 saat boyunca fırın içerisinde bekletilmiştir (Şekil 5.2). Ardından, saf suya asetik asit ilave edilerek saf suyun pH'ı 4.5 değerine getirilmiştir (Şekil 5.3). %0.5'i silan (Şekil 5.4) olacak şekilde hazırlanan bu çözelti manyetik karıştırıcıyla 15 dakika süresince karıştırılmıştır (Şekil 5.5). Çözelti içerisinde 1 saat süresince bekletilen iplik (Şekil 5.6) çözeltiden çıkarılarak fırın içerisinde 105 °C sıcaklıkta 30 dakika boyunca kurutulmuştur (Şekil 5.7).



Şekil 5.2. Kullanılan fırın ve numune



Şekil 5.3. pH'ı 4.5 değerine getirilmiş saf su



Şekil 5.4. Silan



Şekil 5.5. Manyetik karıştırıcı ile yapılan işlem



Şekil 5.6. Çözeltide bekletilen iplik



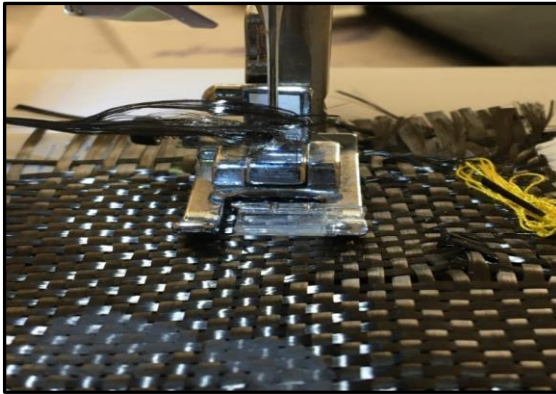
Şekil 5.7. Fırında bekletilen numune

Fırından çıkarılan ipliğin (Şekil 5.8), işlemden önceki haline göre daha sıkı bir yapı kazandığı gözlenmiştir.



Şekil 5.8. Fırından çıkarılan numune

Dikiş makinesiyle kumaşın dikilmesi amacıyla iplik masuraya yerleştirilmiş ve dikişin yapılması denenmiştir. Ancak dikiş makinesinde ipliğin didiklenmesi ve kopması durumu tekrar etmiştir (Şekil 5.9). Dikiş makinesi olarak, *Eren Makine, Hatay, Türkiye* firmasından satın alınan *Bernina Chicago-5* model kullanılmıştır.



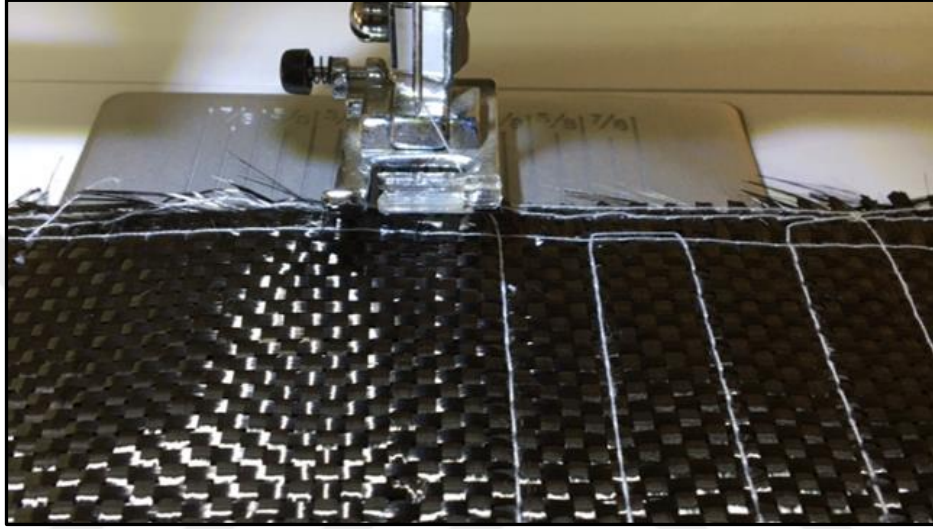
a)



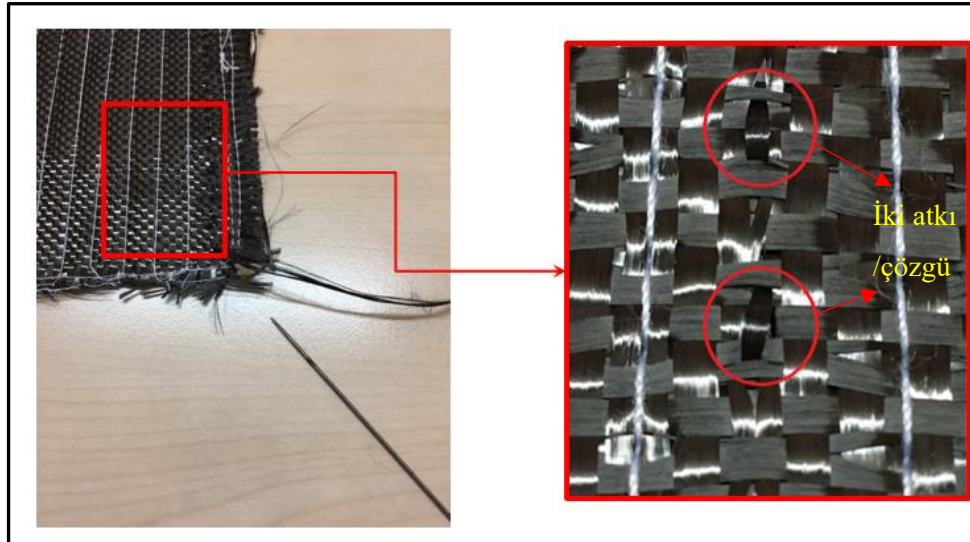
b)

Şekil 5.9. Dikiş makinesinde didiklenen karbon fiber ip; a) ipliğin iğne üzerinde didiklenmesi, b) ipliğin çağanozda didiklenmesi

Karbon fiber ipin silan ile kaplanmasının da dikiş makinesinde dikişin yapılmasına imkan sağlamadığı için hibrit dikiş yapılmıştır. Bu amaçla, ilk olarak üst üste konulan kumaşların etrafı polyester iplikle dikilmiş (Şekil 5.10) sonrasında ise iki polyester dikişin ortasından elle fiber dikiş yapılarak hibrit dikiş (Şekil 5.11) elde edilmiştir. Dikişlerin standart olması amacıyla dikiş makinesi adım aralığı 4.5 mm'ye ayarlanmıştır. Elde edilen dikiş yönteminde bu adım aralığı kumaştaki iki atkı ve/veya iki çözgü arasındaki mesafeye karşılık gelmektedir (Şekil 5.11).



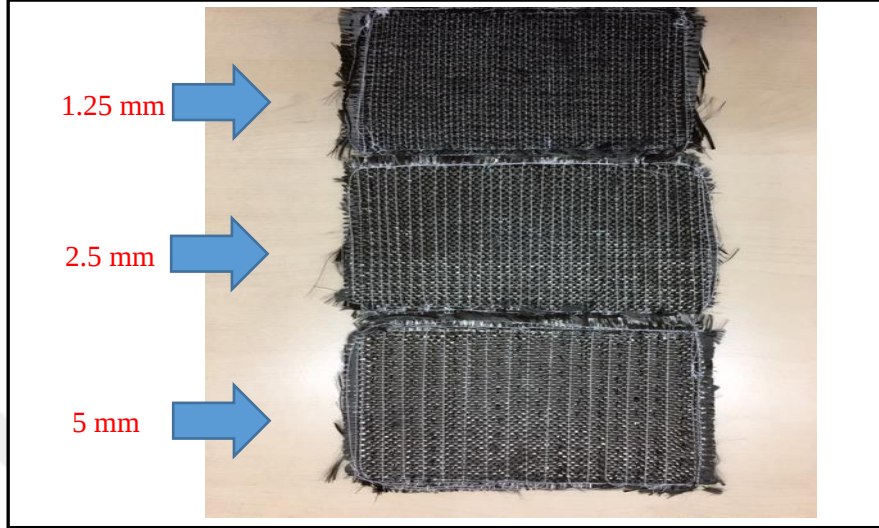
Şekil 5.10. Kumaşların dikiş makinesi kullanılarak polyester ipliklerle dikilmesi



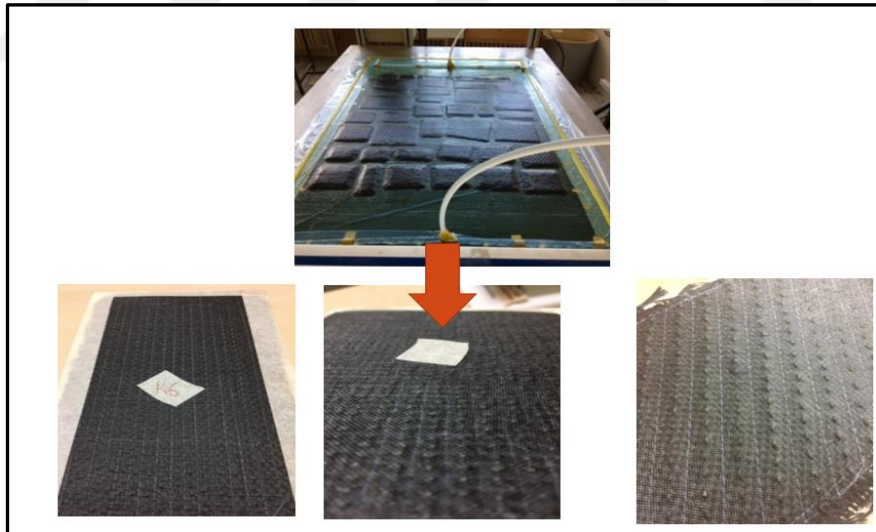
Şekil 5.11. Hibrit dikiş

Şekil 5.12'deki gibi dikilmiş karbon fiber kumaşlardan plakaların üretilmesi işlemi (Şekil 5.13), 2 Pa basınçta 24 saat boyunca maksimum 100°C sıcaklıkta gerçekleştirilmiştir. Üretimin

başlangıcından maksimum sıcaklık seviyesine ulaşılan kadar geçen süre 15 dakikadır. Maksimum sıcaklıktan sonra plakalar, plakaların sıcaklığı 22°C'ye ulaşana kadar 24 saat vakum ortamında tutulmuştur.



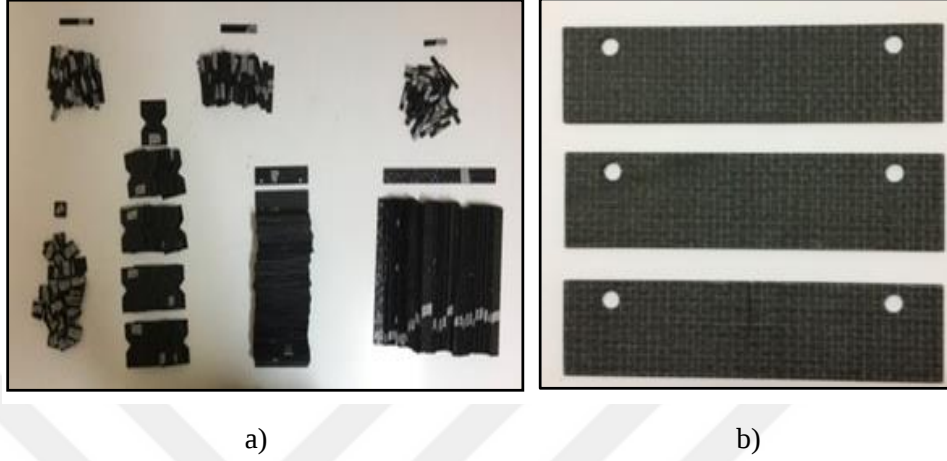
Şekil 5.12. Hibrit dikiş işlemi sonunda elde edilen farklı dikiş yoğunluğundaki 3D kumaşlar



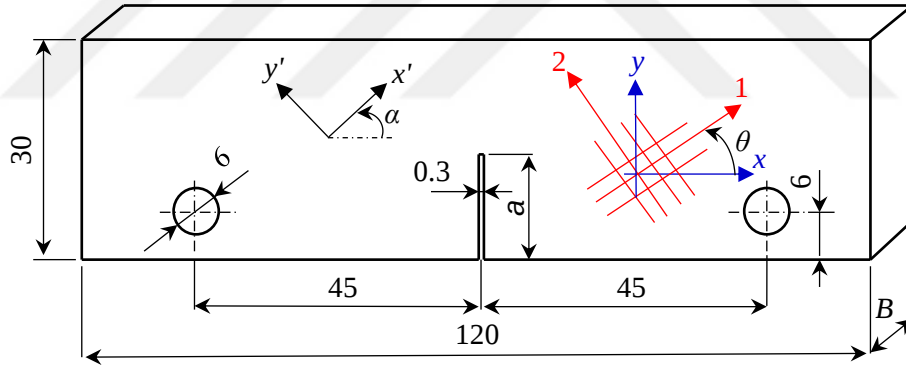
Şekil 5.13. Vakum infüzyon yöntemi kullanılarak üç boyutlu plakaların üretilmesi

ASTM E1922 standardının [107] gerektirdiği ölçülerde numuneler su jeti ile, *CT, İstanbul, Türkiye* firması tarafından kesilmiştir. Kesimden gelen numunelere (Şekil 5.14), Şekil 5.15'te verilen ölçüdeki numunelere çatlaklar açılırken, *Proxxon* marka dekupaj testere kullanılmıştır (Şekil 5.16). Numunelerdeki çatlak boyları $a=15, 16, 17$ ve 18 mm'dir. Çatlak doğrultuları $\alpha=15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ ve 90° dir. $[\theta]_8$ tabaka dizilimine sahip numuneler için fiber takviye açıları ise $\theta=0^\circ, 15^\circ,$

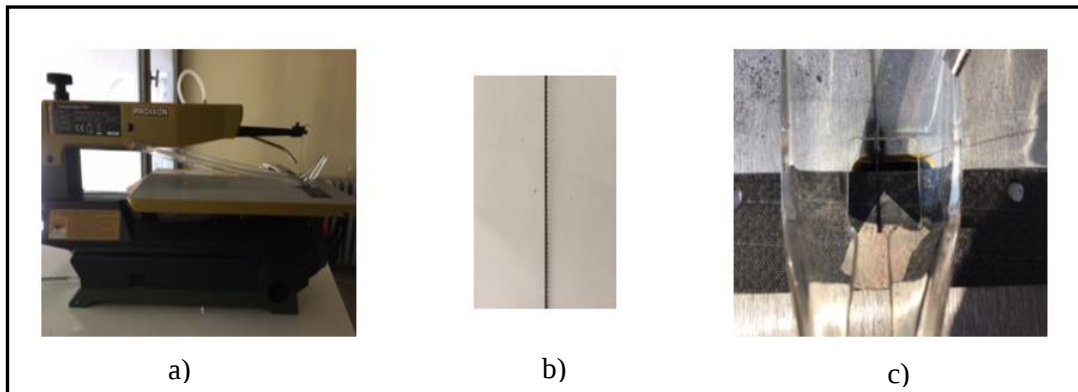
30° ve 45°'dir. Testlerde kullanılan diğer tabaka dizimleri ise sırasıyla $[0_2^{\circ}/45_4^{\circ}/0_2^{\circ}]$, $[0^{\circ}/45^{\circ}]_4$ ve $[45_2^{\circ}/0_4^{\circ}/45_2^{\circ}]$ 'dir. Hazırlanan kompozit levhaların üretim sonrası kalınlıkları Tablo 5.2'de verilmiştir.



Şekil 5.14. Kesimden gelen numuneler; a) su jeti kesim işleminden gelen numunelerin toplu gösterimi, b) kırılma test numuneleri



Şekil 5.15. Translaminar test numunesinin ölçüleri



Şekil 5.16. Çatlak açılması düzeneği; a) dekupaj testere, b) testere bıçağı, c) numunelere çatlak açılması

Tablo 5.2. Numunelerin ölçüleri

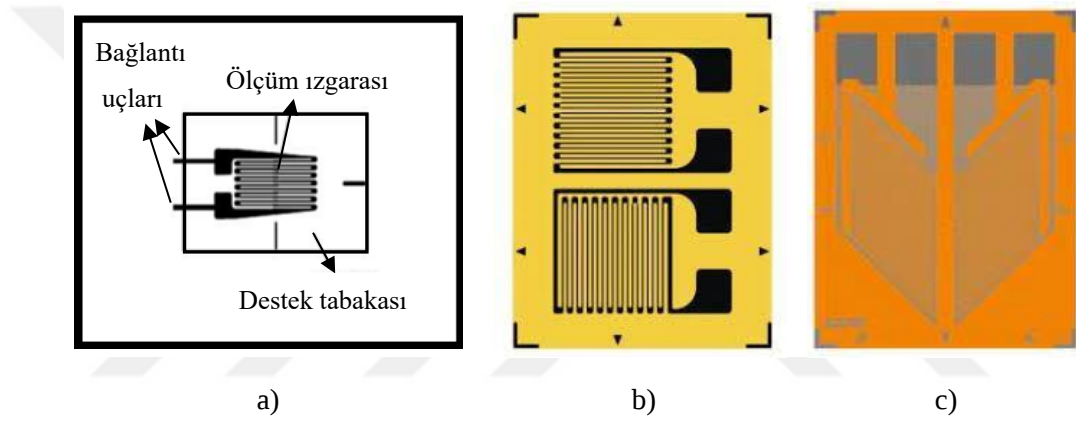
	Model*	Tabaka dizilimi	Çatlak uzunluğu a (mm)	Numune uzunluğu L (mm)	Numune genişliği W (mm)	Numune kalınlığı B (mm)
Dikişsiz numuneler	[15°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	[15°] ₈	15	120	30	2
	[30°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	[30°] ₈	15	120	30	2
	[45°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	[45°] ₈	15	120	30	2
	[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=15^\circ$	[0°] ₈	15	120	30	2
	[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=30^\circ$	[0°] ₈	15	120	30	2
	[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=45^\circ$	[0°] ₈	15	120	30	2
	[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	[0°] ₈	15	120	30	2
	[0°] ₈ ; $a=16$; $\alpha=90^\circ$	[0°] ₈	16	120	30	2
	[0°] ₈ ; $a=17$; $\alpha=90^\circ$	[0°] ₈	17	120	30	2
	[0°] ₈ ; $a=18$; $\alpha=90^\circ$	[0°] ₈	18	120	30	2
	[0 ₂ °/45 ₄ °/0 ₂ °]	[0 ₂ °/45 ₄ °/0 ₂ °]	15	120	30	2
	[0°/45°] ₄	[0°/45°] ₄	15	120	30	2
	[45 ₂ °/0 ₄ °/45 ₂ °]	[45 ₂ °/0 ₄ °/45 ₂ °]	15	120	30	2
	D ;UD	[0°] ₈	15	120	30	1.4
Dikişli numuneler	E1.25 ; UD	[0°] ₈	15	120	30	1.7
	E2.5 ; UD	[0°] ₈	15	120	30	1.6
	E5 ; UD	[0°] ₈	15	120	30	1.6
	Ç1.25	[0°] ₈	15	120	30	2
	Ç2.5	[0°] ₈	15	120	30	1.8
	Ç5	[0°] ₈	15	120	30	2.5
	B1.25	[0°] ₈	15	120	30	2
	B2.5	[0°] ₈	15	120	30	2
	B5	[0°] ₈	15	120	30	2
	E1.25	[0°] ₈	15	120	30	1.8
	E2.5	[0°] ₈	15	120	30	1.835
	E5	[0°] ₈	15	120	30	1.83
	A5	[0°] ₈	15	120	30	1.99
	ÇA5	[0°] ₈	15	120	30	2.1

*E: Enine dikiş, B: Boyuna dikiş, D: Dikişsiz, Ç: Çift doğrultuda dikiş, UD: Tek doğrultulu fiber, a : Çatlak boyu, α : Çatlak açısı, A: Açılı dikiş, ÇA: Çift doğrultuda açılı dikiş.

Numunelerin mekanik özelliklerini tespit etmek için birim şekil değişimi ölçer (strain gauge)'ler kullanılmıştır. Birim şekil değişimi ölçerler, küçük kesitli iletken bir telin tekrarlı olarak sarılıp yerleştirilmesiyle oluşturulmuştur. Yükün uygulanmasıyla birlikte, üzerine yapıştırılan parça ile birlikte deformasyona uğrayan birim şekil değişimi ölçerlerin üzerindeki tellerin çapı da değişir. Çapı değişen tellerin ve dolayısıyla tel üzerinden geçen voltajın değeri de değişir. Değişen

voltaj değerleri, veri toplama cihazının kullanılması ile ölçülerek tellerdeki ve dolayısıyla üzerine yapıştırılan parçadaki şekil değişimi ölçülmüş olur. Elde edilen şekil değişimi değerleri elastisite teorisinin bilinen denklemlerinde kullanılmasıyla ölçülen şekil değişimi gerilmeye dönüştürülür. Şekil 5.17’de düz (0° açılı), poisson (0° ve 90° açılı), kayma (45° ve -45° açılı) birim şekil değişimi ölçerler gösterilmiştir.

Birim şekil değişimi ölçerler numuneler üzerine yapıştırılmadan önce yapışma yüzeyinin düz ve pürüzsüz olması amacıyla 400° ’lük zımpara kullanılarak zımparalama yapılmış olup, ardından asidik ve nötrleştirici sıvılar (Şekil 5.18) sırasıyla ve ayrı ayrı uygulanmak suretiyle yumuşak bir beze dökülerek numuneler silinmiştir.



Şekil 5.17. Birim şekil değişimi ölçerler; a) düz, b) Poisson, c) kayma



Şekil 5.18. a) Yapıştırıcı ve yüzey hazırlama sıvıları, b) veri okuma cihazı

Yapıştırma işleminde ise, japon yapıştırıcısı kullanılmıştır. Birim şekil değişimi ölçerlerden ve ekstansometreden verileri okumak için Şekil 5.18'deki dört kanallı veri okuma cihazı kullanılmıştır. Veri okuma cihazı bilgisayara yüklenen yazılım aracılığıyla ölçüm sonuçlarını excel formatında vermektedir.

Birim şekil değişimi ölçerlerin yapıştırılmış görünümleri Şekil 5.19'da verilmiştir. Kayma modülünü bulmak için kullanılan birim şekil değişimi ölçerler 45° açılı olarak üretildiğinden dolayı numunelere düz olarak yapıştırılmışlardır.



a)



b)

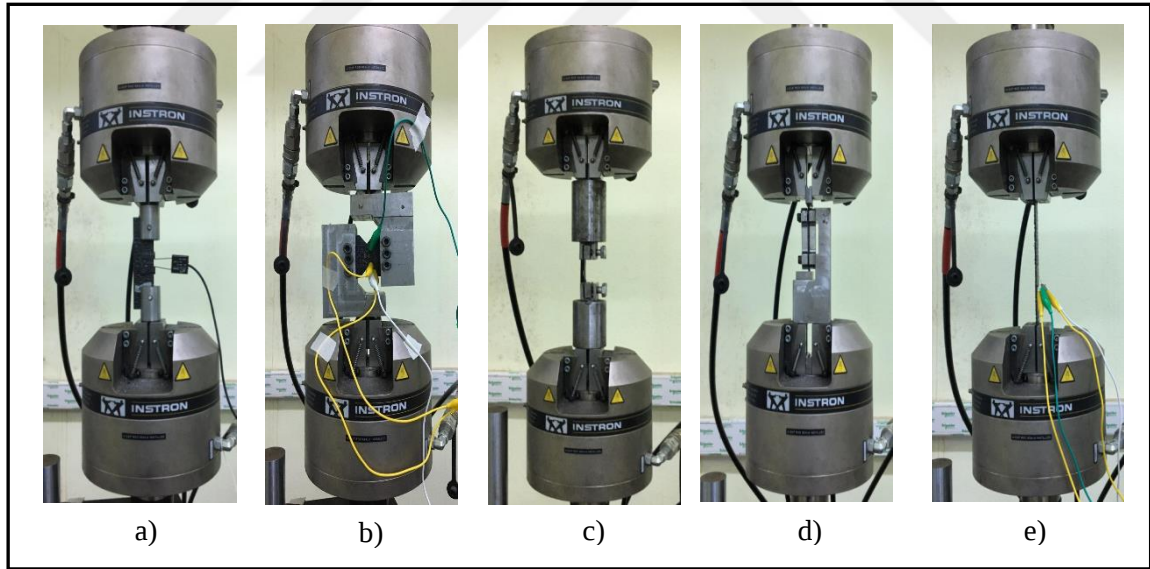
Şekil 5.19. Numunelere yapıştırılmış birim şekil değişimi ölçerler; a) ASTM D3039 numunesi, b) ASTM 7078 numunesi

Hazırlanan numuneler, *Dicle Üniversitesi, Makine Mühendisliği Laboratuvarında* bulunan 100 kN kapasiteye sahip *INSTRON BS8801* marka universal çekme test cihazında kırılma testine tabi tutulmuştur. Kırılma testi için yapılacak *M*-integral, DCM ve ilerlemeli hasar analizlerinde malzemenin mekanik özelliklerine ihtiyaç duyulmaktadır. Tablo 5.3'te, numuneler kullanılarak yapılan testler verilmiştir. Yapılan testler ise Şekil 5.20'de gösterilmiştir.

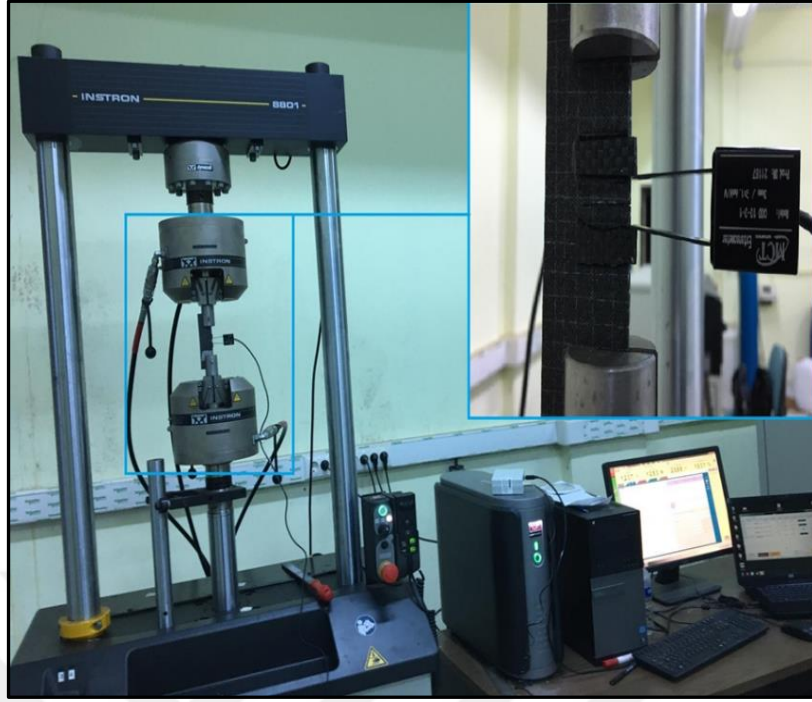
Yordam Test, İstanbul, Türkiye, firmasından tedarik edilen birim şekil değişimi ölçerler ile numunelerdeki şekil değiştirme oranı değerleri belirlenmiştir. Çatlak açılması için ise, *MCT* marka *COD 10-3-1* model ekstansometre kullanılmıştır. Kırılma testine ait deney düzeneği Şekil 5.21'de verilmiştir.

Tablo 5.3. Yapılan testler ve tespit edilen özellikler

Sembol	Özellik	Test	Birim
E_a, E_b, E_c	a, b ve c doğrultularındaki elastisite modülleri		MPa
ν_{ab}	$a - b$ düzlemi için poisson oranı	ASTM-3039	-
ν_{bc}	$b - c$ düzlemi için poisson oranı		
ν_{ca}	$c - a$ düzlemi için poisson oranı	ASTM-7291	
G_{ab}	$a - b$ düzlemi için kayma modülü	ASTM-D7078	MPa
G_{bc}	$b - c$ düzlemi için kayma modülü		
G_{ca}	$c - a$ düzlemi için kayma modülü	ASTM-D2344	
S_{aT}	a doğrultusundaki çekme dayanımı	ASTM-3039	MPa
S_{bT}	b doğrultusundaki çekme dayanımı		
S_{cT}	Kalınlık doğrultusundaki çekme dayanımı	ASTM-7291	
S_{aC}	a doğrultusundaki basma dayanımı	ASTM-D3410	MPa
S_{bC}	b doğrultusundaki basma dayanımı		
S_{ab}	$a - b$ düzlemi için matris modü kayma dayanımı	ASTM-D7078	
S_{bc}	$b - c$ düzlemi için matris modü kayma dayanımı	ASTM-D3846	MPa
S_{ca}	$c - a$ düzlemi için matris modü kayma dayanımı		

**Şekil 5.20.** Testleri yapılan numuneler; a) ASTM E1922 [107] numunesi, b) ASTM 7078 [108] numunesi, c) ASTM D3410 [109] numunesi, d) ASTM D3846 [110] numunesi, e) ASTM D3039 [111] numunesi

Ekstansometrenin numune üzerinde deney boyunca sabit kalabilmesi için numune üzerine ekstra kompozit parçalar epoksi yapıştırıcı ile yapıştırılmıştır. Deneyler her bir numune tipi için üç kez tekrarlanmıştır.



Şekil 5.21. Deney düzeneği

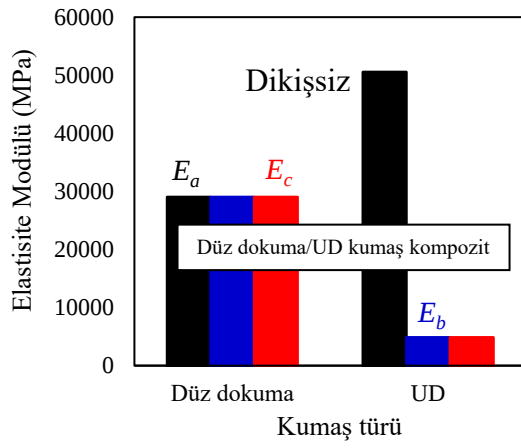
Her bir numune için yük, yer değiştirme ve çatlak ucu açılma miktarları deney süresince kaydedilmiştir. Elde edilen kritik yük değerine göre GŞF'lerin deneysel olarak hesaplanması için Denklem 5.1 kullanılmıştır [107].

$$K_c = \left[\frac{P_{kritik}}{BW^{1/2}} \right] \frac{\left(\frac{a}{W} \right)^{1/2} \left[1.4 + \frac{a}{W} \right] \left[(3.97 - 10.88 \left(\frac{a}{W} \right) + 26.25 \left(\frac{a}{W} \right)^2 - 38.9 \left(\frac{a}{W} \right)^3 + 30.15 \left(\frac{a}{W} \right)^4 - 9.27 \left(\frac{a}{W} \right)^5] \right]}{\left[1 - \left(\frac{a}{W} \right) \right]^{3/2}} \quad (5.1)$$

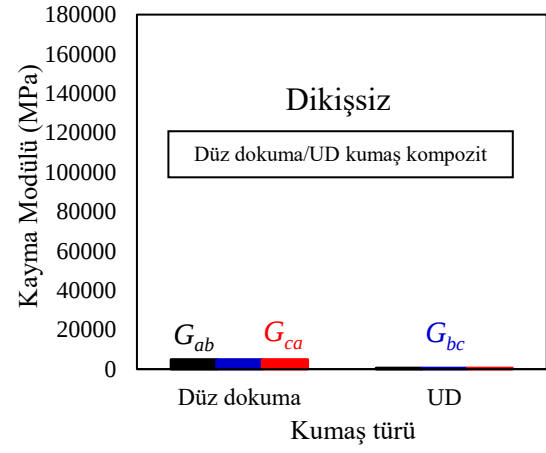
Burada; K_c kritik GŞF veya kırılma tokluğu ($\text{MPa mm}^{1/2}$), P_{kritik} maksimum kritik hasar yükü (N), a çatlak boyu (mm), W numune genişliği (mm), B numune kalınlığı (mm)'dir (Şekil 5.15).

Şekil 5.20'deki testlerin yapılması sonucunda elde edilen mekanik özellikler Şekil 5.22-5.27'de grafikler halinde verilerek yorumlanmıştır.

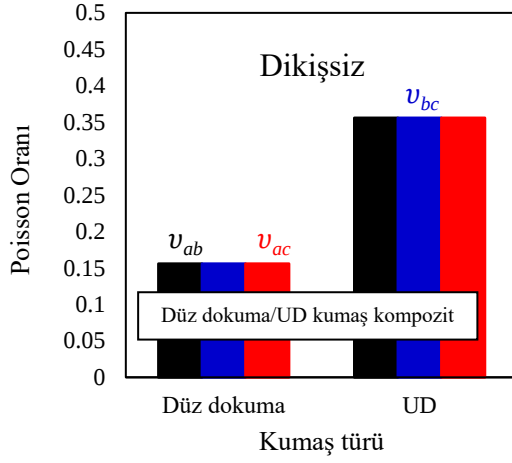
Şekil 5.22'ye göre, dikişsiz UD numunede, mekanik özellikleri $E_a = E_b = E_c = 29023 \text{ MPa}$, $G_{ab} = G_{bc} = G_{ca} = 4900 \text{ MPa}$, $\nu_{ab} = \nu_{bc} = \nu_{ac} = 0.156$, $S_{aT} = S_{bT} = 166 \text{ MPa}$, $S_{ac} = S_{bc} = 149.4 \text{ MPa}$, $S_{ab} = 74.2 \text{ MPa}$ ve $S_{bc} = S_{ac} = 56.5 \text{ MPa}$ olan dikişsiz düz dokuma numuneye göre; E_a %74.2 artarken, E_b ve E_c %83.3 azalmıştır. ν_{ab} , ν_{bc} ve ν_{ac} ise %128 artış göstermiştir. G_{ab} , G_{bc} , G_{ca} 'da %736 azalış olurken, S_{aT} 'de %190 artış, S_{bT} 'de %93.5, S_{ac} 'de %10.5, S_{bc} 'de %84.9, S_{ab} 'de %62.7 azalış, S_{ca} 'da %15.9 artış ve S_{bc} 'de %58.5 azalış olduğu görülmüştür.



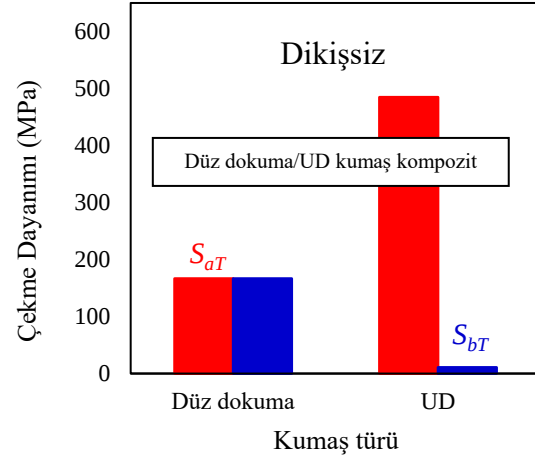
a)



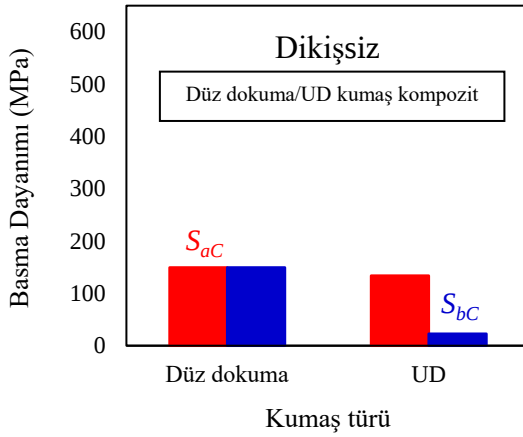
b)



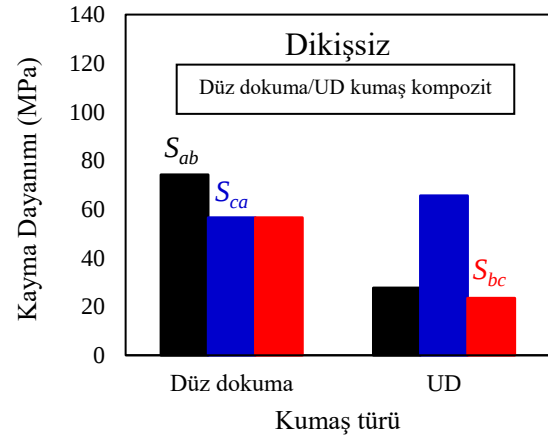
c)



d)

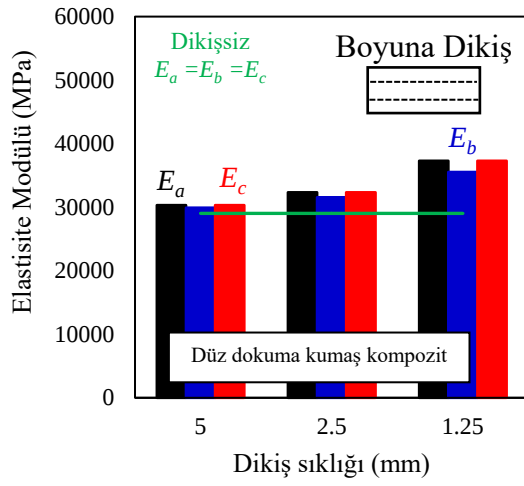


e)

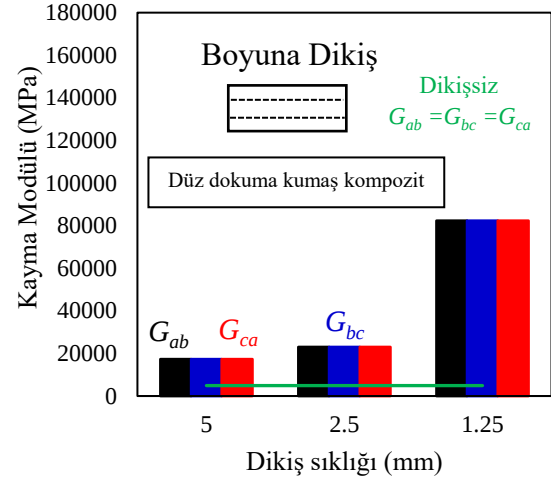


f)

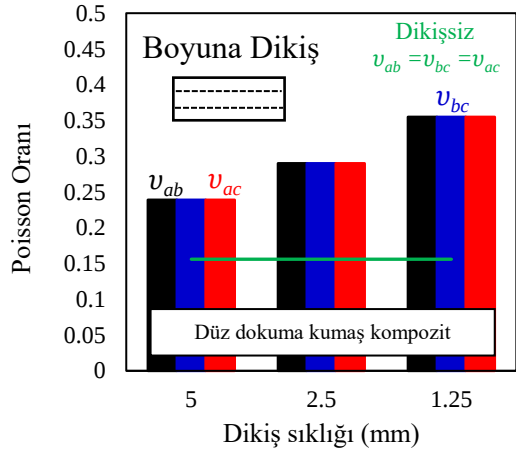
Şekil 5.22. Dikişsiz düz dokuma ve UD numunelerin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının değişimi



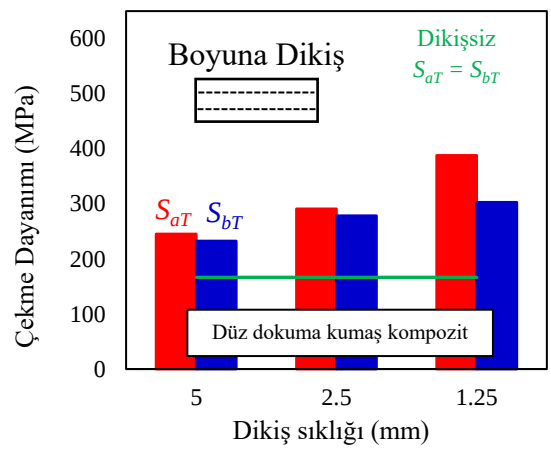
a)



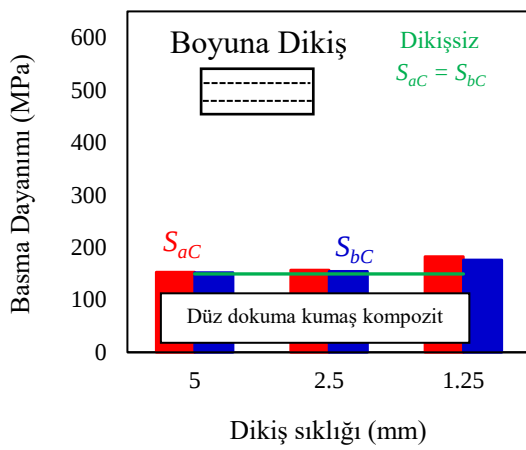
b)



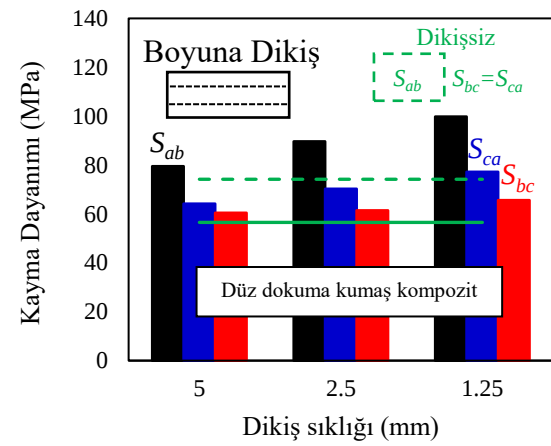
c)



d)

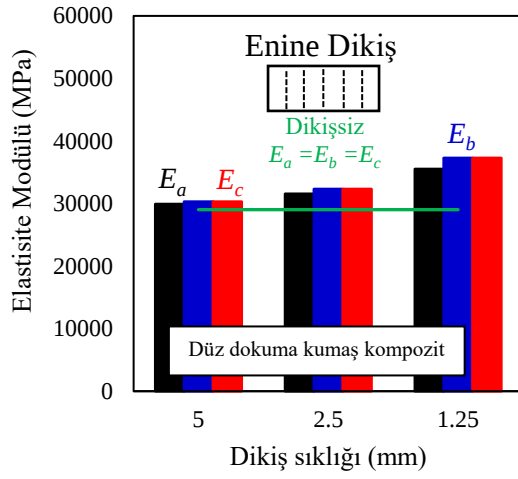


e)

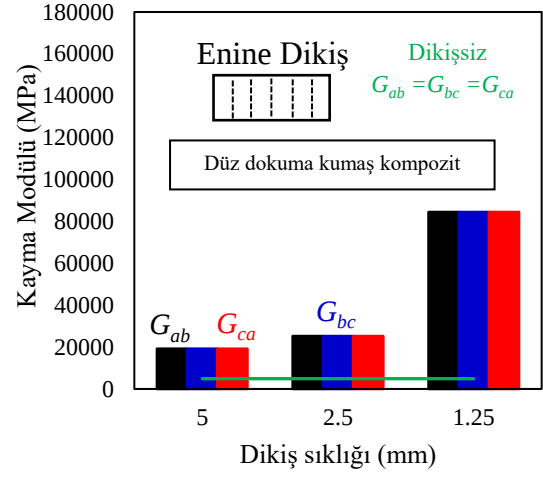


f)

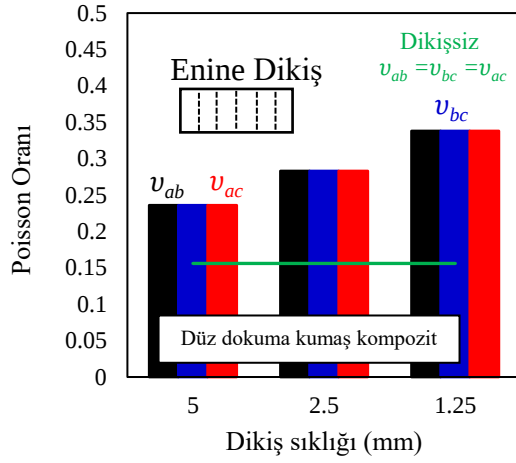
Şekil 5.23. Boyuna dikilmiş düz dokuma numunelerinin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının dikiş sıklığı ile değişimi



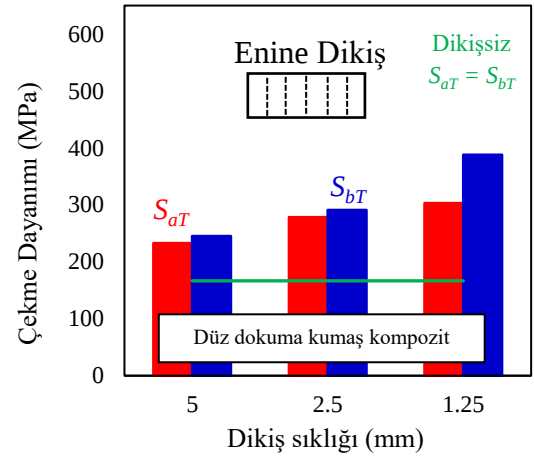
a)



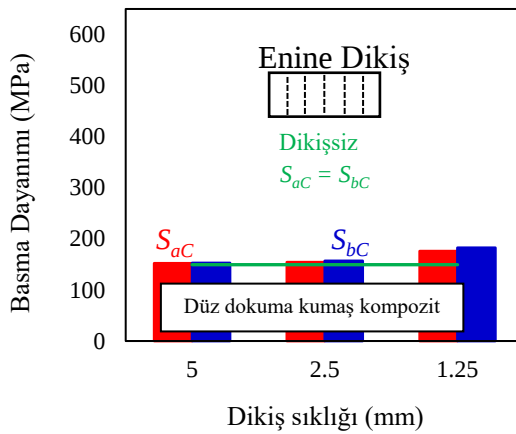
b)



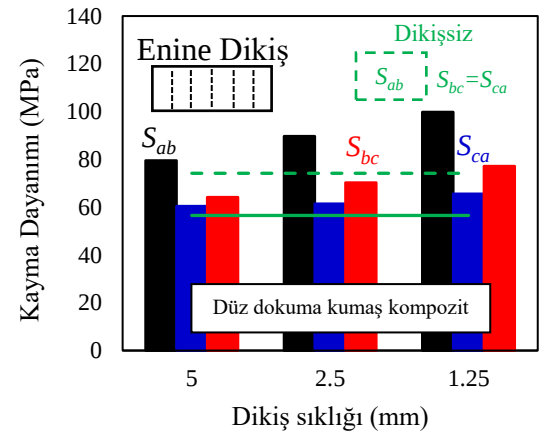
c)



d)

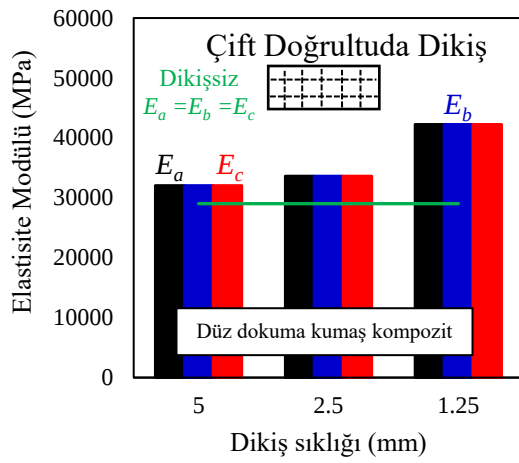


e)

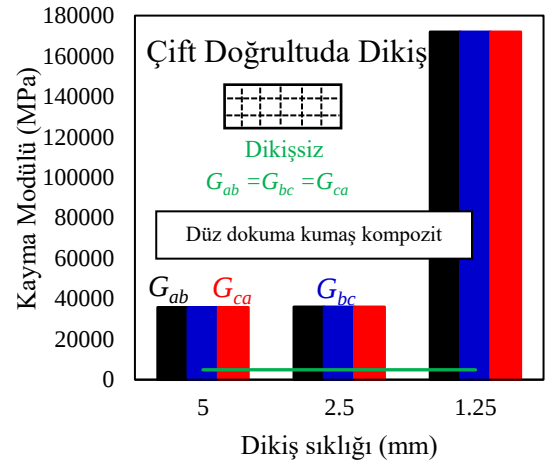


f)

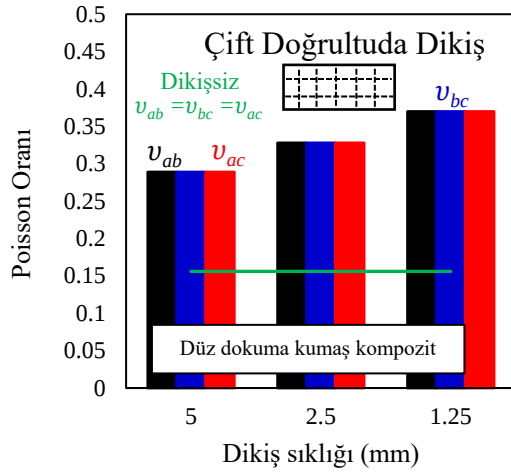
Şekil 5.24. Enine dikilmiş düz dokuma numunelerinin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının dikiş sıklığı ile değişimi



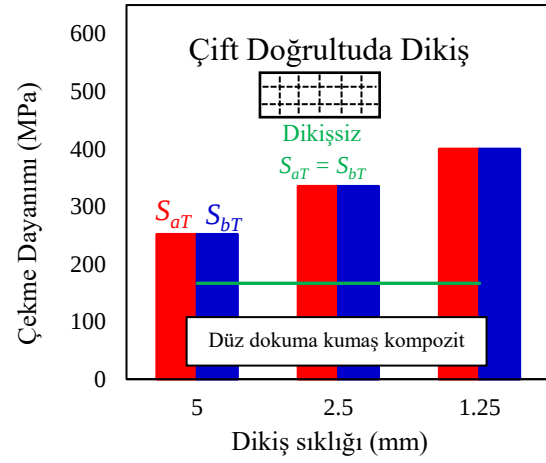
a)



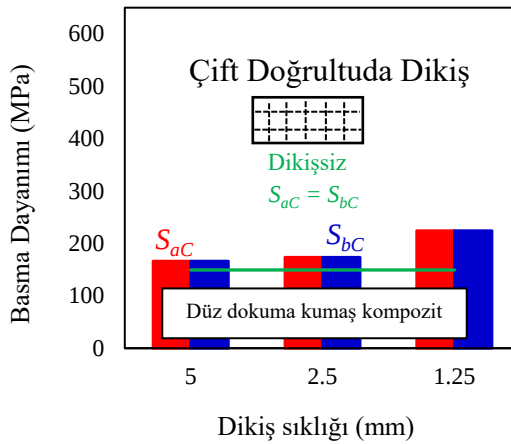
b)



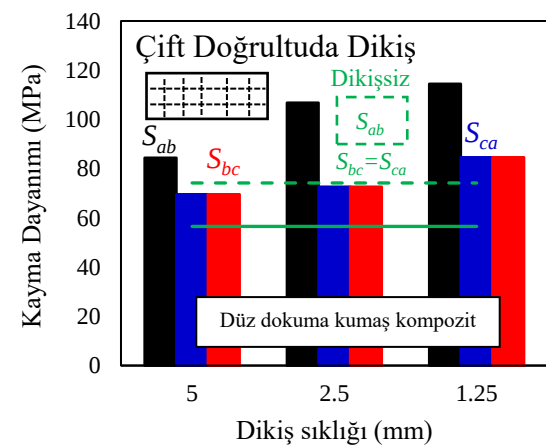
c)



d)

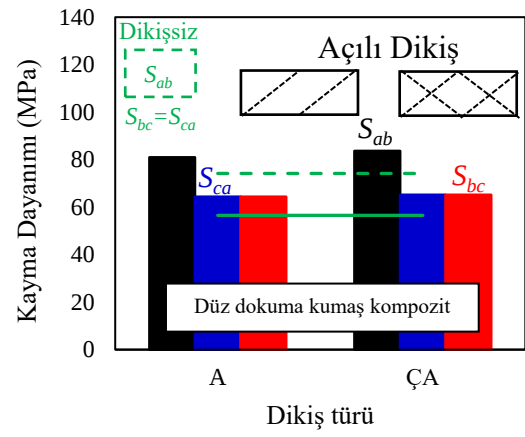
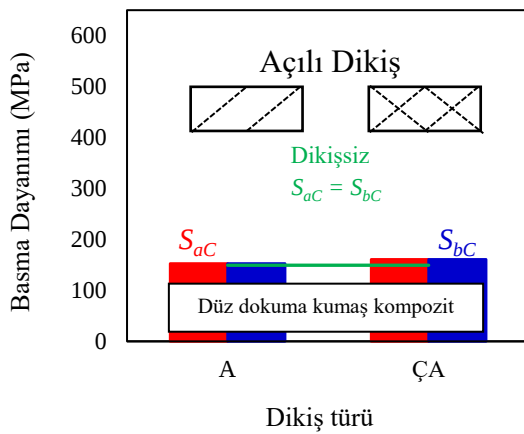
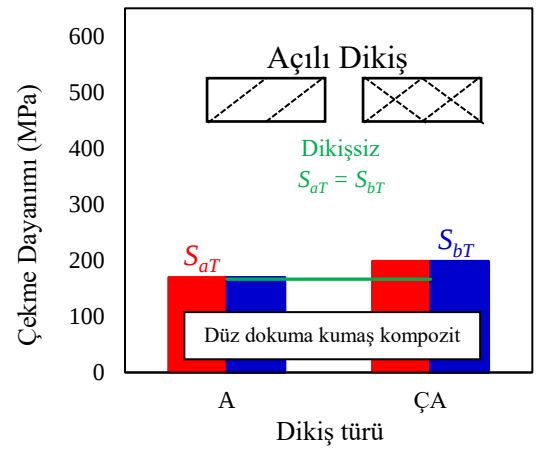
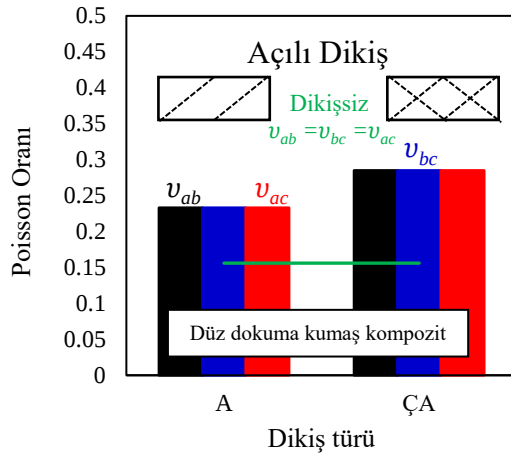
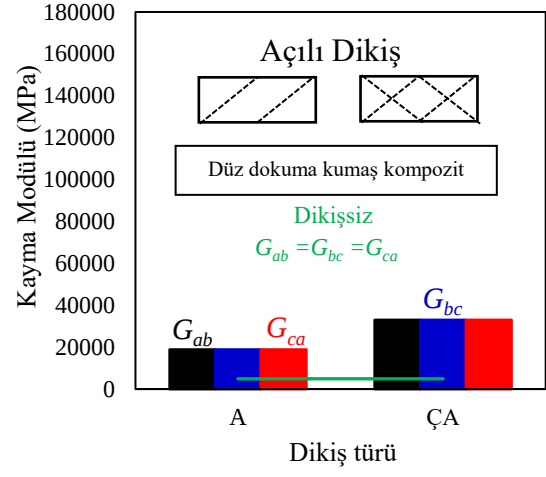
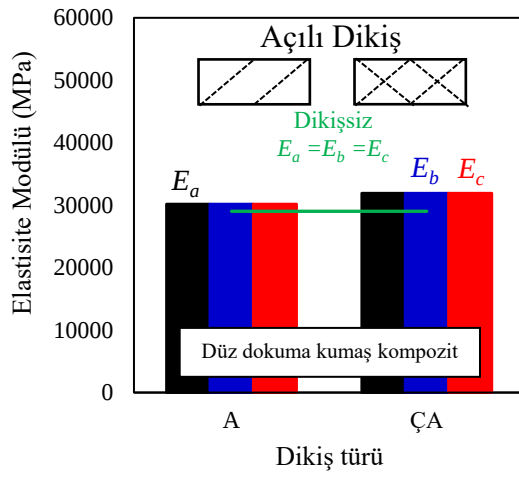


e)

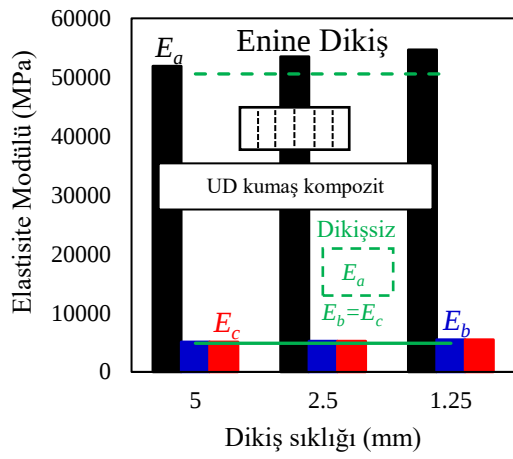


f)

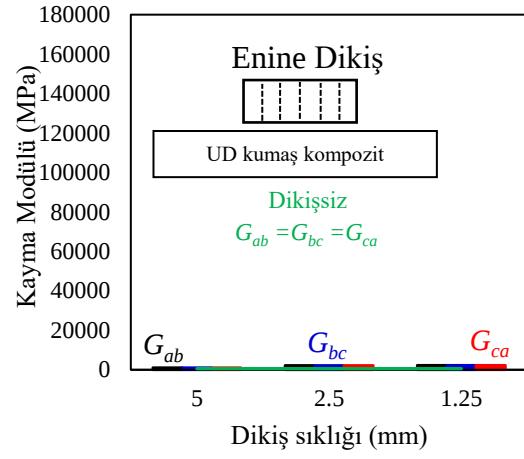
Şekil 5.25. Çift doğrultuda dikilmiş düz dokuma numunelerin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının dikiş sıklığı ile değişimi



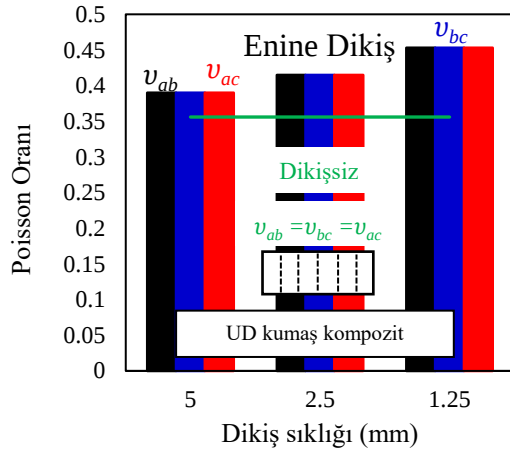
Şekil 5.26. Açılı dikilmiş düz dokuma numunelerin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının dikiş sıklığı ile değişimi



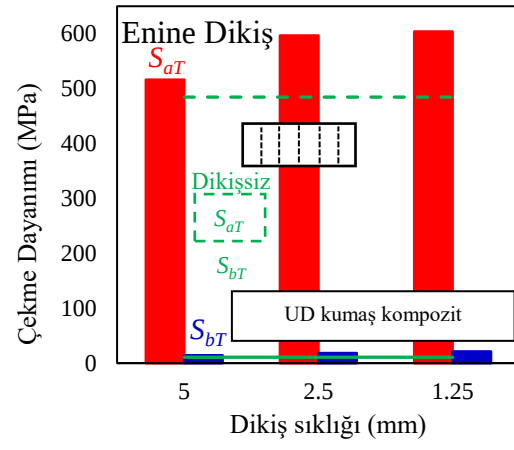
a)



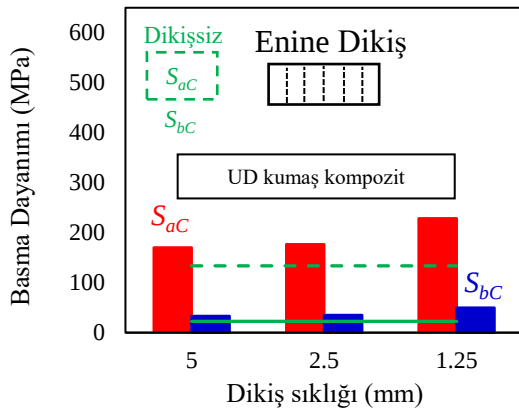
b)



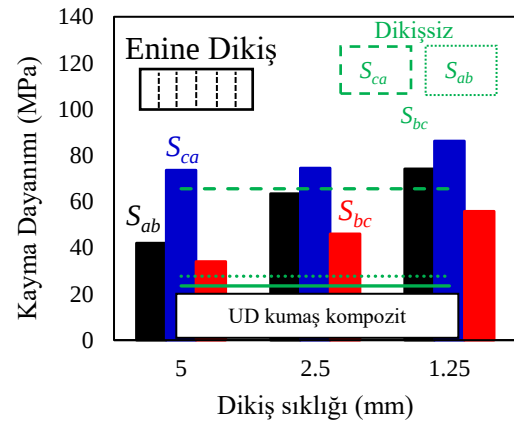
c)



d)



e)



f)

Şekil 5.27. Enine dikilmiş UD numunelerin; a) elastisite modüllerinin, b) kayma modüllerinin, c) Poisson oranlarının, d) çekme dayanımlarının, e) basma dayanımlarının, f) kayma dayanımlarının dikiş sıklığı ile değişimi

Şekil 5.23'te, boyuna dikilmiş düz dokuma numunelerin mekanik özelliklerinin dikiş sıklığıyla değişimi verilmiştir. Buna göre; Dikişsiz düz dokuma numune ($[0^0]_8$; $a=15$; $\alpha=90^0$)'ye kıyasla mekanik özellikler dikişle ve dikiş sıklığının artmasıyla artış göstermiştir. Boyuna dikiş uygulamasıyla mekanik özelliklerdeki en büyük artış 1.25 mm sıklığındaki dikişte olmuştur. Bu dikiş sıklığında, E_a ve E_c %28.5, E_b %22.4 artmıştır. v_{ab} , v_{bc} ve v_{ac} ise %128 artış göstermiştir. G_{ab} , G_{bc} , G_{ca} 'da artış %1580 olurken, S_{aT} 'de %133, S_{bT} 'de %81.8, S_{ac} 'de %22.1, S_{bc} 'de %17.9, S_{ab} 'de %34.6, S_{ca} 'da %36.5 ve S_{bc} 'de %16.0 olmuştur. Boyuna dikiş sıklığındaki %100 oranında bir artışın ise E_a ve E_c 'de %~11.0, E_b 'de %~9.03, v_{ab} , v_{bc} ve v_{ac} 'de %~21.9, G_{ab} , G_{bc} , G_{ca} 'da %~145, S_{aT} 'de %~26.0, S_{bT} 'de %~14.2, S_{ac} 'de %~9.48, S_{bc} 'de %~7.77, S_{ab} 'de %~12.1, S_{ca} 'da %~9.67 ve S_{bc} 'de %~4.21 oranında artışa sebep olduğu görülmektedir.

Enine dikilmiş düz dokuma numunelerin mekanik özelliklerinin dikiş sıklığıyla değişimini gösteren Şekil 5.24'e göre; Dikişle ve enine dikiş sıklığının artmasıyla mekanik özelliklerde artış görülmüştür. Bu artış en fazla 1.25 mm dikiş sıklığında görülmüş olup, dikişsize göre; E_a %22.4, E_b ve E_c %28.5 artmıştır. v_{ab} , v_{bc} ve v_{ac} ise %116 artış göstermiştir. G_{ab} , G_{bc} , G_{ca} 'da artış %1624 olurken, S_{aT} 'de %81.8, S_{bT} 'de %133, S_{ac} 'de %17.9, S_{bc} 'de %22.1, S_{ab} 'de %34.6, S_{ca} 'da %16.0 ve S_{bc} 'de %36.5'tir. Enine dikiş sıklığının %100 oranında artmasıyla ise E_a %~9.03, E_b ve E_c %~11.0, v_{ab} , v_{bc} ve v_{ac} %~19.7, G_{ab} , G_{bc} , G_{ca} %~133, S_{aT} %~14.2, S_{bT} %~26.0, S_{ac} %~7.77, S_{bc} %~9.48, S_{ab} %~12.1, S_{ca} %~4.21 ve S_{bc} %~9.67 oranında artmıştır.

Şekil 5.25'te çift doğrultuda dikiş sıklığıyla mekanik özelliklerin değişimi verilmiştir. Buna göre; Dikiş uygulamasıyla ve çift doğrultuda dikiş sıklığı arttıkça mekanik özellikler artmıştır. Dikişsize göre en büyük artış ise, 1.25 mm sıklıkta çift doğrultuda dikişte gerçekleşmiş olup, E_a , E_b ve E_c %45.6 artmıştır. v_{ab} , v_{bc} ve v_{ac} ise %137 artış göstermiştir. G_{ab} , G_{bc} , G_{ca} 'da artış %3410 olurken, S_{aT} ve S_{bT} 'de %140, S_{ac} ve S_{bc} 'de %50.2, S_{ab} 'de %54.3, S_{ca} ve S_{bc} 'de %49.6 olmuştur. Çift doğrultuda uygulanan dikiş sıklığındaki %100 oranındaki artış ile ise E_a , E_b ve E_c %~15.3, v_{ab} , v_{bc} ve v_{ac} %~13.2, G_{ab} , G_{bc} , G_{ca} %~189, S_{aT} ve S_{bT} %~26.3, S_{ac} ve S_{bc} %~16.8, S_{ab} %~16.9, S_{ca} ve S_{bc} %~10.4 artmıştır.

45° açılı dikiş ile mekanik özelliklerin değişiminin verildiği Şekil 5.26'ya göre; Dikiş ile ve açılı dikiş uygulaması ile mekanik özelliklerde artış görülmüştür. En yüksek artış ise dikişin çift doğrultuda 45° açıyla uygulanması durumunda görülmüş olup, dikişsize göre; E_a , E_b ve E_c %9.99 artmıştır. v_{ab} , v_{bc} ve v_{ac} ise %82.7 artış göstermiştir. G_{ab} , G_{bc} , G_{ca} 'da artış %574 olurken, S_{aT} ve S_{bT} 'de %19.3, S_{ac} ve S_{bc} 'de %7.60, S_{ab} 'de %12.8, S_{ca} ve S_{bc} 'de %15.3 olmuştur. Tek doğrultuda açılı dikişten çift doğrultuda açılı dikişe geçilmesi durumunda ise artış E_a , E_b ve E_c 'de %~5.73, v_{ab} , v_{bc} ve v_{ac} 'de %~22.3, G_{ab} , G_{bc} , G_{ca} 'da %~74.6, S_{aT} ve S_{bT} 'de %~17.0, S_{ac} ve S_{bc} 'de %~5.35, S_{ab} 'de %~3.32, S_{ca} ve S_{bc} 'de %~1.31 olmuştur.

Şekil 5.27'de, enine dikilmiş UD numunelerin mekanik özelliklerinin dikiş sıklığıyla değişimi görülmektedir. UD numunelerde de düz dokuma numunelerde olduğu gibi dikişle ve dikiş

sıklığının artmasıyla mekanik özellikler artmıştır. Bu artış en fazla 1.25 mm dikiş sıklığında görülmüş olup, dikişsiz UD numune (**D**; UD)’ye göre, E_a %8.11, E_b ve E_c %12.9 artmıştır. ν_{ab} , ν_{ac} ve ν_{bc} ise %27.3 artış göstermiştir. G_{ab} , G_{bc} , G_{ca} ’da artış %292 olurken, S_{aT} ’de %24.7, S_{bT} ’de %97.4, S_{ac} ’de %70.9, S_{bc} ’de %121, S_{ab} ’de %168, S_{ca} ’da %31.5 ve S_{bc} ’de %138’dir. UD numunelerde enine dikiş sıklığının %100 oranında artmasıyla E_a %~2.65, E_b ve E_c %~3.89, ν_{ab} , ν_{bc} ve ν_{ac} %~7.79, G_{ab} , G_{bc} , G_{ca} %~58.1, S_{aT} %~8.40, S_{bT} %~22.8, S_{ac} %~16.5, S_{bc} %~24.1, S_{ab} %~34.0, S_{ca} %~8.44 ve S_{bc} %~28.3 oranında artmıştır.

Sonuçlar, literatürde dikişli numuneler için yapılmış çalışmaları destekler nitelikte olup, dikişsiz UD numunede çekme doğrultusundaki elastisite modülü ve Poisson oranı dikişsiz düz dokuma numuneye göre artarken, kayma modülü ise azalmıştır [112]. Ayrıca, elastisite modülü [113] dikiş ile ve dikiş sıklığının [114, 115] artmasıyla artmaktadır. Boyuna dikişe ait elastisite modülü enine dikişten yüksektir [116] ve aynı sıklıktaki dikişler için açılı dikişlerin elastisite modülü enine dikişlerden yüksek boyuna dikişlerden ise düşüktür [116]. Poisson oranı dikiş uygulamasıyla [116] ve dikiş sıklığının artması ile artmaktadır [115]. Kayma modülü [117], kayma dayanımı [118, 119], basma dayanımı [120], çekme dayanımı [39, 114, 115] ise dikiş sıklığıyla artmaktadır.

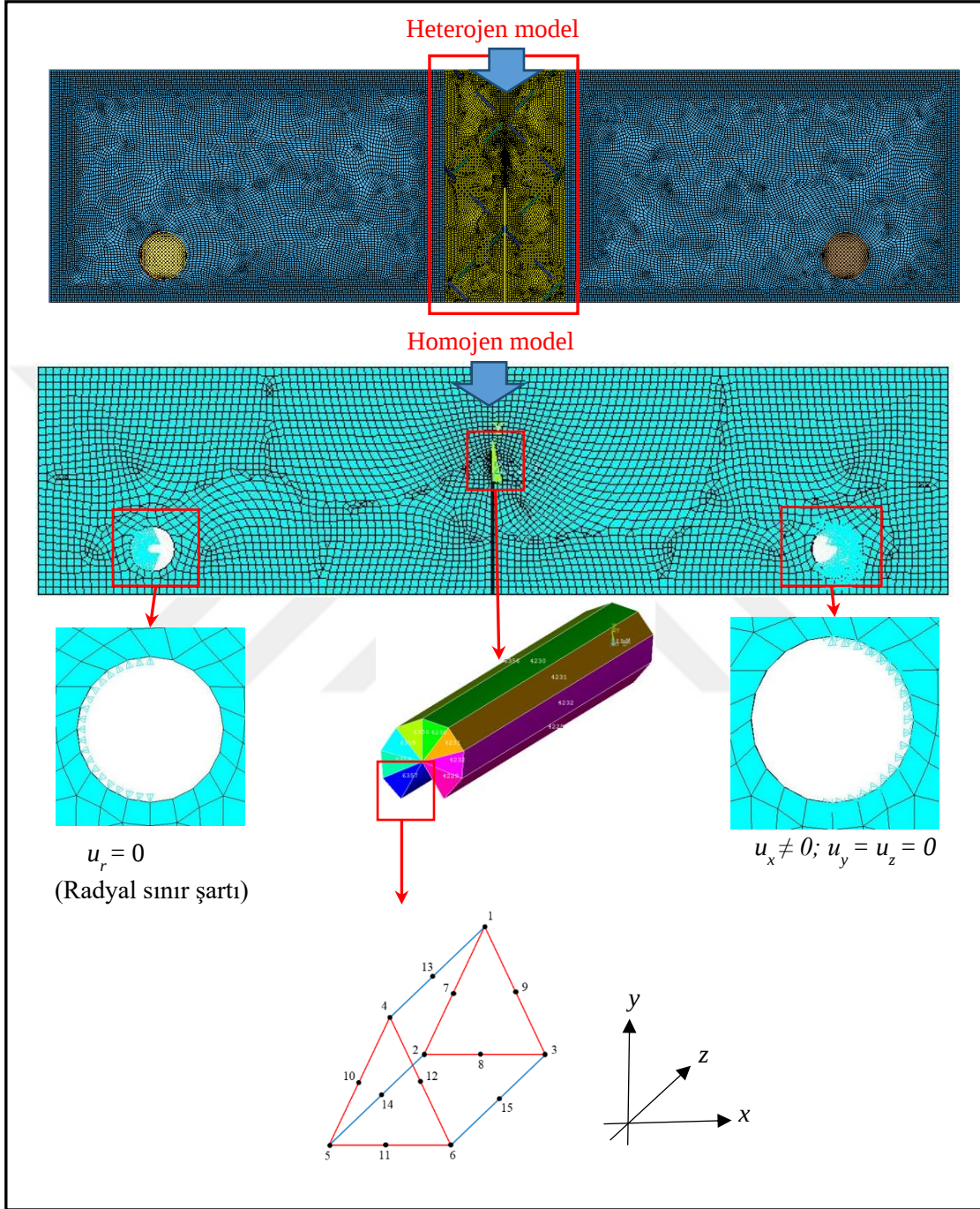
5.2. Sayısal Çalışma

5.2.1. GŞF Değerlerinin Elde Edilmesi

M -integral yöntemi ile GŞF’lerin tespit edilmesi için numunelerdeki yer değiştirmeler ve gerilmeler *ANSYS APDL (ANSYS Parametric Design Language) 2021 Mechanical* sonlu elemanlar programı kullanılarak elde edilmiştir. Program içerisinde, eleman tipi olarak *PLANE 82* ve *SOLID 95* kullanılmıştır. İlk olarak, *PLANE 82* ile 2D modelleme yapılmış sonrasında ise, *SOLID 95* kullanılarak 3D model elde edilmiştir. *ANSYS APDL* programının yeni versiyonlarında eleman tipi olarak *PLANE 82* yerine *PLANE 183* görülmektedir. Ancak eleman ismi değişmiş olsada elemanın özelliklerinde bir değişiklik olmamıştır. $\alpha=90^\circ$ ’den farklı çatlak açısına sahip numuneler ve tabakaları $\theta=0^\circ$ ’den farklı açılarda olan numuneler için malzeme eksen yönlendirmeleri gerçekleştirilmiştir.

ANSYS APDL’den elde edilen gerilme ve şekil değiştirmeleri kullanarak M -integrali hesaplayabilmek için model kalınlığı boyunca tek parçadan oluşan hacim kullanılması yeterlidir. Bu sebep ile, her bir tabakası farklı açıda olan $[0_2^\circ/45_4^\circ/0_2^\circ]$, $[0^\circ/45^\circ]_4$ ve $[45_2^\circ/0_4^\circ/45_2^\circ]$ isimli numunelerde, bölüm 3.5’te verilen kompozit malzemelerin oryantasyon formüllerinden [79] yararlanılarak mekanik özellikler elde edilmiştir. Formüller tabakaların sayısı ve oryantasyon açılarına göre hesaplama yaptığı için benzer açı ve tabaka sayısına sahip malzemelerin mekanik özellikleri, tabaka diziliminden bağımsız olarak, Tablo 5.4’te verildiği gibi aynı değerlerde

bulunmuştur. Tablo 5.4'te, E_x , E_y ve E_z elastisite modüllerini, ν_{xy} , ν_{yz} ve ν_{xz} poisson oranlarını, G_{xy} , G_{yz} , G_{zx} ise kayma modüllerini ifade etmektedir.



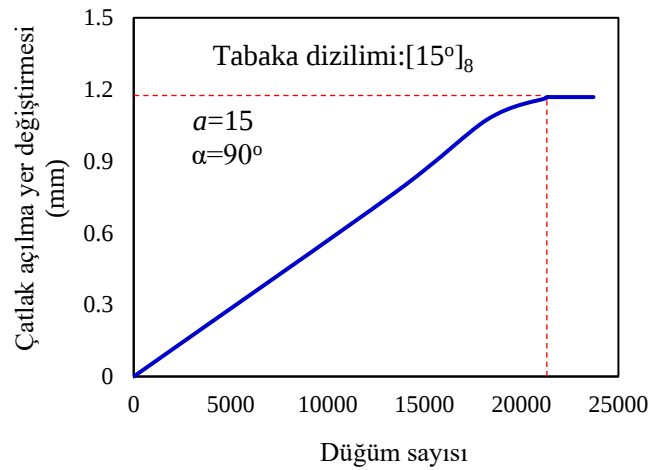
Şekil 5.28. Sayısal analizlerde kullanılan sonlu eleman modelleri ve sınır şartları

Tablo 5.4. Tabaka sıralamaları farklı numunelerin mekanik özellikleri

Parametreler	Numune isimleri		
	$[0_2^\circ/45_4^\circ/0_2^\circ]$	$[45_2^\circ/0_4^\circ/45_2^\circ]$	$[0^\circ/45^\circ]_4$
E_x, E_y, E_z	23150 MPa		
$\nu_{xy}, \nu_{yz}, \nu_{zx}$	0.327		
G_{xy}, G_{yz}, G_{zx}	8730 MPa		

Malzemelerin mekanik özelliklerinin programa girilmesinin ardından sırası ile çatlak ucunda tekilliği elde etmek için özel eleman kullanımı yapılmış ve genel sonlu eleman ağ yapısı oluşturulmuştur. Problemin çözümünde girilen sınır şartları Şekil 5.28’de verilmiştir. Çözümleme işleminin ardından *ANSYS APDL*’den, çatlak etrafındaki elemanların düğüm koordinatları, yer değiştirmeleri ve gerilmeleri simgesel bir matematik programına aktararak GŞF değerleri *M*-integral kullanılarak elde edilmiştir. Ayrıca *M*-integral sonuçlarıyla karşılaştırma yapmak için DCM yöntemi de kullanılmıştır. *LS-DYNA* kullanılarak yapılan sonlu eleman analizinde ise, dikişli numuneler için homojen ve heterojen olmak üzere iki farklı 3D model kullanılmıştır. Homojen modelde dikişli kompozitler tamamen ortotropik bir malzeme olarak tanımlanmış ve hacim homojen olarak oluşturulmuştur. Heterojen modelde ise özellikle çatlak bölgesi etrafında karbon fiber dikiş ipleri gerçekte olduğu gibi ayrı bir hacim olarak birebir modellenmiştir. Bu bölgedeki dikiş iplerinin dışında kalan hacimler ise dikişsiz ortotropik malzeme olarak tanımlanmıştır. Dikişli bölge dışındaki hacim ise homojen modeldeki dikişli ortotropik malzeme ile aynıdır. Dolayısıyla çatlak etrafında daha gerçekçi bir malzeme modeli oluşturulmuştur.

Optimum değerlerin elde edilmesi ve pim deliği etrafındaki eleman boyunu etkilediğinden dolayı ağ yakınsama çalışması yapılmıştır (Şekil 5.29).

**Şekil 5.29.** $[15^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$ isimli numuneye ait ağ yakınsama grafiği

Şekil 5.29'daki ağ yakınsama grafiğinde, düğüm sayısındaki artış ile çatlak açılma yer değiştirmesi değerinin sabit kaldığı görülünce, eğrinin sabit kalmaya başladığı ilk noktadaki mesh boyutu değerinin hesaplamada kullanılmasının uygun olacağına karar verilmiştir. Sonlu elemanlar modellerinin sahip olduğu düğüm sayısı ve eleman sayısı Tablo 5.5'te verilmiştir.

Tablo 5.5. Numunelere ait eleman sayıları ve düğüm sayıları

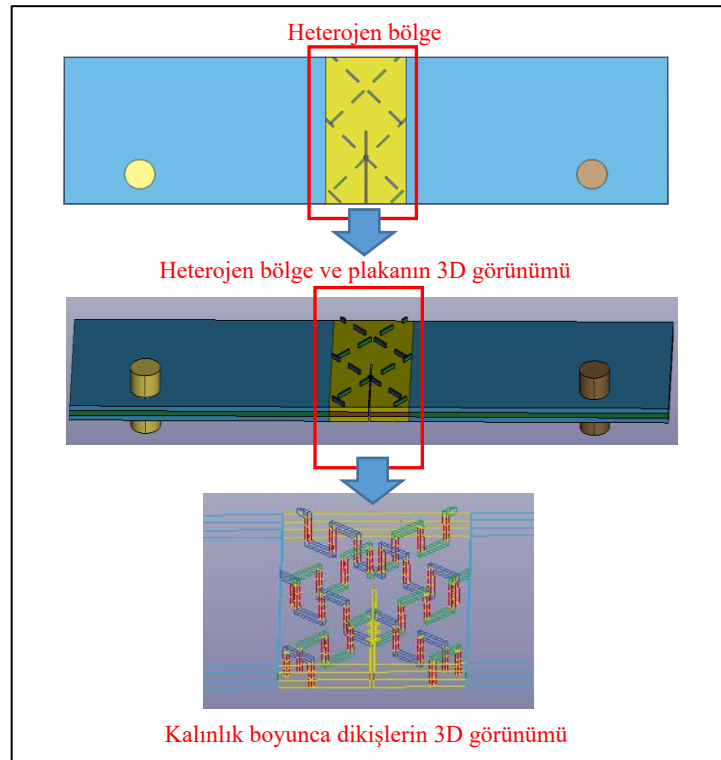
Model*	Eleman sayısı		Düğüm sayısı	
	Homojen	Heterojen	Homojen	Heterojen
[15°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	15848	-	21298	-
[30°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	15848	-	21298	-
[45°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	15848	-	21298	-
[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=15^\circ$	14224	-	19456	-
[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=30^\circ$	13918	-	19064	-
[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=45^\circ$	13519	-	18500	-
[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	15848	-	21298	-
[0°] ₈ ; $a=16$; $\alpha=90^\circ$	13129	-	18040	-
[0°] ₈ ; $a=17$; $\alpha=90^\circ$	12994	-	17852	-
[0°] ₈ ; $a=18$; $\alpha=90^\circ$	12880	-	17732	-
[0 ₂ °/45 ₄ °/0 ₂ °]	15848	-	21298	-
[0°/45°] ₄	15848	-	21298	-
[45 ₂ °/0 ₄ °/45 ₂ °]	15848	-	21298	-
E 1.25; UD	15848	158501	21298	214063
E 2.5; UD	15848	157296	21298	211413
E 5; UD	15848	152993	21298	210638
D ; UD	15848	-	21298	-
Ç 1.25	15848	161524	21298	220099
Ç 2.5	15848	158964	21298	216083
Ç 5	15848	155337	21298	215623
B 1.25	15848	159156	21298	215393
B 2.5	15848	156150	21298	208942
B 5	15848	155943	21298	207496
E 1.25	15848	158542	21298	214782
E 2.5	15848	157338	21298	211426
E 5	15848	153037	21298	210925
A 5	15848	163651	21298	217202
ÇA 5	15848	167484	21298	223388

***E**: Enine dikiş, **B**: Boyuna dikiş, **D**: Dikişsiz, **Ç**: Çift doğrultuda dikiş, UD: Tek doğrultulu fiber, a : Çatlak boyu, α : Çatlak açısı, **A**: Açılı dikiş, **ÇA**: Çift doğrultuda açılı dikiş.

Tablo 5.5'e göre, kalınlıkları dışında ölçüleri değişmeyen homojen modellerde, düğüm sayısı ve eleman sayısı aynı olarak kalmıştır. Modellemeler sırasında ANSYS'de, öncelikle sonlu eleman ağ yapısında 2D elemanlar kullanılmış, sonrasında 3D modele geçiş yapılması ile model kalınlığından etkilenmeyen düğüm ve eleman sayısı elde edilmiştir. Çünkü M -integral hesabında kullanılmak üzere kalınlık boyunca eleman sayısı 1'dir. Ayrıca, çatlak boyundaki ve çatlak açısındaki (15° , 30° , 45° için) artışın düğüm sayısına ve eleman sayısına ters orantılı bir etkisinin olduğu belirlenmiş olup, belirtilen iki değişkenden artışın modelleme alanını dolayısı ile eleman ve düğüm sayısını azalttığı sonucu ortaya çıkmıştır. Aynı numuneler için, heterojen modellerdeki eleman ve düğüm sayısı homojen modellere göre fazla sayıdadır. En fazla düğüm ve eleman sayısına sahip numune ÇA5 iken, en az olan ise $[0^\circ]_8$; $\alpha=18^\circ$; $\alpha=90^\circ$ isimli numunede hesaplanmıştır. Dikişin ve pimlerin modellemeye dahil edilmesinin, numune kalınlığının ve dikiş açısının artmasının bu duruma sebep olduğu söylenebilir.

5.2.2. İlerlemeli Hasar Analizi

İlerlemeli hasar analizi için hem dikişli numune malzemesinin tamamen homojen (Şekil 5.28) kabul edildiği modellerin hem de Şekil 5.30'daki gibi çatlak bölgesinde karbon fiber iplerle yapılan dikişlerin de ayrı ayrı modellendiği heterojen modellerin kullanıldığı iki farklı malzeme modeli hazırlanmıştır.



Şekil 5.30. ÇA5 isimli numune'ye ait LS-DYNA modeli görselleri

Tablo 5.6. MAT_162 için tanımlanan ek parametreler

Sembol	Özellik	Test	Değer
$SFFC$	Artık basınç dayanımı için ölçek faktörü	Açık Delik Basma Testi	0.300
$PHIC$	Matris ve delaminasyon hasarı için Coulomb sürtünme açısı	Düzlem Dışında Eksen Dışı Basma Testi	10°
S_{DELM}	Delaminasyon kriteri için skala faktörü	Balistik Test	1.200
$ECRSH$	Basma yükü altında eleman erozyonu için hacimsel şekil değişim sınırı	Balistik Test	0.700
$OMGMX$	Elastik modül azaltma için limit hasar parametresi		0.999
E_{LIMT}	Eleman erozyonu için eksenel şekil değişim sınırı		1.100
$EEXPN$	Çekme yükü altında eleman erozyonu için hacimsel şekil değişim sınırı		1.100
AM_1	a yönündeki fiber hasarı için yumuşatma özelliği katsayısı	Düşük Hızlı Darbe Testi	0.050
AM_2	b yönündeki fiber hasarı için yumuşatma özelliği katsayısı		0.050
AM_3	Fiber kesme hasarı için yumuşatma özelliği katsayısı		8
AM_4	Matris ve delaminasyon hasarı için yumuşatma özelliği katsayısı		-0.200
$CERATE1$	Şekil değişim oranına bağlı mukavemet özellikleri için katsayı		0.045
$CERATE2$	Şekil değişim oranına bağlı boyuna modüller için katsayı	Split-Hopkinson Bar Testi	0.034
$CERATE3$	Şekil değişim oranına bağlı kayma modülleri için katsayı		0
$CERATE4$	Şekil değişim oranına bağlı enine modüller için katsayı		0.048
S_{FC}	Ezilme mukavemeti	Yanal Sınırlamalı Basma Testi	0.374 GPa
S_{FS}	Fiber modu kayma mukavemeti		0.173 GPa
ρ	Yoğunluk	ASTM D792 [121]	1500 kg/m ³

Homojen modelde, hacim tamamen lineer ortotropik malzeme olarak kabul edilmiştir. Bunun için her dikişe ait malzeme mekanik özellikleri ayrı ayrı belirlenmiştir. Heterojen modelde

ise çatlak bölgesinde dikişler karbon fiber ip olarak ayrı bir hacim şeklinde belirlenirken geriye kalan kısım dikişsiz malzemeye ait mekanik özellik olarak atanmıştır. Bahsedilen her iki modelin de tasarımı *ANSYS APDL Mechanical*'da yapılarak modeller *.k dosyası biçimine getirilmiş ve modeller *LS-DYNA* programına aktarılmıştır. Aktarma yapılırken, *ANSYS SOLID 95* eleman tipinin *LS-DYNA*'daki karşılığı olan *SOLID 164* kullanılmıştır.

LS-DYNA'da sınır şartları oluşturulurken; pimler, kompozit levhalar ve dikişler arasında *CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE* temas algoritması kullanılmıştır. *LS-DYNA*'da hasar analizleri yapılırken ise, kompozit levhaların modellenmesinde *Hashin* Hasar Kriterine [80] göre hesaplamaları yapan *MAT_COMPOSITE_MSC_DMG (MAT_162)* [53, 82] malzeme modeli uygulanmıştır. Bu sayede, 3D modeller hazırlanarak hasarın ilerlemesi ve tabakaların hasarları görülebilmektedir. Modellerde yer alan pimler için ise *MAT_RIGID (MAT_020)* malzeme modeli tercih edilmiştir. Analiz hızı ise 0.2 mm/ms'dir. Analizler yapılırken *ANSYS*'de kullanılan aynı sınır şartları *LS-DYNA* programında da kullanılmıştır (Şekil 5.28). Programa malzemelerin mekanik özellikleri girilirken, deneysel çalışmalardan elde edilen mekanik özellikler (Şekil 5.22-Şekil 5.27) dışında, *MAT_162* için, Tablo 5.6'da verilen ek parametreler de gerekmektedir. Bu parametrelerin değerleri literatürde daha önce aynı malzemenin kullanıldığı çalışmadan [122] alınmıştır.

Dikişte kullanılan karbon fiber ipin mekanik özellikleri literatürden [8] alınmış olup Tablo 5.7'de verilmiştir. Karbon fiber ipe göre mukavemeti oldukça düşük olduğu için polyester ipliğin modellenmesi ise göz ardı edilmiştir.

Tablo 5.7. Karbon fiber ipin mekanik özellikleri

E_a	E_b	ν_{ab}	ν_{ac}	G_{ab}	S_{aT}	S_{bT}	S_{ac}	S_{bc}	S_{ab}
(MPa)	(MPa)			(MPa)	(MPa)	(MPa)	(MPa)	(MPa)	(MPa)
163000	8300	0.315	0.315	4400	2463	61	2079	290	100

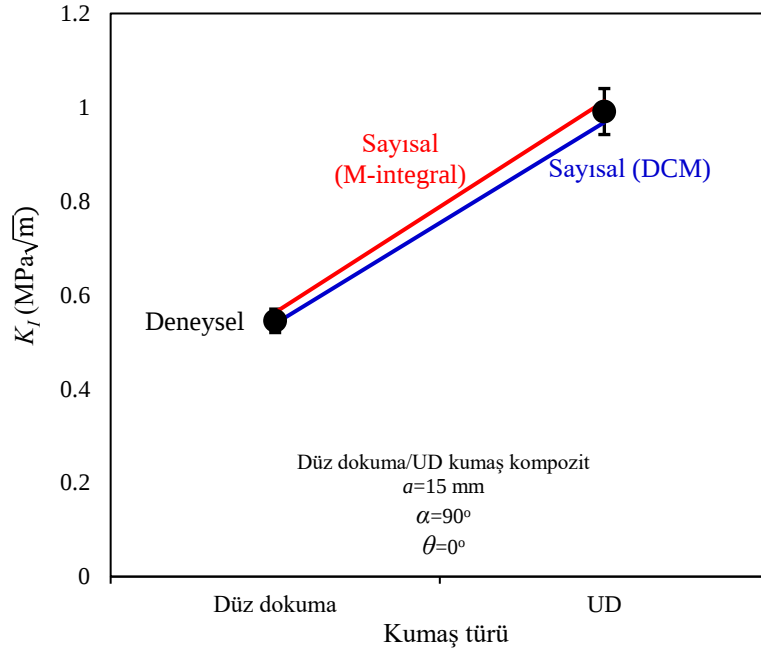
6. BULGULAR VE TARTIŞMA

Deneysel ve sayısal çalışmalar sonucunda elde edilen veriler;

1. ANSYS APDL sonuçlarına göre K değerlerinin deneysel ve sayısal olarak grafiksel karşılaştırması,
2. ANSYS sonuçlarına göre çatlak ucu açılmalarının deneysel ve sayısal olarak grafiksel karşılaştırılması,
3. İlerlemeli hasar analizi sonuçları,
4. Sayısal verilerin yerel olmayan gerilme kriteri kullanılarak doğrulanması başlıkları altında incelenmiş ve irdelenmiştir.

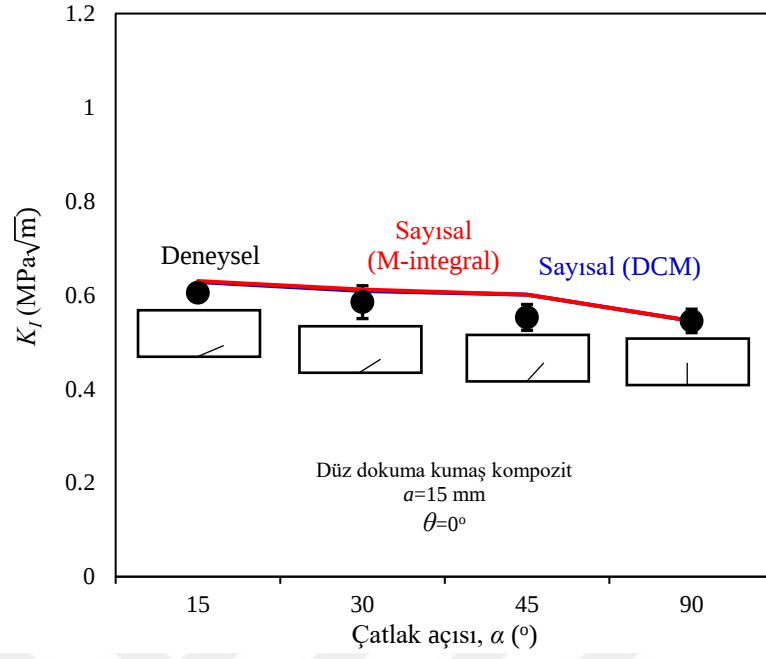
6.1. ANSYS APDL Sonuçlarına Göre K Değerlerinin Deneysel ve Sayısal Olarak Grafiksel Karşılaştırması

Şekil 6.1-Şekil 6.12’de deneysel ve sayısal olarak hesaplanan K değerleri grafikler halinde verilmiş ve yorumlanmıştır. Sayısal olarak verilerin elde edilmesinde M -integral ve DCM yöntemleri kullanılmıştır.

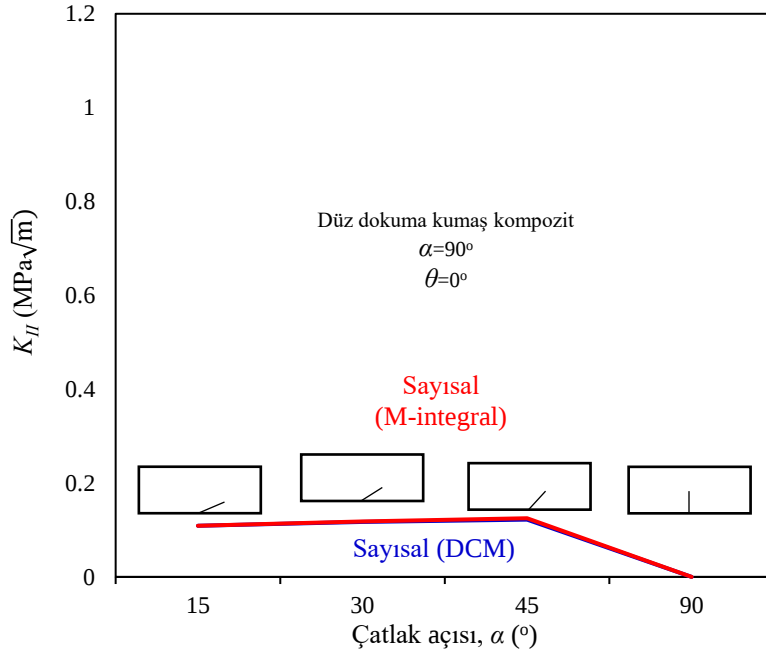


Şekil 6.1. Dikişsiz kumaş türleri için Mod I GŞF değerlerinin değişimi

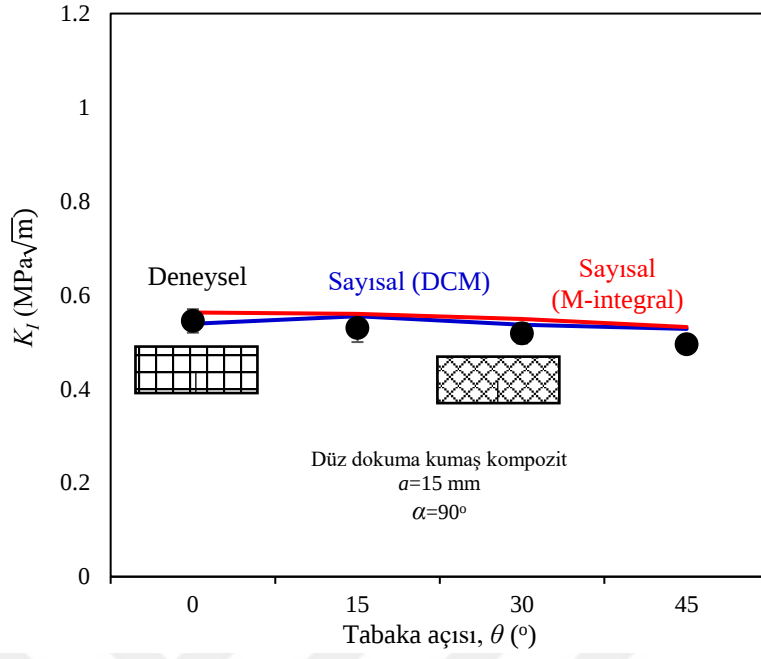
Şekil 6.1’e göre dikişsiz UD numune (D; UD)’de, $0.545 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ değerine sahip dikişsiz düz dokuma numune ($[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$)’ye göre K_I değeri %81.8 oranında artmıştır.



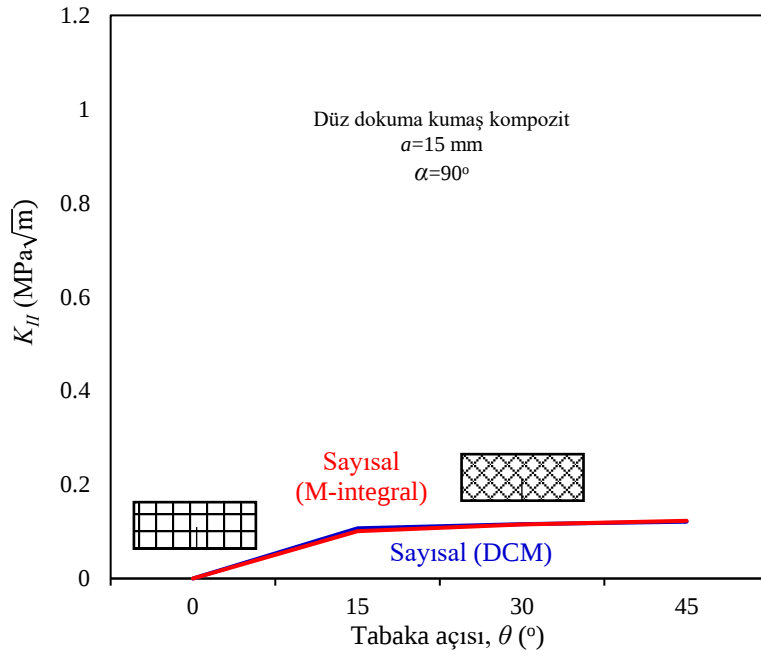
Şekil 6.2. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı çatlak açıları için Mod I GŞF değerlerinin değişimi



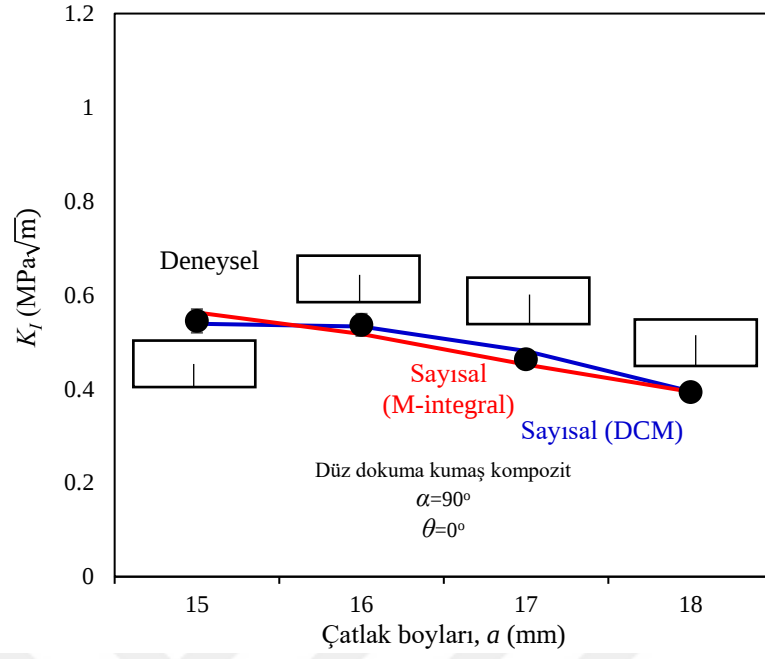
Şekil 6.3. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı çatlak açıları için Mod II GŞF değerlerinin değişimi



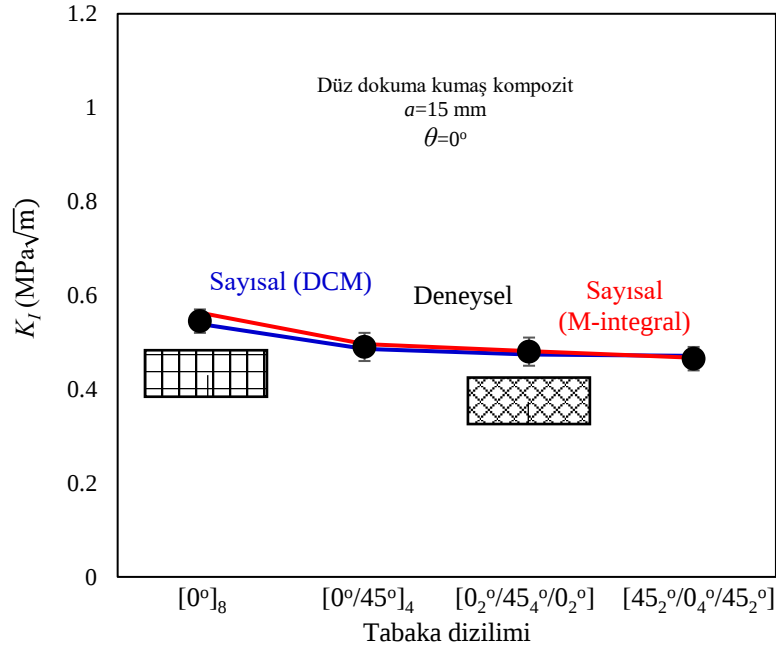
Şekil 6.4. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı tabaka açıları için Mod I GŞF değerlerinin değişimi



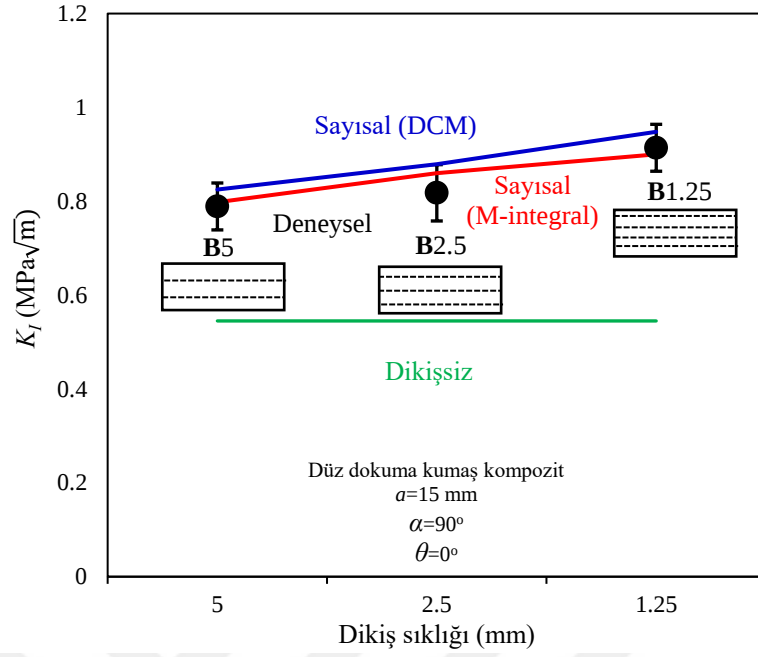
Şekil 6.5. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı tabaka açıları için Mod II GŞF değerlerinin değişimi



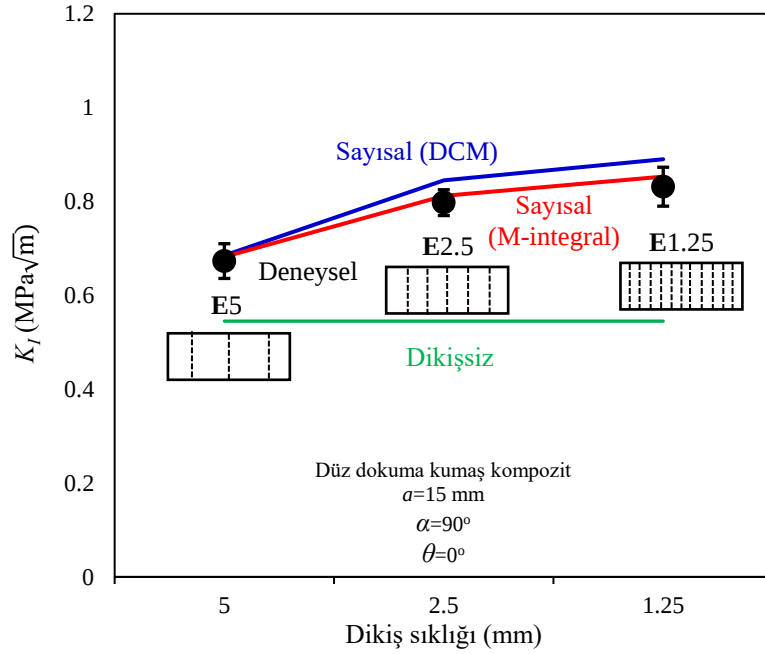
Şekil 6.6. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı çatlak boyları için Mod I GŞF değerlerinin değişimi



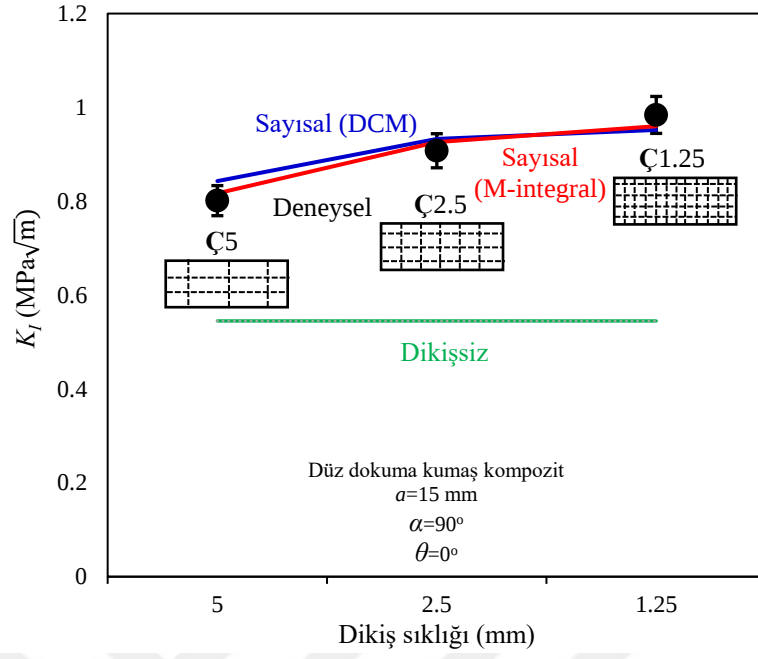
Şekil 6.7. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı tabaka dizilimleri için Mod I GŞF değerlerinin değişimi



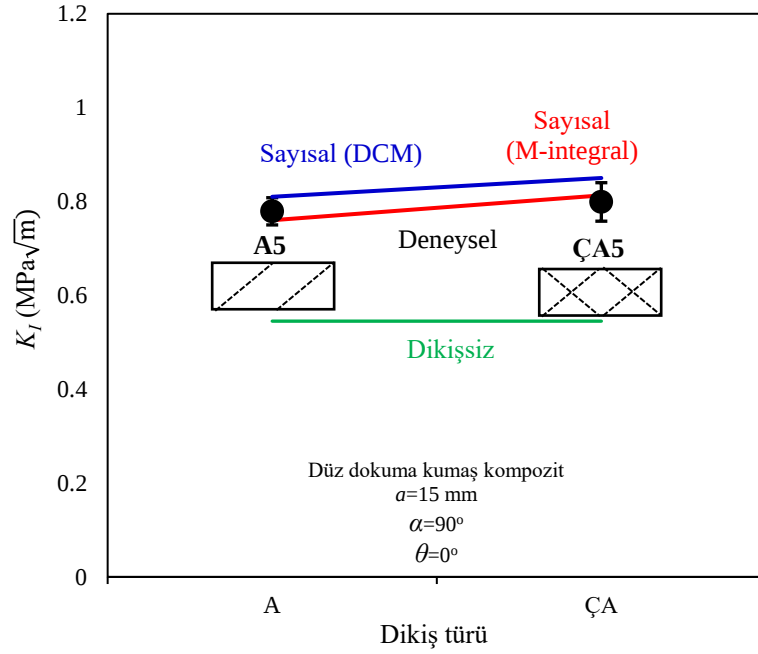
Şekil 6.8. Düz dokuma kompozit numunelerde boyuna dikiş için Mod I GŞF değerlerinin dikiş sıklığı ile değişimi



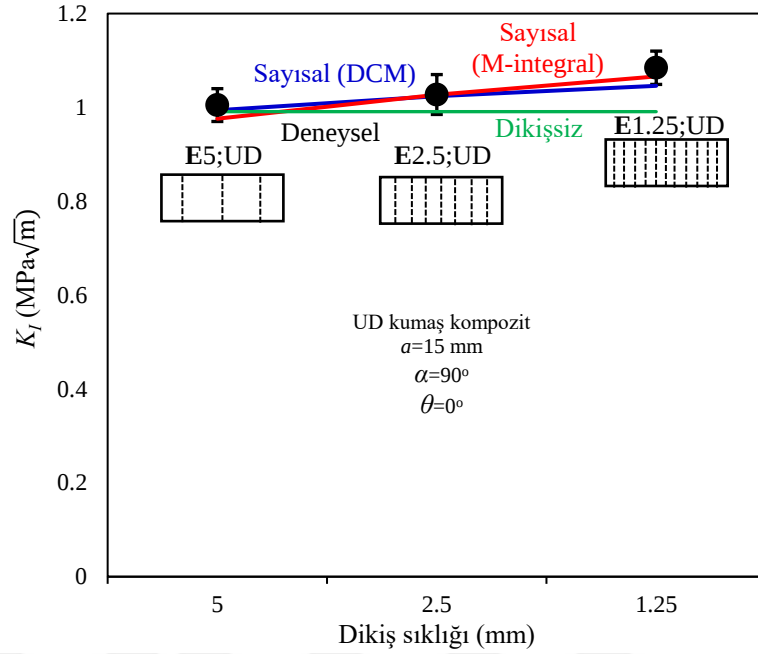
Şekil 6.9. Düz dokuma kompozit numunelerde enine dikiş için Mod I GŞF değerlerinin dikiş sıklığı ile değişimi



Şekil 6.10. Düz dokuma kompozit numunelerde çift doğrultuda dikiş için Mod I GŞF değerlerinin dikiş sıklığı ile değişimi



Şekil 6.11. Düz dokuma kompozit numunelerde açılı dikiş için Mod I GŞF değerlerinin dikiş sıklığı ile değişimi



Şekil 6.12. UD kompozit numunelerde enine dikiş için Mod I GŞF değerlerinin dikiş sıklığı ile değişimi

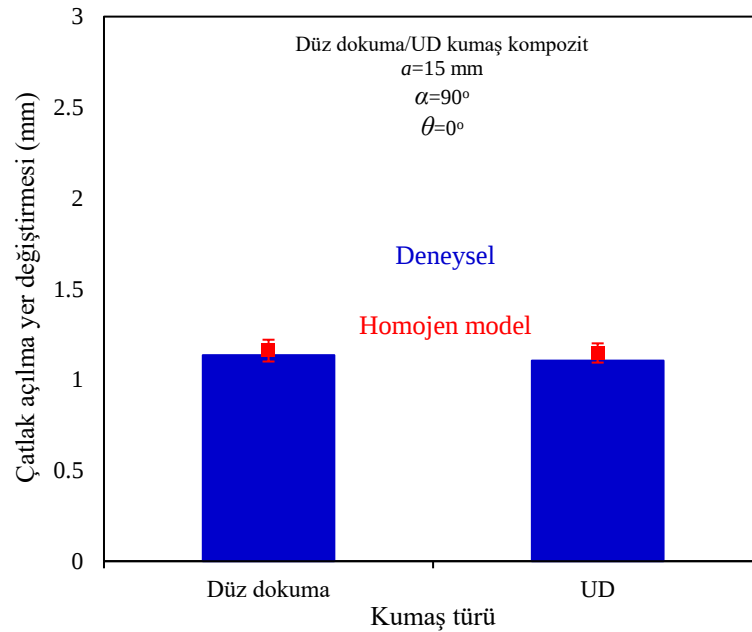
Şekil 6.2’deki deneysel sonuçlara göre K_I değerleri, $0.605 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ değerine sahip $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=15^\circ$ ile karşılaştırıldığında, çatlak açısındaki 15° ’lik artış ile %3.31, 30° ’lik artış ile %8.76 ve 75° ’lik artış ile %9.92 azalış göstermiştir. K_{II} değerleri ise, $0.109 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ değerine sahip $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=15^\circ$ ’e göre çatlak açısındaki 15° ’lik artış ile %7.34, 30° ’lik artış ile %11.9 artış göstermiş olup, düz çatlakta ise K_{II} değeri 0’dır (Şekil 6.3). Dikişsiz düz dokuma ile karşılaştırıldığında K_I ; dikişsiz numuneler için tabaka açısındaki 15° ’lik artış ile %2.75, 30° ’lik artış ile %4.95, 45° ’lik artış ile %9.17 azalmıştır (Şekil 6.4). Şekil 6.5’e göre, dikişsiz düz dokuma numune olan $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$ ’de K_{II} “0” iken, $0.101 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ değerine sahip $[15^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$ ’ye göre K_{II} , tabaka açısındaki 15° ’lik artış ile %8.41, 30° ’lik artış ile ise %4.31 artmıştır. $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$ ’ye göre K_I , çatlak boyundaki 1 mm’lik artış ile %1.65, 2 mm’lik artış ile %14.9, 3 mm’lik artış ile %27.9 azalırken (Şekil 6.6), 45° tabakaların dış kısımda yer aldığı $[45_2^\circ/0_4^\circ/45_2^\circ]$ isimli numunede %14.7, 0° tabakaların dış kısımda yer aldığı $[0_2^\circ/45_4^\circ/0_2^\circ]$ isimli numunede %11.9, 0° ve 45° tabakaların simetrik olarak sıralandığı $[0^\circ/45^\circ]_4$ isimli numunede ise %10.1 azalmıştır (Şekil 6.7). $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$ ’ye göre, düz dokuma numunelere boyuna doğrultuda dikişin uygulanması durumunda ise K_I , 1.25 mm’lik dikiş sıklığı ile %67.7, 2.5 mm’lik dikiş sıklığı ile %50.1, 5 mm’lik dikiş sıklığı ile %44.8 artış göstermiştir (Şekil 6.8). Boyuna doğrultudaki dikiş sıklıklarında uygulanan %100’lük artışın K_I değerini %~15.4 oranında artırdığı hesaplanmıştır. Enine doğrultuda dikişin uygulandığı düz dokuma numunelerde K_I , 1.25 mm’lik dikiş sıklığı ile %52.7, 2.5 mm’lik dikiş sıklığı ile %46.4 ve 5 mm’lik dikiş sıklığı ile %23.5 artmıştır (Şekil 6.9). Enine doğrultudaki dikiş

sıklıklarında uygulanan %100'lük artışın K_I değerini %~11.4 oranında artırdığı görülmüştür. Dikişin çift doğrultuda uygulandığı düz dokuma numuneler ile karşılaştırma yapılırsa K_I , dikiş sıklığının 1.25 mm olması durumunda %80.6, 2.5 mm olması durumunda %66.6, 5 mm olması durumunda %47.0 artmıştır (Şekil 6.10). Bu verilerden hareketle, çift doğrultuda uygulanan dikiş sıklığındaki %100 oranında bir artışın K_I değerinde %~10.9'luk bir artışa sebep olduğu görülmektedir. Dikişin 45° açılı olarak 5 mm dikiş sıklığında düz dokuma numunelere tek doğrultuda uygulanması durumunda K_I , %43.0 çift doğrultuda uygulanması durumunda ise %46.6 artış göstermiştir. Açılı dikişte tek doğrultudan çift doğrultuya geçilmesi durumunda ise K_I %2.6 artmıştır (Şekil 6.11). 5 mm dikiş sıklığına sahip enine doğrultuda dikişten ve boyuna doğrultuda dikişten tek doğrultuda açılı dikişe geçiş yapılması halinde K_I sırası ile %15.8 artış ve %1.27 azalış göstermiştir. Çift doğrultuda 5 mm sıklığındaki dikişten, çift doğrultuda açılı dikişe geçilmesi durumunda K_I %0.250 azalmıştır. Enine doğrultulu dikişten çift doğrultulu dikişe geçilmesi durumunda K_I 1.25 mm dikiş sıklığı için %18.3, 2.5 mm dikiş sıklığı için %13.8 ve 5 mm dikiş sıklığı için %19.0 artmıştır. Boyuna doğrultulu dikişten çift doğrultulu dikişe geçilmesi durumunda ise K_I , 1.25 mm dikiş sıklığı için %7.66, 2.5 mm dikiş sıklığı için %11.0 ve 5 mm dikiş sıklığı için %1.52 artış göstermiştir. Enine doğrultulu dikişten boyuna doğrultulu dikişe geçilmesi durumunda K_I , 1.25 mm dikiş sıklığı için %9.86, 2.5 mm dikiş sıklığı için %2.51 ve 5 mm dikiş sıklığı için %17.2 artmıştır. Enine dikişin uygulandığı UD numuneler, dikişsiz UD numune olan **D**; UD ile mukayese edilirse K_I , dikiş sıklığının 1.25 mm olması halinde %9.38, 2.5 mm olması durumunda %3.63 ve 5 mm uygulanması halindeyse %1.41 artmıştır (Şekil 6.12). UD numunelerdeki %100'lük bir dikiş sıklığı artmasının K_I 'e %~3.87 artış sağladığı görülmüştür. Bu verilere göre; K_I , tabaka oryantasyon açısındaki ve çatlak boyundaki artıştan olumsuz yönde etkilenmiştir. Çatlak açısındaki artış ile K_I azalma göstermiştir. Dokuma ve UD kumaşlara dikişin uygulanması ve dikiş sıklığının artmasıyla K_I değerleri artış göstermiştir. Meydana gelen bu artış %80.6 ile en fazla 1.25 mm sıklıktaki çift doğrultuda dikişte tespit edilirken, en az ise %1.41 ile 5 mm sıklıktaki tek doğrultuda enine dikişli UD numunede bulunmuştur. Enine dikişin K_I 'e etkisi UD kumaşlara kıyasla düz dokuma kumaşlarda %22.1-43.3 daha fazla olmuştur. Dikiş sıklığındaki %100'lük artış için ise K_I 'deki değişim aynı tür dikişli düz dokuma numunelerde UD numunelerden %~7.53 daha fazladır. Dikiş sıklığındaki %100'lük artışla K_I 'in artışı en yüksek (%~15.4) boyuna doğrultuda dikilmiş numunelerdedir. Dikiş sıklığının artması ile K_I değerinin arttığını literatürün (10 mm'lik dikiş sıklığında hazırlanan karbon fiber numunenin interlaminer kırılma tokluğu %~33.0 artmıştır [123]) desteklediği görülmüştür. Çalışmada ise K_I 'deki en yüksek artış değeri (%80.6) 1.25 mm sıklıkta çift doğrultudaki dikişte görülmüştür. Ayrıca, en büyük ve en küçük Mod I GŞF değerleri sırası ile E1.25; UD ve [0°]₈; $\alpha=18$; $\alpha=90^\circ$ isimli numunelerde hesaplanmıştır. Elde edilen bu veriler, literatürdeki çalışmalarda belirtilen dikişin interlaminer kırılma tokluğunu [18, 19, 24, 36, 39, 123, 124] ve darbe dayanıklılığını [25, 42] artırdığına yönelik çalışmaları destekler nitelikte

olup, dikiş sıklığı ile translaminer kırılma tokluğu arasında doğru orantılı bir ilişki olduğunu göstermektedir. En büyük Mod II GŞF değeri $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=45^\circ$ isimli numunede bulunmuştur. Düz çatlaklı numunelerde ise Mod II GŞF değeri 0'dır. Sonuçlar, literatürde ASTM E1922 dışındaki standartlar için GŞF'leri belirlemek amacı ile yapılmış çalışmaları destekler nitelikte olup, çatlak açısı [44, 125], çatlak boyu [126, 127] ve fiber oryantasyon açısı [128] artışının Mod I GŞF ile ters orantılı bir değişim gösterdiğini ortaya koymaktadır. Mod II GŞF değerleri ise, çatlak açısı artışı (15° , 30° , 45° için) [44] ve fiber oryantasyon açısı [129] ile doğru orantılı olarak değişmekte iken, çatlak uzunluğunun artmasından etkilenmemektedir [127]. Sayısal sonuçların da deneysel sonuçlar ile paralel değerler verdiği tespit edilmiştir. Sayısal olarak tespit edilen GŞF değerleri incelendiğinde, literatürde belirtildiği gibi, *M*-integral yönteminin DCM yöntemine göre daha hassas sonuçlar verdiği görülmüştür [130, 131].

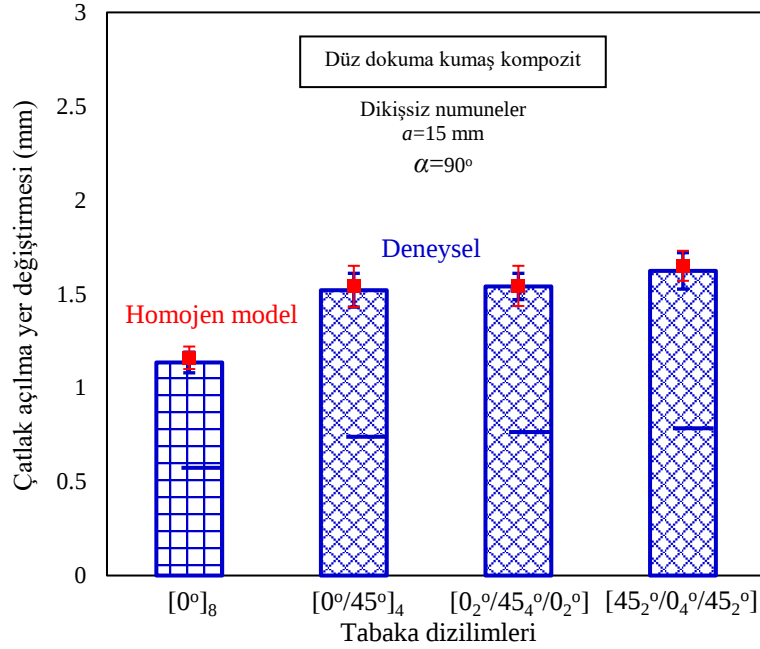
6.2. ANSYS APDL Sonuçlarına Göre Çatlak Açılma Yer Değiştirmelerinin Deneysel ve Sayısal Olarak Grafikselleştirilmesi

Şekil 6.13-Şekil 6.22'de, numunelerden ekstansometre kullanılarak okunan çatlak açılma yer değiştirmeleri, ANSYS'de yapılan analizlerden elde edilen çatlak açılma yer değiştirmeleriyle grafikler halinde karşılaştırılmış ve yorumlanmıştır.

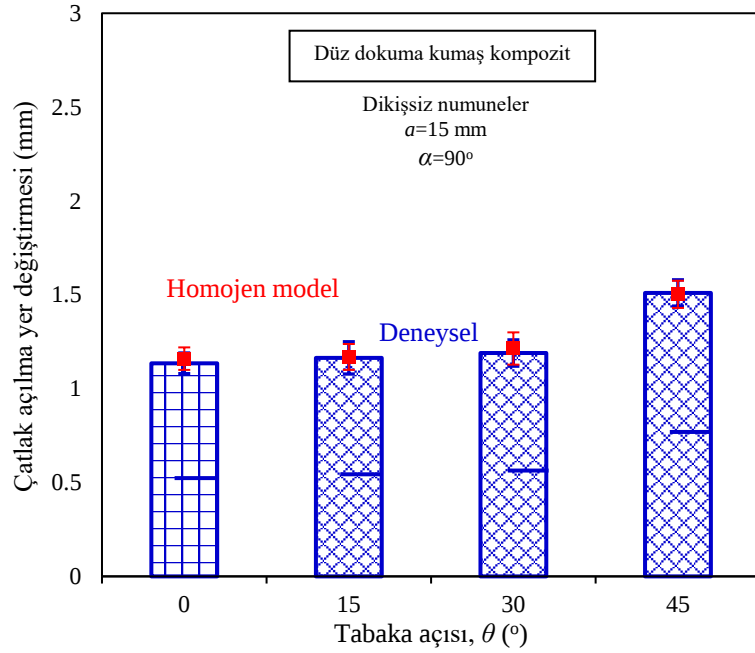


Şekil 6.13. Farklı kumaş türleri için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri

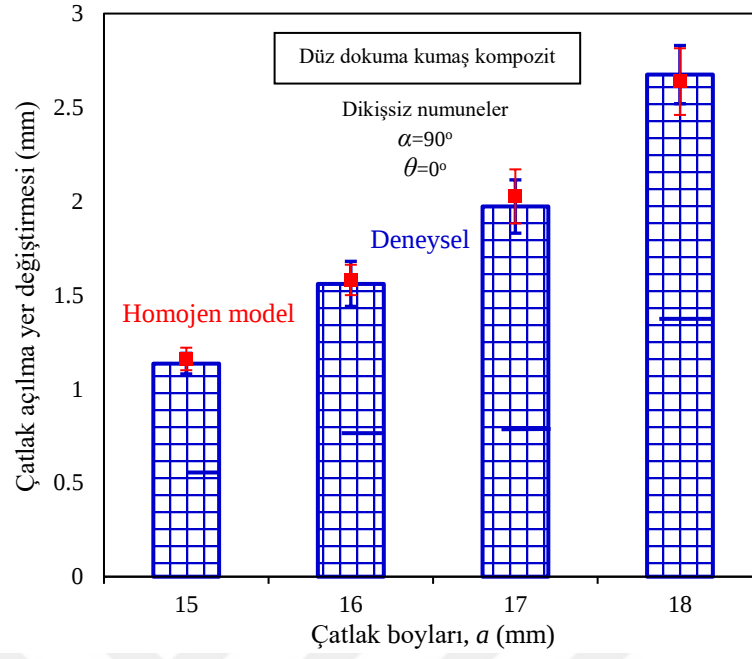
Şekil 6.13'e göre dikişsiz UD numune (**D**; UD)'de, 1.135 mm değerine sahip dikişsiz düz dokuma numune ($[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$)'ye göre çatlak açılma yer değıştirmesi değeri %2.64 oranında azalmıştır.



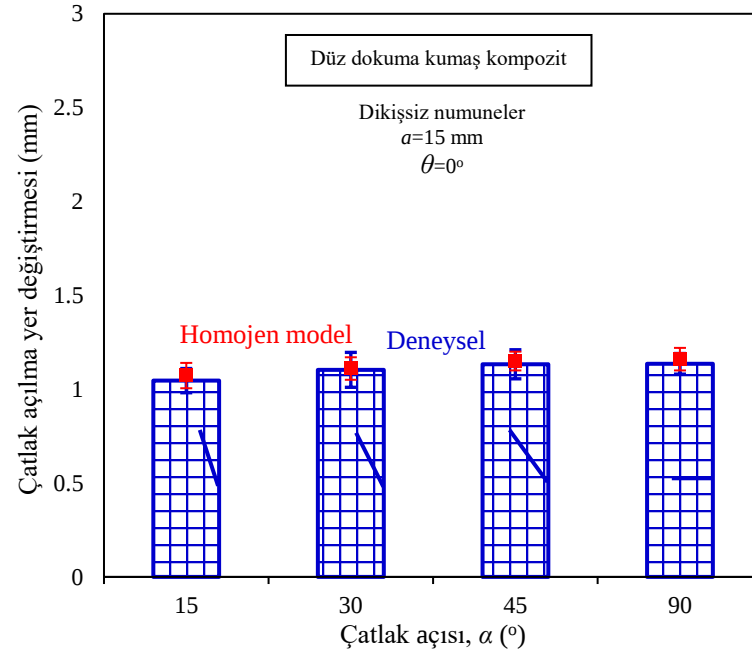
Şekil 6.14. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı tabaka dizilimleri için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değıştirmeleri



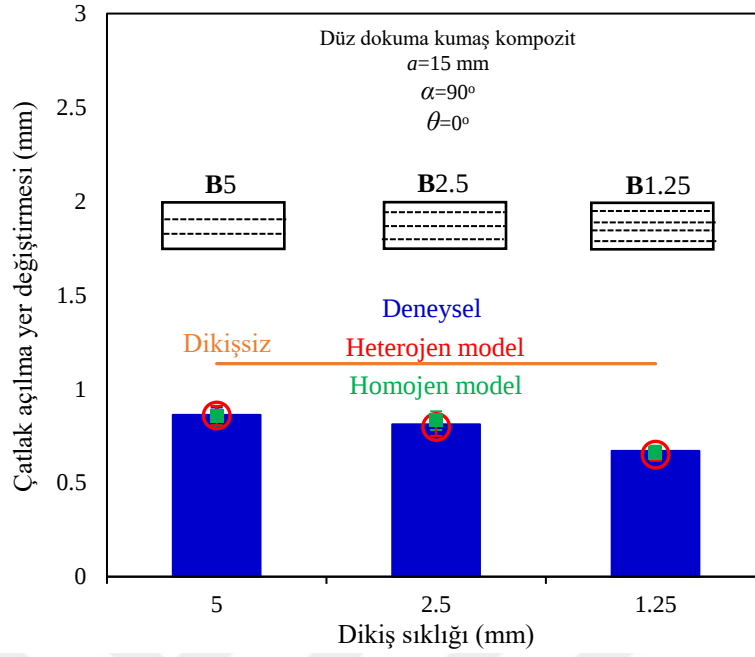
Şekil 6.15. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı tabaka açıları için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değıştirmeleri



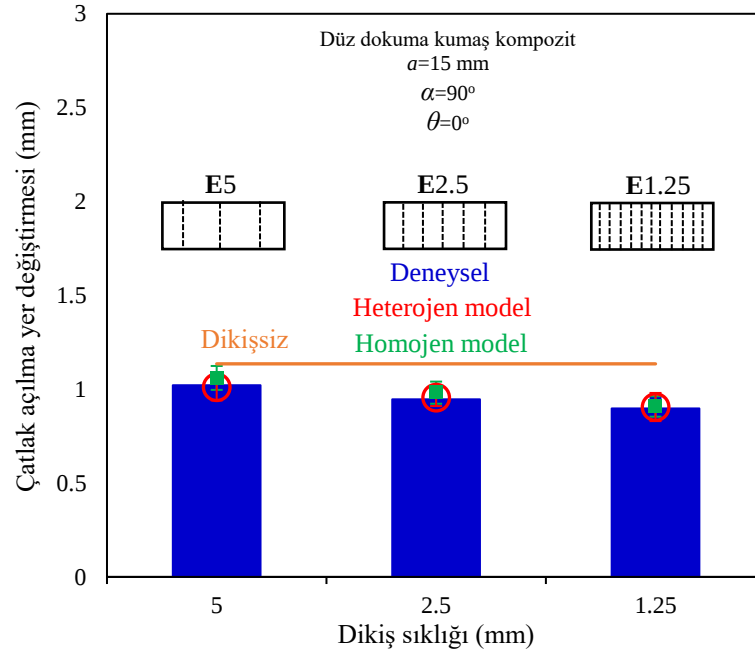
Şekil 6.16. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı çatlak boyları için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri



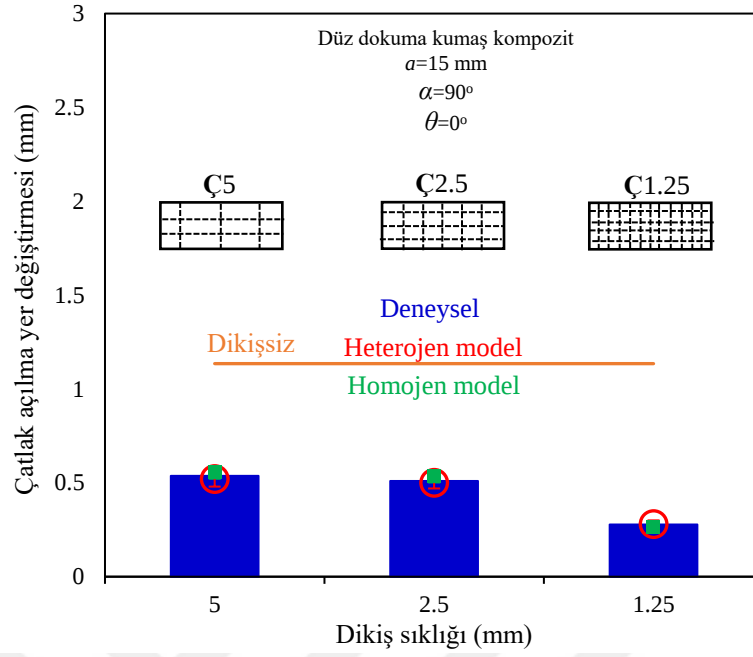
Şekil 6.17. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde farklı çatlak açıları için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri



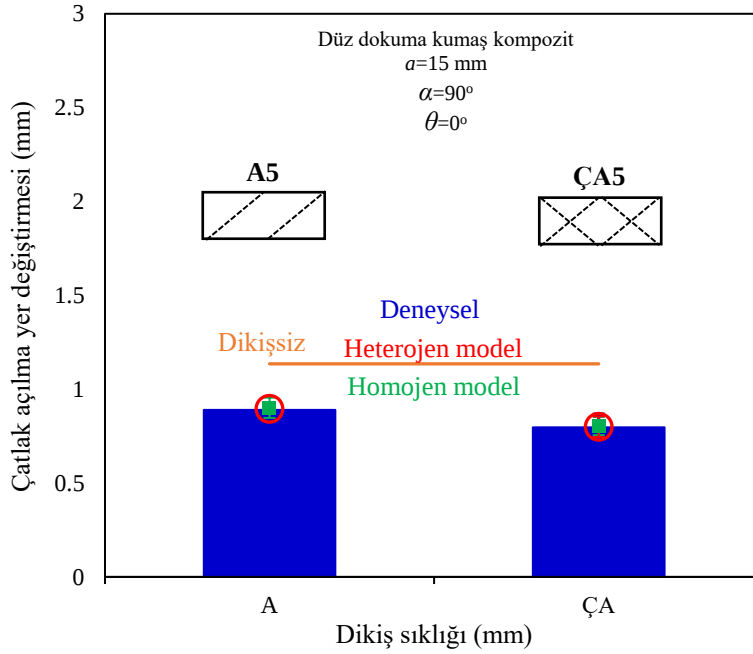
Şekil 6.18. Düz dokuma kompozit numunelerde boyuna dikiş için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri



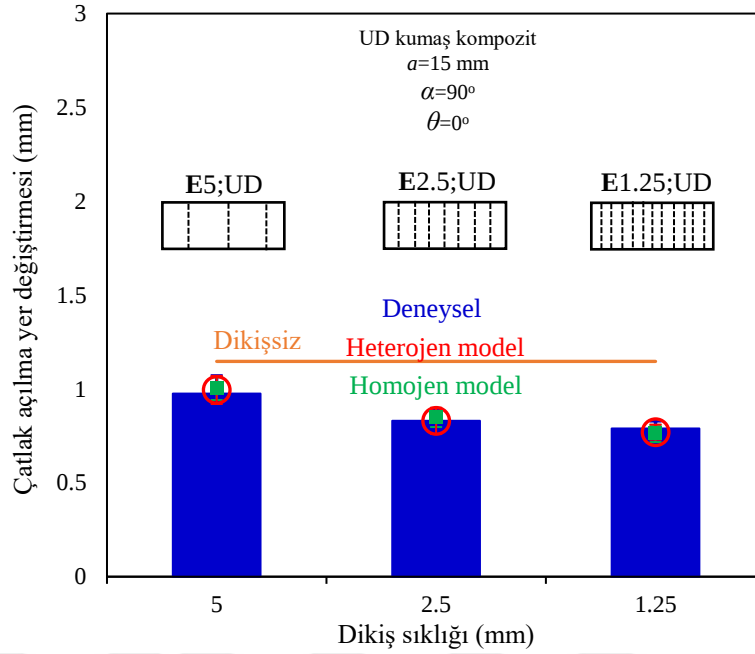
Şekil 6.19. Düz dokuma kompozit numunelerde enine dikiş için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri



Şekil 6.20. Düz dokuma kompozit numunelerde çift doğrultuda dikiş için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri



Şekil 6.21. Düz dokuma kompozit numunelerde açılı dikiş için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri



Şekil 6.22. UD kompozit numunelerde enine dikiş için deneysel ve sayısal çatlak açılma yer değiştirmeleri

$[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$ ile karşılaştırıldığında; çatlak açılma yer değiştirmesi, 45° tabakaların dış kısmında yer aldığı $[45_2^\circ/0_4^\circ/45_2^\circ]$ isimli numunede %43, 0° tabakaların dış kısmında yer aldığı $[0_2^\circ/45_4^\circ/0_2^\circ]$ 'de %35.7, 0° ve 45° tabakaların simetrik olarak sıralandığı $[0^\circ/45^\circ]_4$ 'te ise %33.9 artmıştır (Şekil 6.14). Tabaka açısındaki 15° 'lik artış ile %2.56, 30° 'lik artış ile %4.85, 45° 'lik artış ile %33.0 artmıştır (Şekil 6.15). $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$ 'ye göre çatlak açılma yer değiştirmesi, çatlak boyundaki 1 mm'lik artış ile %37.4, 2 mm'lik artış ile %73.7, 3 mm'lik artış ile %135 artmıştır (Şekil 6.16). Şekil 6.17'deki deneysel sonuçlara göre çatlak açılma yer değiştirmesi değerleri, $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=15^\circ$ 'e göre çatlak açısındaki 15° 'lik artış ile %5.45, 30° 'lik artış ile %8.22 ve 75° 'lik artış ile %8.51 artış göstermiştir.

$[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$ 'ye göre, düz dokuma numunelere boyuna doğrultuda dikişin uygulanması durumunda çatlak açılma yer değiştirmesi, 1.25 mm'lik dikiş sıklığı ile %41.0, 2.5 mm'lik dikiş sıklığı ile %28.5, 5 mm'lik dikiş sıklığı ile %24.1 azalış göstermiştir (Şekil 6.18). Boyuna doğrultudaki dikiş sıklıklarında uygulanan %100'lük artışın çatlak açılma yer değiştirmesi değerini %~11.7 oranında azalttığı hesaplanmıştır. Enine doğrultuda dikişin uygulandığı düz dokuma numunelerde, çatlak açılma yer değiştirmesi 1.25 mm'lik dikiş sıklığı ile %20.9, 2.5 mm'lik dikiş sıklığı ile %16.7 ve 5 mm'lik dikiş sıklığı ile %10.0 azalmıştır (Şekil 6.19). Enine doğrultudaki dikiş sıklıklarında uygulanan %100'lük artışın çatlak açılma yer değiştirmesi değerini %~6.21 oranında azalttığı görülmüştür. Çatlak açılma yer değiştirmeleri için, dikişin çift doğrultuda uygulandığı düz dokuma numuneler ile karşılaştırma yapılırsa dikiş sıklığının 1.25 mm olması

durumunda %75.5, 2.5 mm olması durumunda %55.1, 5 mm olması durumunda %52.7 azalmıştır (Şekil 6.20). Bu verilerden hareketle, çift doğrultuda uygulanan dikiş sıklığındaki %100 oranında bir artışın çatlak açılma yer değiştirmesi değerinde %~25.3'lük bir azalışa sebep olduğu görülmektedir. Şekil 6.21'e göre, dikişin 45° açılı olarak 5 mm dikiş sıklığında düz dokuma numunelere tek doğrultuda uygulanması durumunda çatlak açılma yer değiştirmesi, %21.6, çift doğrultuda uygulanması durumunda %29.8 azalış göstermiştir. Açılı dikişte tek doğrultudan çift doğrultuya geçilmesi durumunda ise çatlak açılma yer değiştirmesi %10.5 azalmıştır (Şekil 6.21). 5 mm dikiş sıklığına sahip enine doğrultuda dikişten ve boyuna doğrultuda dikişten tek doğrultuda açılı dikişe geçiş yapılması halinde çatlak açılma yer değiştirmesi sırası ile %12.8 azalış ve %3.25 artış göstermiştir. 5 mm sıklığındaki çift doğrultuda dikişten, çift doğrultuda açılı dikişe geçilmesi durumunda çatlak açılma yer değiştirmesi %48.4 artmıştır. Enine doğrultulu dikişten çift doğrultulu dikişe geçilmesi durumunda çatlak açılma yer değiştirmesi, 1.25 mm dikiş sıklığı için %69.0, 2.5 mm dikiş sıklığı için %46.1 ve 5 mm dikiş sıklığı için %47.4 azalmıştır. Boyuna doğrultulu dikişten çift doğrultulu dikişe geçilmesi durumunda ise çatlak açılma yer değiştirmesi, 1.25 mm dikiş sıklığı için %58.5, 2.5 mm dikiş sıklığı için %37.2 ve 5 mm dikiş sıklığı için %37.7 azalış göstermiştir. Enine doğrultulu dikişten boyuna doğrultulu dikişe geçilmesi durumunda çatlak açılma yer değiştirmesi, 1.25 mm dikiş sıklığı için %25.4, 2.5 mm dikiş sıklığı için %14.2 ve 5 mm dikiş sıklığı için %15.6 azalmıştır.

Enine dikişin uygulandığı UD numuneler, dikişsiz UD numune olan **D**; UD ile mukayese edilirse, çatlak açılma yer değiştirmesi dikiş sıklığının 1.25 mm olması halinde %28.3, 2.5 mm olması durumunda %24.8 ve 5 mm uygulanması halindeyse %11.7 azalmıştır (Şekil 6.22). UD numunelerdeki %100'lük bir dikiş sıklığı artmasıyla çatlak açılma yer değiştirmesinin, %~9.78 azaldığı görülmüştür. Düz dokuma ve UD kumaşlara dikişin uygulanması ve dikiş sıklığının artmasıyla çatlak açılma yer değiştirmesi değerleri azalış göstermiştir.

Şekil 6.13-Şekil 6.22'ye göre, tabaka açısı, çatlak boyu, çatlak açısı artışıyla çatlak açılma yer değiştirmesinin arttığı, dikiş sıklığının artması ile ise çatlak açılma yer değiştirmesinin azaldığı tespit edilmiştir. En büyük çatlak açılma yer değiştirmesi $[0^\circ]_8$; $a=18$; $\alpha=90^\circ$ isimli numunede tespit edilirken, en küçük çatlak açılma yer değiştirmesi ise **Ç1.25** isimli numunede elde edilmiştir. Bu durum, ekstansometre ile ölçülen çatlak açılma yer değiştirmelerinin çekme mukavemeti arttıkça azalmasından kaynaklanmaktadır [132]. Ekstansometrenin ve *ANSYS APDL*'in ölçtüğü çatlak açılma yer değiştirmeleri arasındaki hata payları incelendiğinde ise en yüksek hata oranı %4.71 ile **Ç2.5** isimli numunede tespit edilirken, en düşük hata payı %0.194 ile $[0_2^\circ/45_4^\circ/0_2^\circ]$ isimli numunede bulunmuştur. Elde edilen sonuçlara göre, ekstansometre ile sayısal sonuçlar arasındaki en yüksek hata oranının literatürde yer alan hata oranı (%~14.0) [133] ile karşılaştırıldığında daha uygun olduğu görülmüştür. Ayrıca, heterojen modellerdeki çatlak açılma yer değiştirmesi değerlerinin homojen modellere göre ekstansometre sonuçlarına daha yakın değerler verdiği tespit edilmiştir.

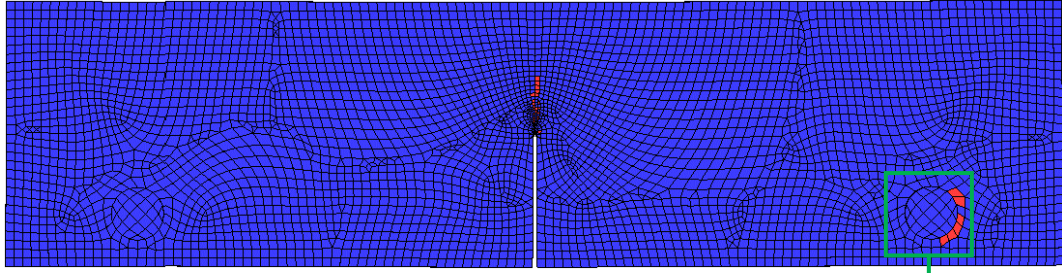
6.3. İlerlemeli Hasar Analizi Sonuçları

İlerlemeli hasar analizi sonuçları dört başlık altında incelenmiştir.

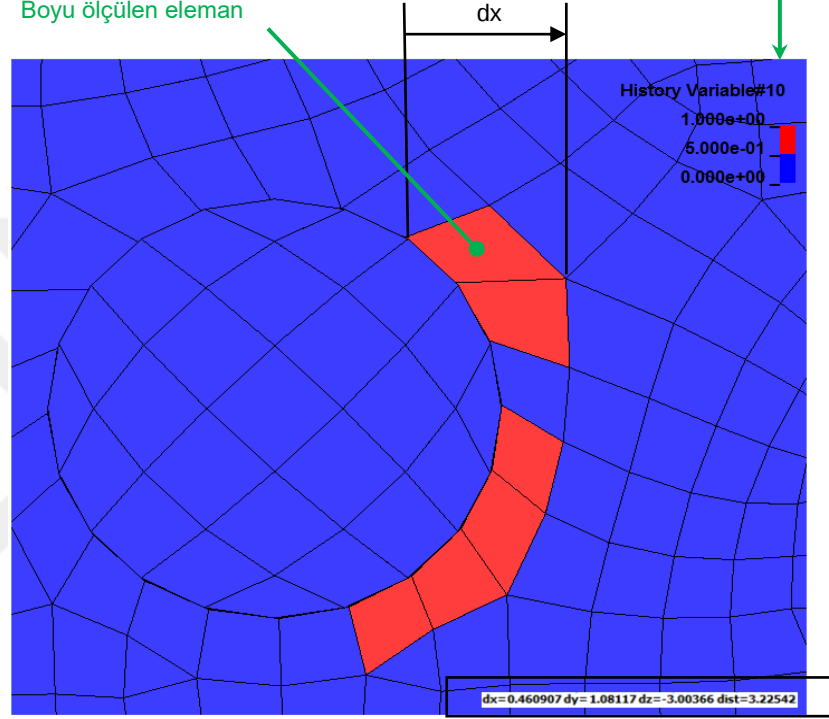
6.3.1. Çözümlerin Doğrulanması

Öncelikle deneysel testler yapılmış ve numunelere ait yük-yer değiştirme grafikleri elde edilmiştir. Deneysel olarak elde edilen bu grafikler daha sonrasında sayısal olarak elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Deneysel ve sayısal sonuçların yük-yer değiştirme grafikleri çizdirilirken sayısal model sonuçlarındaki yer değiştirme değerlerinin deneysel sonuçlardakinden düşük çıktığı tespit edilmiştir. İlk olarak, deneysel sonuçlardan elde edilen mekanik özelliklerde yanlışlık olabileceği değerlendirilerek çekme testleri *ANSYS APDL*'de yapılmış ve sonuçta elde edilen yük-yer değiştirme grafiklerinin deneysel olarak çizdirilen grafikler ile tutarlı olduğu görülmüştür. Sonrasında ise, kırılma tokluğu numuneleri incelenmiş ve çatlaktaki açılmanın yanı sıra numunenin pim ile temas ettiği bölgelerde de ezilmelerin olduğu anlaşılmıştır. Programların (*ANSYS APDL* ve *LS-DYNA*) pimden dolayı oluşan ezilmeleri hesaba katarak bu elemanları ilerlemeli hasar analizinde silmesi ve silinen eleman boylarını ekleyerek sonuçları vermesi gerekirken, pim bölgesindeki ezilmelerin hem *ANSYS APDL* hem de *LS-DYNA* paket programları tarafından yer değiştirme hesaplamalarına katılmadığı tespit edilmiştir. Meydana gelen bu problemi çözüme kavuşturmak için, matris basma hasarı sonuçlarında pimin etrafındaki elemanın boyu ölçülerek (Şekil 6.23), her bir hasar ilerleme adımında (Şekil 6.24) belirli bir ortalama yer değiştirme miktarı, *LS-DYNA* saf yer değiştirme değerlerine ilave edilmiş ve yer değiştirme-zaman grafikleri çizdirilmiştir (Şekil 6.25). Şekil 6.25'te hasar ilerleme adımları 0.030 ile 0.075 ve 0.080 ile 0.110 ms zaman aralıklarında pimin etrafındaki hasar ilerlemesi sabit kaldığı için eleman ilerleme uzunluk miktarı da sabit tutulmuştur. Bu sebep ile $[0^\circ/45^\circ]_4$ isimli numune için 0.085 ms'ye kadar olan hasar ilerleme adımları verilmiştir. Şekil 6.25'te toplam yer değiştirmeler, yük-yer değiştirme grafiklerinde kullanılan yer değiştirmeler olup, *LS-DYNA* programında yapılan analiz sonucunda doğrudan alınan yer değiştirmeler ile “eleman ilerleme uzunluk miktarı”nın toplamını ifade etmektedir.

Matris basma hasarı sonucu

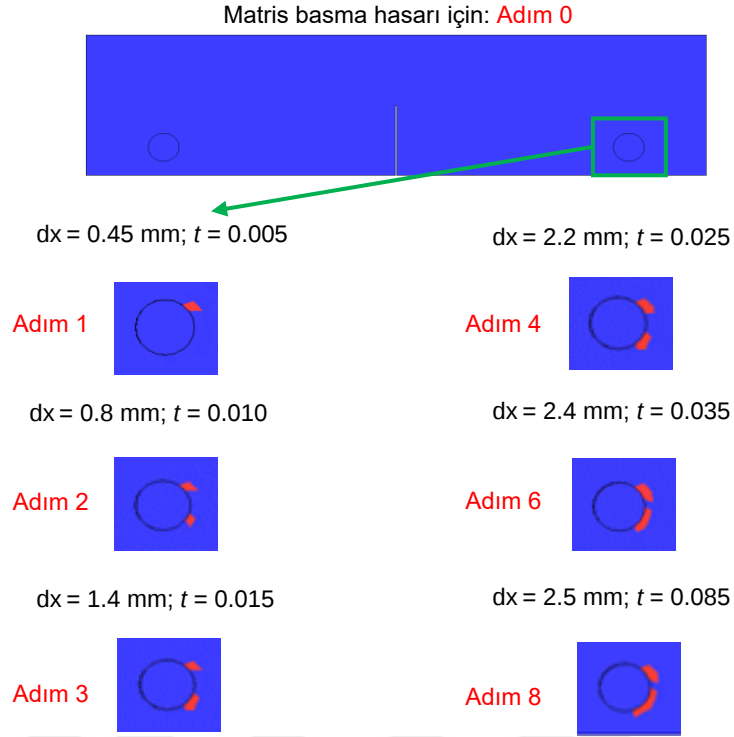


Boyu ölçülen eleman

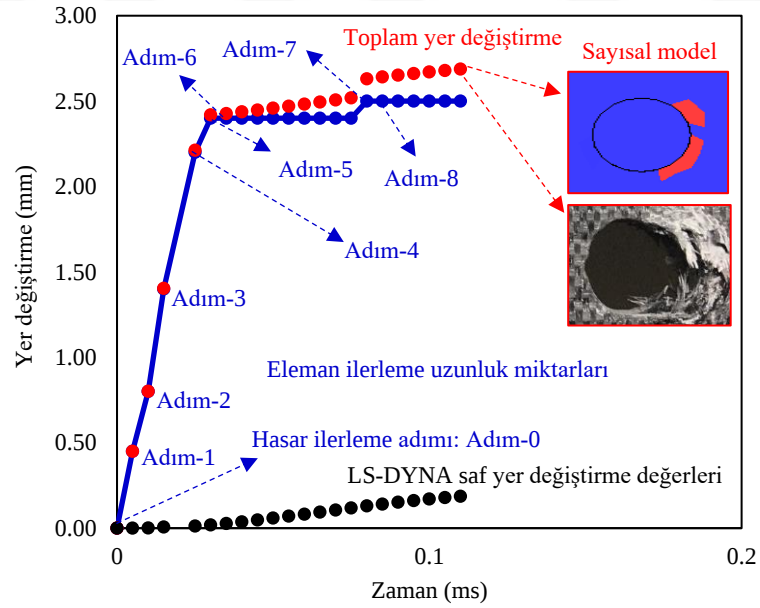


x-ekseni boyunca pim deliği etrafındaki hasarlı eleman uzunluğu: $dx=0.460907$

Şekil 6.23. $[0^\circ/45^\circ]_4$ isimli numune için pimin etrafındaki elemanın boyunun ölçülmesi



Şekil 6.24. $[0^\circ/45^\circ]_4$ isimli numune için hasar ilerleme adımları



Şekil 6.25. $[0^\circ/45^\circ]_4$ isimli numune için yer değiştirme-zaman grafiği

6.3.2. Deneysel ve Sayısal Yük-Yer Değiştirme Grafikleri

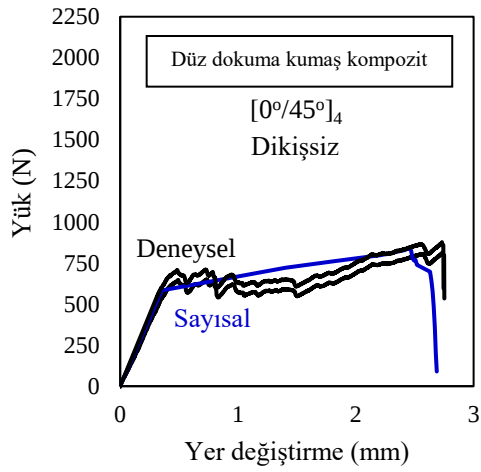
Şekil 6.26-Şekil 6.34'te, numunelerin deneysel ve sayısal sonuçlarına göre çizilmiş yük-yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman çizgi grafikleri verilmiştir.

Bölüm 6.3.1’de açıklaması yapılan teorem sayesinde model üzerindeki sayısal hasar ilerlemelerinin, deneysel hasar ilerlemeleri ile uyumlu çıktığı görülmüş olup (Şekil 6.26-Şekil 6.34), her numune için yapılmış olan deney sonuçları grafiklerde verilmiştir. Sayısal grafiğin çizdirilmesi için ise, ortalama maksimum yüke en yakın numunenin *LS-DYNA* analiz sonuçları kullanılmıştır.

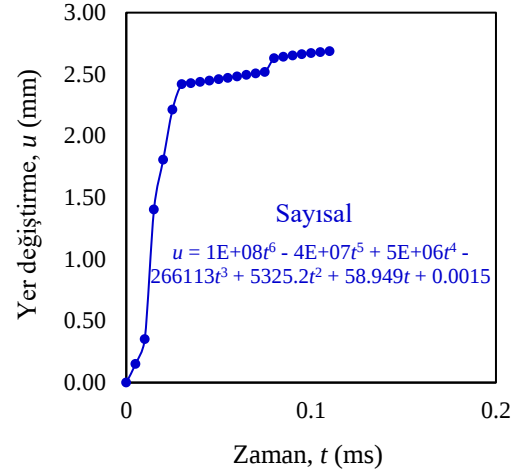
Düz dokuma kumaştan dikişsiz olarak üretilen farklı tabaka dizilimlerine sahip numuneler için çizdirilen Şekil 6.26.a, c, e’deki grafikler incelendiğinde, en büyük yük $[0^\circ/45^\circ]_4$ isimli numunede tespit edilirken, en küçük yükün ise $[45_2^\circ/0_4^\circ/45_2^\circ]$ isimli numunede bulunmuştur. Eğrilerin altında kalan alana göre, tokluk durumu için de $[0^\circ/45^\circ]_4$ numunesinin en büyük tokluğa sahip olduğu görülmektedir. Bu sonuçlardan hareket ile en dışta bulunan tabakaların mukavemetinin numunenin genel mukavemetinde belirleyici rol oynadığı söylenebilir [74].

Hasar ilerleme süresinin en uzun (0.190 ms) olduğu numune $[45_2^\circ/0_4^\circ/45_2^\circ]$ olurken, en kısa olanlarda ($[0^\circ/45^\circ]_4$ ve $[0_2^\circ/45_4^\circ/0_2^\circ]$) ise 0.110 ms olarak görülmüştür. En büyük ve en küçük yer değiştirme değerleri ise sırası ile $[0^\circ/45^\circ]_4$ (2.680 mm) ve $[0_2^\circ/45_4^\circ/0_2^\circ]$ (1.430 mm) olarak bulunmuştur (Şekil 6.26.d, e, f). En büyük yük ve yer değiştirme aynı numunede ($[0^\circ/45^\circ]_4$) görülmüştür. Tabaka açıları farklı dikişsiz düz dokuma kumaştan imal edilen numuneler için hazırlanan grafikler incelendiğinde, en büyük ve en küçük yükün sırası ile $[15^\circ]_8$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=90^\circ$ ve $[45^\circ]_8$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=90^\circ$ isimli numunelerde olduğu Şekil 6.27’den görülmektedir. Bu durumun, fiber oryantasyon açısı arttıkça fiberlerin çekme doğrultusu paralelinden uzaklaşması dolayısıyla malzemenin yük taşıma kapasitesinin azalmasından kaynaklandığı söylenebilir.

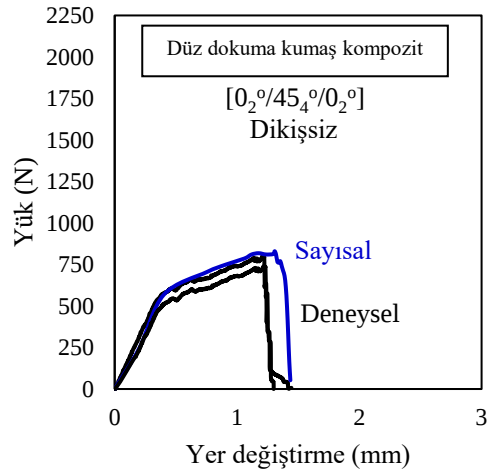
Çatlak boyu değişimi incelenen dikişsiz düz dokuma kumaştan üretilen numunelere ilişkin grafiklerin yer aldığı Şekil 6.28’e göre, en büyük yük $[0^\circ]_8$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=90^\circ$ isimli numunede tespit edilirken, en küçük yük ise $[0^\circ]_8$; $\alpha=18^\circ$; $\alpha=90^\circ$ isimli numunede bulunmuş olup, çatlak boyundaki artışın mukavemeti düşürdüğü görülmüştür. Yer değiştirme ve hasar ilerleme zamanı için ise, en büyük zaman ve yer değiştirme sırası ile $[0^\circ]_8$; $\alpha=16^\circ$; $\alpha=90^\circ$, $[0^\circ]_8$; $\alpha=17^\circ$; $\alpha=90^\circ$ olurken en küçükler ise $[0^\circ]_8$; $\alpha=17^\circ$; $\alpha=90^\circ$, $[0^\circ]_8$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=90^\circ$ ’dır. Çatlak boyundaki artış ile birlikte meydana gelen çatlak bölgesindeki alan daralmasının gerilme artışına neden olması neticesinde ifade edilen mukavemet düşüklüğü ortaya çıkmıştır. Şekil 6.29’daki çatlak açıları farklı olan numunelere ait çizgisel grafiklere göre, en büyük ve en küçük yük sırası ile, $[0^\circ]_8$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=15^\circ$ ve $[0^\circ]_8$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=45^\circ$ ’de bulunmuştur. Bu grafiklere göre, çatlak açısındaki artış ile mukavemetin ters orantılı olarak değiştiği sonucu ortaya çıkmaktadır. Şekil 6.29.b, d’de hasar ilerleme zamanı ile yer değiştirmenin bariz artış eğiliminde olduğu görülmekte olup en küçük zaman (0.090 ms), yer değiştirme (0.740 mm) çifti $[0^\circ]_8$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=30^\circ$ isimli numunede tespit edilirken, en büyükler ise; $[0^\circ]_8$; $\alpha=15^\circ$; $\alpha=45^\circ$ ’de 0.17 ms ve 0.98 mm’dir.



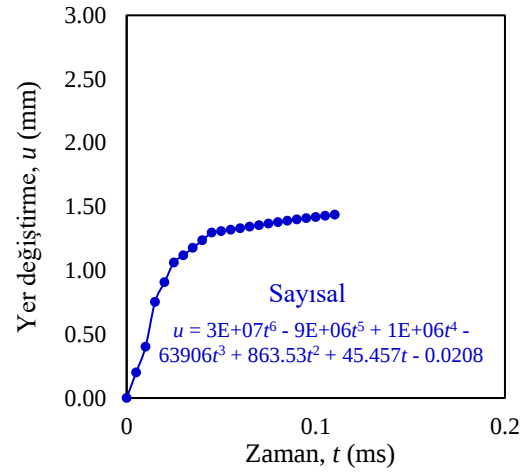
a)



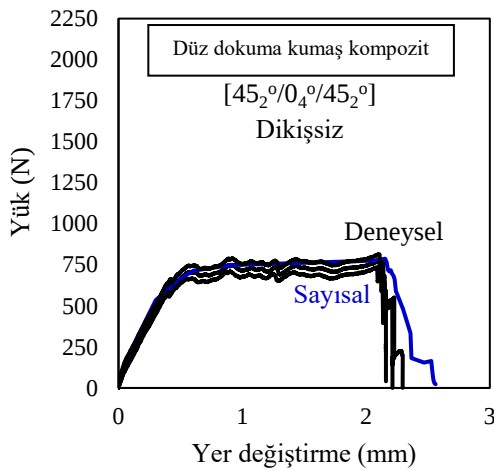
b)



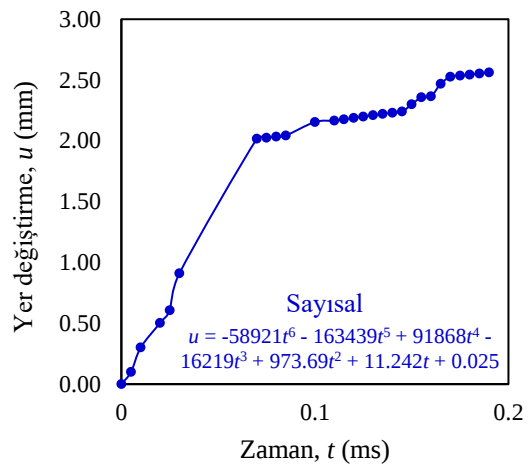
c)



d)

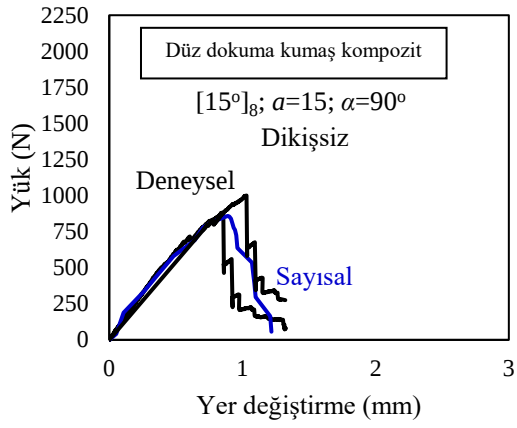


e)

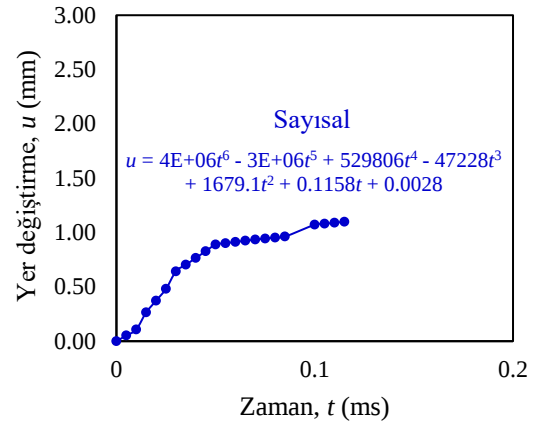


f)

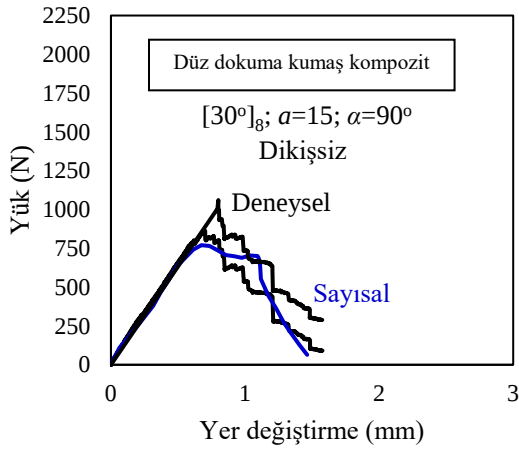
Şekil 6.26. Tabaka dizilimleri farklı dikişsiz düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) [0°/45°]₄, c) ve d) [0°/45°/0°]₄, e) ve f) [45°/0°/45°]₂



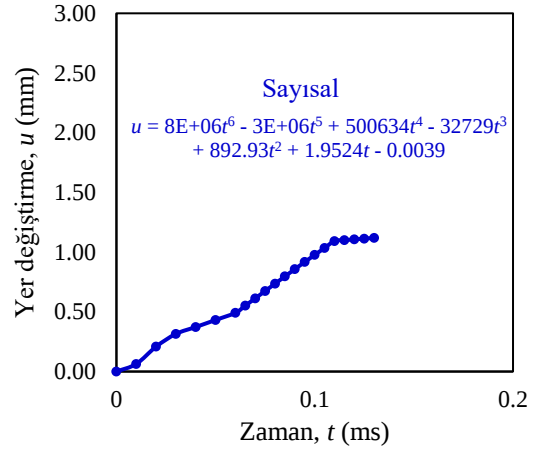
a)



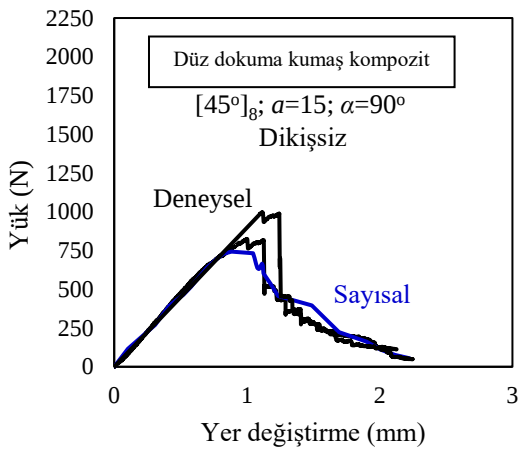
b)



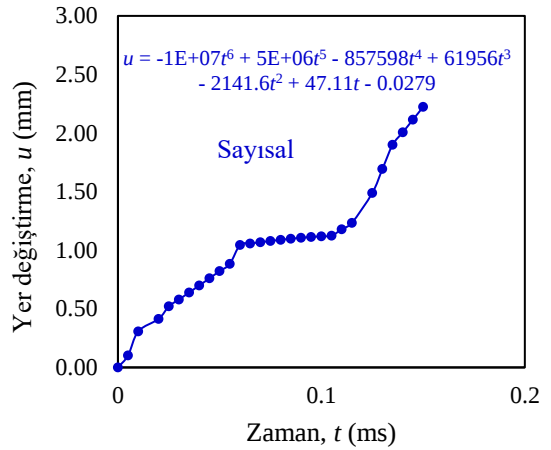
c)



d)

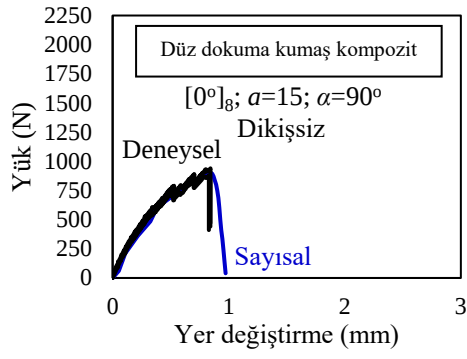


e)

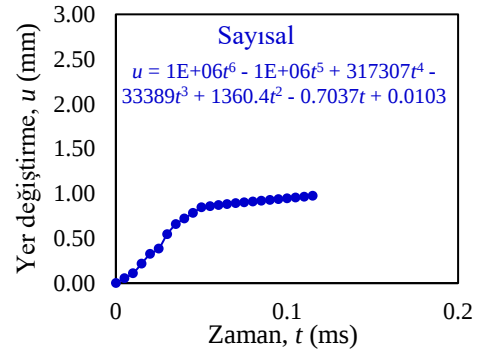


f)

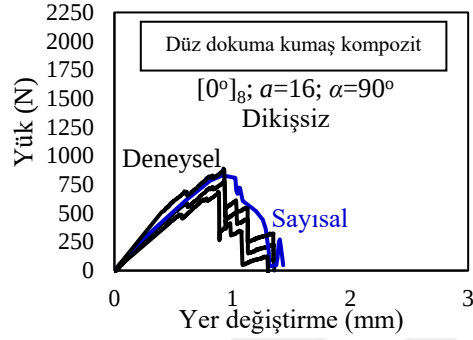
Şekil 6.27. Tabaka açıları farklı dikişsiz düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme–zaman grafikleri; a) ve b) [15°]₈; α=15; α=90°, c) ve d) [30°]₈; α=15; α=90°, e) ve f) [45°]₈; α=15; α=90°



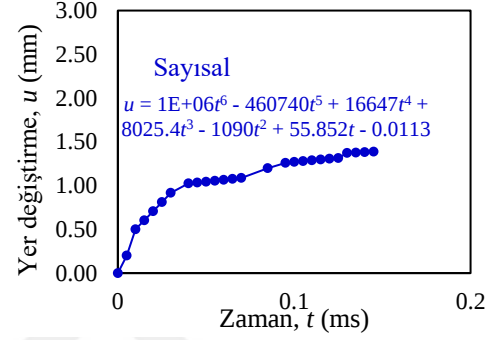
a)



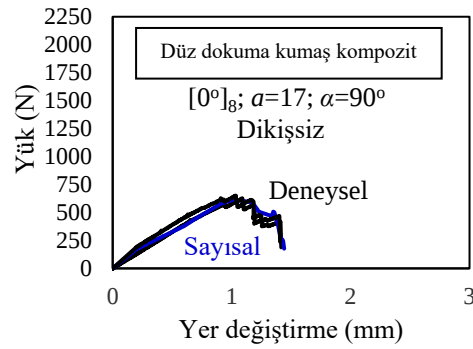
b)



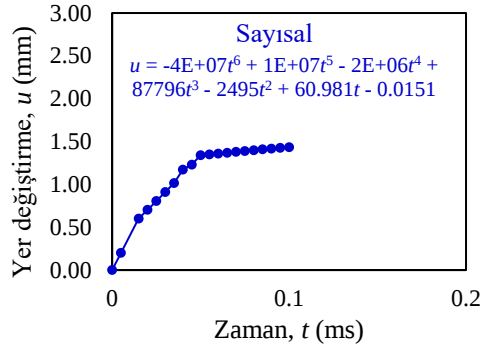
c)



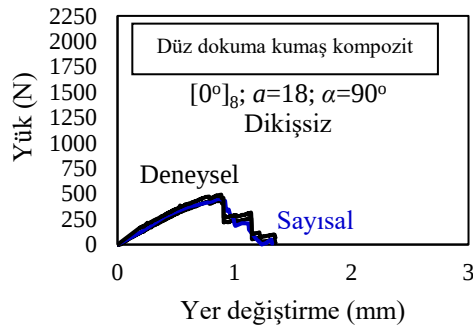
d)



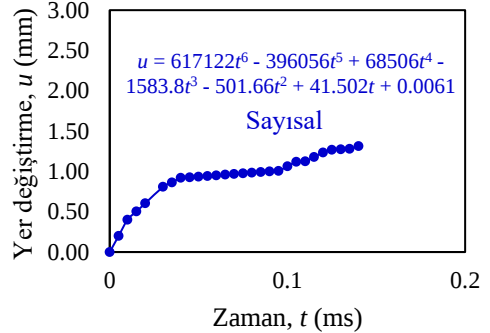
e)



f)

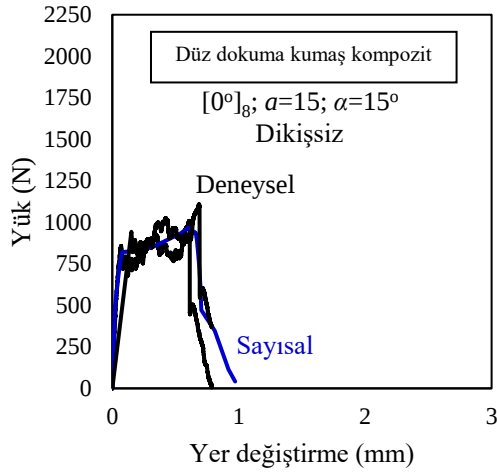


g)

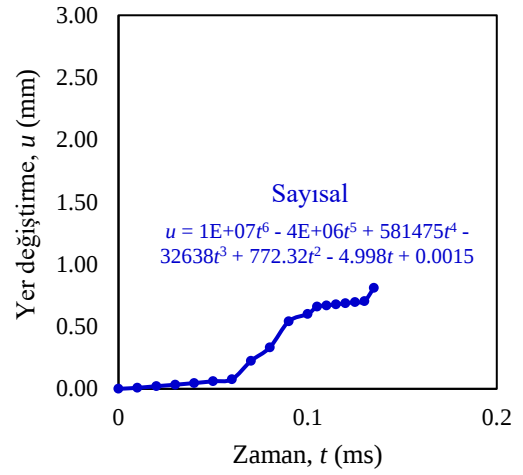


h)

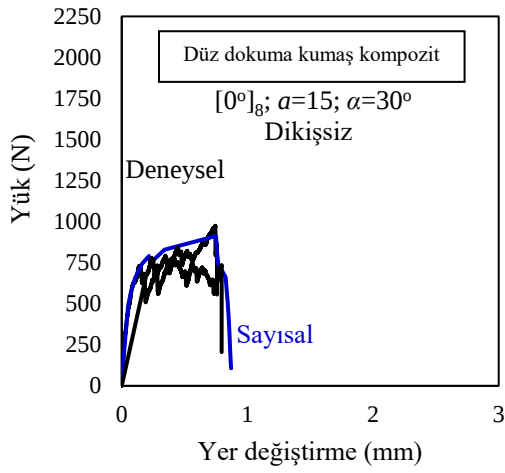
Şekil 6.28. Çatlak boyları farklı dikişsiz düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme–zaman grafikleri; a) ve b) $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=90^\circ$, c) ve d) $[0^\circ]_8$; $a=16$; $\alpha=90^\circ$, e) ve f) $[0^\circ]_8$; $a=17$; $\alpha=90^\circ$, g) ve h) $[0^\circ]_8$; $a=18$; $\alpha=90^\circ$



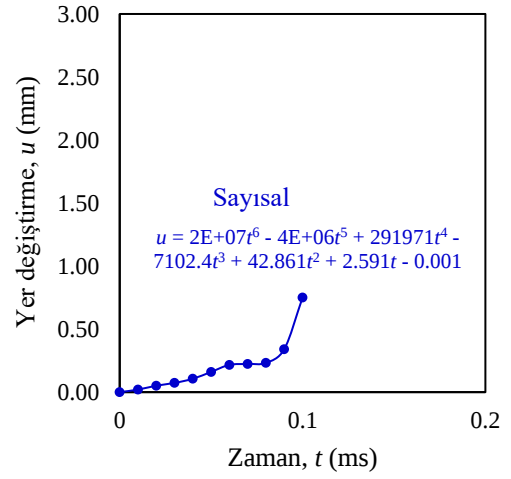
a)



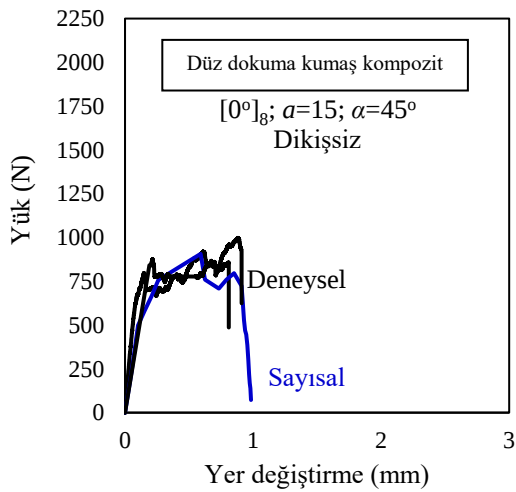
b)



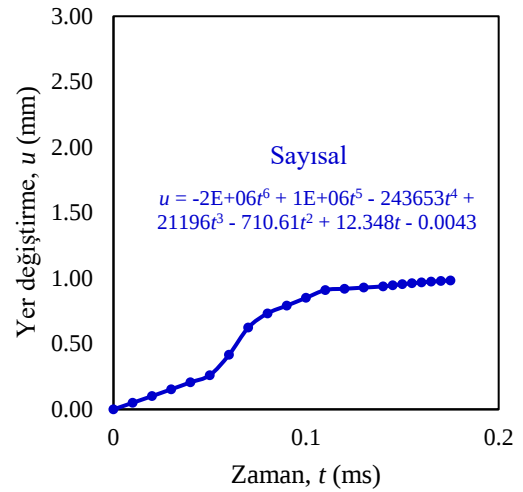
c)



d)



e)



f)

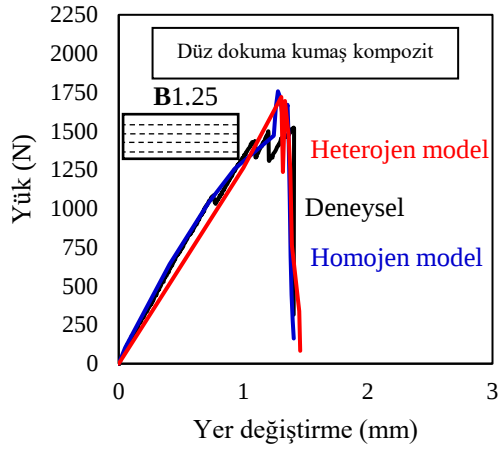
Şekil 6.29. Çatlak açıları farklı dikişsiz düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme–zaman grafikleri; a) ve b) [0°]₈; α=15°; α=15°, c) ve d) [0°]₈; α=15°; α=30°, e) ve f) [0°]₈; α=15°; α=45°

Şekil 6.30.a, c, e'deki boyuna dikiş sıklığı değişiminin incelendiği grafiklere bakıldığında, en büyük yük **B1.25** isimli numunede tespit edilirken, en küçük yük ise **B5** isimli numunede bulunmuştur. Hasar ilerleme süresinin en uzun (0.105 ms) olduğu numune, 1.196 mm yer değiştirme değerine sahip **B2.5** olurken, en kısa olan numunede (**B1.25**) ise, 0.050 ms'de 1.456 mm olarak bulunmuştur (Şekil 6.30.b, d, f). Enine dikiş çizgi grafiklerinin verildiği Şekil 6.31'deki grafikler değerlendirildiğinde, en büyük ve en küçük yükler sırası ile, **E1.25** ve **E5** numunelerinde olmuştur. Yer değiştirme-zaman grafikleri değerlendirildiğinde ise, en büyük ve en küçük değerler sırası ile; **E5** (0.190 ms-1.797 mm) ve **E1.25** (0.085 ms-1.280 mm) numunelerinde elde edilmiştir.

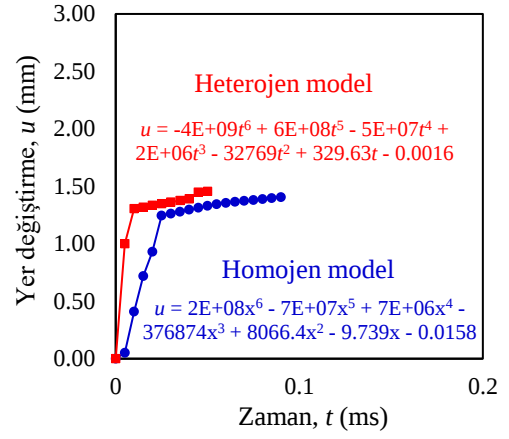
Yük değerleri ile çift doğrultuda dikiş sıklığının doğru orantılı bir değişim gösterdiği Şekil 6.32.a, c, e'den görülmektedir. Şekil 6.32.b, d, f'ye göre, en büyük ve en küçük yük sırası ile, **Ç1.25** ve **Ç5**'te bulunmuştur. En büyük hasar ilerleme zamanı ise **Ç1.25** isimli numunede (0.125 ms-1.660 mm) görülürken, en küçük **Ç2.5** (0.020 ms-1.281 mm) numunesinde tespit edilmiştir. Homojen ve heterojen modellerdeki hasar ilerleme eğrileri dikiş sıklığındaki artış ile birbirine yaklaşmıştır (Şekil 6.32.b, d, f). Bu durum ise dikiş sıklığının artışı ile birlikte modelin homojen bir modele benzemesinin bir sonucudur. Aynı zamanda bu durum önerilen heterojen modelin doğruluğunu da onaylamaktadır.

Şekil 6.33.a, c, e, g'de UD numuneler için yük-yer değiştirme grafikleri sunulmuştur. **E1.25**; UD ve **D**; UD sırası ile en büyük ve en küçük yüke sahip numunelerdir. Dikiş sıklığı ile maksimum yük değerleri artış göstermiştir. Yer değiştirme-zaman grafiklerine göre ise, hasar ilerleme süresinin en uzun (0.100 ms) olduğu **E5**; UD isimli numune 1.557 mm yer değiştirme değerine sahip olurken, en kısa olan (**D**; UD) ise 0.020 ms'de, 1.105 mm olarak bulunmuştur.

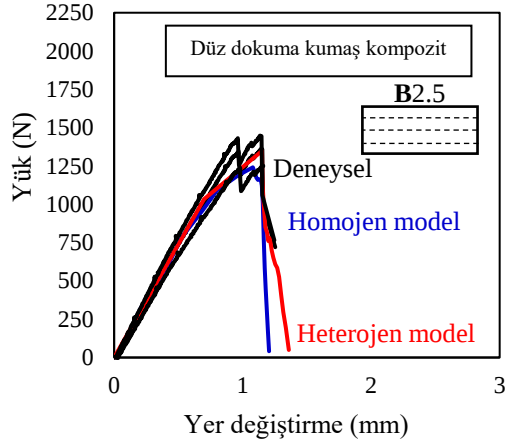
45° açı ile dikilmiş numunelere ilişkin grafiklerin verildiği Şekil 6.34.a, c'de, tek doğrultulu dikişten çift doğrultulu dikişe geçilmesi ile birlikte maksimum yükün arttığı ve yer değiştirme-zaman grafiklerinde ise geçiş işleminin eğri yapısını lineerlikten uzaklaştırdığı anlaşılmıştır (Şekil 6.34.b, d). Bu sonuçlara göre, dikiş sıklığı ile maksimum yük değerleri paralel bir değişim göstermektedir [134, 135]. Hasar ilerleme süresi ve maksimum yük arasında anlamlı bir ilişki kurulması için ise dikiş sıklığı ve dikiş doğrultusunun kullanılamayacağı sonucuna varılmıştır.



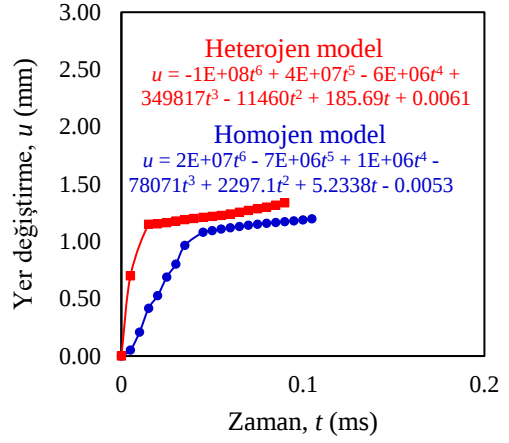
a)



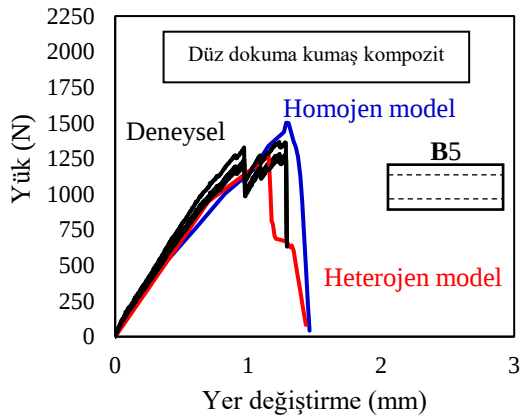
b)



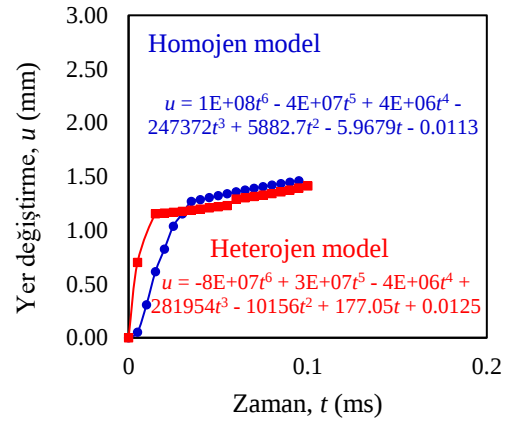
c)



d)

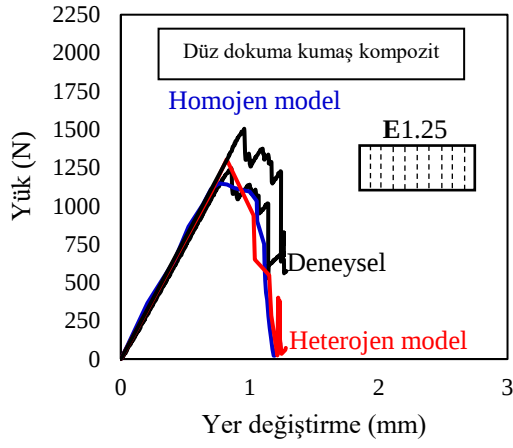


e)

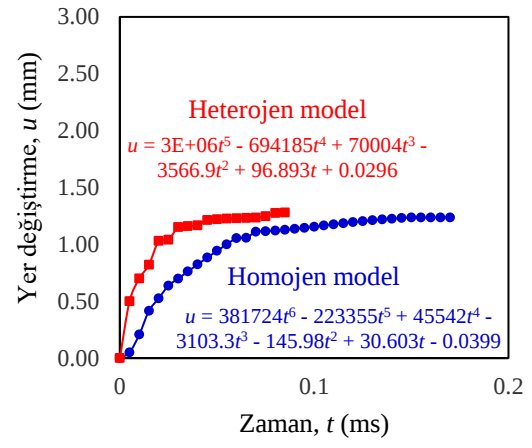


f)

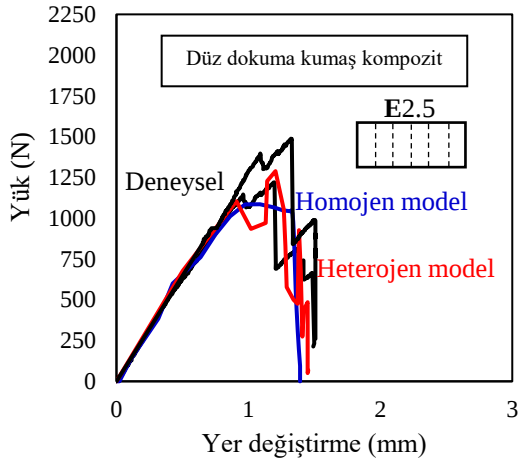
Şekil 6.30. Boyuna dikilmiş düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) B1.25, c) ve d) B2.5, e) ve f) B5



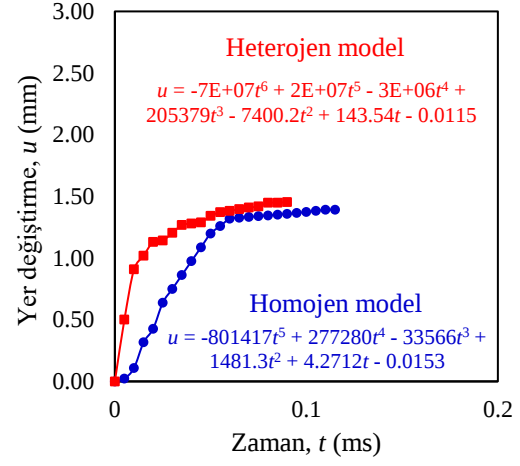
a)



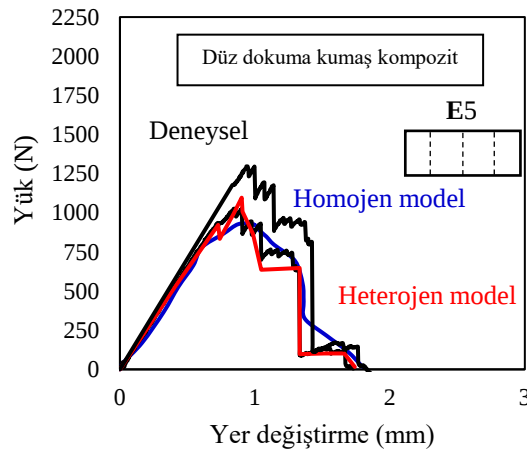
b)



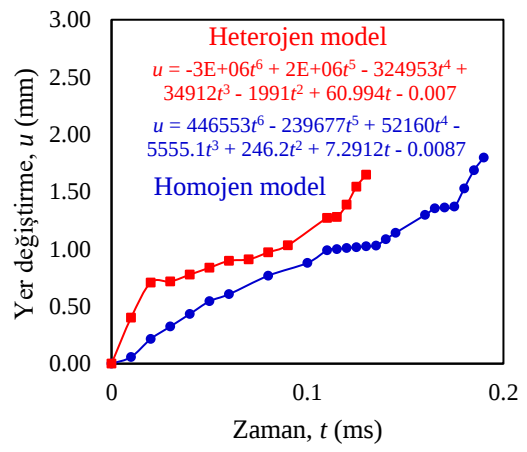
c)



d)

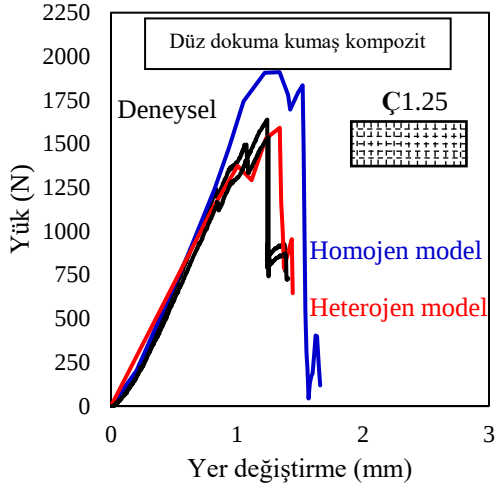


e)

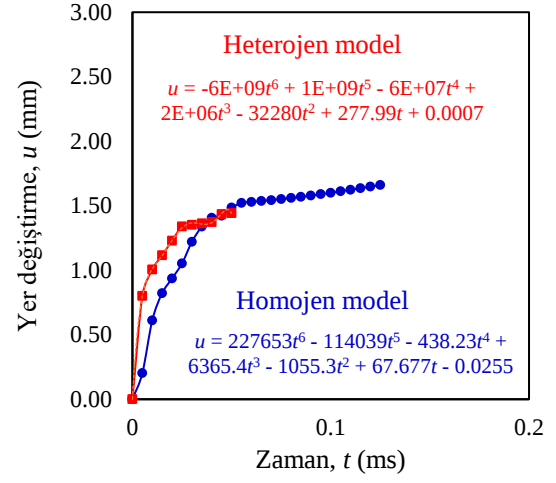


f)

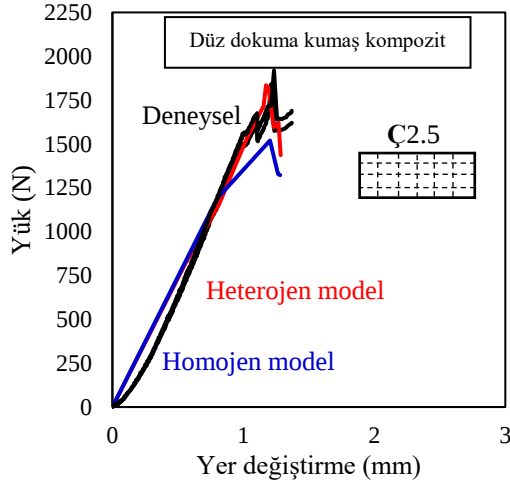
Şekil 6.31. Enine dikilmiş düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) E1.25, c) ve d) E2.5, e) ve f) E5



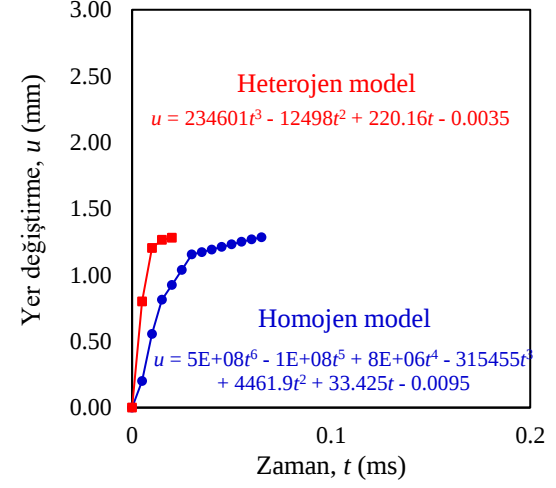
a)



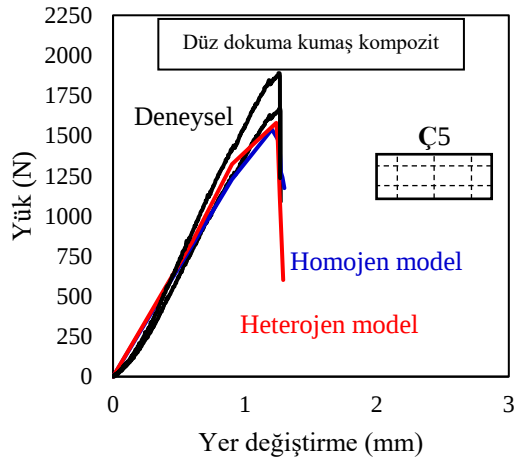
b)



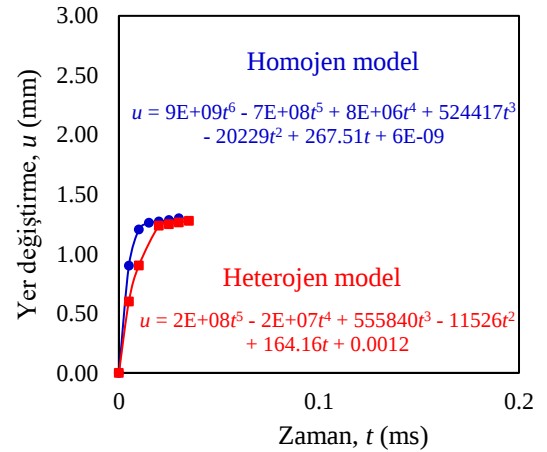
c)



d)

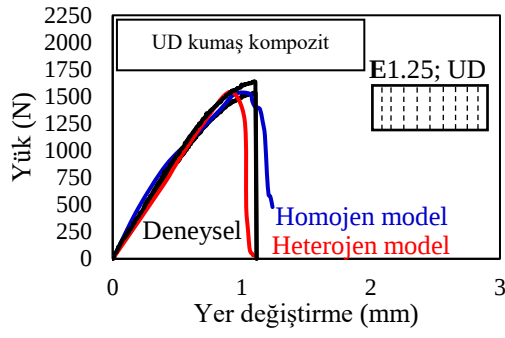


e)

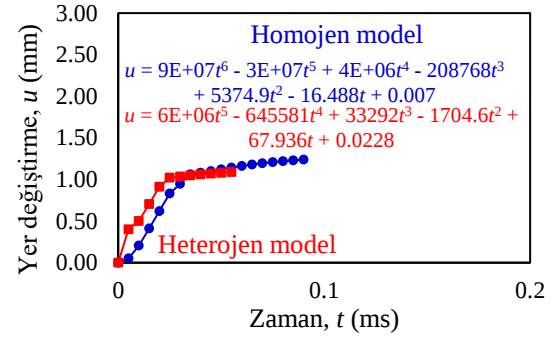


f)

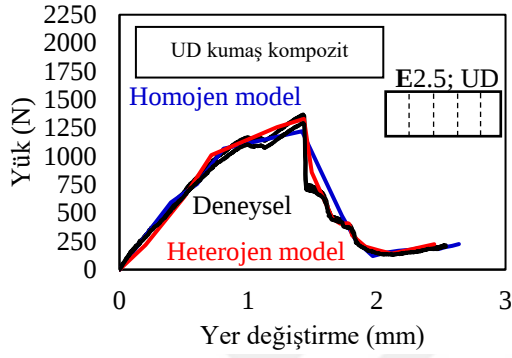
Şekil 6.32. Çift doğrultuda dikilmiş düz dokuma numuneleri için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme–zaman grafikleri; a) ve b) Ç1.25, c) ve d) Ç2.5, e) ve f) Ç5



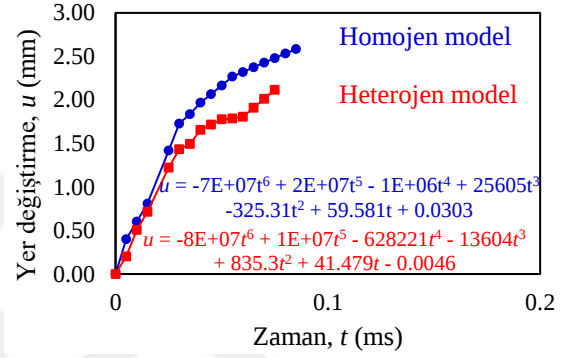
a)



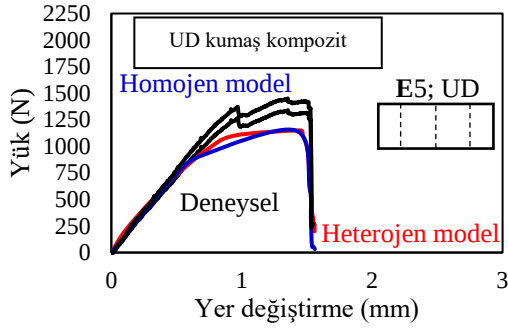
b)



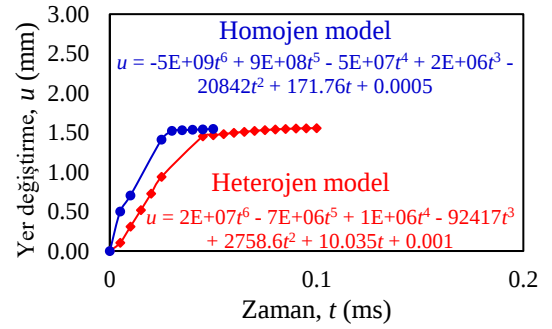
c)



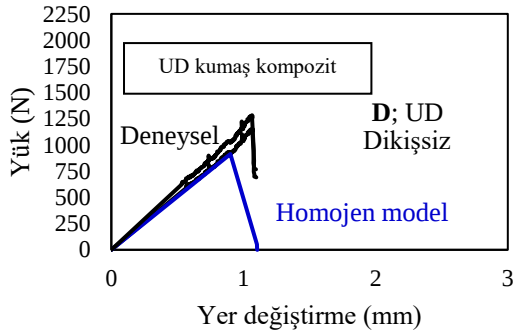
d)



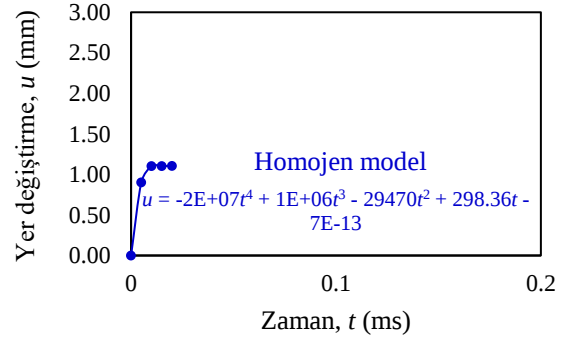
e)



f)

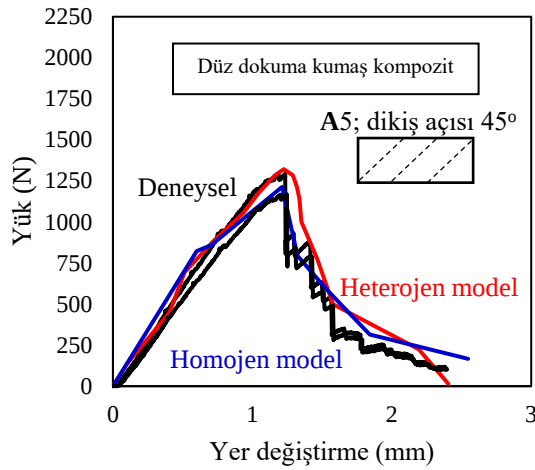


g)

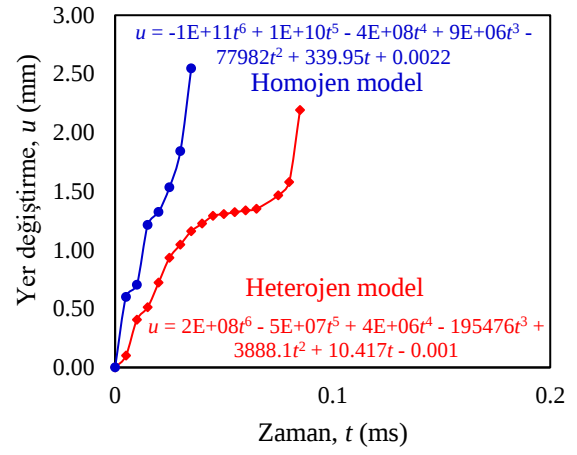


h)

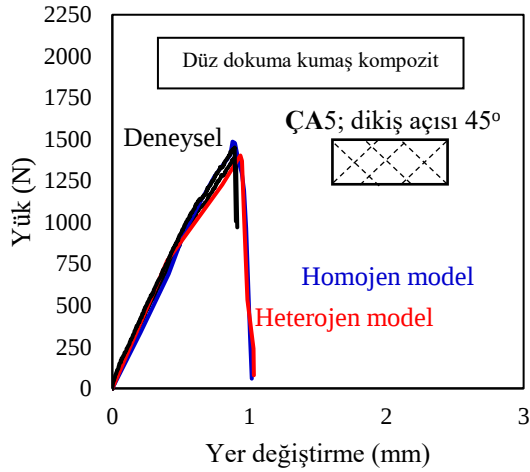
Şekil 6.33. Enine dikilmiş UD numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) E1.25;UD, c) ve d) E2.5;UD, e) ve f) E5;UD, g) ve h) D;UD



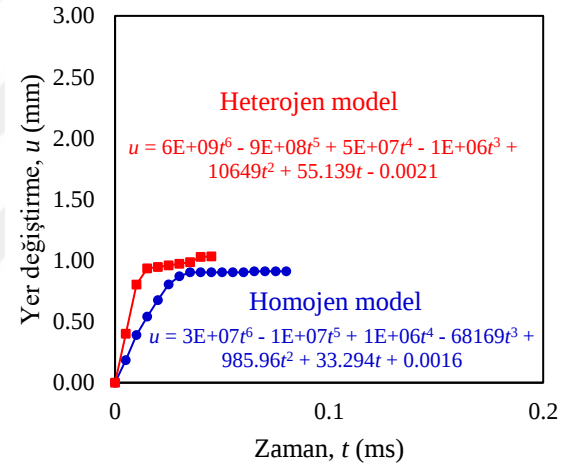
a)



b)



c)

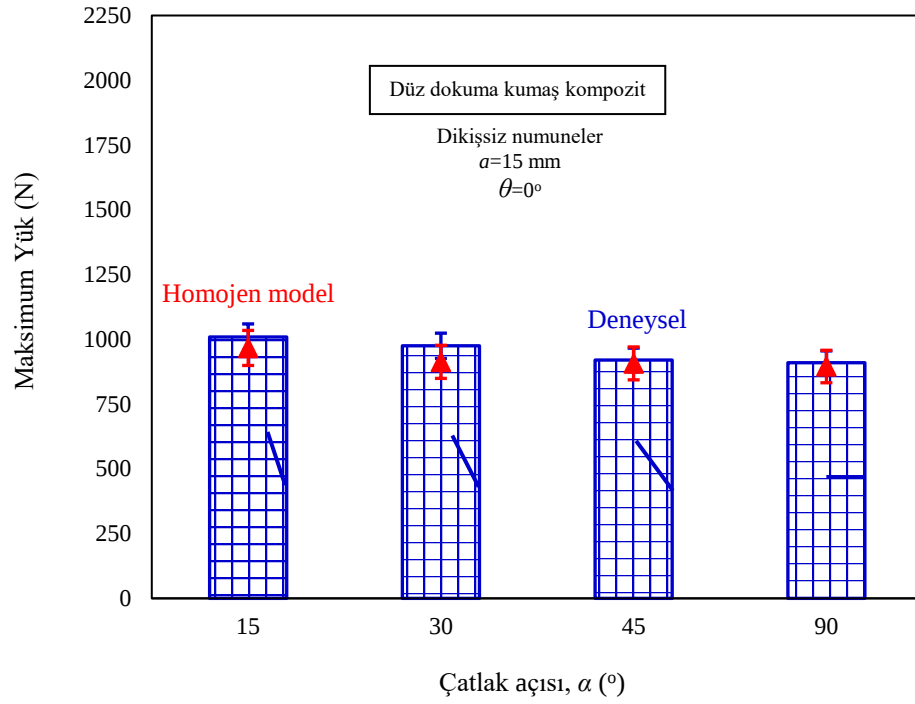


d)

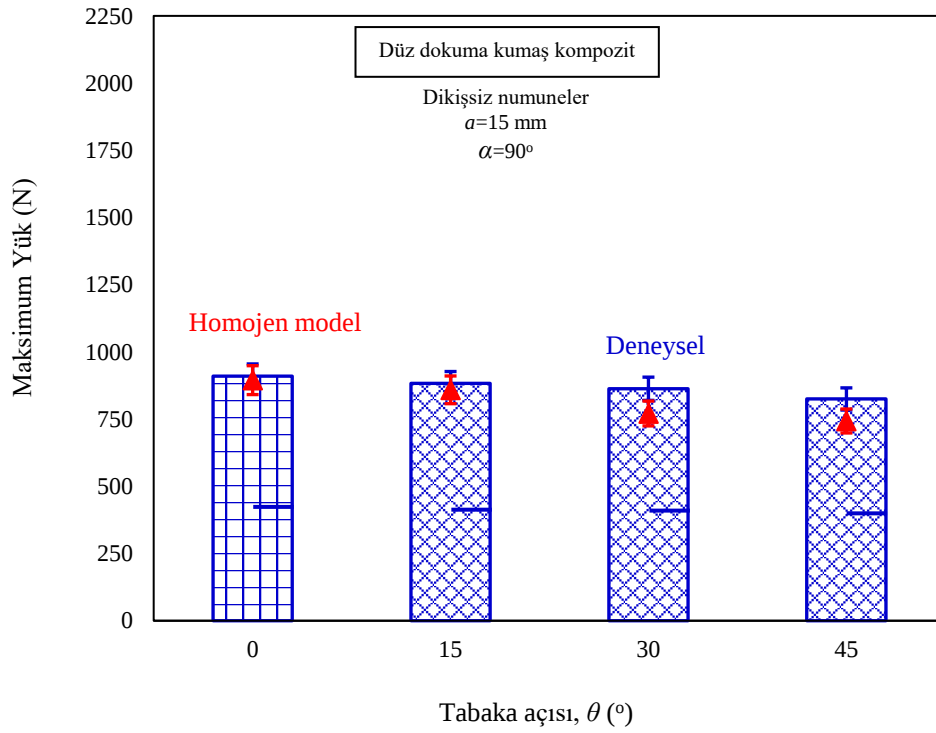
Şekil 6.34. Açılı dikilmiş düz dokuma numuneler için yük–yer değiştirme ve yer değiştirme-zaman grafikleri; a) ve b) A5, c) ve d) ÇA5

6.3.3. Maksimum Hasar Yüklerinin Grafiksel Gösterimi

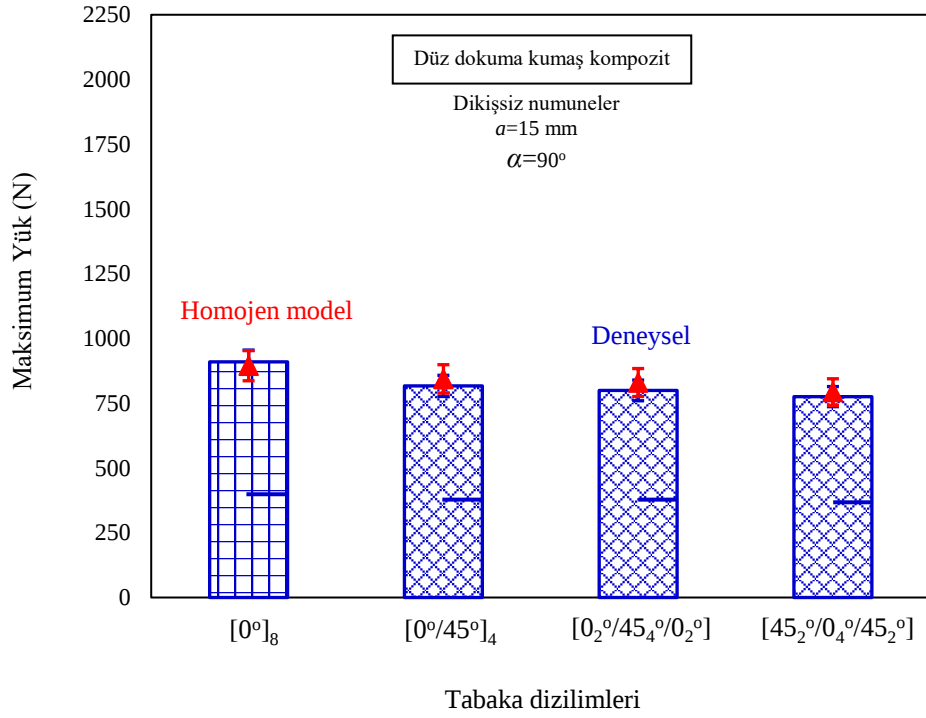
Analizler sonucunda elde edilerek oluşturulan maksimum yük (ortalama)-değişken parametre grafikleri Şekil 6.35-Şekil 6.44'te verilmiştir. Ayrıca deneysel maksimum yüklerin sayısal değerlere yaklaşım oranları Tablo 6.1'de gösterilmiştir.



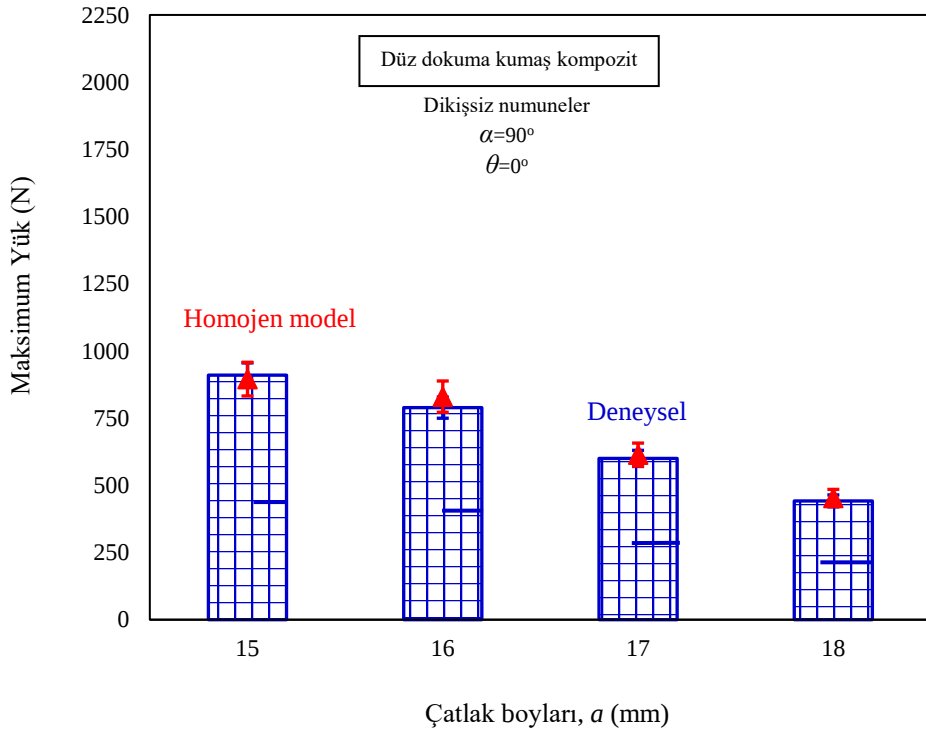
Şekil 6.35. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde hasar yükünün çatlak açısı ile değişimi



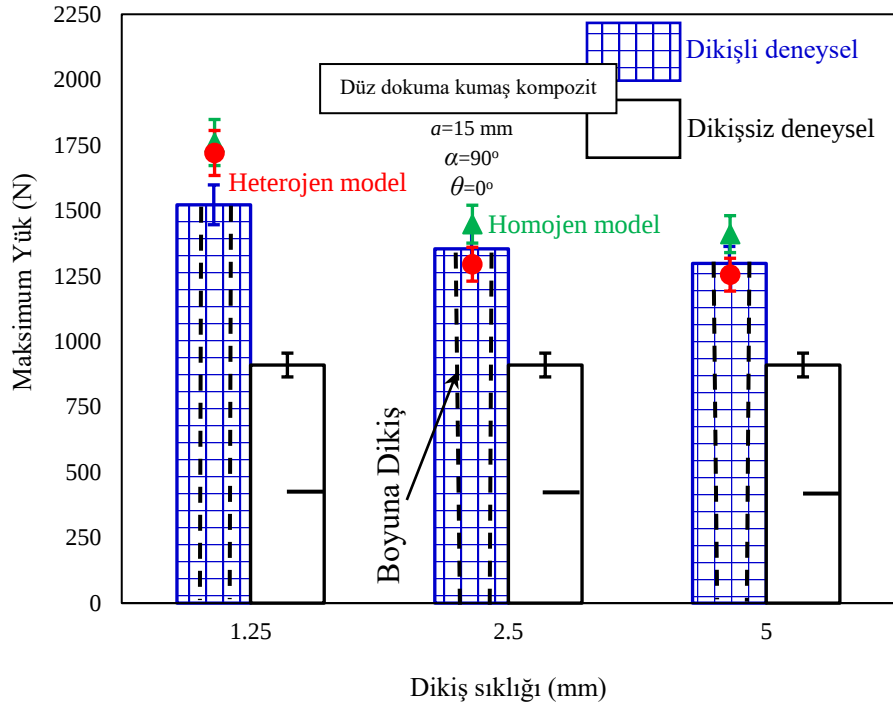
Şekil 6.36. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde hasar yükünün tabaka açısı ile değişimi



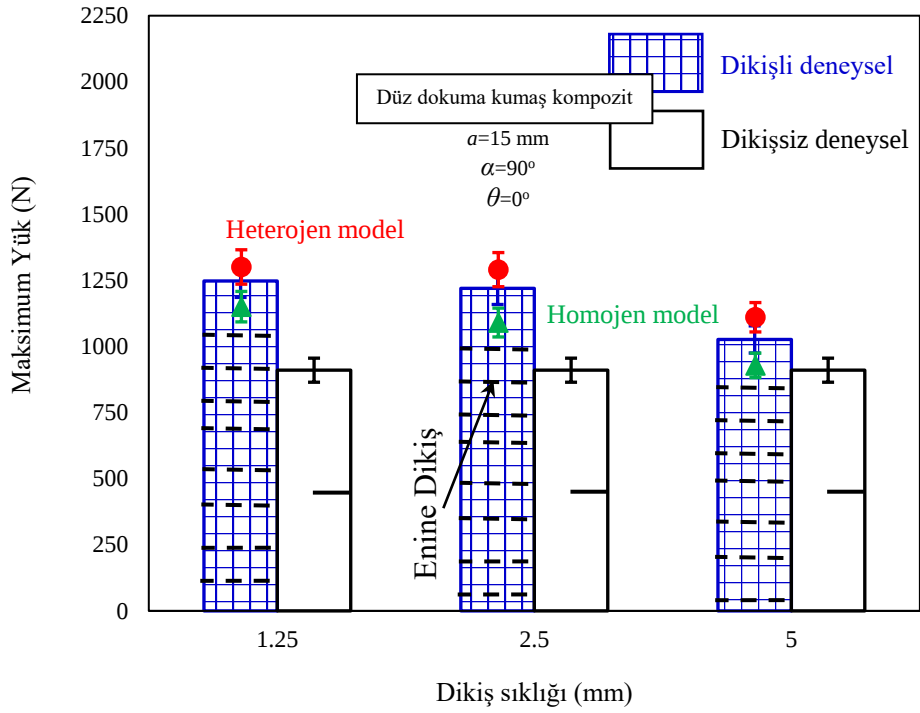
Şekil 6.37. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde hasar yükünün tabaka dizilimi ile değişimi



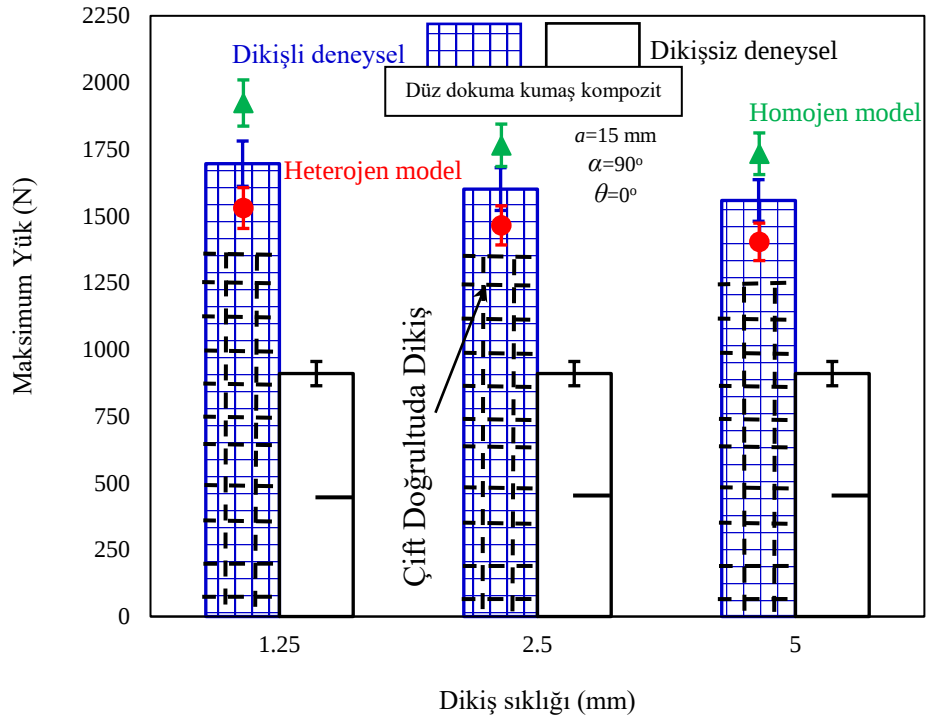
Şekil 6.38. Düz dokuma dikişsiz kompozit numunelerde hasar yükünün çatlak boyu ile değişimi



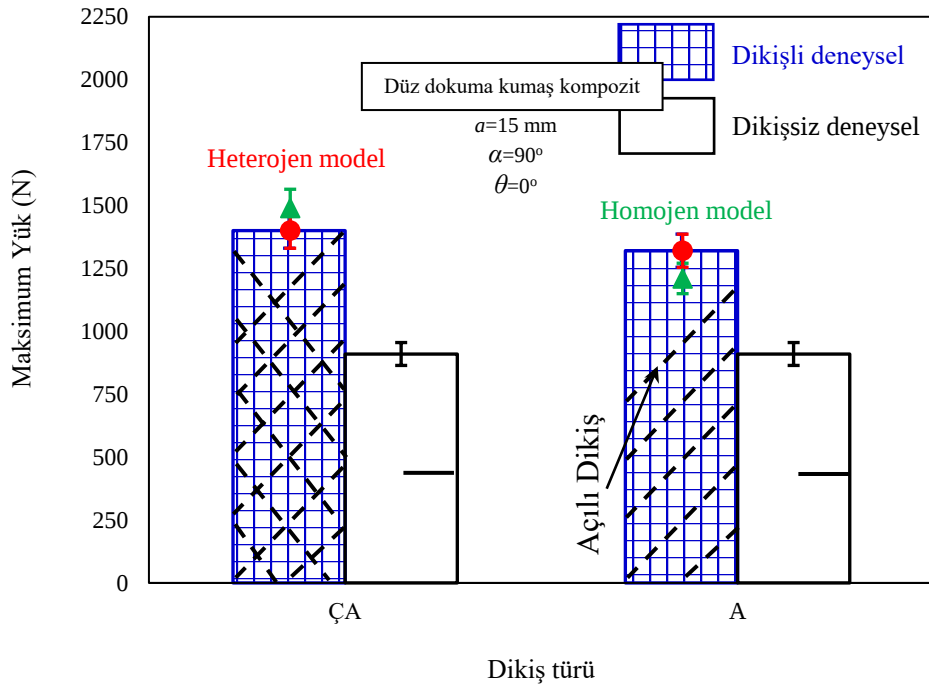
Şekil 6.39. Boyuna dikilmiş çatlaklı düz dokuma numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi



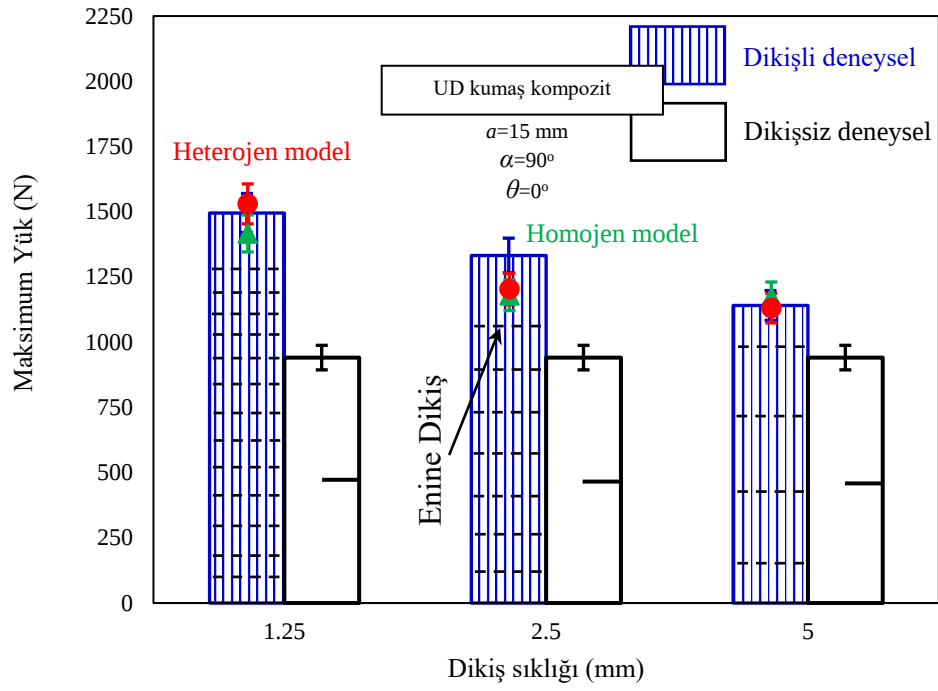
Şekil 6.40. Enine dikilmiş çatlaklı düz dokuma numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi



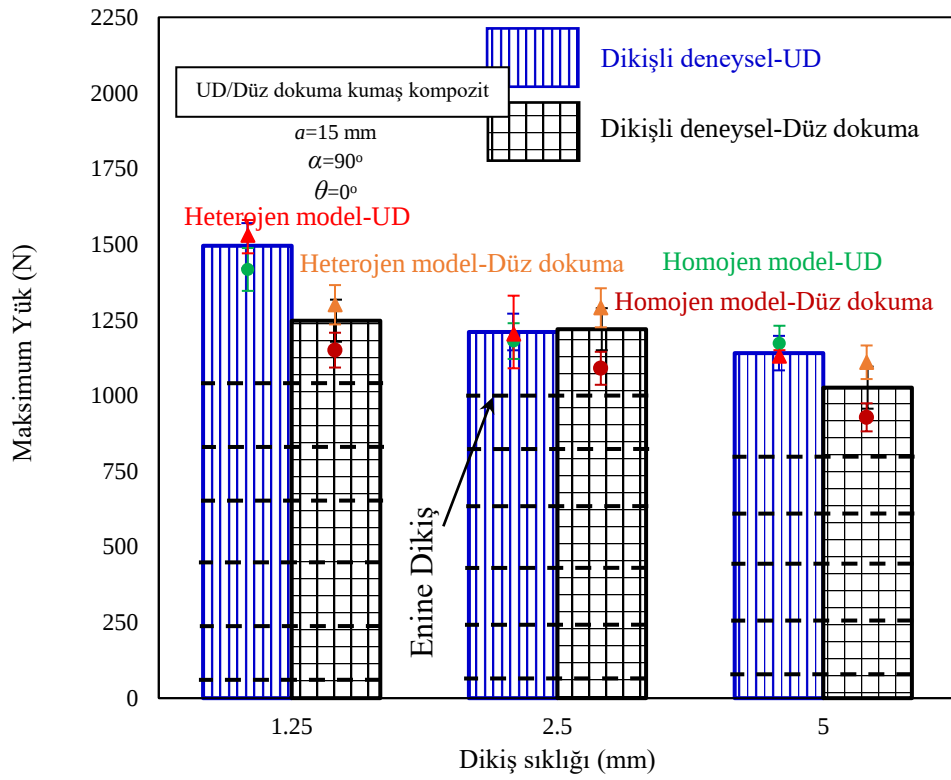
Şekil 6.41. Çift doğrultuda dikilmiş çatlaklı düz dokuma numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi



Şekil 6.42. Açılı dikilmiş çatlaklı düz dokuma numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi



Şekil 6.43. Enine dikilmiş çatlaklı UD numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi



Şekil 6.44. UD ve düz dokuma numunelerde hasar yükünün dikiş sıklığı ile değişimi

Tablo 6.1. Tüm numuneler için deneysel maksimum hasar yüklerinin ortalaması ve sayısal yaklaşım oranları

Model	Deneysel hasar yükü (ortalama) (N)	Sayısal hasar yükü (ortalama) (N)		Homojen Model % yaklaşım oranı	Heterojen Model % yaklaşım oranı
		Homojen	Heterojen		
Dikişsiz numuneler	[15°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	883	859	-	2.718
	[30°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	863	771	-	10.661
	[45°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	825	743	-	9.939
	[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=15^\circ$	1009	967	-	4.193
	[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=30^\circ$	975	913	-	1.413
	[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=45^\circ$	920	907	-	6.358
	[0°] ₈ ; $a=15$; $\alpha=90^\circ$	910	895	-	1.629
	[0°] ₈ ; $a=16$; $\alpha=90^\circ$	789	830	-	5.196
	[0°] ₈ ; $a=17$; $\alpha=90^\circ$	600	614	-	2.333
	[0°] ₈ ; $a=18$; $\alpha=90^\circ$	442	453	-	2.489
	[0 ₂ °/45 ₄ °/0 ₂ °]	800	830	-	3.815
	[0°/45°] ₄	817	844	-	3.305
	[45 ₂ °/0 ₄ °/45 ₂ °]	776	793	-	2.243
	D ; UD	941	905	-	3.841
Dikişli numuneler	E1.25 ; UD	1495	1417	1530	5.238
	E2.5 ; UD	1332	1180	1203	11.417
	E5 ; UD	1141	1172	1131	2.749
	Ç1.25	1696	1923	1530	13.390
	Ç2.5	1602	1765	1465	10.209
	Ç5	1558	1733	1403	11.230
	B1.25	1523	1760	1720	15.578
	B2.5	1354	1448	1295	6.935
	B5	1298	1410	1255	8.600
	E1.25	1248	1150	1300	7.840
	E2.5	1220	1090	1290	10.629
	E5	1026	928	1110	9.565
	A5	1293	1210	1320	6.406
	ÇA5	1398	1490	1400	6.545
					0.110

***E**: Enine dikiş, **B**: Boyuna dikiş, **D**: Dikişsiz, **Ç**: Çift doğrultuda dikiş, UD: Tek doğrultulu fiber, a : Çatlak boyu, α : Çatlak açısı, **A**: Açılı dikiş, **ÇA**: Çift doğrultuda açılı dikiş.

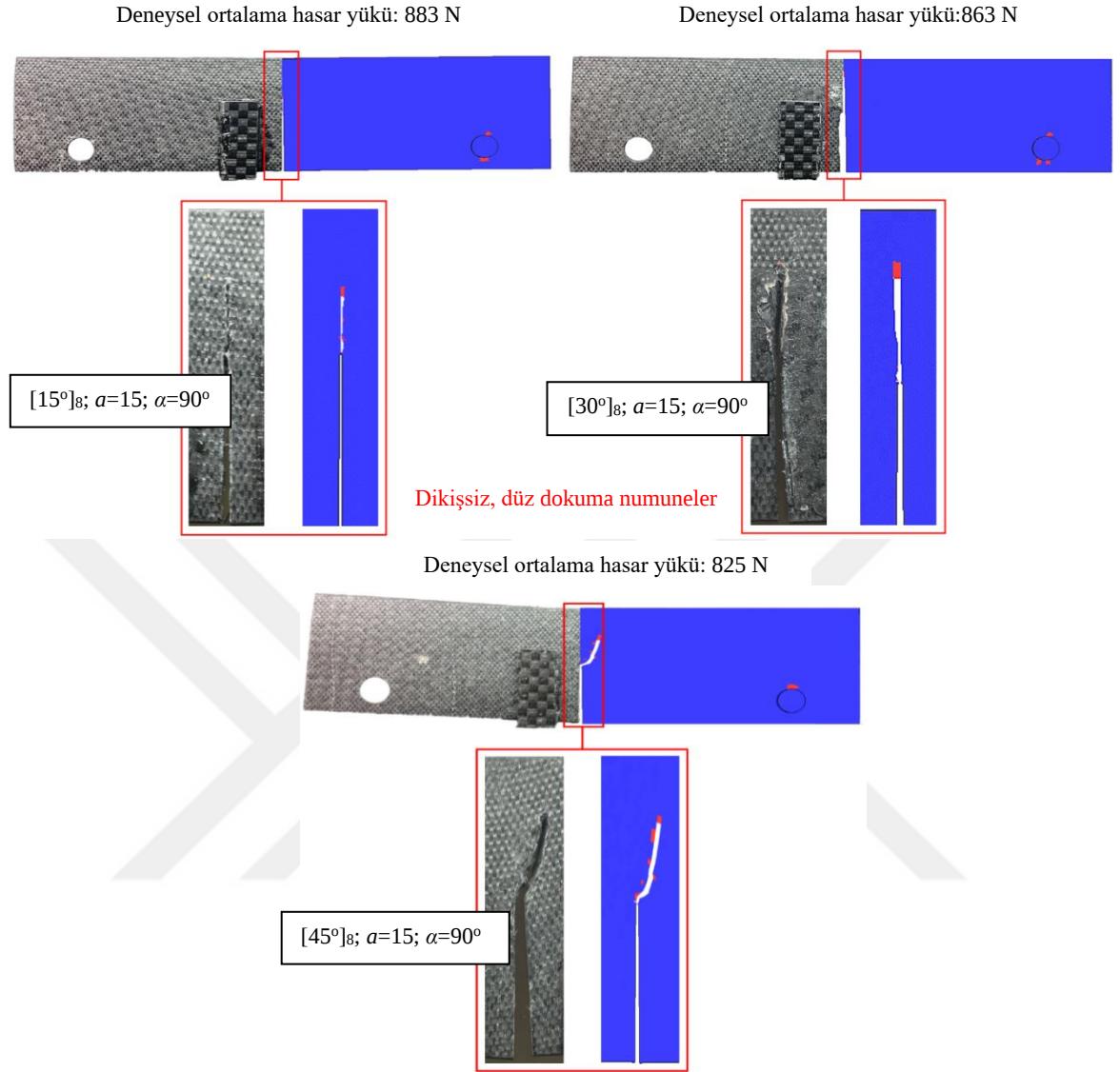
Şekil 6.35- Şekil 6.44 ve Tablo 6.1'deki deneysel sonuçlara göre, [0°]₈; $a=15$; $\alpha=15^\circ$ ile karşılaştırıldığında yük; çatlak açısındaki 15°'lik artış ile %3.37, 30°'lik artış ile %8.82 ve 75°'lik artış ile %9.81 azalış göstermiştir (Şekil 6.35). Yükler [0°]₈; $a=15$; $\alpha=90^\circ$ ile mukayese edildiğinde; tabaka açısındaki 15°'lik artış ile %2.97, 30°'lik artış ile %5.16, 45°'lik artış ile %9.34 azalmıştır

(Şekil 6.36). 45° tabakaların dış kısmında yer aldığı $[45_2^{\circ}/0_4^{\circ}/45_2^{\circ}]$ isimli numunede yük %14.7, 0° tabakaların dış kısmında yer aldığı $[0_2^{\circ}/45_4^{\circ}/0_2^{\circ}]$ isimli numunede yük %12.1, 0° ve 45° tabakaların simetrik olarak sıralandığı $[0^{\circ}/45^{\circ}]_4$ isimli numunede ise yük %10.2 azalmıştır (Şekil 6.37). Çatlak boyundaki 1 mm'lik artış ile yük %13.3, 2 mm'lik artış ile yük %34.1, 3 mm'lik artış ile yük %51.4 azalmıştır (Şekil 6.38). Düz dokuma numunelere boyuna doğrultuda dikişin uygulanması durumunda ise yük, 1.25 mm'lik dikiş sıklığı ile %67.4, 2.5 mm'lik dikiş sıklığı ile %48.8, 5 mm'lik dikiş sıklığı ile %42.6 artış göstermiştir (Şekil 6.39). Enine doğrultuda dikişin uygulandığı düz dokuma numunelerde yük, 1.25 mm'lik dikiş sıklığı ile %37.1, 2.5 mm'lik dikiş sıklığı ile %34.1 ve 5 mm'lik dikiş sıklığı ile %12.8 artmıştır (Şekil 6.40). Enine doğrultudaki ve boyuna doğrultudaki dikiş sıklıklarında uygulanan %100'lük artışın yük değerini sırasıyla %~10.6 ve %~8.31 oranında artırdığı hesaplanmıştır. Dikişin çift doğrultuda uygulandığı düz dokuma numuneler ile karşılaştırma yapılırsa yük, dikiş sıklığının 1.25 mm olması durumunda %86.4, 2.5 mm olması durumunda %76.0, 5 mm olması durumunda %71.2 artmıştır (Şekil 6.41). Bu verilerden hareketle, çift doğrultuda uygulanan dikiş sıklığındaki %100 oranında bir artışın yük değerinde %~4.4'lük bir artışa sebep olduğu görülmektedir. Dikişin 45° açılı olarak 5 mm dikiş sıklığında düz dokuma numunelere tek doğrultuda uygulanması durumunda yük %42.1, çift doğrultuda uygulanması durumunda yük %53.6 artış göstermiştir (Şekil 6.42). Açılı dikişte tek doğrultudan çift doğrultuya geçilmesi durumunda ise yük %8.12 artmıştır. 5 mm dikiş sıklığına sahip enine doğrultuda dikişten ve boyuna doğrultuda dikişten tek doğrultuda açılı dikişe geçiş yapılması halinde yük sırası ile %20.7 artış ve %0.390 azalış göstermiştir. Çift doğrultuda 5 mm sıklığındaki dikişten, çift doğrultuda açılı dikişe geçilmesi durumunda yük %10.3 azalmıştır. Enine doğrultulu dikişten çift doğrultulu dikişe geçilmesi durumunda yük 1.25 mm dikiş sıklığı için %35.9, 2.5 mm dikiş sıklığı için %31.3 ve 5 mm dikiş sıklığı için %51.9 artmıştır. Boyuna doğrultulu dikişten çift doğrultulu dikişe geçilmesi durumunda ise yük 1.25 mm dikiş sıklığı için %11.4, 2.5 mm dikiş sıklığı için %18.3 ve 5 mm dikiş sıklığı için %20.0 artış göstermiştir. Enine doğrultulu dikişten boyuna doğrultulu dikişe geçilmesi durumunda yük 1.25 mm dikiş sıklığı için %22.0, 2.5 mm dikiş sıklığı için %11.0 ve 5 mm dikiş sıklığı için %26.5 artmıştır. Enine dikişin uygulandığı UD numuneler, dikişsiz UD numune olan **D**; UD ile mukayese edilirse yük, dikiş sıklığının 1.25 mm olması halinde %58.9, 2.5 mm olması durumunda %41.6 ve 5 mm uygulanması halindeyse %21.3 artmıştır (Şekil 6.43). UD numunelerdeki %100'lük bir dikiş sıklığı artmasının yüke %~14.5 artış sağladığı görülmüştür. Bu verilere göre; dikişsiz düz dokuma numunelerde yük, çatlak açısındaki, tabaka oryantasyon açısındaki ve çatlak boyundaki artıştan olumsuz yönde etkilenmiştir. Düz dokuma ve UD kumaşlara dikişin uygulanması ve dikiş sıklığının artmasıyla yük değerleri artış göstermiştir. Meydana gelen bu artış %86.4 ile en fazla 1.25 mm sıklıktaki çift doğrultuda dikişte tespit edilirken, en az ise %12.8 ile 5 mm sıklıktaki tek doğrultuda enine dikişli düz dokuma numunede bulunmuştur. Enine dikişin yüke etkisi düz dokuma kumaşlara kıyasla UD kumaşlarda

%8.51-21.8 daha fazla olmuştur. Dikiş sıklığındaki %100'lük artış için ise yükteki değişim aynı tür dikişli UD numunelerde düz dokuma numunelerden %~11.7 daha fazladır. Dikiş sıklığındaki %100'lük artışla yükün artışı en yüksek (%~14.5) UD numunelerdedir ve literatürdeki verilerin (%~75'lik dikiş sıklığı artışı için %~23 [135] ve %100'lük dikiş sıklığı artışı için %~14 [115] artış) çalışma sonuçlarını desteklediği görülmüştür. Çalışmada yükteki artış en fazla (%86.4) 1.25 mm sıklıkta çift doğrultudaki dikişte görülmüştür. Ayrıca, en büyük deneysel ve sayısal yük Ç1.25 isimli numunede tespit edilirken, en küçük deneysel ve sayısal yük ise $[0^0]_8$; $a=18$; $\alpha=90^\circ$ isimli numunede elde edilmiştir. Tablo 6.1'e göre, deneysel ve sayısal çalışmalar arasındaki en büyük ve en küçük hata oranları ise sırası ile, B1.25 (%15.6) ve ÇA5 (%0.110)'dir. Heterojen model sonuçlarının homojen model sonuçlarına göre, deneysel sonuçlara daha yakın değerler verdiği tespit edilmiştir. Enine dikilmiş UD ve düz dokuma sütun grafiğine göre (Şekil 6.44); Aynı dikiş sıklıkları için UD numunelerin maksimum yük değerleri dokumalarınkinden yüksektir. Tek yön dikişten çift yön dikişe geçilmesi yük taşıma kapasitesini artırmıştır [136]. Heterojen modellemenin homojen modellemeye göre, deneysel numuneye yapısal olarak daha benzer olması sonuçların yakınsamasını sağlamıştır. Çalışma sonucundaki hata oranları literatürdeki hata aralıkları (%1.071- %20.443) [137] ile kıyaslandığında kabul edilebilir bir aralıkta olduğu görülmüştür. Literatürde yük ile tabaka açısı [57, 138] değişimini inceleyen çalışmaların olduğu ve elde ettikleri sonuçların çalışmayı destekler nitelikte olduğu görülmüştür.

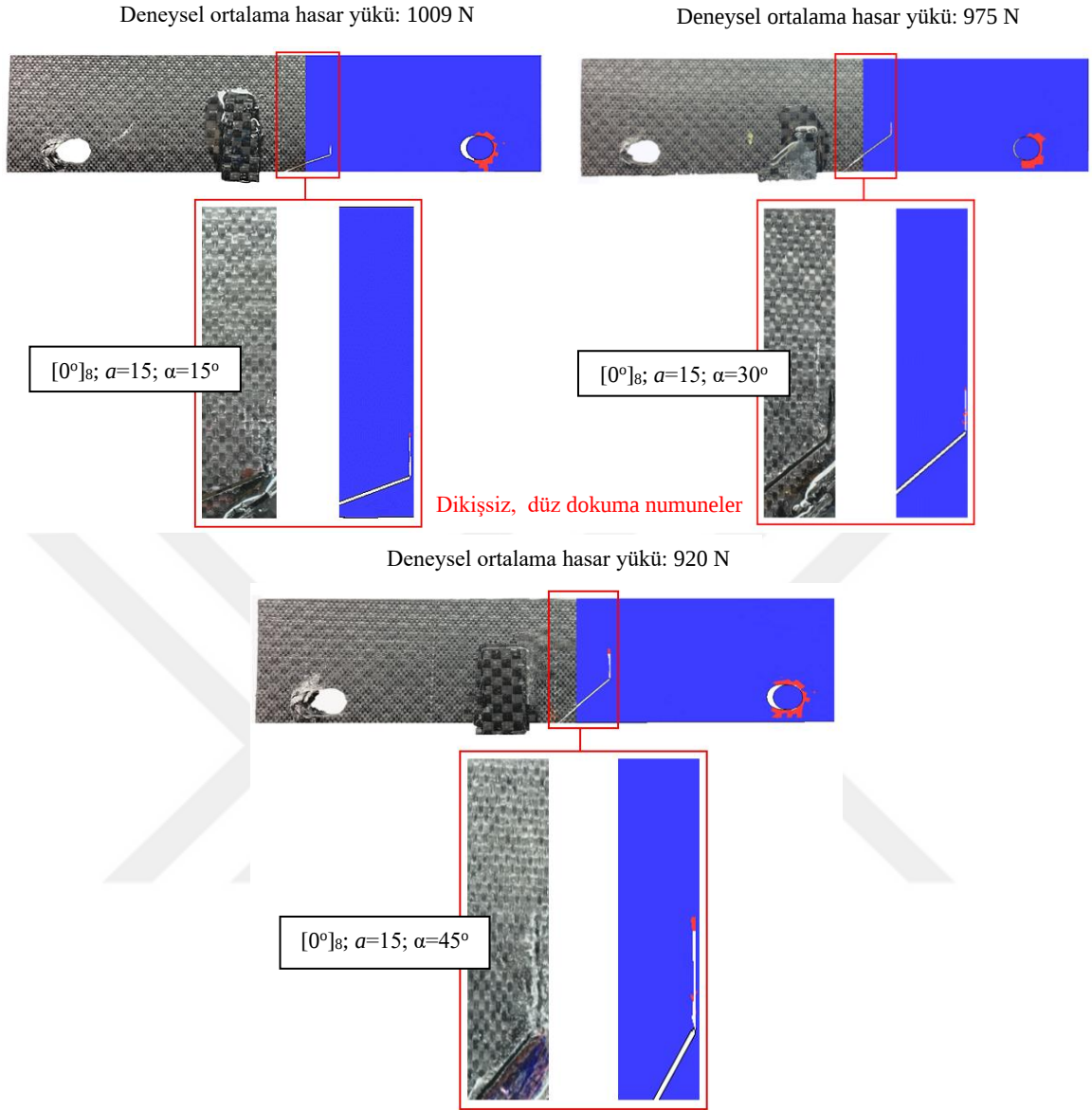
6.3.4. Deneysel ve Sayısal Hasar İlerlemelerinin Birlikte Gösterimi

Şekil 6.45-Şekil 6.53'te, deney sonucunda elde edilen hasar ilerlemeleri deneysel ve sayısal olarak birlikte verilmiş ve yorumlanmıştır. Ayrıca, Ç1.25 isimli numune için deney sırasında çekilmiş video kaydından kesitler alınarak hazırlanan çatlak ilerlemesi, sayısal çatlak ilerlemesi ile birlikte Şekil 6.54'te verilmiştir. Karşılaştırması yapılan numuneler için deneysel ortalama hasar yükleri de her numunenin üstünde verilmiştir.



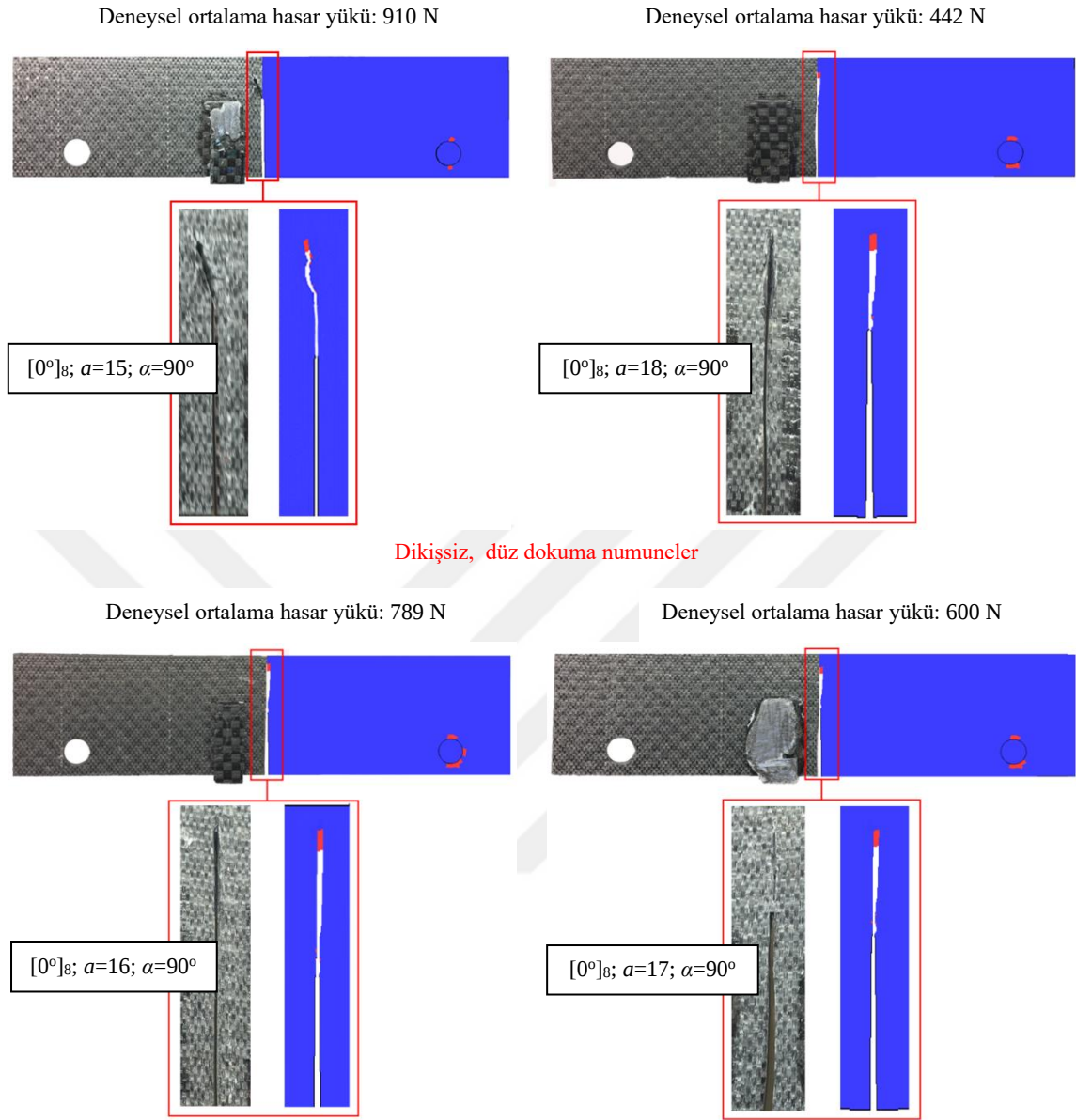
Şekil 6.45. Tabaka açıları farklı düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması

Şekil 6.45 incelendiğinde, tabakaların 15° ve 30° olarak istiflendiği numunelerde çatlağın düze yakın bir doğrultuda ilerlediği görülürken, 45°’de ise, tabaka yönlenme açısına paralel olarak ilerleme gösterdiği tespit edilmiştir. Bu duruma 45°’de kayma gerilmesinin maksimum değere ulaşmasının neden olduğu söylenebilir.



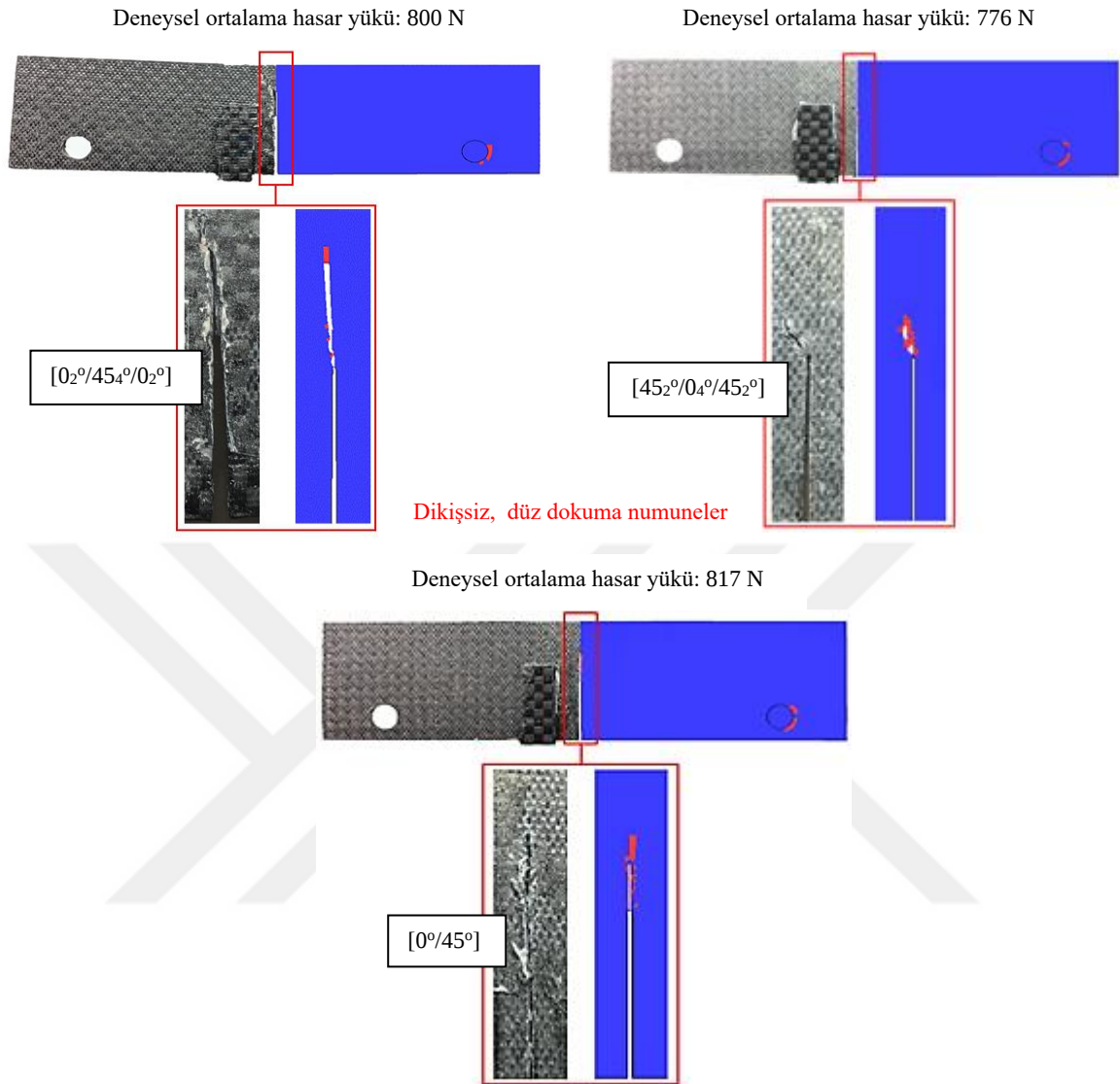
Şekil 6.46. Farklı çatlak açılarına sahip düz dokuma numunelerde matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması

Açılı çatlakların hepsinde çatlaktaki ilerleme ile birlikte pimlerin bağlandığı delik bölgelerinde, yüksek bir oranda, ezilmenin de gerçekleştiği tespit edilmiş olup, çatlak açısındaki artış ile çatlak bölgesindeki hasar ilerlemelerinin arttığı görülmektedir (Şekil 6.46). Pim deliklerindeki ezilmeler ise, çatlak doğrultusunun değişmesi sonucunda Mod II yükleme durumunun etkinleşerek numune mukavemetinde artışa sebep olmasından kaynaklanmıştır.



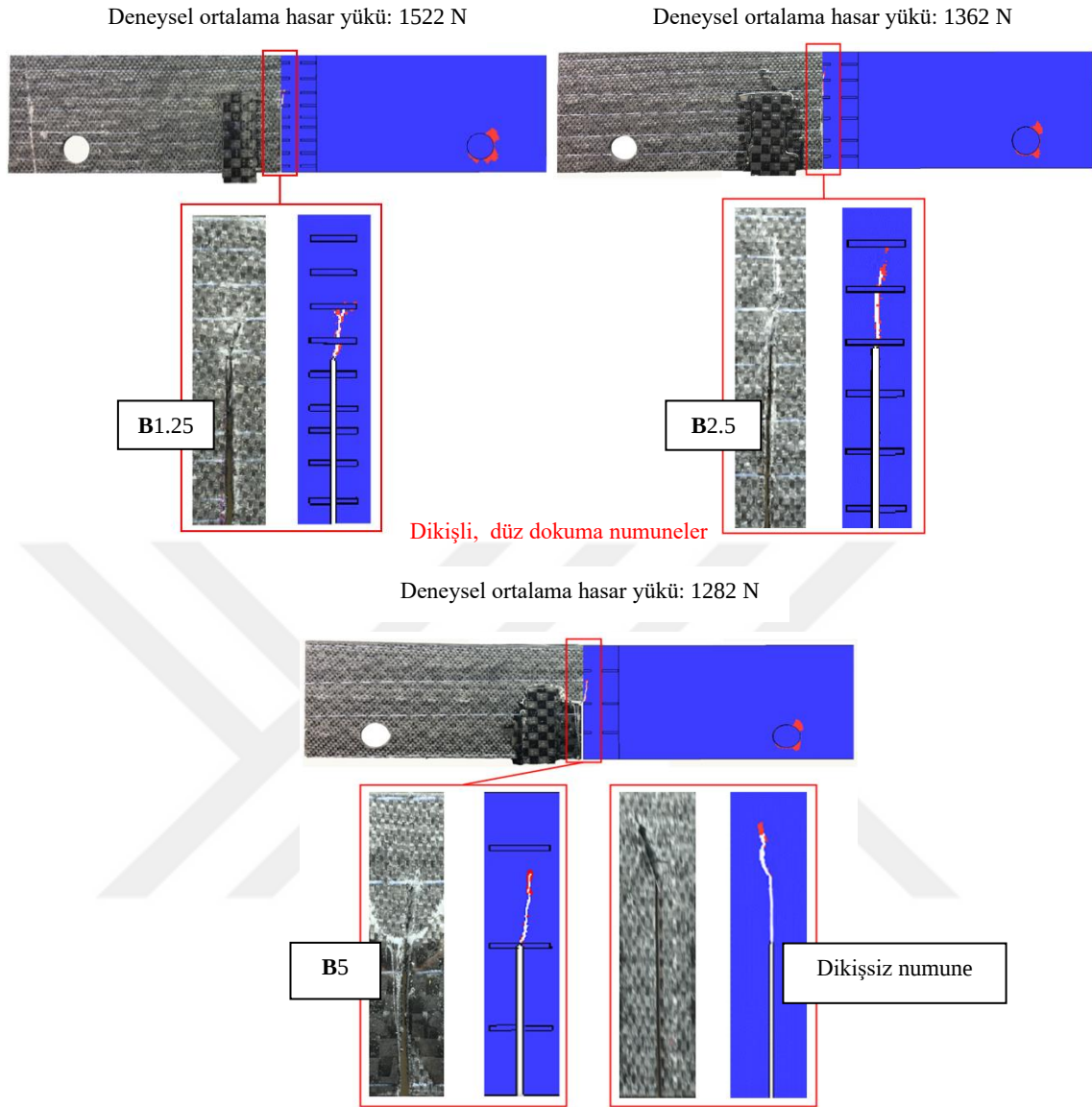
Şekil 6.47. Çatlak boyları farklı düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması

Şekil 6.47 incelendiğinde, 15 mm boyundaki çatlakta açılı bir hasar ilerlemesi görülürken çatlak boyunun artması ile birlikte ilerleme düz bir doğrultu izlemiştir. Çatlağın numune genişliğinin yarısından uzun olmasının çatlak ilerlemesini kolaylaştırdığı ve bu yüzden düz bir istikamet takip ettiği anlaşılmıştır.



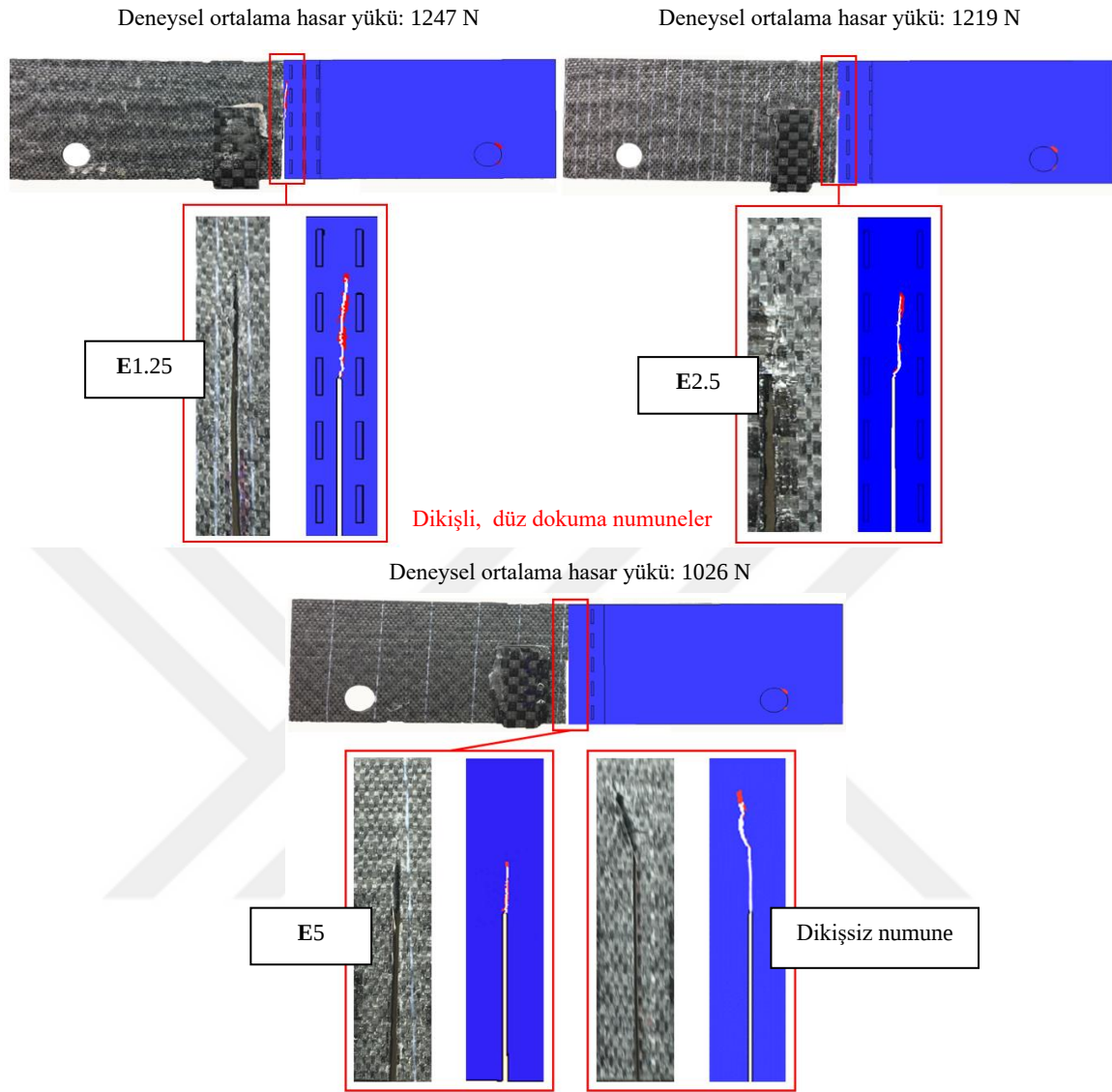
Şekil 6.48. Tabaka dizilimleri farklı düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması

45°'li tabakaların çoğunlukta olduğu [45₂[°]/0₄[°]/45₂[°]] isimli numunede çatlak ilerlemesi, diğerlerine kıyasla daha az ilerleme göstermiş olup, açılı bir doğrultuyu takip etmiştir (Şekil 6.48). Dış kısımdaki tabakaların açısındaki artışın çatlağın ilerleme doğrultusunda sapmaya neden olduğu sonucuna varılmıştır.



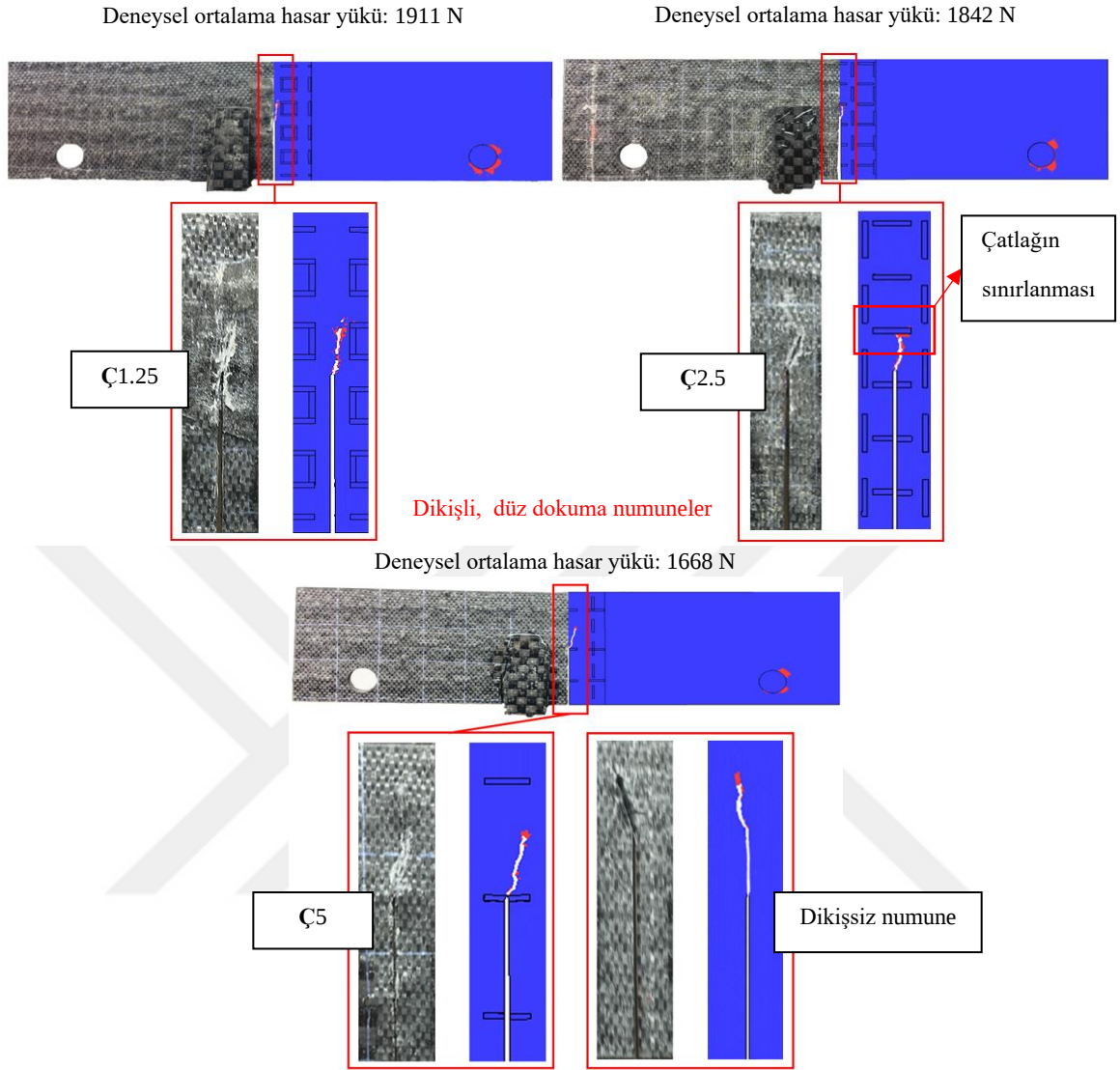
Şekil 6.49. Boyuna dikilmiş düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması

Şekil 6.49 incelendiğinde, boyuna dikiş sıklığı (**B**) arttıkça pim deliği etrafındaki ezilmenin arttığı ve dikiş ile birlikte çatlak ilerleme yönünün değiştiği görülmüştür. Dikiş sıklığı ile pim bölgesindeki ezilmenin artmasının dikişin çatlakın açılmasını zorlaştırdığından [20] kaynaklandığı sonucu ortaya çıkmıştır. Ayrıca, çatlak ilerlemesinin dikişin etkisiyle azaldığı görülmüştür.



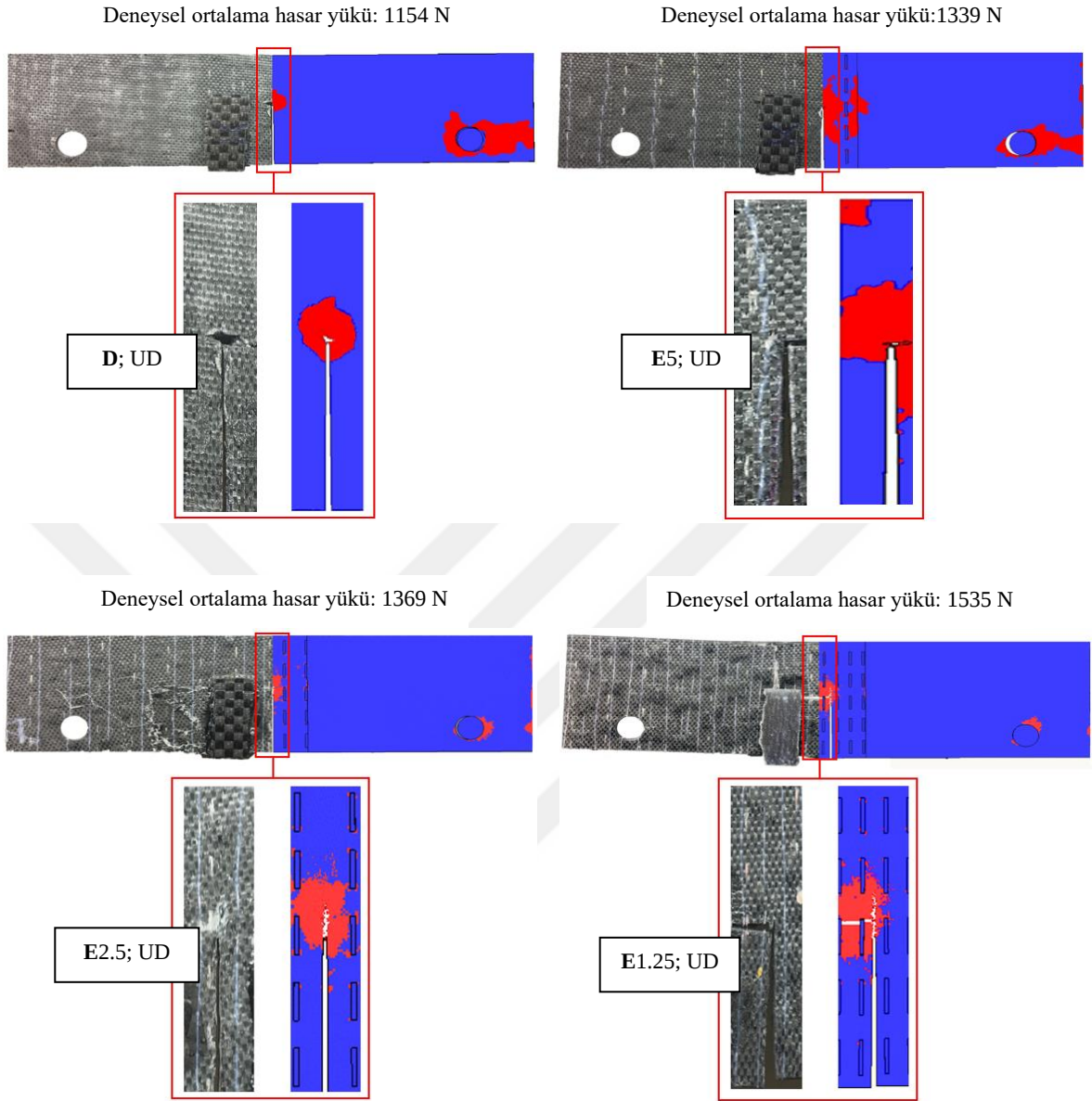
Şekil 6.50. Enine dikilmiş düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması

Enine dikişte (E) dikişsiz numuneye göre, çatlak ilerlemesinin azaldığı görülmüştür. Ayrıca, çatlak ilerlerken dikiş ile karşılaşmadığı için, dikiş sıklığındaki artışın çatlakın ilerlemesini sınırlandırmadığı ve boyuna dikişlere göre pim deliği etrafındaki ezilmelerin azaldığı tespit edilmiştir (Şekil 6.50).



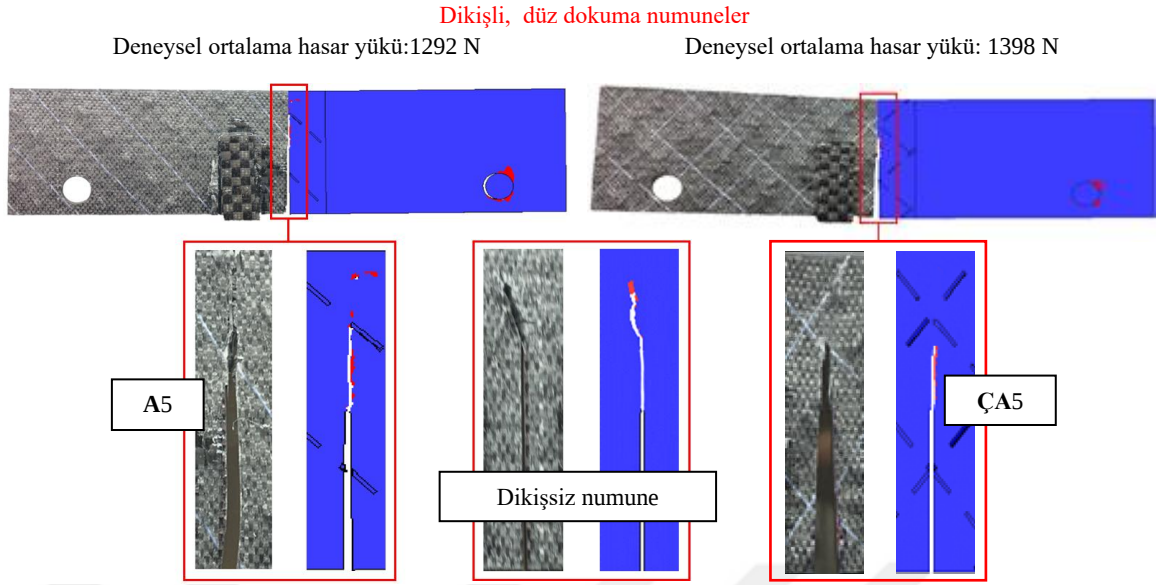
Şekil 6.51. Çift doğrultuda dikilmiş düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması

Şekil 6.51'e göre, çift doğrultuda dikilmiş (Ç) numunelerde çatlak ilerleme açısı ve pim deliği etrafındaki ezilme, dikiş sıklığı ile artmıştır. Ç2.5 isimli numune için, çatlağın dikiş ile karşılaşması durumunda çatlak ilerlemesinin sınırlandığı [139] görülmüştür.



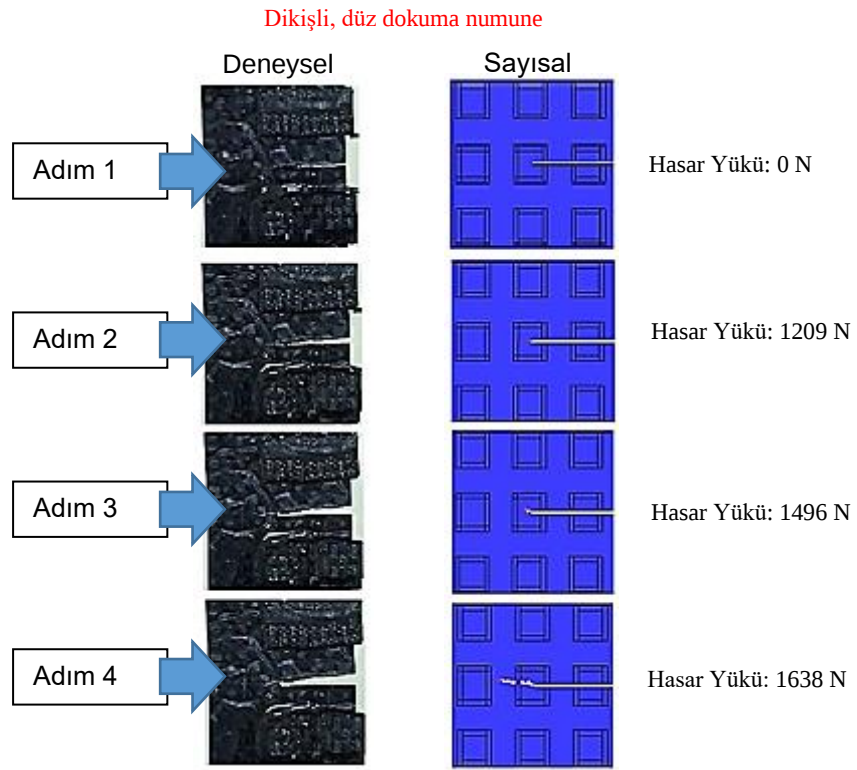
Şekil 6.52. UD numunelerin matris basma hasarının deneysel ve sayısal karşılaştırması

UD numunelerde ise, düz dokuma numunelere kıyasla, dikiş sıklığı artmasının pim deliği etrafındaki ezilmeyi önemli ölçüde azalttığı ve çatlak ilerleme doğrultusunun, genellikle fiberlere paralel olma eğiliminde olduğu anlaşılmıştır (Şekil 6.52).



Şekil 6.53. Açılı dikilmiş düz dokuma numunelerin matris basma hasarının deneyel ve sayısal karşılaştırması

Şekil 6.53'e göre, pim deliği etrafındaki ezilme ve çatlağın açılı ilerleme eğilimi göstermesi dikiş yoğunluğunun etkisiyle tek doğrultulu dikişten çift doğrultulu dikişe geçiş ile birlikte azalmıştır. Dikişsiz numuneye göre ise çatlak ilerlemesi dikişin etkisiyle azalmıştır.



Şekil 6.54. Ç1.25 isimli numune için dört adımda deneyel ve sayısal çatlak ilerlemesi karşılaştırması

Şekil 6.54'te test esnasında kesitler alınarak hazırlanan çatlak ilerlemeleri incelendiğinde çatlağın açılı ilerleme eğilimi göstermeye başladığı üçüncü adımdan dördüncü adıma geçişte dikiş ile karşılaşması durumunda istikametini yeniden düz bir doğrultuya çevirdiği görülmektedir. Bu durum, çatlağın ilerleme sırasında bir engel ile karşılaşması durumunda yön değiştirmesinden kaynaklanmaktadır.

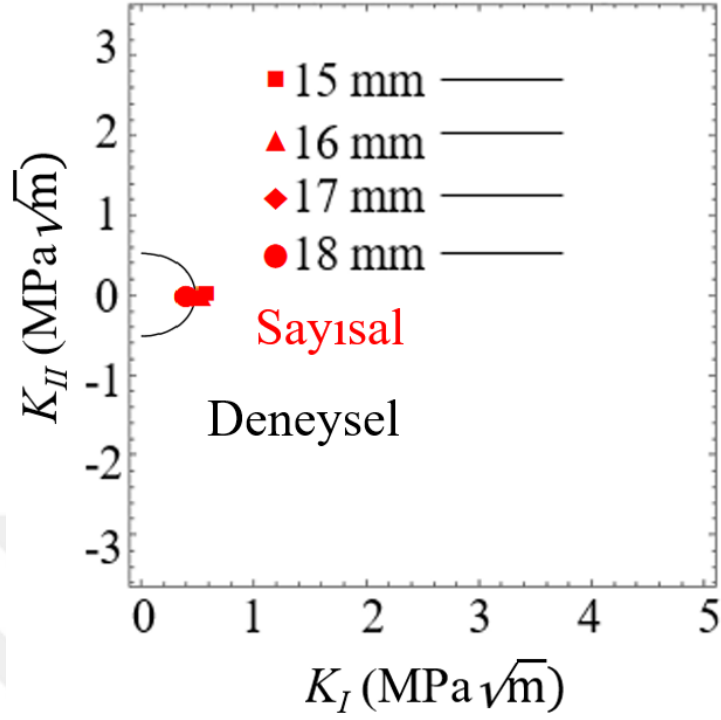
6.4. Sayısal Verilerin Yerel Olmayan Gerilme Kriteri Kullanılarak Doğrulanması

Sayısal sonuçların (DCM ve M -integral) doğrulanması amacı ile yerel olmayan gerilme kırılması kriteri kullanılmıştır. Kriter kullanılarak çizdirilen grafiklerde sayısal sonuçların deneysel çizgi grafikler ile kesiştiği görülmüştür. Bu durum özellikle karışık mod yükleme (Mod I/II) hali için hesaplanan kritik gerilme şiddet faktörlerinin doğruluğunu ortaya koymuştur.

Şekil 6.55-Şekil 6.58'de çatlak boyunun, çatlak açısının, tabaka açısının ve tabaka diziliminin değişiminin incelendiği düz dokuma numuneler için kırılma kriteri eğrileri verilmiştir. Şekil 6.59-Şekil 6.63'te ise boyuna, enine, çift doğrultuda ve 45° açılı dikilmiş numunelere ait kırılma kriteri eğrileri dikişsiz ile birlikte sunulmuştur.

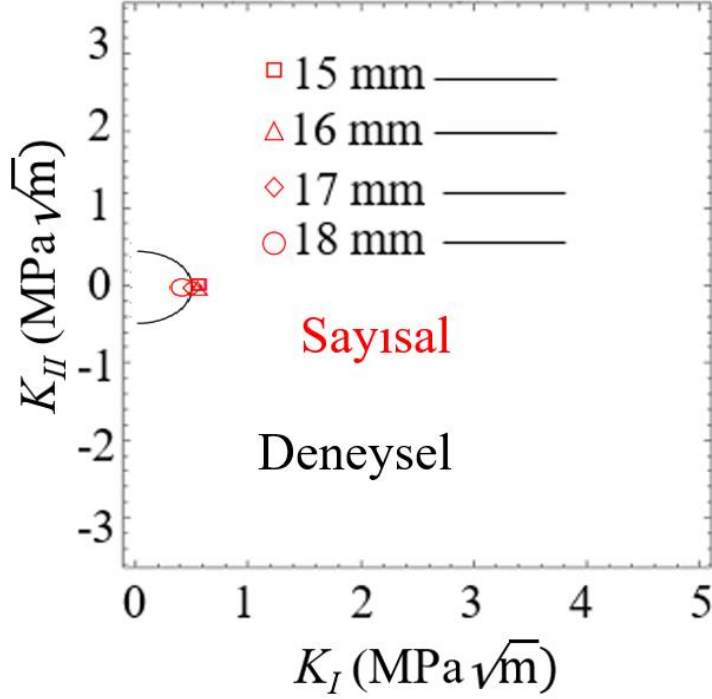
Şekil 6.55-Şekil 6.58'deki grafikler incelendiğinde, literatürde [52] karşılaşıldığı gibi çatlak ve tabaka açısı arttıkça eğrilerin diyagonal şekil aldığı anlaşılmıştır. Şekil 6.59-Şekil 6.63'teki grafiklere göre ise dikiş sıklığının artması ile birlikte, sıklığa bağlı olarak eğrilerin birbirini kapsadığı ve bu kapsamanın UD ile düz dokuma numuneler arasında da olduğu görülmüştür. Bu durum, UD numunelerin tek doğrultuda yüksek mukavemet sergilemesi ile ilişkilendirilebilir.

Çatlak boylarının değişimi- M integral



a)

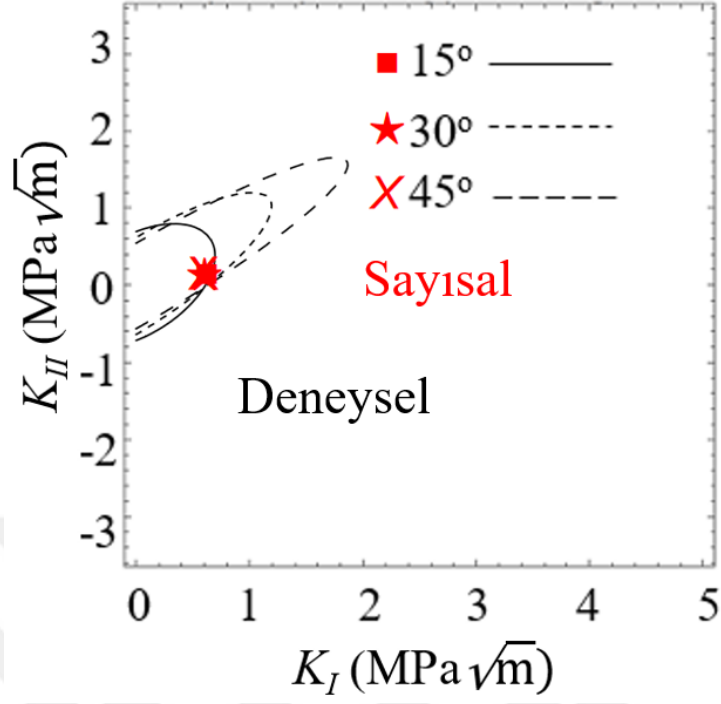
Çatlak boylarının değişimi-DCM



b)

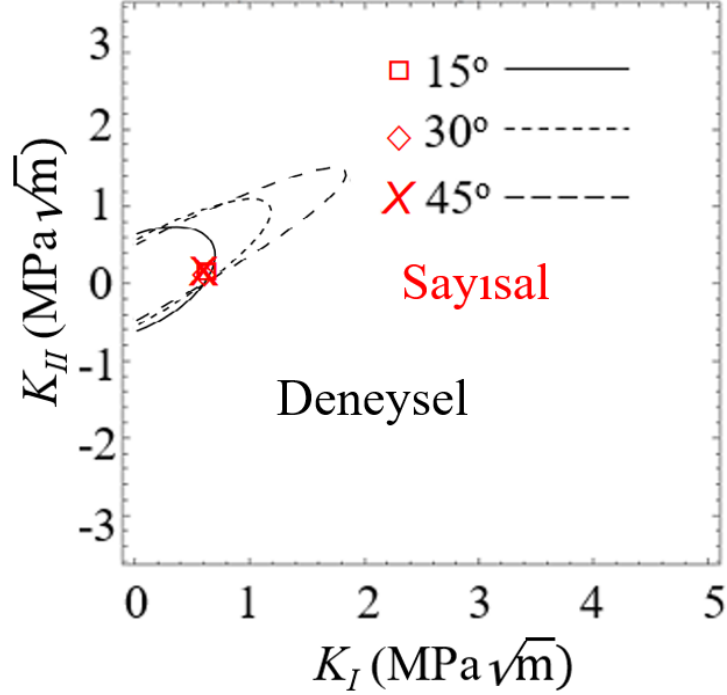
Şekil 6.55. Çatlak boylarının değişiminin incelendiği dikişsiz düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) M -integral yöntemi, b) DCM yöntemi

Çatlak açılarının değişimi- M integral



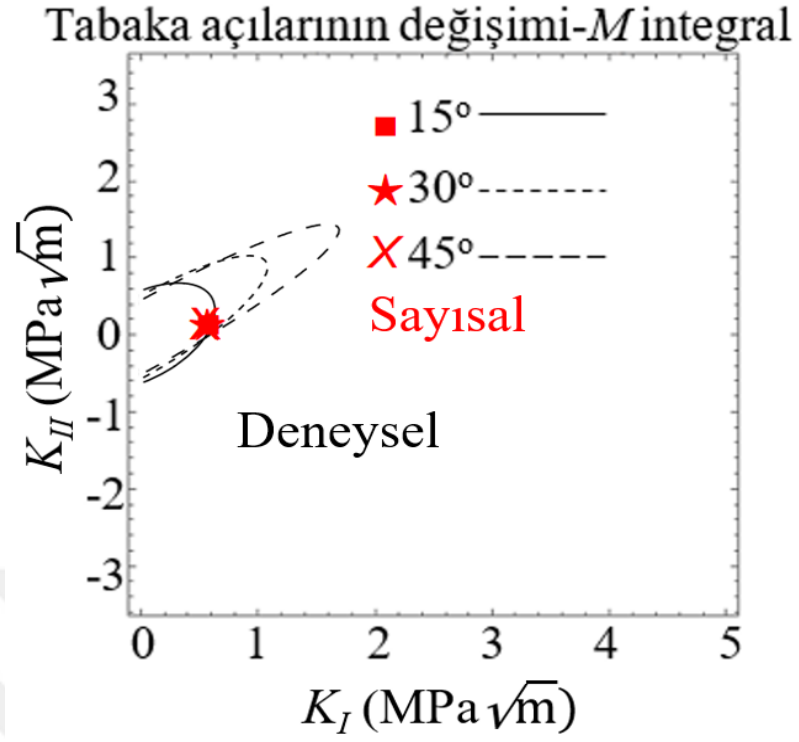
a)

Çatlak açılarının değişimi-DCM

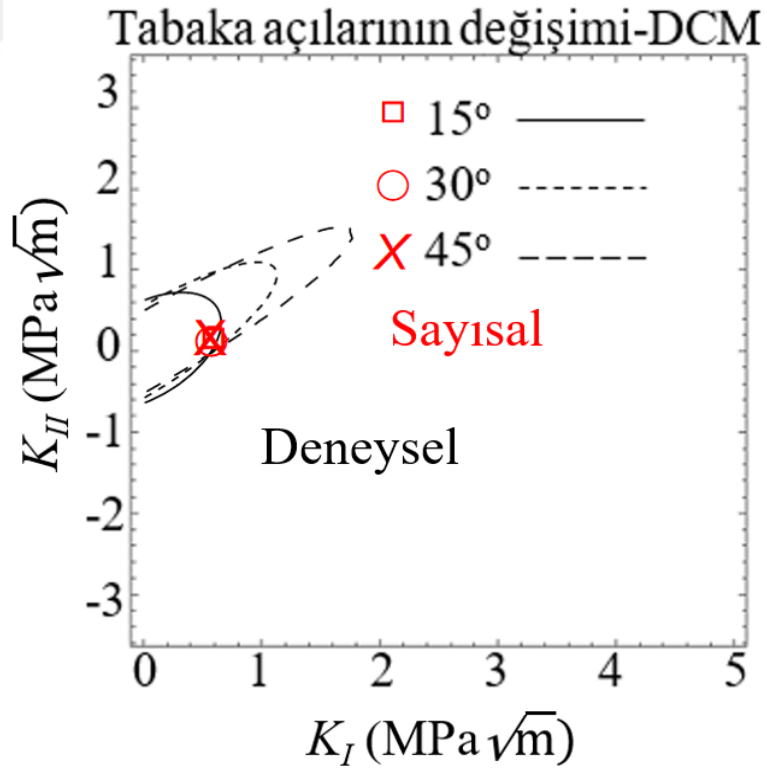


b)

Şekil 6.56. Çatlak açılarının değişiminin incelendiği dikişsiz düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) M -integral yöntemi, b) DCM yöntemi



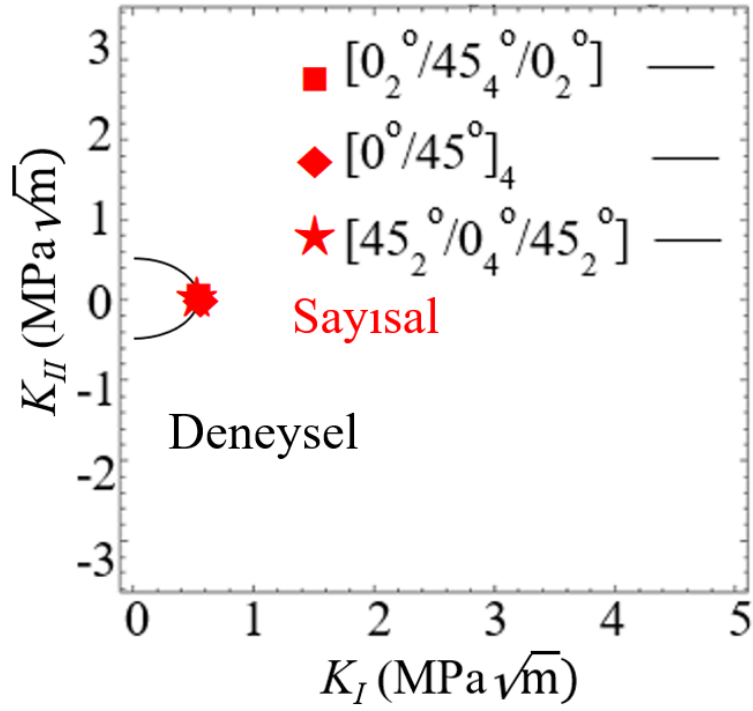
a)



b)

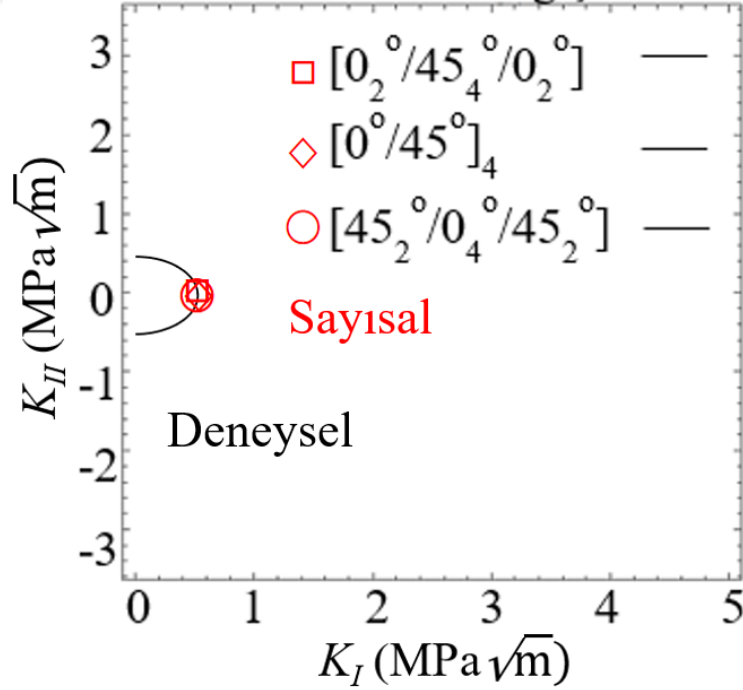
Şekil 6.57. Tabaka açılarının değişiminin incelendiği dikişsiz düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) M -integral yöntemi, b) DCM yöntemi

Tabaka dizilimlerinin değişimi- M integral



a)

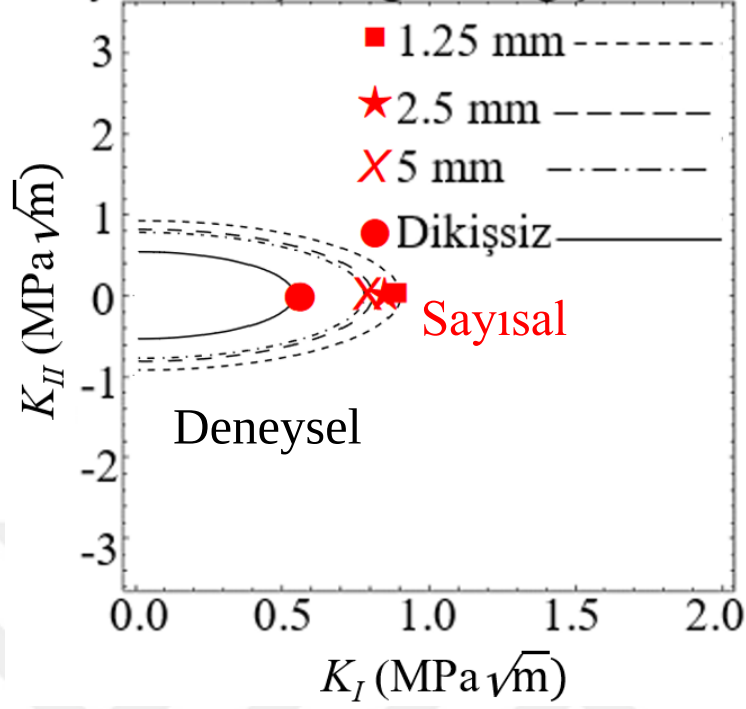
Tabaka dizilimlerinin değişimi-DCM



b)

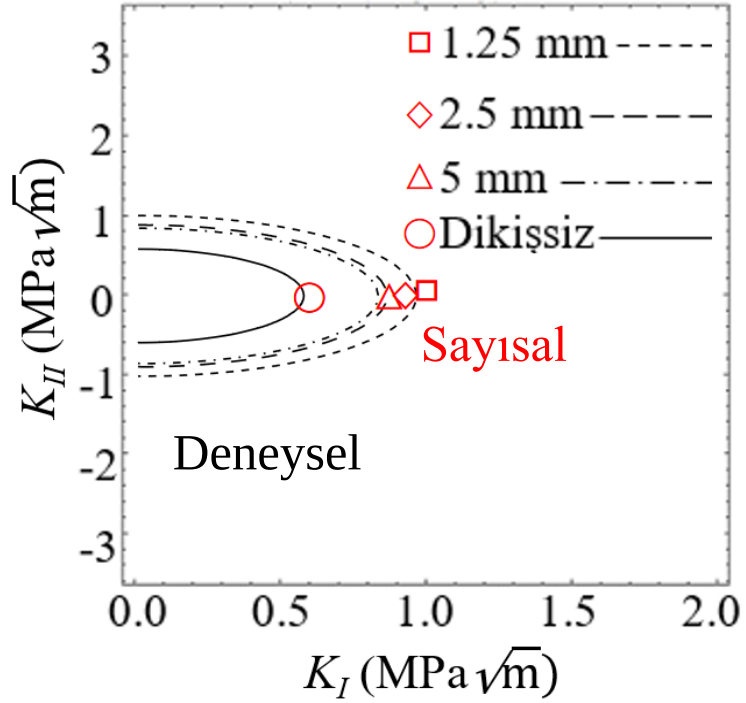
Şekil 6.58. Tabaka dizilimlerinin değişiminin incelendiği dikişsiz düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) M -integral yöntemi, b) DCM yöntemi

Boyuna dikiş sıklığının değişimi- M integral



a)

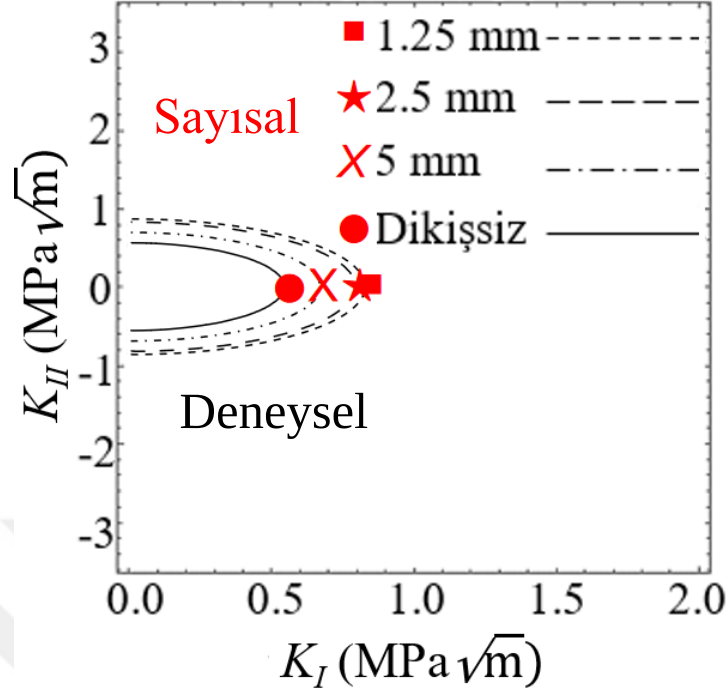
Boyuna dikiş sıklığının değişimi-DCM



b)

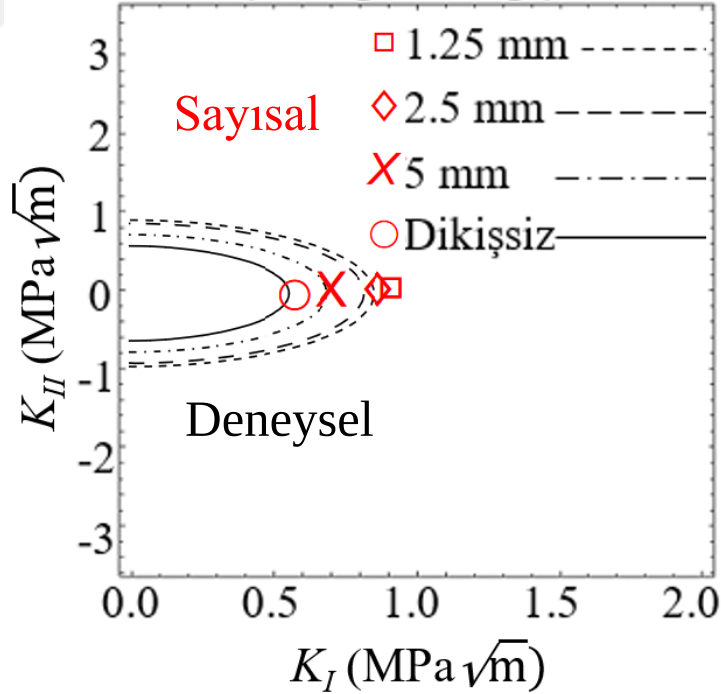
Şekil 6.59. Boyuna dikiş sıklığının değişiminin incelendiği düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) M -integral yöntemi, b) DCM yöntemi

Enine dikiş sıklığının değişimi- M integral



a)

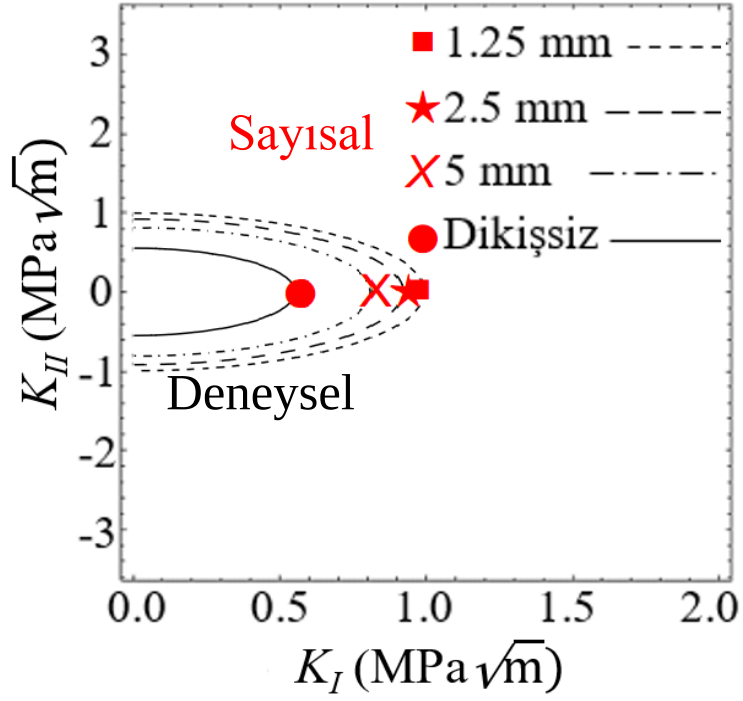
Enine dikiş sıklığının değişimi-DCM



b)

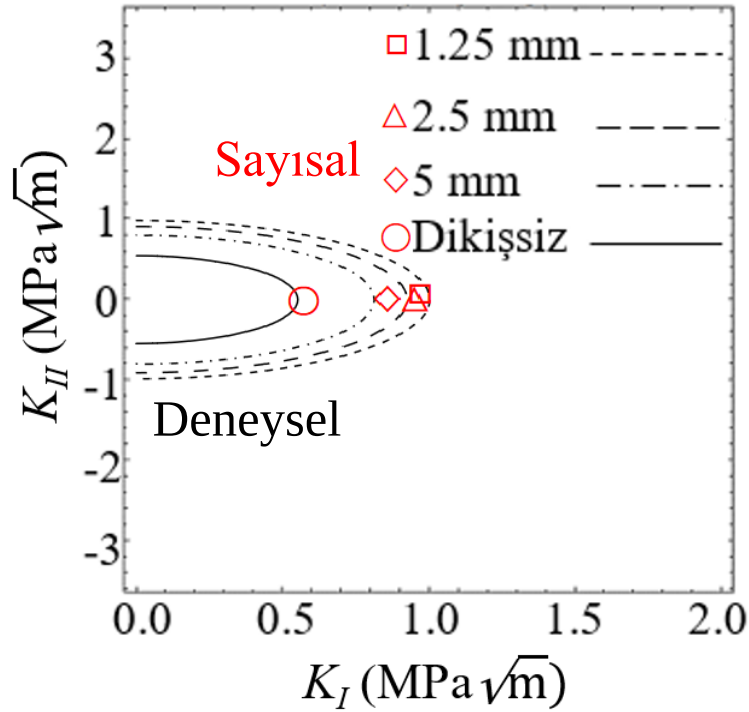
Şekil 6.60. Enine dikiş sıklığının değişiminin incelendiği düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) M -integral yöntemi, b) DCM yöntemi

Çift doğrultuda dikiş sıklığının değişimi- M integral



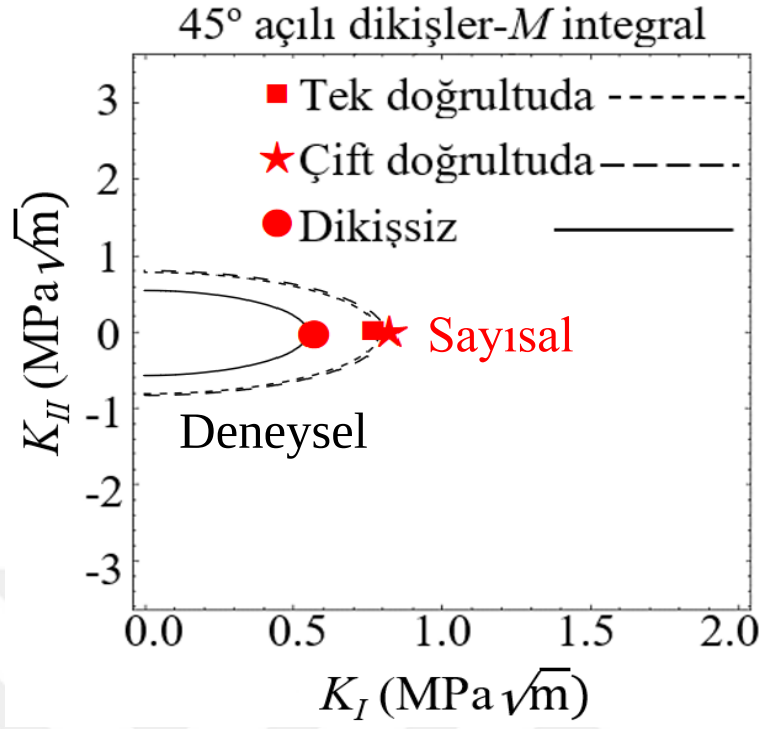
a)

Çift doğrultuda dikiş sıklığının değişimi-DCM

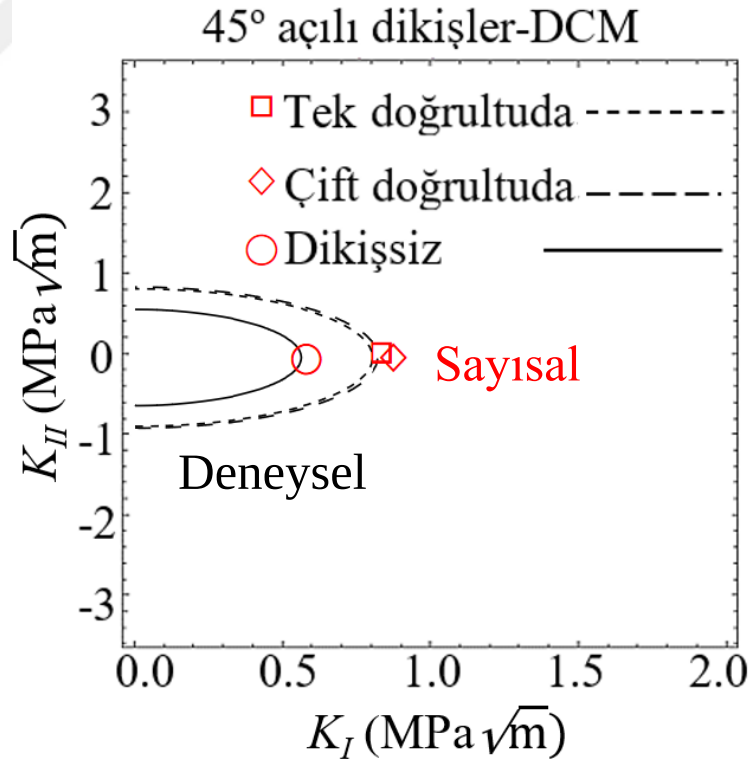


b)

Şekil 6.61. Çift doğrultuda dikiş sıklığının değişiminin incelendiği düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) M -integral yöntemi, b) DCM yöntemi



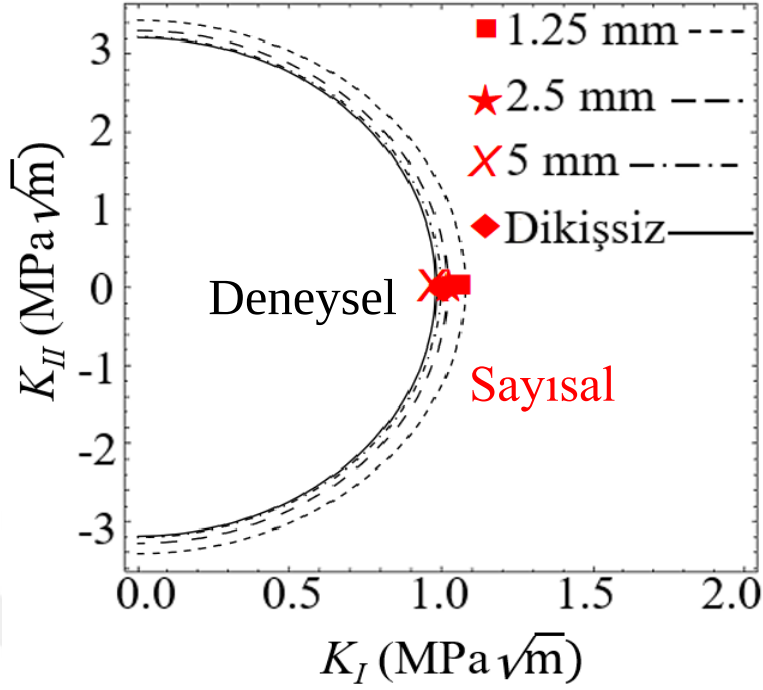
a)



b)

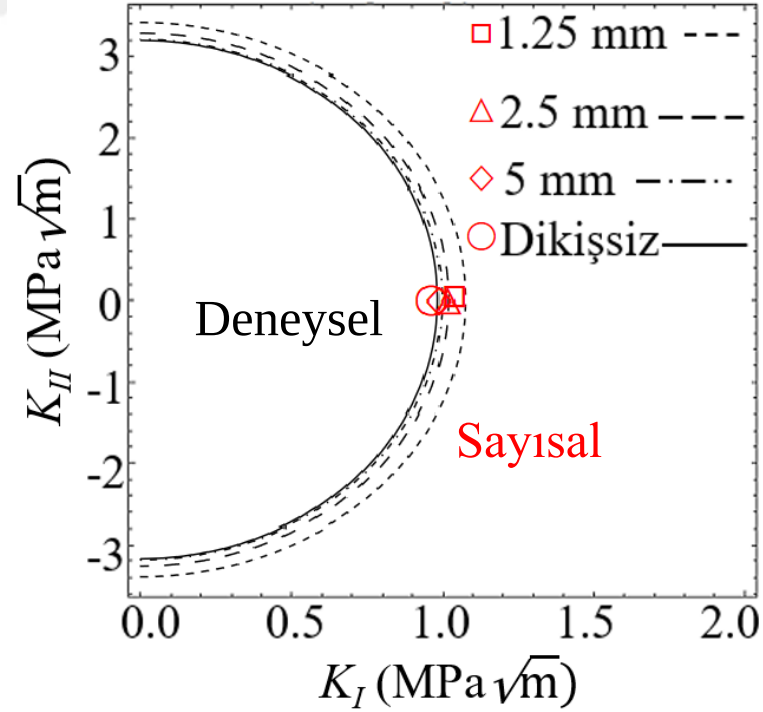
Şekil 6.62. 45° açılı dikilmiş düz dokuma numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) M -integral yöntemi, b) DCM yöntemi

Enine dikiş sıklığının değişimi-UD- M integral



a)

Enine dikiş sıklığının değişimi-UD-DCM



b)

Şekil 6.63. Enine dikiş sıklığının değişiminin incelendiği UD numuneler için kırılma kriterinden elde edilen karışık mod limit eğrileri; a) M -integral yöntemi, b) DCM yöntemi

7. SONUÇLAR

Bu çalışmada, ASTM E1922 translaminer kırılma tokluğu testi için hazırlanan düz dokuma ve UD karbon fiber takviyeli kompozit numunelerinde; dikiş sıklığının, çatlak açısının, tabaka diziliminin, tabaka açısının ve çatlak boyunun değişiminin sonuçlara etkileri deneysel ve sayısal olarak araştırılmıştır. Çalışma sonucunda elde edilen genel sonuçlar aşağıda verilmiştir;

- Malzemelerin mekanik özelliklerinden elde edilen sonuçlara göre; dikişin ve dikiş sıklığının malzemelerin mekanik özelliklerini artırdığı tespit edilmiştir. Ayrıca elastisite modülünden daha yüksek çıkan kayma modüllerine sahip numunelerin (düz dokuma kumaşların 1.25 mm sıklıkla dikildiği numunelerde ve her iki doğrultuda dikilmiş numuneler) olduğu bulunmuştur. Bu özelliğe sahip numuneler kesme yüküne maruz kalan durumlarda tercih edilebilirler.

- Dikişin ve dikiş sıklığının yükü ve K_I ’i artırdığı tespit edilmiştir. Düz dokuma numuneler için dikişsiz modelden 1.25 mm sıklıkta çift doğrultudaki dikişe geçildiğinde yük %86.4 ve K_I %80.6 artmıştır. Boyuna doğrultuda 1.25 mm sıklıkta dikişe geçildiğinde artış yükte %67.4 ve K_I ’de %67.7 oranında olmuştur. 1.25 mm sıklıkta enine doğrultudaki dikişe geçildiğinde yük %37.1 ve K_I %52.7 artmıştır. 5 mm sıklıkta tek doğrultuda 45° açılı dikişe geçildiğinde ise yük %42.1 ve K_I %43.0 artış göstermiştir. 5 mm sıklıkta çift doğrultuda 45° açılı dikişe geçildiğinde yük %53.6 ve K_I %46.6 artmıştır. Açılı dikişte tek doğrultudan çift doğrultuya geçilmesi durumunda ise yük %8.12 ve K_I %2.6 artmıştır. 5 mm dikiş sıklığına sahip enine doğrultuda dikişten ve boyuna doğrultuda dikişten tek doğrultuda açılı dikişe geçiş yapılması halinde yük sırası ile %20.7 artış ve %0.390 azalış gösterirken, K_I ise sırası ile %15.8 artış ve %1.27 azalış göstermiştir. Çift doğrultuda 5 mm sıklığındaki dikişten, çift doğrultuda açılı dikişe geçilmesi durumunda yük %10.3 ve K_I %0.250 azalmıştır. Boyuna doğrultulu dikişten çift doğrultulu dikişe geçilmesi durumunda ise yük 1.25 mm dikiş sıklığı için %11.4, 2.5 mm dikiş sıklığı için %18.3 ve 5 mm dikiş sıklığı için %20.0 artış gösterirken, K_I ise 1.25 mm dikiş sıklığı için %7.66, 2.5 mm dikiş sıklığı için %11.0 ve 5 mm dikiş sıklığı için %1.52 artış göstermiştir. Enine doğrultulu dikişten boyuna doğrultulu dikişe geçilmesi durumunda yük 1.25 mm dikiş sıklığı için %22.0, 2.5 mm dikiş sıklığı için %11.0 ve 5 mm dikiş sıklığı için %26.5 arttığı tespit edilirken K_I için ise 1.25 mm dikiş sıklığı için %9.86, 2.5 mm dikiş sıklığı için %2.51 ve 5 mm dikiş sıklığı için %17.2 artmıştır. UD numunelerde ise dikişsiz UD’dan 1.25 mm sıklıkta enine doğrultudaki dikişe geçildiğinde yük %58.9 ve K_I %9.38 artmıştır. Dikiş sıklığındaki %100’lük artışla yükün artışı en yüksek (%~14.5) UD numunelerdedir. Dikiş sıklığındaki %100’lük artışla K_I ’in artışı ise en yüksek (%~15.4) boyuna doğrultuda dikilmiş numunelerdedir.

- Çatlak açısı artışının yük ve K_I değerlerini azalttığı belirlenmiştir. Çatlak açısının 15° 'den 90° 'ye değişmesiyle yük %9.81 ve K_I %9.92 azalmıştır.
- Tabaka dizilim açısı artışının yük ve K_I değerlerini düşürdüğü bulunmuştur. Tabaka açısının 0° 'den 45° 'ye değişmesiyle yük %9.34 ve K_I %9.17 azalmıştır.
- Tabaka dizilimlerinde dış kısımda yer alan tabakanın açısındaki artışın K_I değerlerini düşürdüğü bulunmuştur. 45° tabakaların dış kısımda yer aldığı $[45_2^\circ/0_4^\circ/45_2^\circ]$ isimli numunede yük ve K_I %14.7 azalmıştır.
- Çatlak uzunluğu artışının yük ve K_I değerlerini azalttığı belirlenmiştir. Çatlak boyunun 15 mm'den 18 mm'ye değişmesiyle yük %51.4 ve K_I %27.9 azalmıştır.
- Dikiş işleminin mekanik özellikler, hasar yükü ve K_I üzerinde pozitif etkisinin olduğu anlaşılmıştır.
- En büyük K_{II} değeri $[0^\circ]_8$; $a=15$; $\alpha=45^\circ$ isimli numunede bulunmuştur. Düz çatlaklı numunelerde ise K_{II} değeri 0'dır.
- Kompozit numunelerde öncelikle polyester ip ile yapılan dikiş, modellerin standart olarak hazırlanmasına önemli katkı sunmuştur. Hibrit dikiş sayesinde tabakaların önceden birbirlerine tutturulması sonucu, el ile yapılan karbon fiber dikiş sırasında kaymalar ve atlamalar önlenmiş, başarılı üretimler yapılmıştır.
- Sayısal modelde hem homojen hem de heterojen model kullanılmıştır. Literatürde bir ilk olan heterojen model tasarımı kullanımının çatlak bölgesindeki gerilme dağılımını ve çatlak ilerlemesini homojen modele göre daha doğru bir şekilde tanımladığını ortaya çıkarmıştır. Sayısal olarak tespit edilen maksimum yükler için, tasarlanan heterojen modelin homojen modele göre %~1-6 oranında daha uygun sonuçlar verdiği görülmüştür. K_I hesabında ise M -integral sonuçları DCM sonuçlarına göre daha hassas sonuçlar ortaya koymuştur.
- ASTM E1922 kırılma modelinin sonlu elemanlarda uygulanmasında ortaya çıkan, pim deliği etrafındaki lokal hasarlardan dolayı dikkate alınmayan hatalı yer değiştirme hesaplamalarına karşı, sunulan tekniğin başarısı ortaya konulmuştur. Böylece yapılan analizler sonucunda; ilerlemeli hasar analizi ile tabakalı kompozitlerde çatlak ilerlemesi doğru bir şekilde tahmin edilmiştir. Özellikle bu metot; tabaka dizilimi karmaşık olan tabakalı kompozitlerin CZM gibi önceden öngörüle bulunmadan yapılan hasar tahminlerinin belirlenmesinde kolaylıkla kullanılabilir. Deneysel ve sayısal çalışma sonuçları arasındaki en büyük ve en küçük hata oranları sırası ile B1.25 için (%15.6) ve ÇA5 için (%0.110) olarak bulunmuştur.
- Tabaka açısı, çatlak boyu, çatlak açısı artışıyla çatlak açılma yer değiştirmesinin arttığı, dikiş sıklığının artması ile ise çatlak açılma yer değiştirmesi değerinin azaldığı tespit edilmiştir. En büyük çatlak açılma yer değiştirmesi $[0^\circ]_8$; $a=18$; $\alpha=90^\circ$ isimli numunede tespit edilirken, en küçük çatlak açılma yer değiştirmesi ise Ç1.25 isimli numunede elde edilmiştir. Çatlak açılma yer değiştirmelerinin çekme mukavemeti arttıkça azaldığı anlaşılmıştır.

- Yerel olmayan gerilme kırılma kriteri ile de incelenen bütün durumlar için karışık mod yükleme durumunda sınır eğrileri elde edilmiştir. Eğri sınırları ile sayısal verilerin uyumluluğu belirlenmiştir.

- Yapılan bu tez çalışması ile, deneysel olarak 3D kompozitlerin kırılma mekaniği açısından avantajı ortaya konulmuştur. Ayrıca, tabaka dizilimi, dikiş tipi ve fiber açısı ne olursa olsun tüm 2D ve 3D kompozitler için, herhangi bir ön tahminde bulunmadan kırılma tokluğunun ve çatlak ilerlemesinin sayısal olarak tahmin edilebilmesi, kullanılan teknik sayesinde sağlanmıştır.

- Yüksek translaminer kırılma tokluğu gerektiren yerlerde tabaka açısı ve çatlak açısı küçük tutulmalıdır. Dikiş sıklığı ise artırılmalıdır. K_I ve maksimum yük değerlerinin doğru orantılı bir şekilde değiştiği ancak numunenin boyutlarının da K_I ve maksimum yük arasındaki ilişkiyi etkilediği anlaşılmıştır. Çift doğrultuda yapılan dikişin yapılan dikişler arasında en etkili model olduğu da belirlenmiştir. Çatlak ilerleme doğrultusunun dikiş kullanılarak değiştirilebileceği ve ilerlemesinin dikiş ile sınırlanabileceği anlaşılmıştır.

Sonuç olarak; 1.25 mm sıklıkta çift doğrultuda dikiş uygulamasının dikişsize göre %80.6 artışla, en yüksek K_I değerinin elde edilmesinde en önemli parametre olduğu tespit edilmiştir.

ÖNERİLER

- Kullanım yerine göre, farklı dikiş türleri ve dikiş ipleri tercih edilebilir.
- Karbon fiber dikişin de makinede yapılabilmesi için tiftiklenmeyen fiber ipler üretilebilir. Böylece elde dikiş sırasında karşılaşılan zaman kaybının ve emek fazlalığının önüne geçilmiş olur.
- Delaminasyon hasarları incelenebilir.



KAYNAKLAR

- [1] Teixeira, R.F., Pinho, S.T., Robinson, P. (2016). Thickness-dependence of the translaminar fracture toughness: Experimental study using thin-ply composites, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, 90, 33–44. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESA.2016.05.031>.
- [2] Gigliotti, L. ve Pinho, S.T. (2016). Translaminar fracture toughness of NCF composites with multiaxial blankets, *Mater. Des.*, 94, 410–416. <https://doi.org/10.1016/J.MATDES.2015.12.167>.
- [3] Marín, L., González, E. V., Maimí, P., Trias, D., Camanho, P.P. (2016). Hygrothermal effects on the translaminar fracture toughness of cross-ply carbon/epoxy laminates: Failure mechanisms, *Compos. Sci. Technol.*, 122, 130–139. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2015.10.020>.
- [4] Bullegas, G., Pinho, S.T., Pimenta, S. (2016). Engineering the translaminar fracture behaviour of thin-ply composites, *Compos. Sci. Technol.*, 131, 110–122. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2016.06.002>.
- [5] Chabchoub, M., Bouscarrat, D., Vieille, B., Gautrelet, C., Beyaoui, M., Taktak, M., Haddar, M., Taleb, L. (2017). Investigations on the mode I translaminar failure and determination of fracture toughness in woven-ply carbon fibers thermoplastic composites at high temperatures, *Appl. Acoust.*, 128, 55–63. <https://doi.org/10.1016/J.APACOUST.2017.01.028>.
- [6] Ortega, A., Maimí, P., González, E. V., Sainz de Aja, J.R., de la Escalera, F.M., Cruz, P. (2017). Translaminar fracture toughness of interply hybrid laminates under tensile and compressive loads, *Compos. Sci. Technol.*, 143, 1–12. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2017.02.029>.
- [7] Quintanas-Corominas, A., Reinoso, J., Casoni, E., Turon, A., Mayugo, J.A. (2019). A phase field approach to simulate intralaminar and translaminar fracture in long fiber composite materials, *Compos. Struct.*, 220, 899–911. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2019.02.007>.
- [8] García-Carpintero, A., van den Beuken, B.N.G., Haldar, S., Herráez, M., González, C., Lopes, C.S. (2018). Fracture behaviour of triaxial braided composites and its simulation using a multi-material shell modelling approach, *Eng. Fract. Mech.*, 188, 268–286. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2017.08.034>.
- [9] Souza, R.R.R., Nascimento Junior, S.L., Silveira, N.N.A., Arbelo, M.A., Donadon, M. V. (2019). Translaminar fracture toughness and fatigue crack growth characterization of carbon-epoxy plain weave laminates, *Polym. Compos.*, 40, 3791–3804. <https://doi.org/10.1002/PC.25247>.
- [10] Cepero, F., García, I.G., Justo, J., Mantič, V., París, F. (2019). An experimental study of the translaminar fracture toughnesses in composites for different crack growth directions, parallel and transverse to the fiber direction, *Compos. Sci. Technol.*, 181, 107679. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2019.107679>.
- [11] Katafiasz, T.J., Iannucci, L., Greenhalgh, E.S. (2019). Development of a novel compact tension specimen to mitigate premature compression and buckling failure modes within fibre hybrid epoxy composites, *Compos. Struct.*, 207, 93–107. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2018.06.124>.
- [12] Pujols Gonzalez, J.D., Vieille, B., Bouvet, C. (2021). High temperature translaminar fracture of woven-ply thermoplastic laminates in tension and in compression, *Eng. Fract. Mech.*, 246, 107616. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2021.107616>.
- [13] Bongiorno, F., Militello, C., Zuccarello, B. (2022). Mode I translaminar fracture toughness of high

- performance laminated biocomposites reinforced by sisal fibers: Accurate measurement approach and lay-up effects, *Compos. Sci. Technol.*, 217, 109089. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2021.109089>.
- [14] Rodríguez-García, V., Herráez, M., Martínez, V., Guzman de Villoria, R. (2022). Interlaminar and translaminar fracture toughness of Automated Manufactured Bio-inspired CFRP laminates, *Compos. Sci. Technol.*, 219, 109236. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2021.109236>.
 - [15] Vieille, B., Ernault, E., Delpouve, N., Gonzalez, J.D.P., Esposito, A., Dargent, E., Le Pluart, L., Delbreilh, L. (2021). On the improvement of thermo-mechanical behavior of carbon/polyphenylene sulfide laminated composites upon annealing at high temperature, *Compos. Part B Eng.*, 216, 108858. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESB.2021.108858>.
 - [16] Saadati, Y., Lebrun, G., Bouvet, C., Chatelain, J.F., Beauchamp, Y. (2020). Study of translaminar fracture toughness of unidirectional flax/epoxy composite, *Compos. Part C Open Access.*, 1, 100008. <https://doi.org/10.1016/J.JCOMC.2020.100008>.
 - [17] Sun, X., ichi Takeda, S., Wisnom, M.R., Xu, X. (2020). In situ characterization of trans-laminar fracture toughness using X-ray Computed Tomography, *Compos. Commun.*, 21, 100408. <https://doi.org/10.1016/J.COCO.2020.100408>.
 - [18] qian Xuan, J., sen Li, D., Jiang, L. (2019). Fabrication, properties and failure of 3D stitched carbon/epoxy composites with no stitching fibers damage, *Compos. Struct.*, 220, 602–607. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2019.03.080>.
 - [19] Bilisik, K., Erdogan, G., Sapanci, E., Gungor, S. (2019). Fracture Toughness (Mode-II) of Nanostitched Composites, *Procedia Struct. Integr.*, 21, 146–153. <https://doi.org/10.1016/J.PROSTR.2019.12.096>.
 - [20] Pingkarawat, K. ve Mouritz, A.P. (2015). Stitched mendable composites: Balancing healing performance against mechanical performance, *Compos. Struct.*, 123, 54–64. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2014.12.034>.
 - [21] Di Boon, Y. ve Joshi, S.C. (2020). A review of methods for improving interlaminar interfaces and fracture toughness of laminated composites, *Mater. Today Commun.*, 22, 100830. <https://doi.org/10.1016/J.MTCOMM.2019.100830>.
 - [22] Bilisik, K. ve Sapanci, E. (2018). Experimental determination of fracture toughness properties of nanostitched and nanoprepreg carbon/epoxy composites, *Eng. Fract. Mech.*, 189, 293–306. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2017.11.033>.
 - [23] Abdullah, S.I.B.S., Iannucci, L., Greenhalgh, E.S. (2018). On the translaminar fracture toughness of Vectran/epoxy composite material, *Compos. Struct.*, 202, 566–577. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2018.03.004>.
 - [24] Ravandi, M., Teo, W.S., Tran, L.Q.N., Yong, M.S., Tay, T.E. (2016). The effects of through-the-thickness stitching on the Mode I interlaminar fracture toughness of flax/epoxy composite laminates, *Mater. Des.*, 109, 659–669. <https://doi.org/10.1016/J.MATDES.2016.07.093>.
 - [25] Ravandi, M., Teo, W.S., Tran, L.Q.N., Yong, M.S., Tay, T.E. (2017). Low velocity impact performance of stitched flax/epoxy composite laminates, *Compos. Part B Eng.*, 117, 89–100. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESB.2017.02.003>.
 - [26] Bigaud, J., Aboura, Z., Martins, A.T., Verger, S. (2018). Analysis of the mechanical behavior of

- composite T-joints reinforced by one side stitching, *Compos. Struct.*, 184, 249–255. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2017.06.041>.
- [27] Netz, J., Hannemann, B., Schmeer, S. (2016). Micro-leveled modeling of structural stitched FRP joints as energy absorbing rupture points, *Compos. Struct.*, 157, 131–140. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2016.08.026>.
- [28] Bilisik, K., Karaduman, N.S., Sapanci, E. (2019). Tensile properties of nanopreg/nanostitched 3D carbon/epoxy MWCNTs composites, *Mech. Mater.*, 128, 11–23. <https://doi.org/10.1016/J.MECHMAT.2018.10.002>.
- [29] Stegenschuster, G., Pingkarawat, K., Wendland, B., Mouritz, A.P. (2016). Experimental determination of the mode I delamination fracture and fatigue properties of thin 3D woven composites, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, 84, 308–315. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESA.2016.02.008>.
- [30] Ladani, R.B., Pingkarawat, K., Nguyen, A.T.T., Wang, C.H., Mouritz, A.P. (2018). Delamination toughening and healing performance of woven composites with hybrid z-fibre reinforcement, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, 110, 258–267. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESA.2018.04.028>.
- [31] Yudhanto, A., Lubineau, G., Ventura, I.A., Watanabe, N., Iwahori, Y., Hoshi, H. (2015). Damage characteristics in 3D stitched composites with various stitch parameters under in-plane tension, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, 71, 17–31. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESA.2014.12.012>.
- [32] Ladani, R.B., Nguyen, A.T.T., Wang, C.H., Mouritz, A.P. (2019). Mode II interlaminar delamination resistance and healing performance of 3D composites with hybrid z-fibre reinforcement, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, 120, 21–32. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESA.2019.02.010>.
- [33] Lee, J., Gharghabi, P., Boushab, D., Ricks, T.M., Lacy, T.E., Pittman, C.U., Mazzola, M.S., Velicki, A. (2018). Artificial lightning strike tests on PRSEUS panels, *Compos. Part B Eng.*, 154, 467–477. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESB.2018.09.016>.
- [34] Meza, L.R., Schormans, J.M.J., Remmers, J.J.C., Deshpande, V.S. (2019). Shear response of 3D non-woven carbon fibre reinforced composites, *J. Mech. Phys. Solids.*, 125, 276–297. <https://doi.org/10.1016/J.JMPS.2018.12.019>.
- [35] Tan, K.T., Watanabe, N., Iwahori, Y. (2015). Finite element model for compression after impact behaviour of stitched composites, *Compos. Part B Eng.*, 79, 53–60. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESB.2015.04.022>.
- [36] Göktaş, D., Kennon, W.R., Potluri, P. (2017). Improvement of Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Stitched Glass/Epoxy Composites, *Appl. Compos. Mater.*, 24, 351–375. <https://doi.org/10.1007/S10443-016-9560-X/TABLES/11>.
- [37] Kazemahvazi, S., Khokar, N., Hallstrom, S., Wadley, H.N.G., Deshpande, V.S. (2016). Confluent 3D-assembly of fibrous structures, *Compos. Sci. Technol.*, 127, 95–105. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2016.02.034>.
- [38] Verma, K.K., Viswarupachari, C.H., Viswamurthy, S.R., Gaddikeri, K.M., Kumar, S., Bose, S. (2020). Effect of tufting on mechanical performance of co-cured co-infused carbon-epoxy composite T-joint, *Compos. Struct.*, 250, 112468.

<https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2020.112468>.

- [39] Song, C., Fan, W., Liu, T., Wang, S., Song, W., Gao, X. (2022). A review on three-dimensional stitched composites and their research perspectives, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, 153, 106730. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESA.2021.106730>.
- [40] Ma, P.S., Ye, J.Y., Tian, K., Chen, X.H., Zhang, L.W. (2022). Fracture phase field modeling of 3D stitched composite with optimized suture design, *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.*, 392, 114650. <https://doi.org/10.1016/J.CMA.2022.114650>.
- [41] Song, W., Liu, T., Song, C., Wang, S., Jing, Y., Ma, J., Li, G., Zhou, R., Dou, H., Fan, W. (2022). Effects of stitching yarn types on flexural fatigue properties of 3D stitched carbon fiber composites, *Polym. Test.*, 115, 107744. <https://doi.org/10.1016/J.POLYMERTESTING.2022.107744>.
- [42] Hayta, N., Kaya, G. (2022). Experimental investigation on impact response of sandwich composites integrated with a novel 3D multi-layer stitched core, *Compos. Struct.* 296, 115888. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2022.115888>.
- [43] Chen, B., Dong, W., Zhao, J., Zhao, Y., Wang, L., Li, X., Li, M., Chen, P. (2022). Reinforcing effect of lock stitching with small density on the tensile properties of composite T-joints, *Thin-Walled Struct.*, 177, 109411. <https://doi.org/10.1016/J.TWS.2022.109411>.
- [44] Xie, G., Huang, R., Dong, Y., Li, H., Li, K., Zhong, Y., Gong, X., Du, W., Wang, L. (2022). An interaction integral method coupled with special crack tip elements for evaluation of stress intensity factors, *Eng. Anal. Bound. Elem.*, 140, 421–431. <https://doi.org/10.1016/J.ENGANABOUND.2022.04.027>.
- [45] Tabaza, O., Okada, H., Yusa, Y. (2022). A comprehensive investigation of the formulations of the interaction integral method for the evaluation of stress intensity factors of three-dimensional cracks in functionally graded materials, *Theor. Appl. Fract. Mech.*, 119, 103297. <https://doi.org/10.1016/J.TAFMEC.2022.103297>.
- [46] Zhu, S., Yu, H., Hao, L., Shen, Z., Wang, J., Guo, L. (2023). Interaction integral method for thermal fracture of nonhomogeneous magneto-electro-elastic materials, *Eur. J. Mech. A/Solids.*, 98. <https://doi.org/10.1016/J.EUROMECHSOL.2022.104871>.
- [47] Fallah, N., Nikraftar, N. (2018). Meshless finite volume method for the analysis of fracture problems in orthotropic media, *Eng. Fract. Mech.*, 204, 46–62. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2018.09.029>.
- [48] Lei, J., Xu, Y., Gu, Y., Fan, C.M. (2019). The generalized finite difference method for in-plane crack problems, *Eng. Anal. Bound. Elem.*, 98, 147–156. <https://doi.org/10.1016/J.ENGANABOUND.2018.10.016>.
- [49] Nguyen, M.N., Nguyen, N.T., Truong, T.T., Bui, T.Q. (2019). Thermal-mechanical crack propagation in orthotropic composite materials by the extended four-node consecutive-interpolation element (XCQ4), *Eng. Fract. Mech.*, 206, 89–113. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2018.11.036>.
- [50] Kaman, M.O. (2011). Effect of fiber orientation on fracture toughness of laminated composite plates $[0^\circ/\theta^\circ]_s$, *Eng. Fract. Mech.*, 78, 2521–2534. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2011.06.005>.
- [51] Mazurowski, B., O'Hara, P., Gupta, P., Duarte, C.A. (2021). A displacement correlation method for

- stress intensity factor extraction from 3D fractures in anisotropic materials, *Eng. Fract. Mech.*, 258, <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2021.108040>.
- [52] Romanowicz, M., Seweryn, A. (2008). Verification of a non-local stress criterion for mixed mode fracture in wood, *Eng. Fract. Mech.*, 75, 3141–3160. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2007.12.006>.
- [53] Tan, H., Liu, L., Guan, Y., Chen, W., Zhao, Z. (2018). A simplified delamination modelling methodology for triaxial braided composites with macro-scale solid finite-element models, *Compos. Part B Eng.*, 24, 54–70. <https://doi.org/10.1080/13588265.2017.1400634>.
- [54] Zhang, Y. ve Zhou, Y. (2023). Investigation of bird-strike resistance of composite sandwich curved plates with lattice/foam cores, *Thin-Walled Struct.*, 182, <https://doi.org/10.1016/J.TWS.2022.110203>.
- [55] He, Y., Mei, M., Wei, K., Yang, X., Duan, S., Han, X. (2022). Interlaminar shear behaviour and meso damage suppression mechanism of stitched composite under short beam shear using X-ray CT, *Compos. Sci. Technol.*, 218, 109189. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2021.109189>.
- [56] Mesquita, F., Melnikov, A., Rajpurohit, A., Singery, V., Sanial, P., Lomov, S. V., Swolfs, Y. (2022). Tensile failure strain and microstructure of unidirectional carbon fibre non-crimp fabric composites, *Compos. Part B Eng.*, 243, 110123. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESB.2022.110123>.
- [57] Zhou, X.P., Wang, L.F. (2021). A field-enriched finite element method for crack propagation in fiber-reinforced composite lamina without remeshing, *Compos. Struct.*, 270, 114074. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2021.114074>.
- [58] Journoud, P., Bouvet, C., Castanié, B., Laurin, F., Ratsifandrihana, L. (2020). Experimental and numerical analysis of unfolding failure of L-shaped CFRP specimens, *Compos. Struct.*, 232, 111563. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2019.111563>.
- [59] Saha, S., Sullivan, R.W., Baker, M.L. (2023). Gas permeability mitigation of cryogenically cycled stitched composites using thin plies, *Compos. Struct.*, 304, 116352. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2022.116352>.
- [60] Gouskos, D., Iannucci, L. (2022). A failure model for the analysis of cross-ply Non-Crimp Fabric (NCF) composites under in-plane loading: Experimental & numerical study, *Eng. Fract. Mech.*, 271, 108575. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2022.108575>.
- [61] Pascoe, J.A., Pimenta, S., Pinho, S.T. (2020). The effect of tab orientation on the toughening mechanisms produced by interlocked interlaminar thin-ply CFRP reinforcements, *Compos. Struct.*, 238, 111932. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2020.111932>.
- [62] Chabchoub, M., Vieille, B., Moutou Pitti, R. (2019). Numerical estimation of the mode I strain energy release rate in woven-ply thermoplastic-based composites at high temperature based on G₀ method, *Theor. Appl. Fract. Mech.*, 101, 169–177. <https://doi.org/10.1016/J.TAFMEC.2019.02.018>.
- [63] Cohades, A., Michaud, V. (2018). Shape memory alloys in fibre-reinforced polymer composites, *Adv. Ind. Eng. Polym. Res.*, 1, 66–81. <https://doi.org/10.1016/J.AIEPR.2018.07.001>.
- [64] He, C., Ge, J., Cao, X., Chen, Y., Chen, H., Fang, D. (2022). The effects of fiber radius and fiber shape deviations and of matrix void content on the strengths and failure mechanisms of UD composites by computational micromechanics, *Compos. Sci. Technol.*, 218, 109139.

<https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2021.109139>.

- [65] Prasad, V., Sekar, K., Varghese, S., Joseph, M.A. (2020). Evaluation of interlaminar fracture toughness and dynamic mechanical properties of nano TiO₂ coated flax fibre epoxy composites, *Polym. Test.*, 91, 106784. <https://doi.org/10.1016/J.POLYMERTESTING.2020.106784>.
- [66] Zhong, K., Zhou, J., Zhao, C., Yun, K., Qi, L. (2022). Effect of interfacial transition layer with CNTs on fracture toughness and failure mode of carbon fiber reinforced aluminum matrix composites, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, 163, 107201. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESA.2022.107201>.
- [67] Kumar, S., Dhas, B., Roy, D. (2018). Emergence of pseudo-ductility in laminated ceramic composites, *Compos. Struct.* 204, 664–676. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2018.07.129>.
- [68] Hahn, P., Channammagari, H., Imbert, M., May, M. (2022). High-rate mode II fracture toughness testing of polymer matrix composites using the Transverse Crack Tension (TCT) test, *Compos. Part B Eng.*, 233, 109636. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESB.2022.109636>.
- [69] Aslam Shaikh, A., Anil Pradhan, A., Mahesh Kotasthane, A., Patil, S., Karuppanan, S. (2022). Comparative analysis of Basalt/E-Glass/S2-Fibreglass-Carbon fiber reinforced epoxy laminates using finite element method, *Mater. Today Proc.*, 63, 630–638. <https://doi.org/10.1016/J.MATPR.2022.04.385>.
- [70] Kaushik, V., Ghosh, A. (2020). Experimental and numerical investigation of Mode-I & Mode-II fatigue crack growth in unidirectional composites using XIGA-CZM approach, *Int. J. Fatigue*. 134,105461. <https://doi.org/10.1016/J.IJFATIGUE.2019.105461>.
- [71] Zhang, J., Yu, H., Xu, W., Lv, C., Micheal, M., Shi, F., Wu, H. (2022). A hybrid numerical approach for hydraulic fracturing in a naturally fractured formation combining the XFEM and phase-field model, *Eng. Fract. Mech.*, 271, 108621. <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2022.108621>.
- [72] Wawrzynek, P.A., Carter, B.J., Ingraffea, A.R. (2010). “Advances in Simulation of Arbitrary 3D Crack Growth using FRANC3D/NG” *Computational Structural Engineering Institute of Korea*, 23, 1-11.
- [73] Atluri, S., Kobayashi, A., Nakagaki, M. (2009). A Finite-Element Program for Fracture Mechanics Analysis of Composite Material, *Fract. Mech. Compos.*, 86-86–13. <https://doi.org/10.1520/STP34793S>.
- [74] Şahin, Y. (2022). *Kompozit Malzemelere Giriş*, Seçkin Yayıncılık, ANKARA.
- [75] Peters, S. (1998). *Handbook of Composites*, Handb. Compos.. <https://doi.org/10.1007/978-1-4615-6389-1>.
- [76] Arslan, N. ve Kaman, M.O. (2002). Alüminyum, kağıt ve cam elyaf petek yapılı kompozitlerin üretim teknikleri ve mekanik özelliklerinin araştırılması, *DEÜ Mühendislik Fakültesi Fen ve Mühendislik Dergisi*, 4, 113-123.
- [77] Liu, J. ve Sawa, T. (2012). Stress analysis and strength evaluation of single-lap band adhesive joints subjected to external bending moments, [Http://Dx.Doi.Org/10.1163/156856199X00965](http://dx.doi.org/10.1163/156856199X00965). 13, 729–749. <https://doi.org/10.1163/156856199X00965>.
- [78] Higuchi, I., Sawa, T., Suga, H. (2012). Three-dimensional finite element analysis of single-lap adhesive joints under impact loads, [Http://Dx.Doi.Org/10.1163/15685610260255233](http://dx.doi.org/10.1163/15685610260255233). 16, 1585–

1601. <https://doi.org/10.1163/15685610260255233>.
- [79] Kaw, A.K. (2005). *Mechanics of Composite Materials*, <https://doi.org/10.1201/9781420058291>.
- [80] Hashin, Z. (1980). Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites, *J. Appl. Mech.*, 47, 329–334. <https://doi.org/10.1115/1.3153664>.
- [81] Matzenmiller, A., Lubliner, J., Taylor, R.L. (1995). A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites, *Mech. Mater.*, 20, 125–152. [https://doi.org/10.1016/0167-6636\(94\)00053-0](https://doi.org/10.1016/0167-6636(94)00053-0).
- [82] A Progressive Composite Damage Model for Unidirectional and Woven Fabric Composites Udc-cm Updates on MAT162 User Manual, (2017). <http://www.ccm.udel.edu/software/mat162/>.
- [83] Perez, N. (2017). *Fracture Mechanics: Second edition*, Fract. Mech. Second Ed. 1–418. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-24999-5/COVER>.
- [84] Kırılmanın Temel Esasları, (n.d.). <https://w3.balikesir.edu.tr/~ay/lectures/km/lecture1.pdf&cd=1&hl=tr&ct=clnk&gl=tr> (accessed January 18, 2023).
- [85] Özdemir, A. (2006). *Seramik malzemelerin kırılma tokluğu değerlerinin üç boyutlu sonlu elemanlar yöntemi ile teorik olarak belirlenmesi*, Yüksek lisans tezi, Dokuz Eylül Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- [86] Anderson T.L. (2017). *Fracture Mechanics: Fundamentals and Applications*, Fourth Edition. <https://doi.org/10.1201/9781315370293>.
- [87] Tada, H., Paris, P.C., Irwin, G.R. (2000). *The Stress Analysis of Cracks Handbook*, Third Edition, Stress Anal. Cracks Handbook, Third Ed. <https://doi.org/10.1115/1.801535>.
- [88] Kar, R.J. (1992). *Composite Failure Analysis Handbook. Volume 2. Technical Handbook/ Part 2. Atlas of Fractographs*, <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA249130> (accessed January 18, 2023).
- [89] Torabi, A.R., Pirhadi, E. (2022). Translaminar notch fracture toughness expressions for composite laminates, *Theor. Appl. Fract. Mech.*, 119, 103332. <https://doi.org/10.1016/J.TAFMEC.2022.103332>.
- [90] Erdogan, M., 1997. *Malzeme Bilimi ve Mühendislik Malzemeleri*, Nobel Yayıncılık, Ankara.
- [91] Rice, J.R., 1968. A Path Independent Integral and the Approximate Analysis of Strain Concentration by Notches and Cracks, *Journal of Applied Mechanics*, 35,379-386.
- [92] Shih, C.F. 1981. Relationships between the Jintegral and the crack opening displacement for stationary and extending cracks, *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 4, 305-326.
- [93] Banks-Sills, L., Wawrzynek, P.A., Carter, B., Ingraffea, A.R., Hershkovitz, I. (2007). Methods for calculating stress intensity factors in anisotropic materials: Part II—Arbitrary geometry, *Eng. Fract. Mech.*, 74, 1293–1307. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2006.07.005>.
- [94] Knudsen, E. (2006). Anisotropic Fracture Analysis of The BX-265 Foam Insulation Material Under Mixed-Mode Loading.
- [95] Kronecker, L. (1978). Vorlesungen über Zahlentheorie, Vor. Über Zahlentheorie. <https://doi.org/10.1007/978-3-642-66676-6>.
- [96] Warzynek, P.A., Carter, B.J., Banks-Sills, L., Carter, B.J., Banks-Sills, L. (2005). The M-Integral

for Computing Stress Intensity Factors in Generally Anisotropic Materials. <http://www.sti.nasa.gov> (accessed November 9, 2022).

- [97] Mura, T., Ting, T. C. T. (1997). Anisotropic Elasticity. Theory and Applications. New York/Oxford, Oxford University Press 1996. XVII, 570 pp. ISBN 0-19-507447-5 (Oxford Engineering Science Series 45), ZAMM - J. Appl. Math. Mech. / Zeitschrift Für Angew. Math. Und Mech. 77, 476–476. <https://doi.org/10.1002/ZAMM.19970770617>.
- [98] Ma'zdziarza'zdziarz, M. (2010). Unified Isoparametric 3D Lagrange Finite Elements, *CMES*. 66, 1–24.
- [99] Wu, E.M. (1967). Application of Fracture Mechanics to Anisotropic Plates, *J. Appl. Mech.*, 34, 967–974. <https://doi.org/10.1115/1.3607864>.
- [100] Leicester, R.H. (2006). Application of linear fracture mechanics to notched timber elements, *Prog. Struct. Eng. Mater.*, 8, 29–37. <https://doi.org/10.1002/PSE.210>.
- [101] Williams, J.G. ve Birch, M.W. (1976). Mixed mode fracture in anisotropic media, *Cracks and Fracture.*, 125-137. <https://www.astm.org/stp28641s.html>.
- [102] Hunt, D.G. ve Croager, W.P. (1982). Mode II fracture toughness of wood measured by a mixed-mode test method, *J. Mater. Sci. Lett.*, 1, 77–79. <https://doi.org/10.1007/BF00731031>.
- [103] Mall, S., Murphy, J.F., Shottafer, J.E. (1983). Criterion for Mixed Mode Fracture in Wood, *J. Eng. Mech.*, 109, 680–690. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)0733-9399\(1983\)109:3\(680\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)0733-9399(1983)109:3(680)).
- [104] Gambarotta, L. ve Lagomarsino, S. (1993). A microcrack damage model for brittle materials, *Int. J. Solids Struct.*, 30, 177–198. [https://doi.org/10.1016/0020-7683\(93\)90059-G](https://doi.org/10.1016/0020-7683(93)90059-G).
- [105] Fakoor, M. ve Khansari, N.M. (2016). Mixed mode I/II fracture criterion for orthotropic materials based on damage zone properties, *Eng. Fract. Mech.*, 153, 407–420. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2015.11.018>.
- [106] Sever K., Yenier Z. (2015). “Sıcak suda yaşlandırılan cam fiber/epoksi kompozitlerin tabakalar arası kayma dayanımındaki değişimlerin incelenmesi”, *XIX. Ulusal Mekanik Kongresi*, 863-869.
- [107] ASTM E1922, (2015). Standard Test Method for Translaminar Fracture Toughness of Laminated and Pultruded Polymer Matrix Composite Materials, *American Society for Testing and Materials*, West Conshohocken.
- [108] ASTM D7078/D7078, (2020). Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by V-Notched Rail Shear Method, *American Society for Testing and Materials*, West Conshohocken.
- [109] ASTM D3410/D3410, (2016). Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading, *American Society for Testing and Materials*, West Conshohocken.
- [110] ASTM D3846, (2016). Standard Test Method for In-Plane Shear Strength of Reinforced Plastics, *American Society for Testing and Materials*, West Conshohocken.
- [111] ASTM D3039, (2017). Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, *American Society for Testing and Materials*, West Conshohocken.
- [112] Zhao, L., Gong, Y., Qin, T., Mehmood, S., Zhang, J. (2013). Failure prediction of out-of-plane

- woven composite joints using cohesive element, *Compos. Struct.*, 106, 407–416. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2013.06.017>.
- [113] Murthy, S.S.N., Patel, M., Reddy, T.S., Prasad, V.V.B., Panigrahi, B.B. (2021). Processing and characterization of carbon fibres reinforced ZrB₂ ultra high temperature ceramic matrix composite, *Ceram. Int.*, 47, 32438–32444. <https://doi.org/10.1016/J.CERAMINT.2021.08.145>.
- [114] Nie, J., Xu, Y., Zhang, L., Yin, X., Cheng, L., Ma, J. (2008). Effect of stitch spacing on mechanical properties of carbon/silicon carbide composites, *Compos. Sci. Technol.*, 68, 2425–2432. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2008.04.012>.
- [115] Yudhanto, A., Watanabe, N., Iwahori, Y., Hoshi, H. (2013). Effect of stitch density on tensile properties and damage mechanisms of stitched carbon/epoxy composites, *Compos. Part B Eng.*, 46, 151–165. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESB.2012.10.003>.
- [116] Alaziz, R., Saha, S., Sullivan, R.W., Tian, Z. (2021). Influence of 3-D periodic stitching patterns on the strain distributions in polymer matrix composites, *Compos. Struct.*, 278, 114690. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2021.114690>.
- [117] Bilisik, K., Karaduman, N., Erdogan, G., Sapanci, E., Gungor, S. (2019). In-plane shear of nanoprepreg/nanostitched three-dimensional carbon/epoxy multiwalled carbon nanotubes composites, 53, 3413–3431. <https://doi.org/10.1177/0021998319841671>.
- [118] Velmurugan, R. ve Solaimurugan, S. (2007). Improvements in Mode I interlaminar fracture toughness and in-plane mechanical properties of stitched glass/polyester composites, *Compos. Sci. Technol.*, 67, 61–69. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2006.03.032>.
- [119] Drake, D.A., Sullivan, R.W., Lovejoy, A.E., Clay, S.B., Jegley, D.C. (2021). Influence of stitching on the out-of-plane behavior of composite materials – A mechanistic review, *J. Compos. Mater.*, 55, 3307–3321. https://doi.org/10.1177/00219983211009290/ASSET/IMAGES/LARGE/10.1177_00219983211009290-FIG11.JPEG.
- [120] Tan, K.T., Watanabe, N., Iwahori, Y., Ishikawa, T. (2012). Effect of stitch density and stitch thread thickness on compression after impact strength and response of stitched composites, *Compos. Sci. Technol.*, 72, 587–598. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2012.01.003>.
- [121] ASTM D792, (2020). Standard Test Methods for Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement, *American Society for Testing and Materials*, West Conshohocken.
- [122] Bozkurt, İ. (2022). *Değişken Geometriye Sahip Kompozit Çekirdekli Sandviç Plakların Darbe Davranışlarının İncelenmesi*, Doktora Tezi, Fırat Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- [123] Li, H., Yu, Y., Xu, X., Chen, T., Lu, W. (2021). Enhancing the fracture toughness of laminated composites through carbon nanotube belt stitching, *Compos. Sci. Technol.*, 204, 108632. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSCITECH.2020.108632>.
- [124] Jiang, T., Guan, Z., Li, Z., Liu, X., Geng, K. (2020). Experimental and numerical study on mode I interlaminar fracture toughness of lightly stitched ceramic-matrix composites, *Results Phys.*, 19, 103422. <https://doi.org/10.1016/J.RINP.2020.103422>.
- [125] Fayed, A.S. (2017). Numerical analysis of mixed mode I/II stress intensity factors of edge slant cracked plates, *Eng. Solid Mech.*, 5, 61–70. <https://doi.org/10.5267/J.ESM.2016.8.001>.
- [126] Srivastava, A.K., Arora, P.K., Srivastava, S.C. (2020). Influence of secondary damage on flight cycles and inspection interval for an aircraft wing panel, *J. Brazilian Soc. Mech. Sci. Eng.*, 42, 1–13. <https://doi.org/10.1007/S40430-020-02425-Z>.

- [127] Dong, W., Song, S., Zhang, B., Yang, D. (2019). SIF-based fracture criterion of rock-concrete interface and its application to the prediction of cracking paths in gravity dam, *Eng. Fract. Mech.*, 221, 106686. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2019.106686>.
- [128] Liu, X., He, Y., Qiu, D., Yu, Z. (2019). Numerical optimizing and experimental evaluation of stepwise rapid high-pressure microwave curing carbon fiber/epoxy composite repair patch, *Compos. Struct.*, 230, 111529. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2019.111529>.
- [129] Li, D.H. (2016). Extended layerwise method of laminated composite shells, *Compos. Struct.*, 136, 313–344. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2015.08.141>.
- [130] Song, S.H. ve Paulino, G.H. (2006). Dynamic stress intensity factors for homogeneous and smoothly heterogeneous materials using the interaction integral method, *Int. J. Solids Struct.*, 43, 4830–4866. <https://doi.org/10.1016/J.IJSOLSTR.2005.06.102>.
- [131] Gupta, P., Duarte, C.A., Dhankhar, A. (2017). Accuracy and robustness of stress intensity factor extraction methods for the generalized/eXtended Finite Element Method, *Eng. Fract. Mech.*, 179, 120–153. <https://doi.org/10.1016/J.ENGFRACMECH.2017.03.035>.
- [132] Dong, B., Tian, L., Pan, B. (2019). Tensile testing of carbon fiber multifilament using an advanced video extensometer assisted by dual-reflector imaging, *Measurement.*, 138, 325–331. <https://doi.org/10.1016/J.MEASUREMENT.2019.02.070>.
- [133] Zhang, L., Nie, J., Shi, B., Han, H., Wu, J., Cui, Y. (2023). Calculation the opening of neighboring surface cracks in concrete structure based on OFDR technology, *Constr. Build. Mater.*, 376.
- [134] Gukendran, R., Sambathkumar, M., Prakash Raj, T., Nalinkumar, S., Nivaas, B., Sai Pranesh Kumar, B. (2022). Effect of various stitching patterns on mechanical properties of jute fiber reinforced composite, *Mater. Today Proc.*, <https://doi.org/10.1016/J.MATPR.2022.11.323>.
- [135] Drake, D.A., Sullivan, R.W., Clay, S.B., DuBien, J.L. (2021). Influence of stitching on the fracture of stitched sandwich composites, *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, 145, 106383. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESA.2021.106383>.
- [136] Sun, C., Jia, P., Chen, C., Moradi, A., Zhou, J., Al Teneiji, M., Cantwell, W.J., Guan, Z.W. (2021). The effect of carbon fibre stitching on the tensile behaviour of secondary bonded single- and double-lap composite joints, *Compos. Struct.*, 265, 113774. <https://doi.org/10.1016/J.COMPSTRUCT.2021.113774>.
- [137] Ayatollahi, M.R., Heydari-Meybodi, M., Berto, F., Yahya, M.Y. (2019). Mixed-mode fracture in EPDM/SBR/nanoclay rubber composites: An experimental and theoretical investigation, *Compos. Part B Eng.*, 176, 107312. <https://doi.org/10.1016/J.COMPOSITESB.2019.107312>.
- [138] Zhao, P., Xie, L.Z., Fan, Z.C., Deng, L., Liu, J. (2021). Mutual interference of layer plane and natural fracture in the failure behavior of shale and the mechanism investigation, *Pet. Sci.*, 18, 618–640. <https://doi.org/10.1007/S12182-020-00510-5/FIGURES/18>.
- [139] Liu, T., Gao, Y., Gao, X., Yao, Y., Lu, Y., Fan, W. (2023). A systematic investigation for mode-I fracture properties of stitched composites, *Int. J. Mech. Sci.*, 241, 107982. <https://doi.org/10.1016/J.IJMECSCI.2022.107982>.

ÖZGEÇMİŞ

Ahmet Murat AŞAN

[illegible]

AKADEMİK FAALİYETLER

Makaleler:

1. Ozek, C., Asan, A.M. (2018). Damage Analysis of Carbon/Glass Fiber Reinforced Composite Materials Connected with Bolt, *Journal of Physical Chemistry and Functional Materials*, 1, 1, 45-51.
2. Kaman, M. O., Asan, A. M. (2020). İki Boyutlu Çatlak Problemlerinde J İntegralin Sayısal Çözümü- Numerical Solution of J Integral in Two Dimensional Crack Problems, *Afyon Kocatepe Üniversitesi Fen Ve Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 20, 4, 718-729.
3. Albayrak, M., Asan, A. M., Kaman, M. O., Bozkurt İ. (2022). Experimental and Numerical Determination of Interlayer Shear Strength of Glass Fiber-Reinforced Epoxy Composites, *Journal of Structural Engineering & Applied Mechanics*, 5, 4, 289-299.

Bildiriler:

1. Ozek, C., Asan, A.M. (2018). Damage Analysis of Carbon Glass Fiber Reinforced Composite Materials Connected with Adhesive, *International Conference on Physical Chemistry and Functional Materials (PCFM 2018)*, Elazığ/Türkiye.
2. Ozek, C., Asan, A.M. (2018). Investigation of The Effect of Punch Course Distance on Limit Drawing Ratio and Wall Thickness in Deep Drawing Dies, *International Conference on Physical Chemistry and Functional Materials (PCFM 2018)*, Elazığ/Türkiye.
3. Asan, A. M., Kaman, Dag, S., Erdem S., Turan K. (2022). Applications of M -Integral for 3D Anisotropic Cracks with Detailed Solution Steps, *1st International Conference on Mechanics of Solids (MS 2022)*, Portekiz (Doktora tezinden üretilmiştir).

Projeler:

1. FÜBAP TEKF.17.17 Nolu Araştırma Projesi-Araştırmacı (2017-2018)
2. TUBİTAK 1001 120M596 Nolu Araştırma Projesi-Araştırmacı-Bursiyer (2021-2023)

