



T.C.
OSMANIYE KORKUT ATA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Zeynep Şeyda OKUR

KARBON ELYAF TAKVİYELİ EPOKSİ ESASLI
TABAKALI KOMPOZİTLERİN ÜRETİMİ VE
KIRILMA DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

OSMANIYE – 2019

**T.C.
OSMANİYE KORKUT ATA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**KARBON ELYAF TAKVİYELİ EPOKSİ ESASLI
TABAKALI KOMPOZİTLERİN ÜRETİMİ VE KIRILMA
DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ**



Zeynep Şeyda OKUR

**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ
ANABİLİM DALI**

**OSMANİYE
AĞUSTOS-2019**

TEZ ONAYI

KARBON ELYAF TAKVİYELİ EPOKSİ ESASLI TABAKALI KOMPOZİTLERİN ÜRETİMİ VE KIRILMA DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ

Zeynep Şeyda OKUR tarafından Doç. Dr. Kerimcan ÇELEBİ danışmanlığında Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Makine Mühendisliği** Anabilim Dalı'nda hazırlanan bu çalışma aşağıda imzaları bulunan jüri üyeleri tarafından oy birliği/çokluğu ile **Yüksek Lisans Tezi** olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Doç. Dr. Kerimcan ÇELEBİ
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, ÇÜ

Üye: Doç. Dr. Cihan YILDIRIM
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, ATÜ

Üye: Dr. Öğr. Üyesi Volkan ARIKAN
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, OKÜ



Yukarıdaki jüri kararı Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun/...../..... tarih ve /..... sayılı kararı ile onaylanmıştır.

Doç. Dr. Coşkun ÖZALP
Enstitü Müdürü, **Fen Bilimleri Enstitüsü**

.....

Bu tezde kullanılan özgün bilgiler, şekil, çizelge ve fotoğraflardan kaynak göstermeden alıntı yapmak 5846 sayılı Fikir ve Sanat Eserleri Kanunu hükümlerine tabidir.

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, bu çalışma sonucunda elde edilmeyen her türlü bilgi ve ifade için ilgili kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını ve bu tezin Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Zeynep Şeyda OKUR



ÖZET

KARBON ELYAF TAKVİYELİ EPOKSİ ESASLI TABAKALI KOMPOZİTLERİN ÜRETİMİ VE KIRILMA DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ

Zeynep Şeyda OKUR
Yüksek Lisans, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Danışman: Doç. Dr. Kerimcan ÇELEBİ

Ağustos 2019, 60 sayfa

Bu çalışmada, ortam sıcaklığının tek yönlü karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin mod-I tabakalar arası kırılma tokluğu ve delaminasyon ilerlemesine olan etkisi incelenmiştir. Vakum infüzyon yöntemi ile yapay delaminasyon içeren levhalar üretilmiş ve bu levhalardan elde edilen Çift Konsol Kiriş (ÇKK) numuneler statik yük altında mod-I kırılmasına maruz bırakılmıştır. Bu sayede, karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin, statik Mod-I yüklemesi altında tabakalar arası kırılma tokluğu (kritik şekil değiştirme enerjisi) ve şekil değiştirme enerjisi yayılım hızı (SERR) belirlenmiştir. Sonrasında, karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit ÇKK numuneler kreyojenik sıcaklık değerlerinden epoksinin camsı geçiş sıcaklığının üzerindeki sıcaklık değerlere kadar farklı ortam sıcaklıklarında yeniden mod-I kırılmasına maruz bırakılmıştır. Bu sayede ortam sıcaklığının tabakalar arası kırılma tokluğuna ve çatlak gelişimine etkisi araştırılmıştır. Ayrıca, tabakalı kompozit malzemelerde tabakalar arası kırılma ile delaminasyon gelişimi doğrusal elastik kırılma mekaniğine uygun olarak modellenmiştir. Deneysel sonuçlar, sonlu elemanlar tabanlı Sanal Çatlak Kapatma Tekniği ile ortam sıcaklığı değiştirilerek nümerik yöntem ile elde edilmeye çalışılmıştır. Elde edilen sonuçlar kıyaslanarak değerlendirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Tabakalı Kompozitler, Delaminasyon, Mod-I , Sonlu Elemanlar Analizi

ABSTRACT

PRODUCTION OF CARBON FIBER REINFORCED EPOXY BASED LAYERED COMPOSITES AND INVESTIGATION OF THEIR FRACTURE BEHAVIORS

Zeynep Şeyda OKUR

M.Sc., Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Kerimcan ÇELEBİ

August 2019, 60 pages

In this study, the effect of ambient temperature on mod-I inter-layer fracture toughness and delamination progress of a unidirectional carbon fiber / epoxy layered composite material was investigated. Plates containing artificial delamination were produced by vacuum infusion method and Double Console Beam (CCK) samples obtained from these plates were subjected to mod-I fracture under static loading. Thus, the fracture toughness (critical deformation energy) and deformation energy dissipation rate (SERR) of the carbon fiber / epoxy layered composite material were determined under static Mod-I loading. Subsequently, carbon fiber / epoxy layered composite CCP samples were subjected to re-mode-I fracture at different ambient temperatures ranging from the cryogenic temperature values to the temperatures above the glass transition temperature of the epoxy. In addition, the development of delamination between laminated composite materials is modeled in accordance with linear elastic fracture mechanics. Experimental results were tried to be obtained by numerical method by changing the ambient temperature with Finite Element based Virtual Crack Closure Technique. The results were compared and evaluated.

Key Words: Layered Composites, Delamination, Mode-I, Finite Element Analysis.



Çok kıymetli aileme...

TEŞEKKÜR

Yüksek Lisans tez konumun belirlenerek tez çalışmamın yürütölmesini üstlenen, çalışmalarım süresince değerli bilgi ve tecrübeleriyle katkılarını esirgemeyen danışman hocam Sayın Doç. Dr. Kerimcan ÇELEBİ'ye teşekkürlerimi sunarım.

Deneysel ve analitik çalışmalarımda yardım ve yönlendirmelerini esirgemeyen Dr. Öğr.Üyesi Fatih DARICIK' a ve Dr. Öğr. Üyesi Volkan ARIKAN' a Ar. Gör. Mehmet EKER'e teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca bölümdeki çalışmalarım süresince bana bilgisiyle ve sabrıyla her zaman yanımda olan sevgili eşim Mehmet Ziya OKUR'a ve kıymetli aileme teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

| | |
|--|-----|
| TEZ ONAYI | |
| TEZ BİLDİRİMİ | |
| ÖZET | i |
| ABSTRACT | ii |
| TEŞEKKÜR..... | iv |
| İÇİNDEKİLER | v |
| TABLolar DİZİNİ | vi |
| ŞEKİLLER DİZİNİ..... | vii |
| SİMGELER VE KISALTMALAR..... | ix |
| 1. GİRİŞ | 1 |
| 2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR..... | 5 |
| 2.1. Tabakalı Kompozitler..... | 5 |
| 2.2. Polimer Matriks Kompozitler | 6 |
| 2.3. Kompozit Malzemelerin Matriks Türleri | 6 |
| 2.4. Kompozit Malzemelerin Takviye Türleri | 9 |
| 2.5. Polimer Matriks Kompozitlerin(PMK) Üretim Yöntemleri | 11 |
| 2.6. Kompozitte Arayüzeyin Önemi | 13 |
| 2.7. Kompozit Malzemelerde Takviye Elemanı/Matriks ve Arayüzey Mekanizması | 15 |
| 2.8. Hasar Kriterleri..... | 16 |
| 2.9. Kompozit Malzemelerde Delaminasyon..... | 17 |
| 3. SONLU ELEMANLAR ANALİZİ | 25 |
| 3.1. Sonlu Elemanlar Metodunun Genel Basamakları | 27 |
| 4. NÜMERİK METOT | 31 |
| 4.1. Sanal Çatlak Kapatma Tekniği (VCCT) | 31 |
| 5. GEREÇ VE YÖNTEM | 32 |
| 5.1. ANSYS Kullanarak Sonlu Elemanlar Modellemesi | 40 |
| 6.BULGULAR..... | 44 |
| 7. TARTIŞMA ve SONUÇLAR..... | 51 |
| KAYNAKLAR | 53 |
| ÖZGEÇMİŞ | 60 |

TABLULAR DİZİNİ

| | |
|---|----|
| Tablo 1. Karbon lifi kumaşın mekanik ve fiziksel özellikleri..... | 32 |
| Tablo 2. HEXION MGS L285- H285 reçine sisteminin bazı önemli özellikleri | 33 |
| Tablo 3. Karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin fiziksel ve mekanik özellikleri..... | 35 |
| Tablo 4. Çok yüksek ve çok düşük ortam sıcaklıklarında elde edilen kritik değerler..... | 45 |
| Tablo 5. Nümerik olarak elde edilen Pcr- δ cr değerleri..... | 49 |



ŞEKİLLER DİZİNİ

| | |
|---|----|
| Şekil 1. Tabakalı bir kompozit yapısı. | 5 |
| Şekil 2. Tabakalı kompozitlerde arayüzey gösterimi..... | 15 |
| Şekil 3. Temel kırılma modları; a) tabakalar içi, b) tabakalar arası, c) tabakaları kesen..... | 18 |
| Şekil 4. Kırılma modları; (a) Mod I, ayrılma kırılması (b) Mod II, kesme kırılması (c) Mod III yırtma kırılması..... | 19 |
| Şekil 5. Tipik sonlu elemanlar kafes | 25 |
| Şekil 6. Sonlu elemanlar analizinin akış diyagramı | 28 |
| Şekil 7. Basit tek boyutlu çizgi elemanı..... | 29 |
| Şekil 8. Köşe düğümleri ve ara düğümleri olan basit iki boyutlu öğeler..... | 29 |
| Şekil 9. Köşe düğümleri ve ara düğümleri olan basit üç boyutlu öğeler | 29 |
| Şekil 10.Tabakalı kompozit test numunelerinin üretimi Vakum torbalama tekniki..... | 32 |
| Şekil 11. Test numunesinin lif yerleşim eksenleri | 33 |
| Şekil 12. Karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemedan elde edilen çift konsol kiriş numune. | 34 |
| Şekil 13. Karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin çok yüksek ortam sıcaklıklarında gerçekleştirilen mod I kırılma testleri. | 36 |
| Şekil 14. Karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin çok düşük ortam sıcaklıklarında gerçekleştirilen mod I kırılma testleri..... | 36 |
| Şekil 15. Çift konsol kiriş testi ve sıvı azot tankı..... | 38 |
| Şekil 16.Video kamera ile çatlak takibi esnasında alınan ekran görüntüsü. | 38 |
| Şekil 17. Değiştirilmiş Kiriş Teorisi'ne göre düzeltme faktörü. | 39 |
| Şekil 18. 3D SOLID185 eleman | 41 |
| Şekil 19. Kompozit model..... | 41 |
| Şekil 20. Solid elemanın sınır şartları | 42 |
| Şekil 21. Mod I kiriş numunesinin ANSYS gerilme dağılımı | 42 |
| Şekil 22. Çok yüksek ve çok düşük ortam sıcaklıklarında elde edilen P- δ grafikleri..... | 44 |
| Şekil 23. 60°C ve üzeri ortam sıcaklıklarında çatlak kökünden kırılan numune örneği..... | 46 |

| | |
|---|----|
| Şekil 24. Farklı ortam sıcaklıklarında elde edilen δ_{cr} ve P_{cr} değerlerinin kıyaslanması..... | 47 |
| Şekil 25. Farklı ortam sıcaklıklarında elde edilen G_{Ic} değerlerinin kıyaslanması..... | 47 |
| Şekil 26. Farklı ortam sıcaklıklarında oluşturulan R eğrileri..... | 48 |
| Şekil 27. Nümerik olarak oluşturulan P- δ grafikleri..... | 50 |



SİMGELER ve KISALTMALAR

| | | |
|-----------------|---|------------------------|
| A | Kesit alan | (m ²) |
| <i>a</i> | Toplam delaminasyon çatlak uzunluğu | (mm) |
| C | Kompilyans | (mm/N) |
| DCB | Çift Konsol Kiriş | (-) |
| DGBA | Diglisidil bistenol A epoksi reçine | (-) |
| E | Elastisite modülü (Young modülü) | (GPa) |
| F | Kuvvet | (N) |
| G _I | Birim şekil değiştirme enerjisi yayılım hızı | (mJ/mm ²) |
| G _{ic} | Kritik birim şekil değiştirme enerjisi yayılım hızı | (mJ/mm ²) |
| G | Kayma modülü | (MPa) |
| h | kalınlık | (mm) |
| L | Çubuk boyu | (mm) |
| M | Kütle | (g) |
| n | Adet | (-) |
| ρ | Yoğunluk | (kg m ⁻³) |
| σ | Gerilme | (MPa) |
| δ | Tabakalar arası açıklık | (mm) |
| P | Yük | (N) |
| RTM | Reçine transfer kalıplama | (-) |
| SEM | Sonlu Elemanlar Metodu | (-) |
| T | Sıcaklık | (°C) |
| t | Plaka kalınlığı | (mm) |
| U | Eksenel uzama | (mm) |
| V | Hacim | (m ³) |
| VARTM | Vakum yardımcı reçine transfer kalıplama | (-) |
| VCCT | Sanal Çatlak Kapatma Tekniği | (-) |
| W | Numune genişliği | (mm) |
| ν | Poisson Oranı | (-) |
| Δ | Düzeltilme faktörü | (-) |

1. GİRİŞ

Kompozit malzemeler; geleneksel malzemelere oranla hafiflik, yüksek mukavemet, rijitlik, korozyon dayanımı gibi üstün özelliklere sahip olduğundan dolayı havacılık, raylı sistemler, otomotiv, denizcilik ve inşaat sektörlerinde geniş bir kullanım alanına sahiptir. Polimer matrisli kompozitler 1930'ların sonundan günümüze kadar mühendislik uygulamaları alanında kullanılan malzemelerdir. Tabakalı kompozitler, takviye fiber malzemelerin uygun matris malzemesi ile çeşitli üretim metotları kullanılarak elde edilirler. Bu katmanlı yapılar, maruz kaldıkları yükleme şartlarına bağlı olarak çeşitli hasar modlarında deformasyona uğrarlar. En yaygın ve en zorlu deformasyon modlarından biri de tabakalar arası ayrılmadır (delaminasyon). Kompozit malzemelerin delaminasyonu ile ilgili çeşitli simulasyon ve deneysel çalışmalar yapılmış ve literatürde delaminasyona uğrayan kompozitler hakkında geniş bilgi birikimi sağlanmıştır. Tabakalı kompozit malzemeler, genellikle polimerik matris malzemeleri ile üretildikleri için, çalışma koşullarında sıcaklık önemli bir etkidir. Değişen ortam sıcaklıkları, bu yapılarda farklı mekanik davranışlara sebep olmaktadır.

Özellikle sürekli formdaki grafit, karbon, bazalt, cam, aramid, vb. lifler ile takviye edilen polimer matrisli tabakalı kompozit, bir çok endüstriyel uygulamada tercih edilmektedir. Mühendislikte yaygın olarak kullanılmakta olan çok farklı malzemeler mevcut olup bunlar; genelde metaller, plastikler seramikler olmak üzere 3 gruba ayrılırlar. Bunların birbirine göre zayıf ve üstün yanları vardır. Bu malzemelerin uygulama alanları dikkate alındığında;

- a) Akma dayanımları,
- b) Rijitlikleri (elastisite modülü),
- c) Kırılma toklukları (çatlak yayılmasına karşı dayanma direnci),
- d) Yoğunluğu (birim hacim kütlesi)
- e) Yüksek sıcaklıklara dayanımları,

bir malzeme aranacak önemli özelliklerdendir. Bunlardan yüksek yoğunluğa, tokluk ve dayanıma sahip olan en uygun grubu metaller temsil eder. Bunlar saf halde iken yumuşak ve dayanımı en az seviyededir. Soğuk biçimlendirme ve ısı-ışıl işlem

uygulandığında dayanımları ve sertlikleri üst seviyelere taşınabilir. Plastiklerde ise metallerin tersi durum söz konusudur. Bunların yoğunluğu düşük ve karmaşık şekilli parçaların üretilmesinin çok kolay olması, birbirleriyle ve diğer malzemelerle birleştirilebilir olmasının yanında, talaş kaldırma işlemlerinin kolay olması önemli özellikleri arasındadır. Seramiklere gelince; düşük yoğunluklu, çok dayanıklı ve sert olmasına rağmen aşırı derecede gevrekler. Bu 3 ana grubun yanında, teknolojinin ilerlemesiyle birlikte yeni malzeme arayışları içine girilmiştir. Bunlar da kompozit malzemeler olarak 4. grubu teşkil etmektedir (Şahin 2006). Kompozit malzeme; iki veya daha fazla sayıdaki, aynı veya farklı gruptaki malzemelerin en iyi özelliklerinin yeni ve tek bir malzemede toplanması amacıyla, makroskobik düzeyde bir araya getirilmiş ve birbiri içinde çözünmeyen malzemeler olarak adlandırılır (Kaw 2014, Şahin 2006). Kompozit malzemeler dayanım ve sertlikleri bakımından metallerle kıyaslanabilecek düzeyde olup metallerden de daha hafiftirler (Solmaz ve Gür 2007).

Kompozitin mekanik avantajını şöyle özetleyebiliriz;

$$u = \frac{PL}{AE} \quad (1.1)$$

u: P aksenal yüküne maruz prizmatik bir çubuktaki aksenal uzamayı, L; çubuk boyunu, E; çubuk malzemesine ait elastisite modülünü (Young modülü), A ise, kesit alanını ifade etmektedir.

Çubuk kütlesi M ile gösterilirse;

$$M = \rho AL \quad (1.2)$$

ρ : Çubuk malzemesinin yoğunluğu

$$M = \frac{PL^2}{u} \frac{1}{E/\rho} \quad (1.3)$$

Formülden görülebileceği gibi belirli bir yük altında, belirli bir çökme için en hafif kiriş, en yüksek E/ρ değerine sahip kiriştir. Mekanik avantajı ölçmek için özgül

modül değeri, elastik modülün yoğunluğa bölünmesiyle hesaplanır. Diğer bir parametre ise özgül mukavemet değeri olup maksimum mukavemet değerinin yoğunluğa oranı olarak ifade edilir (Kaw, 2014).

Kompozitte bu iki oran yüksektir. Örneğin tek yönlü bir grafit/epoksi kompozitin mukavemeti çelikle aynı olabilir. Ancak özgül mukavemeti çeliğe göre üç katıdır. Yani, çelik çubuk ve grafit/epoksi çubuk kesit alanları eşit olduğunda, grafit/epoksi çubuğunun kütlesi çeliğin üçte biri olacaktır. Kütledeki bu azalma, malzeme ve enerji maliyetlerinin azalması anlamına gelir (Şahin, 2006).

Bir kompozit malzeme, genelde düşük modül ve dayanıma sahip reçine veya metalik matriks ana fazı ile bunun içinde dağılmış daha az oranda kullanılan tali fazı olan takviye elemanından oluşmaktadır (Şahin, 2006). Kompozitlerin takviye fazının malzemesi parçacık, pul veya fiber formunda olabilir.

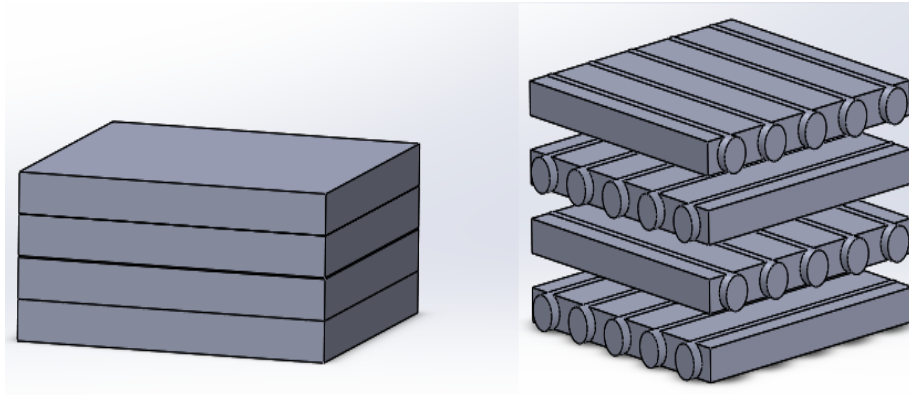
- Parçacık kompozitlerde, alaşım ve seramik gibi matrikslerin içinde parçacıklar yer alır. Parçacıklar rastgele dağıldığı için genellikle izotropiktir. Parçacık kompozitler gelişmiş mukavemet, artırılmış çalışma sıcaklığı, oksidasyon direnci vs. gibi avantajlara sahiptir. Tipik örnek olarak; kauçuk içinde alüminyum parçacıkları, alüminyum içinde silisyum karbür parçacıkları ve betonarme yapımında kullanılan çakıl, kum ve çimento sıralanabilir.
- Pul kompozitler matriksler içinde düz takviyeden oluşur. Tipik pul malzemeleri cam, mika, alüminyum ve gümüşdür. Bu kompozitler, yüksek düzlem dışı eğilme modülü, yüksek mukavemet ve düşük maliyetler gibi avantajlar sağlar. Ancak kolay yönlendirilemezler ve kullanılan malzemeler sınırlıdır.
- Fiber kompozitler kısa (süreksiz) veya uzun (sürekli) fiber takviyeli matrikslerden oluşmuştur. Fiberler genellikle anizotropiktir. Anizotropik malzemeler, çelik ve alüminyum gibi izotropik malzemelerin aksine farklı yönlerde farklı özelliklere sahiptir. Örneğin, bir odun parçasının Young modülü, fiber doğrultusunda, fiberlere dik doğrultudakine kıyasla daha yüksektir. Buna karşılık bir

elik parça, tüm yönlerde aynı Young modülüne sahiptir. Fiberlere rnek olarak karbon ve aramid verilebilir. Matriks rnekleri olarak epoksi, alüminyum gibi metaller ve kalsiyum-alumina silikat gibi seramikler verilebilir (Kaw, 2014).

2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR

2.1. Tabakalı Kompozitler

Tabakalı kompozit yapı, en eski ve en yaygın kullanıma sahip olan tiptir. Farklı elyaf yönlenmelerine sahip tabakaların bileşimi ile çok yüksek mukavemet değerleri elde edilir. Genellikle ısıya ve neme dayanıklı yapılardır. Metallere göre hafif ve aynı zamanda mukavemetli olmaları nedeniyle tercih edilen malzemelerdir. Pek çok katmanlı kompozit düşük maliyet, yüksek dayanım veya hafifliğini korurken, aşınma direnci, gelişmiş görünüm ve mükemmel ısıl genleşme özelliklerini kapsamaktadır. Buna karşın korozyon ve aşınma direnci gibi önemli özelliklerin pek çoğu öncelikle kompoziti oluşturan elemanlardan birine bağlıdır (Toma, 2007). Tabakalı kompozit (Laminet), Şekil 1’de gösterildiği gibi, temel malzeme eksenleri doğrultusunda değişik yönlerdeki tabaka ve katmanların üst üste konularak bir araya getirilmesiyle elde edilebilir. Laminetler matriks içerisinde rastgele yönlenmiş veya tek yönlü elyaf takviyeli tabakalardan oluşabilir. Bu oluşumların durumu kompozitin maruz kalacağı yüklere göre tasarlanmalıdır. Yani lamina kompozit için esas sebep, bu yüklere uyum sağlaması, dayanım ve rijitlik açısından avantaj sağlamasıdır. Bu sebeple laminetler sadece bu amaç içindir. Örneğin; 10 tabakadan 6 tanesi 0° ’lik doğrultuda diğer 4 tanesi bu yöne dik 90° ’lik doğrultuda yönlendirilebilir. Sonuçta 0° doğrultusunda yönlendirilmiş tabakalı kompozitin dayanım ve rijitliği, diğer tabakadan yaklaşık %50 oranında daha fazla olacaktır. Her iki doğrultuda uzama rijitlik oranı 6/4 olur (Şahin, 2006).



Şekil 1. Tabakalı bir kompozit yapısı.

2.2. Polimer Matriks Kompozitler

En yaygın kullanılan ileri kompozitler, küçük çaplı fiberlerle takviye edilmiş bir polimerden oluşan polimer matriksli kompozitlerdir (Kaw, 2014). Hacimsel bazda yıllık polimer kullanımı metalleri aşmaktadır. Polimerlerin avantajlarını şöyle sıralayabiliriz:

- a) Metal ve seramiklere göre düşük yoğunluğa sahip olması ve dayanım/yoğunluk oranının düşük olması,
- b) Yüksek korozyon direnci ve düşük ısıl ve elektrik iletkenliğine sahip olması,
- c) Maliyet yönünden metallerle oranla daha uygun olması,
- d) Hacimsel bazda genellikle polimerleri üretmek için daha az enerjiye gereksinim duyar. Çünkü malzemelerin çalışma sıcaklıklarının metallerden daha düşük olması,
- e) Polimerlerin, yaygın şekilde kompozit malzemelerde kullanılmasıdır.

Polimerlerin avantajları kadar dezavantajları da vardır. Bunlar;

- a) Metaller ve seramiklerden daha düşük dayanıma sahip olmaları,
- b) Düşük elastik modüllere sahip olmaları,
- c) Servis sıcaklığının düşük olması,
- d) Plastiklerin visko-elastik özellikler göstermesi ve dolayısıyla da sınırlı yükleme şartlarına sahip olmasıdır.

Kompozit malzemelerde plastik matriks olarak kullanılan genelde üç tip plastikler vardır. Bunlar; termoplastikler, termosetler ve elastomerlerdir (Şahin, 2006).

2.3. Kompozit Malzemelerin Matriks Türleri

Matriks reçine, iki önemli rolü oynayan sürekli fazdır. Birincisi, takviyeleri olumsuz çevresel etkilerden ve aşınmalardan korumaktır. Diğeri, elyafa üniform yük dağılımı sağlamaktır. Yükü iki farklı faz arasında eşit olarak aktarmak için, matriks reçinesi ile elyaf arasındaki yapışma çok önemlidir. Polimer matriks esaslı kompozit laminatların mekanik stabilitesi ve kapasitesi, bileşenlerinin bağlanması ve matriksin mekanik performansı ile kuvvetli bir şekilde ilişkilidir. (Pilato ve Michno, 2013; Strong, 1989).

Matriks reçineleri, sıkıştırma yükü altında elyafın bükülmesini engelleyebilecek kadar yüksek mukavemetli ve kesme modülüne sahip olmalıdır. Aynı zamanda enerji emmesi ve azalan gerilme konsantrasyonları, hasar toleransını ve uzun süreli dayanıklılığı en üst düzeye çıkarması matriksin sünekliliği ile sağlanır. Buna ek olarak, reçinenin sıcak / ıslak performansı çok kritiktir. Matriks reçine suya ve kötü çevre koşullarına duyarlıdır. Kuru ortamdan ıslak ortamlara devam eden çevrim nedeniyle polimerde çok küçük artış gözlemlenebilir.

Bu koşullar altında reçine matriksinin şişmesi ve büzülmesi gibi hacim değişiklikleri mikro çatlama neden olabilir. Sürünme, yorulma, nem ve sıcaklık kombine etkileri kompozit yapının başarısız olmasına neden olur (Pilato ve Michno, 2013). Sadece sıcaklık ve zaman, malzemelerin visko-elastik özelliklerini etkileyebilir. Nem, camı geçiş sıcaklığını düşürerek polimerik matriksi bir plastikleştirici olarak etkiler. Ayrıca nem, zamana bağlı mekanik yanıtı değiştirir. Bu nedenle, kompozit malzemeyi seçmek gerektiğinde tasarımcılar çok dikkatli olmalıdır. Genellikle, iki tip reçine kullanılır. Bunlar, termoset ve termoplastik reçinelerdir (Strong, 2008).

En yaygın ısıyla sertleşen reçineler epoksi, polyester ve vinil ester reçineleridir ve bu reçineler kür tamamlandıktan sonra sıvı halde oldukları sürece geri dönüşümsüz polimer malzemelerdir. Örneğin, kimyasal reaksiyon, epoksi reçinelerin sertleştirilmesi için gerekliken, siyanat ester reçinelerin kürlenmesi, ısı ve vinilester reçinelerinin, ışınlama ile; kızılötesi, morötesi ışın veya elektron demeti. Bir kere iyileştirildiğinde, malzeme tekrar ısıtılırsa orijinal sıvı formuna eritilemez. Termoset reçineleri kolayca işlenir ve lamine edilir. Nispeten daha kırılğan olmasına rağmen, genellikle daha ucuz, daha güçlüdür ve termoplastiklerle karşılaştırıldığında daha yüksek sıcaklıklarda daha iyi özelliklere sahiptirler ve ısı ya da basınca ihtiyaç duymadan oluşurlar (Park, 2014).

Epoksiler en yaygın kullanılan ısıyla sertleşen reçinelerdir ve üstün özellikleri nedeniyle matriks olarak gelişmiş kompozitler ve çeşitli talep uygulamaları için tercih edilirler. Bunlar mükemmel yapışma, iyi korozyon direnci, yüksek mukavemet, işleme çok yönlülük ve polyester reçineden daha düşük büzülmedir. Sertleşmeyen epoksiler bazı gazlar yayarlar, ancak bunlar stiren kadar zararlı

değildir. Epoksi reçinelerinin çalışma sıcaklığı aralığı 60°C ile 140°C arasındadır. Bu çalışma aralığı, polyesterlerden daha yüksek, ancak poliamidlerinkinden daha düşüktür. Öte yandan, epoksilerin poliesterlerden daha yüksek maliyet ve viskozitesi vardır. Polimer matriks seçiminde en önemli kriterlerin biri de üretilecek parçanın servis sıcaklığıdır. Polimerin maksimum servis sıcaklığını (T_g) 25°C'nin üzerinde seçmek gerekir. Ancak, polimer malzemeler genel olarak nem absorbladığı ve servis sıcaklığını düşürdüğü için bu sıcaklığın en az 50°C'nin üzerinde seçilmesi gerekir. Genellikle yüksek servis sıcaklığına sahip olan polimerler kırılmalıdır. Hasar toleransları düşük olduğundan tokluğu artırıcı katkı malzemeleri kullanılarak bu durumun önüne geçilebilir. Ancak bu katkılar da servis sıcaklığını düşürmektedir (Hoa, 2009).

Polyester reçinelerin birçok avantajı vardır; Kullanımı çok kolay, en ekonomik reçine sistemleri ve ayrıca iyi kimyasal dirence sahipler. Çoğu polyester, havaya maruz kalmaz ve havaya maruz bırakıldığında iyileşmez. Genellikle, parafin, iyileştirme işlemi sırasında yüzeyi sızdırmaz hale getiren reçine formülasyonuna ilave edilir. Bununla birlikte, yüzeydeki mum filmi, ikincil yapıştırma veya bitirme için bir problem teşkil eder ve fiziksel olarak uzaklaştırılmalıdır. Hava ile karışmayan reçineler bu problemi sunmazlar ve bu nedenle deniz endüstrisinde daha geniş kabul görürler (Associates, 1999).

Termoplastikler bir veya iki boyutlu moleküler yapılardır; termosetlerin aksine çapraz bağlı değildirler. Onların sertlik ve mukavemet özellikleri, monomer ünitelerinin kendine özgü özelliklerinden ve yüksek moleküler ağırlıktan gelir. Termoplastikler genellikle yüksek sıcaklıklarda yumuşatılır ve bir kalıpta oluşturulur (Associates, 1999).

Termoplastiklerin özellikleri şu şekilde sıralayabiliriz;

- Oda sıcaklığında katı halde bulunurlar.
- Rijit bir yapıya sahip değildirler.
- Isıtıldığında yumuşar ve sıcaklığı arttığı zaman viskozitesi düşer. Bu özellikler kullanıldığı malzemenin kolay şekil almasını ve ekonomik olmasını sağlar.

- Kuvvet etkisinde oda sıcaklığında bile sünme ve zamana bağlı şekil değiştirme özellikleri vardır.
- Metaller ve seramiklerden daha düşük yoğunluğa sahiptir.
- Çok yüksek termal uzama katsayılarına sahiptirler.
- Yalıtıcı elektriksel özelliklere sahiptir.

Termoplastiklerin tipik olarak kullanılan alanları; Polyesterler, Polietilen, Polipropilene, Poliamids, Asetal, Akrilik, Politetra fluorethylene, Polivinil klorür (PVC)'dür (Şahin, 2006). Deniz endüstrisinde genellikle küçük tekneler ve eğlencelik öğeler gibi kullanımı sınırlıdır. Fakat, filament sarım işleminde, hasar toleransını ve ürünlerin kalın bölümlerini arttırmak için termosetlerden daha fazla tercih edilmez (Associates, 1999).

2.4. Kompozit Malzemelerin Takviye Türleri

Kompozitlerin mekanik özelliklerinde elyaflar hakimdir. Çünkü elyaflar harici gerilmelerin matriks ile fiberlere iletilmesinden dolayı tüm yükleri taşırlar. Ayrıca, matriks elyafları çevresel etkilere karşı korur. Böylece, elyaf, kompozit yapılarda arzu edilen özelliklere bağlı olarak seçilmelidir. Bu nedenle, bir tasarımcı, gereksinimleri göz önüne alarak mevcut fiber türünü tercih etmelidir. Bir takviye olarak, pek çok mühendislik uygulamasında üç tip fiber yaygın olarak kullanılır. Bunlar karbon, cam ve aramittir (Strong, 1989 ve Kessler, 2004).

Karbon veya grafit elyafları en yaygın elyaflardan biridir ve havacılık endüstrisinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Küçük kristalli grafitten oluşur ve genellikle çapı yaklaşık 8 µm'dir. Yüksek özgül mukavemet ve modül, yüksek yorulma mukavemeti, düşük yoğunluk, yüksek sertlik ve düşük termal genleşme katsayısı gibi pek çok avantajı vardır. Ayrıca, yüksek maliyet, düşük darbe dayanımı ve yüksek elektrik iletkenliği gibi dezavantajlara da sahiptir. Karbon lifleri, yüksek sıcaklıklarda bile yüksek gerilme mukavemet ve modül özelliklerini sunar (Kessler, 2004 ve Kaw, 2006). Ayrıca karbon elyafları, aşırı sıcaklık ve basınçlarda bile özelliklerini koruyabildiklerinden dolayı; polimer, seramik ve metal gibi tüm matris tiplerinde

kullanılabilirler. Ek olarak, karbon fiber üretimi gerçekleştirebilmek için farklı proses tekniklerine ihtiyaç duyulmaktadır (Mortensen, 2007).

Cam elyafları, yüksek dayanım, yüksek kimyasal dayanım, düşük maliyet ve iyi izolasyon özellikleri, orta derece kuvvet ve ağırlık avantajlarına sahip olmaları nedeniyle havacılık dışı uygulamalarda kullanılan en yaygın elyafıdır. Cam elyaflarının ana kimyasal bileşeni silika (SiO_2) olmasına rağmen, cam elyaf B_2O_3 ve Al_2O_3 gibi diğer oksitler içerir. Bu ilave bileşenlerin oranı, silis ağ yapısını değiştirmek ve farklı yapıya ve özelliklere sahip elyaf bardaklarına ulaşmak için sağlanmaktadır. Cam elyaflarının üç ana türü C-cam, E-cam ve S-camdır. E camı (Elektriksel) genellikle mükemmel bir elektrik izolatörü olması nedeniyle elektrik uygulamaları için kullanılmaktadır. Genellikle yeterli mekanik özelliklere ve daha düşük maliyetlere sahip olması nedeniyle yapısal bir takviye olarak seçer. S-cam (Mukavemet) en yüksek özgül mukavemet ve sertliğe sahiptir ancak E-camdan önemli ölçüde daha pahalıdır. C-cam (korozyon), kimyasal korozyona direnç açısından avantajlı olduğu için asidik ortam koşullarında kullanılır, ancak C-camının kuvveti daha düşüktür (Schwartz, 1997). Cam elyaflarının imalatı, erimiş hammaddelerin akışının mekanik olarak çekilmesi ve yer çekimi ile sağlanmaktadır. Camın çapını kontrol etmek için kontrol parametreleri farklıdır. Bunlar, tanktaki erimiş camın baş seviyesi, camın viskozitesi ve ham malzemenin çekildiği deliklerin çapıdır. Genellikle E-cam çapı 8 ila 15 μm arasında değişir (Barbero, 2011).

Aramid elyafları 1970 başlarında Du Pont tarafından piyasaya sürülmüş ve ticari adı Kevlar'dır. Bunlar organik aromatik bileşikler olup karbon, oksijen, hidrojen ve azottan oluşur. Anizotropik özelliği gösteren bu elyaflar; düşük maliyete, yüksek çekme mukavemetine ve yüksek darbe direncine ve diğer fiber takviyelerine göre daha düşük yoğunluğa sahiptir. Onların başlıca dezavantajları; basma dayanımları düşük olmasının yanı sıra güneş ışığında ve nemli ortamda çabuk bozulma, işleme ve kesme zorluğudur.

İki ana çeşit aramid elyaf, Kevlar 29 ve Kevlar 49 bulunur. Her iki Kevlar elyaf tipinin belirli dayanımlarının benzer olmasına rağmen, Kevlar 49'un özgül sertliği daha yüksektir. Kevlar 29 esas olarak kurşun geçirmez yelek, halat ve kablolarda

kullanılır. Kevlar 49, uçak sanayiinde tercih edilen yüksek performanslı uygulamalardır. Elyafın imalatı, propilen polimerler ve kuvvetli asitlerin bir solüsyonu hazırlanarak gerçekleştirilir. Ardından, bu solüsyon 200°C'de sıcak silindirlere ekstrüzyon yapılır, yıkanır ve makaralar üzerinde kurutulur. Son olarak, liflerin sertliğini ve mukavemetini arttırmak için gerdirme ve çekme işlemleri uygulanmaktadır (Kaw, 2006 ve Schwartz, 1997).

2.5. Polimer Matriks Kompozitlerin (PMK) Üretim Yöntemleri

Üretim süreci, matriks ve lif türlerine bağlı olarak değişir. Parçanın oluşturulması ve matriksin kürlenmesi ve işlemin maliyet etkinliği için sıcaklık gereklidir. Genellikle, kompozit yapının tasarımında birincil husus, imalat sürecidir, çünkü bir üretim sürecinin yeterliliği, maliyeti, üretim hacmi ve üretim hızı, gerekli yapı türünü üretmek için önemlidir. Her üretim sürecinin yapısal tasarım üzerinde belirli sınırlamalara sahip olması nedeniyle, tasarımcılar için avantajlar, sınırlamalar, maliyetler, üretim oranları ve hacimlerin ve çeşitli imalat süreçlerinin tipik kullanımlarının anlaşılması gereklidir. Malzeme ve yapı eşzamanlı olarak kompozit bir yapı tasarlanır. Buna ek olarak, malzemenin doğru seçimi, yüksek mekanik performans ve tasarım özgürlüğü açısından tasarımcıya avantajlar sağlar. Sonuç olarak, elle yatırma, prepreg katlama, torba kalıplama, otoklav işleme, sıkıştırma kalıplama, reçine transfer kalıplama (RTM), vakum yardımcı reçine transfer kalıplama (VARTM), pultrüzyon ve filament sarma gibi birçok kompozit üretim yöntemleri vardır.

Polimer matriks bileşiklerinin işlenmesi aşağıdaki birim işlemlerini içerir (Barbero 2010):

1. Gerekli yönlendirmeler boyunca fiber yerleşimi;
2. Elyafın reçine ile emprenye edilmesi;
3. Fazla reçine, hava ve uçucu maddeleri uzaklaştırmak için emdirilmiş liflerin konsolidasyonu;
4. Polimerin kürlenmesi veya katılaşması;
5. Kalıptan çıkarma ve
6. Kesim gibi son işlemler.

2.5.1. El Yatırma

El yatırma tekniğine ıslak yatırma denir ve bu teknik en basit ve en yaygın imalat yöntemidir. Kuru takviye elle kalıba yerleştirilir ve sırayla reçine ile ıslatılır. Ardından, düzgün reçine dağılımını ve hava boşluklarının çıkarılmasını kolaylaştırmak için yaş kompozit el ruloları ile rulolalır. Kumaş materyallerin ve reçinenin istifleme işlemi, gerekli kalınlık elde edilinceye kadar tekrarlanır. Ardından, katmanlı yapı kürleşir. Bu yöntem düşük hacimli üretim için uygun olmakla birlikte, aşağıdaki gibi dezavantajları vardır; nihai ürünün çeşitli bölümlerinin özelliklerinde düşük kalite kontrol ve tutarsızlık yanı sıra stiren gibi uçucuların yüksek emisyonunun olması. Buna ek olarak, el yatırma süreci; kalıp hazırlama, jel kaplama, yatırma ve kürleme olarak dört temel adımda sınıflandırılabilir (Barbero, 2010).

2.5.2. Reçine Transfer Kalıplama

Reçine transfer kalıplama (RTM), 1980'lerin ortalarından beri yüksek hacimli üretim yapan ve yapısal parçalara ihtiyaç duyan otomotiv endüstrisinin talebi nedeniyle bir kompozit imalatı yöntemi olarak kullanılmaktadır. Kesikli elyafların püskürtülmesi ve sıkıştırılması ile yüksek hacimlerde şekil yapılarını oluşturmak mümkündür, ancak arzu edilen performans elde edilememiştir. Sürekli elyaflar belirli şekilli bir kalıba yerleştirilerek elyaflar arasındaki boşlukları kaplayacak şekilde yüksek basınç altında reçine enjektörü ile elde edilmiştir. Liflerin arasında mikron boyutlu boşluklar vardır, bu nedenle akışa karşı oluşan direnç nedeniyle düşük viskoziteli reçineler kullanılmalıdır. Bu işlem için termoset reçineleri seçilmiş olmasına rağmen, düşük viskoziteli termoplastik reçinelerin pazarlanmasında yeni faaliyetler olmuştur (Advani ve Hsiao, 2012).

2.5.3. Vakumlu Yardımlı Reçine Transfer Kalıplama (VARTM)

VARTM, vakum infüzyon prosesi (VIP) olarak bilinir ve kompozit üretimde yaygın olarak kullanılır. VARTM, RTM ile karşılaştırıldığında, bazı farklılıklar sahiptir. VARTM'de, reçine düşük basınç altında kalıba yavaşça doldurulur ve esnek üst

yüzey nedeniyle basınca bağlı olarak kalıba reçine akışı yapılır. Bu nedenle, gerekli tedbirlerin alınmaması durumunda lif hacmi oranı beklenenden daha düşük olacaktır. Ayrıca, VIP'de kullanılan kalıpların metal olması gerekmez ve bu işlemin bazı avantajları vardır. Malzeme, kalıp ve ekipman açısından RTM'ye göre daha düşük maliyetlidir ve kapalı kalıp olması nedeniyle çevresel tehlikeler azaltılabilir. Bu işlem, ince kalıpların kullanılmasına izin veren düşük basınçlardan dolayı birçok parçanın ucuz şekilde üretilmesini sağlayabilir. Ayrıca, bu mekanizmada destek mekanizmaları sıklıkla kullanılmaktadır. Tenis raketleri, raketbol donanımı, bisiklet parçaları ve kar motosikletleri ve deniz uçakları için bileşen gövdeleri gibi ürünler VIP süreci ile üretilir (Strong, 2008).

Bu proste, sadece istenilen yapısal geometriye uygun bir taraflı kalıp kullanılır ve kuru kumaş kalıp üzerine istiflenir. Daha sonra kalıp bir vakum torbasıyla kaplanır ve havayı kalıptan çıkarmak için bir vakum uygulanır. Bu işlem tamamlandıktan sonra, reçine bir rezervardan atmosferik basınç altında aktarılır. Tam kalıp dolmasını sağlayana kadar vakum uygulanmalıdır. Sonra, reçine uygun koşullar altında kürleştirilir (Advani ve Hsiao, 2012).

2.6. Kompozitte Arayüzeyin Önemi

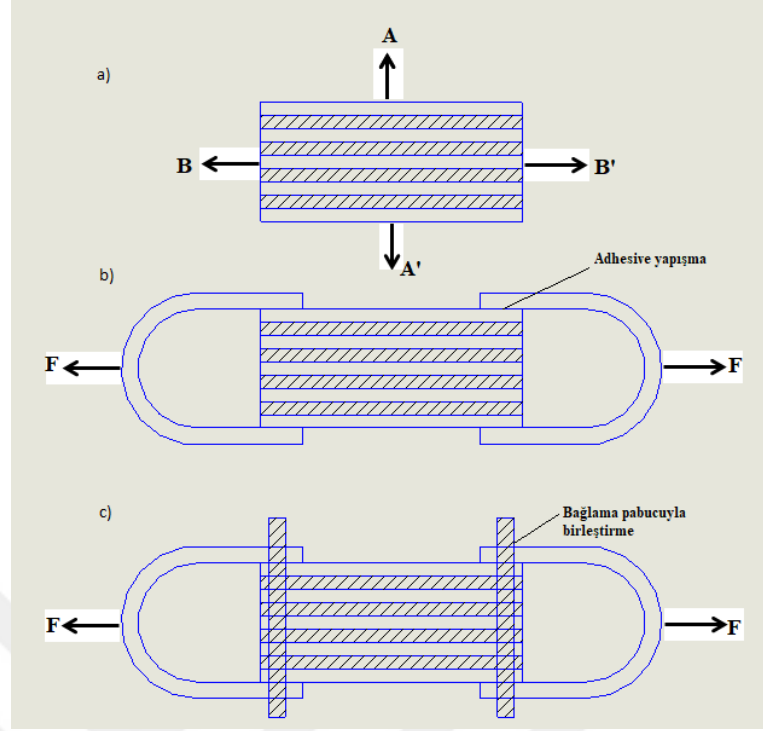
Tabakalardan meydana gelen farklı elastik modül özelliği taşıyan basit bir kompozit numune örneği Şekil 2'de gösterilmiştir. Tabakalar arasında fiziksel, kimyasal ve mekanik bağ oluşmuyorsa, tabaka doğrultusuna dik AA' boyunca çekme mukavemeti de olmaz. Tabakalara paralel BB' doğrultusunda çekme dayanımı ve modülü ise şekildeki parçayı kavrayan numunenin durumuna bağlıdır. Eğer hiç kavrama yoksa veya basit yapışma ya da kavrama gibi dış tabakalarda meydana gelmişse Şekil 2b'de olduğu gibi uygulanan yük, dış tabakalarda meydana gelen dayanımla sınırlıdır.

Şekil 2c'de ise tabakaların hepsi bağlama pabucuyla bağlanmışsa, bütün tabakalar aynı yükü taşır. Bu yüzden kompozit daha dayanıklı ve rijit bir hale gelir. Takviye elemanları matrikse kuvvetli bir şekilde bağlanırsa, takviye elemanlarının yüksek mukavemet ve elastik modüllerinden faydalanılabilir. Çünkü kompozitlerin mekanik

özelliği; esas itibariyle takviye elemanı olarak elyafın ve matriksin yüksek çekme dayanımı ve modülüne, aynı zamanda matriksin de kimyasal kararlılığı ile birlikte oluşturulan arayüzey bağının karar düzeyine bağlıdır. Bu nedenle, arayüzeyin bazı özelliklerini değerlendirmek önemlidir. Çünkü arayüzeyin kompozitlerin kırılma tokluğuna da etkisi olmaktadır. Bunlar korozyon ve sulu ortamlara karşı da belirgin özellik gösterirler. Zayıf bir arayüzeye sahip kompozit malzemeler nisbeten düşük dayanım ve elastik modüle sahipken tokluğu üst seviyelerdedir. Yüksek arayüzey bağ dayanımına sahip malzemeler ise yüksek dayanım ve rijitliğe sahip olurlar. Ancak bunlar diğerlerine oranla daha kırılığandır. Bu etki, çatlak yayılması esnasında matriksten elyafların kolayca çekilmesi ve arayüzeyin ayrılmasını kontrol eder. Takviye elemanı olarak elyaf ve matriks arasındaki doğal bağın;

- a) Atomik düzenleme,
- b) Elyafın kimyasal özellikleri,
- c) Polimer matriksin kimyasal oluşumu,
- d) Moleküler şekli,
- e) Elyaf ve matriks arasındaki uyumu

bağlı olduğundan her matriks ve elyaf sistemine özgü arayüzeyin mevcut olduğundan görülmektedir (Şahin, 2006).



Şekil 2. Tabakalı kompozitlerde arayüzey gösterimi (Şahin, 2006)

2.7. Kompozit Malzemelerde Takviye Elemanı/Matriks ve Arayüzey Mekanizması

Düşük elastik modüle sahip matriks malzemesi yüksek modüllü elyaflarla takviyelendirildiğinde, gerilme altında matriksin plastik akmasıyla yük elyafa transfer edilerek yüksek dayanım ve yüksek modüllü kompozit oluşturulur. Bu birleştirmenin amacı, tek bir malzeme içinde iki fazlı bir malzeme üretmek olup bu da yüksek boy/çap oranı şeklinde rijitliği belirler. Kompozitlerin dayanım ve rijitliğine etki eden esas bileşenler ise takviye elemanı olan elyaflar, matriks ve arayüzeyidir. Bunların her biri mekanik özelliklere bağlı olarak belirli fonksiyonel gereksinimleri yerine getirmektedir. Takviyeli kompozit elyaflar yüksek elastik modülü, yüksek çekme dayanımı, uniform çap gibi özelliklere sahip olmalıdır. Matrikslerin ise; elyafları bir arada tutmak, üretimleri sırasında hasardan korumak, elyafları eşit aralıklı olarak dağıtmak, sürtünme veya yapışma özelliğiyle yükleri elyafa taşımak, elyaflarla termal ve kimyasal olarak uyum sağlaması fonksiyonlarını yerine getirmesi gerekir (Şahin, 2006).

2.8. Hasar Kriterleri

Kompozitlerin maruz kaldığı darbelerde oluşan hasarlar nedeniyle birçok çalışmalar yapılmıştır. Hasarlar genelde fiberde kırılma olması, fiber/matriks arayüzeyde hasar oluşumu, matriks çatlağı ve delaminasyonla meydana gelir. Malzemeler rijitlik kaybı, malzeme ömrünün kısalması, mukavemetlerinin azalması gibi sonuçlar ortaya çıkarabileceğinden önemli bir çalışma konusudur. Bu hasar kriterlerinin formülleriyle anlatımı şu şekildedir:

2.8.1. Maksimum Gerilme Hasar Kriteri:

Maksimum gerilme hasar kriteri, maksimum normal gerilme teorisi ve maksimum kayma gerilmesine benzer şekilde kompozit malzemelere göre tasarlanmıştır. Bu kritere göre oluşan gerilmeler birim şekil değiştirme ve elastisite modülü kullanılarak düzenlenmiştir. Ortaya çıkan gerilmeler çekme, basma ve kayma gerilmesi bileşenlerine ayrılmaktadır. Bu gerilme bileşenlerinden bir tanesi normal veya kayma mukavemetini geçerse kompozit tabakada hasar meydana gelir (Hinton vd.,2004).

$$f = F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{33} \sigma_3^3 + F_{44} T_{23}^2 + F_{55} T_{13}^2 + F_{66} T_{12}^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + 2F_{23} \sigma_2 \sigma_3 + 2F_{13} \sigma_1 \sigma_3 + F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_3 \sigma_3 \quad (2.1)$$

Düzlem gerilme durumunda ($X_3=0$), polinom daha basit forma indirgenir

$$f = F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} T_{12}^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 \quad (2.2)$$

2.8.2. Tsai-Wu Hasar Kriteri:

Tsai-Wu hasar kriteri, Tsai ve Wu tarafından anizotropik malzemeler için gerçekleştirilen deneylerde düzlem gerilmeye maruz bırakılan kompozit plakalar için tasarlanmıştır ve aşağıdaki denklem ihmal edildiğinde malzemenin hasara uğradığını kabul etmişlerdir (Hinton vd., 2004).

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_6 \sigma_6 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} T_6^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + 2F_{16} \sigma_1 \sigma_6 + 2F_{26} \sigma_2 \sigma_6 \quad (2.3)$$

$$\sigma_6=1$$

$$f = \frac{\sigma_1^2}{X_T X_C} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T Y_C} + \frac{T_{23}^2}{Q^2} + \frac{T_{13}^2}{R^2} + \frac{T_{12}^2}{S^2} + \left(\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C} \right) \sigma_2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 \quad (2.4)$$

2.8.3. Hoffman Hasar Kriteri:

Hoffman hasar kriterine göre çekme ve basma mukavemetleri göz önüne alındığında bunların farklı olduğu gözlemlenmiştir. Bu kriter gereğince aşağıdaki denklem ihmal edilirse malzeme hasara uğrar (Kaw, 2014; Korkut, 2017).

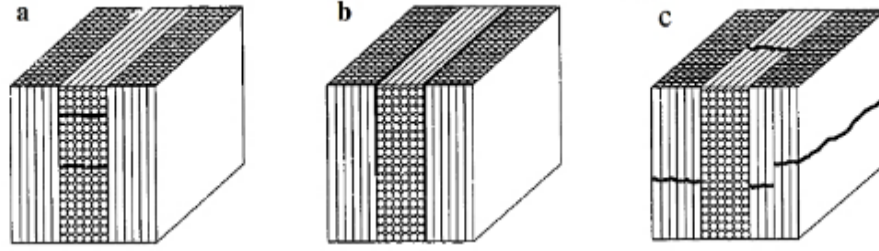
$$f = \frac{\sigma_1^2}{X_T X_C} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T Y_C} + \frac{T_{12}^2}{S_{xy}^2} - F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + \frac{\sigma_1}{X_T X_C} + \frac{\sigma_2}{Y_T Y_C} \quad (2.5)$$

2.9. Kompozit Malzemelerde Delaminasyon

Kompoziti oluşturan tabakaların birbirinden ayrılması delaminasyon olarak tanımlanır. Tabakalı kompozit malzemelerde en çok karşılaşılan hasar tipi tabakalar arasındaki dayanımın düşük olması sebebiyle delaminasyondur. Delaminasyon hasarı tabakalar arasında meydana gelmesinden dolayı deney esnasında parça üzerinde delaminasyon gelişimini izlemek oldukça güçtür. Bu nedenle verimli çalışan bir matematiksel modelin ortaya koyulması delaminasyon hasarına karşı dayanıklı tasarımların yapılabilmesi açısından oldukça önemli olup daha net çözümler bulma konusunda da yardımcı olmaktadır.

2.9.1. Delaminasyon Modları

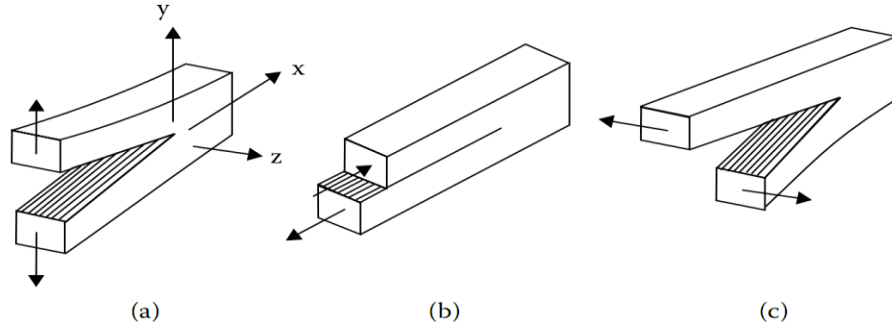
Kompozit malzemelerin anizotropik özellik taşımasından dolayı, kırılma daha karmaşık şekilde olabilmektedir. Şekil 3'te verilen kompozit malzemelerin kırılma durumları tabakalar içi, tabakalar arası ve tabakaları kesen olarak üç temel şekilde gerçekleşebilmektedir. Tabakalar arası kırılma ve tabaka içi kırılma benzer şekilde meydana gelebilmektedir. Tabakalar arası kırılma direnci tabakaları kesen kırılma direncinden daha çok karşılaşılan bir durumdur.



Şekil 3. Temel kırılma modları; a) tabakalar içi, b) tabakalar arası, c) tabakaları kesen (Mirjalili vd., 2014)

Tabakalı kompozit malzemelerin düzlemsel mekanik özellikleri iyi olsa da genelde kalınlık doğrultusunda lifler ile takviye edilmediğinden düzlem dışı yüklemelere karşı dayanıksızdır (Zhou, 1997; Aoki vd.,2007). Tabakalı kompozitler malzemelerde düzlem dışı darbe yükü, hasar oluşumunda en büyük etkindir (Butler vd., 2007) ve malzeme çiplak göz ile fakedilemeyen hasarlar meydana getirerek malzemenin statik ve dinamik yüklere olan mukavemetinin azalmasına neden olmaktadır (Butler vd., 2007; Grimmer vd., 2010). Azalan mukavemete neden olan bu hasarların en önemlileri matriks - lif ayrılması ve matriks çatlağıdır.

Tabakalı kompozit malzemeler tabakalar arası çatlak gelişimine karşı hassastır ve yapısal olarak da bu hasar türünün oluşmasına müsattir ve delaminasyon olarak adlandırılan bu hasar tabakalı kompozit malzemelerin servis ömürlerini kısıtlayan önemli bi hasar türüdür (Şekil 3. a.&b). Joshi ve Sun (1985) tabakalı kompozitlerde delaminasyonun ilerleme sürecini: tabakalar arası yüzeylerde matriks çatlağının takviye lif doğrultusunda yön değiştirmesi olarak tanımlamışlardır. Delaminasyon ve delaminasyonun ilerlemesi malzemenin, mekanik dayanımını ve rijitliğini en aza indirgeyerek, kullanılamaz hale gelmesine neden olur (Argüelles vd., 2008). Şekil 4.'te gösterildiği üzere; delaminasyon gelişimi kırılma yüzeylerinin birbirine dik ve zıt yönlerde ayrılmaya zorlanmasıyla (mod I), çatlak yüzeyinin birbirleri üzerinde kaymaya zorlanmasıyla (mod II), yırtılmaya zorlanmasıyla (mod III) veya bu yüklerin kombinasyonu şeklinde gerçekleşebilir (Korkut, 2017).



Şekil 4. Kırılma modları; (a) Mod I, ayrılma kırılması (b) Mod II, kesme kırılması (c) Mod III yırtma kırılması (Mirjalili vd., 2014)

2.9.1.1. Mod I Tabakalar Arası Kırılma Deneyleri

Bir kompozit malzemenin tabakalar arasındaki dayanımına iki şekilde yaklaşımda bulunulur. Tabakalar arası ayrılmalardan bir tanesi Mod I çatlak ayrılması olarak adlandırılan ve çatlak düzlemine dik olarak uygulanan deneylerde gerçekleştirilir. Burada amaç, ara yüzeylerin ayrılması için kritik gerilme değerine ulaşmaktır. Tabakalar arasındaki bu ayrılma çatlak yüzeyine paralel olarakta uygulanabilir. Tabakalar arası kayma gerilmesi oluşturarak çatlak ilerlemesi sağlanır. Buna Mod II çatlak ayrılması denir. Gerçekte, bu iki mod aynı anda olursa karışık mod yüklemesi ortaya çıkar (Eskizeybek, 2012).

Tabakalar arası kırılma tokluğu, tabakalar arasındaki çatlakın ilerlemesi için en önemli parametredir. Kompozitlerde mod I tabakalar arası kırılma tokluğu, matriksin ve fiberin arasında kalan bölgenin kırılma davranışını ve deformasyona uğraması konusunda önemli veriler elde edilmesinin sağlar (Davies vd., 1989; Palley, 1990; Zulkifli, 2009).

G, belirli yük uygulama noktasından oluşan açıklıkla tabakalar arasındaki çatlakın ilerlemesiyle oluşan enerji kaybı olarak tanımlanır. Tabakalı kompozit malzemenin en büyük zayıflıkları tabakalar arası ayrılma ile oluşan kırılma hasarıdır. Bu ayrılma durumuna karşı tabakalı kompozit malzemelerin gösterdiği direnç hakkında bilgi sahibi olmak kompozitin geliştirilmesi açısından çok önemlidir (Eskizeybek, 2012).

Esendemir ve Caner yaptıkları çalışmada, cam elyaf takviyeli epoksi kompozit plakaların darbe davranışlarını inceleyerek, plaka kalınlığının artırılmasıyla kompozit malzemenin darbe dayanımının arttığını gözlemlemişler ve azalan plaka kalınlığı ile artan darbe enerjisinin açık eğri oluşturduğu sonucuna ulaşmışlardır (Esendemir ve Caner, 2017).

Shetty ve arkadaşları, fiber oryantasyonun cam epoksi kompozitlerin Mod-I tabakalar arası kırılma tokluğuna etkisini araştırmışlar ve $+45^\circ / -45^\circ$ ve $+60^\circ / -60^\circ$ numunelerinin G_{IC} yayılım enerjisinin görünüşte benzerlik olmasından dolayı birbirine yakın sonuçlarını elde etmişlerdir. Ayrıca 90° oryantasyon numunesinin en yüksek kırılma direncine sahip olduğunu gözlemlemişlerdir (Shetty vd., 1999).

Khoshnavan ve Mehrabadi yaptıkları çalışmada, alüminyum alaşımlı malzeme ile karbon fiber kompozit yapıyı, epoksi esaslı yapıştırıcı ile birleştirmişler ve Mod-I yüklemesi sonucu oluşan kırılma hasarına ait deneysel ve sayısal bir araştırma yürütmüşlerdir. Sayısal analiz sonuçları ile deneysel sonuçların birbiri ile uyduğunu görmüşlerdir (Khoshnavan ve Mehrabadi, 2012).

Deniz, $[\pm 60^\circ]_2$ ve $[\pm 75^\circ]_2$ oryantasyon açılara sahip E-cam / epoksi esaslı ortasında delik bulunan eğrisel yüzeyli kompozit plakaların burkulma davranışını deneysel olarak araştırmıştır. Numune üzerine açılmış deliklerin çapı arttıkça numune rijitliği düştüğünden dolayı kritik burkulma yükünün de azaldığı sonucuna ulaşmıştır (Deniz, 2016).

Manshadi ve arkadaşları, bir DCB test örneğinde kalınlıktaki uzunlamasına gerilmeler vasıtasıyla uygulanan yük ve köprü traksiyonları ile ifade etmek için analitik bir yaklaşım ile çalışmaya başlamışlar ve sonucunda fiber köprüleme bölgesinde maksimum çekiş-ayırışma stresinin ve köprüleme bölgesinin sonundaki maksimum çatlak açıklığı yer değiştirmesinin kalınlıktan bağımsız olduğunu bulmuşlardır (Manshadi vd., 2014).

Charalambous ve arkadaşları, karbon fiber/epoksi maddesinin, karışık modlu tabakalı kırılma tokluğuna ve yorulma delaminasyon büyüme oranına sıcaklığın etkisini ele

almışlardır. Yarı statik ve yorulma karakterizasyonu testleri -50°C, 20°C, 50°C ve 80°C sıcaklıkta ve asimetrik olarak yapmışlardır. Yükleme doğasının sonuçları büyük ölçüde etkileyebileceği ve bu durumda sıcaklığın delaminasyon tokluğuna etkisinin genel eğilimini tersine çevirdiğini gözlemlemişlerdir. Yaptıkları araştırmada, çalışma ömrü boyunca değişken sıcaklıklar ve nem içeriğine maruz kalabilecek bir kompozit malzemenin mekanik davranışını karakterize ederken gerçekçi çevresel koşulların dikkate alınmasının önemini vurgulamışlardır (Charalambous vd., 2015).

Jung ve Kim, yaptıkları çalışmada karbon elyaf takviyeli epoksi karışım melez kompozitin, kırılma tokluğunu araştırmışlardır. Cam elyaf sırasındaki konumunun, melez kompozitin kırılma tokluğunu etkileyebileceğini, cam elyafları tek kat yerine çok tabakalı olarak dağıldığında, hibrid kompozitin kırılma tokluğunu iyileştirmede etkili olduğunu gözlemlemişlerdir (Jung ve Kim, 2015).

Baydar ve arkadaşları, cam fiber/polipropilen kompozit numune üretimini gerçekleştirmişlerdir. Fiber ile matris malzemesi arasındaki arayüzey özelliklerini iyileştirmek için uyumlaştırıcı malzeme olarak isimlendirilen birbirinden farklı iki malzeme kullanmışlar ve kompozit numunelerin özelliklerine etkisini incelemişlerdir. Numuneleri uyumlaştırıcılar ile harmanlanmasının olumlu sonuç gösterdiğini, çekme mukavemetlerinin teorik değerlere yaklaşmış olduğunu açıklamışlardır (Baydar vd., 2011).

Sjögren ve Asp, yorulma yükü altında bir karbon/epoksi kompozitinde delaminasyon gelişimine sıcaklığın etkisini incelemişlerdir. Mod-I, Mod-II testlerine tabi tutmuşlardır. Hem ortam koşullarında hem de yükseltilmiş sıcaklıkta karışık mod statik ve yorulma yüklemesi yapmışlardır. Sonuçlar, yorulma yüklemesi altında delaminasyon büyümesi için gerinim enerji boşaltım hızı eşik değerlerinin, statik testlerdeki kritik enerji boşaltma oranından belirgin derecede düşük olduğunu gözlemlemişlerdir. Yüksek sıcaklıkta, yorulma yükündeki eşik değerleri statik testlerdeki kritik değerlerin yalnızca %10'u kadar bir değere sahip olduğunu açıklamışlar ve delaminasyon büyümesinin bir kırılma analizi, yüksek sıcaklıkta

Üretilen kırılma yüzeylerinin genel olarak oda sıcaklığında üretilen kırılma yüzeylerine benzer olduğunu bildirmişlerdir (Sjögren ve Asp, 2002).

Tekin ve arkadaşları, dört farklı ortam koşulunda bekletilen örgü cam elyaf takviyeli epoksi kompozitin eğilme davranışı incelemişlerdir. Sonuç olarak; saf suda, deniz suyunda ve asitli suda bekletilen kompozit numunelerin yük taşıma kapasitesinin, oda sıcaklığı ortamında bekletilen numunelere göre daha düşük olduğunu görmüşlerdir (Tekin vd., 2016).

Manshadi ve arkadaşları, tek yönlü olarak ürettikleri cam fiber takviyeli polimer kompozit numunelerini köprüleme traksiyonlarını değerlendirmek için DCB testine tabi tutarak kalınlık etkisini ölçmeyi hedeflemişlerdir. Bunun için farklı kalınlık aralığına sahip numuneler parametrik sonlu elemanlar modellemesi ve lokal i gerinim ölümü için gömülü FBG multipleks sensörler kullanarak yarı deneysel bir metot uygulamışlardır. Bu metot fiber köprüleme bölgesinin artışı numune kalınlığıyla arttığı kabul edilerek, fiber köprüleme traksiyonlarının dağılımının iki parametresi olan maksimum gerilme ve maksimum deplasman değerlerinin kalınlıktan bağımsız olduğu sadece çatlak uzunluğu ile köprüleme traksiyon dağılımının fiber köprüleme oranındaki hata üzerinde kalınlığın etkisi olduğunu açıklamışlardır (Manshadi vd., 2013).

Coronado ve arkadaşları, Mod-I delaminasyon altında statik yorulmaya tabi tuttukları karbon fiber/epoksi kompozit malzemenin sıcaklıkla etkisini araştırmışlardır. Genel olarak, en yüksek ve en düşük sıcaklık için hafif bir sertlik azalması gözlemişlerdir. Bununla birlikte malzeme, matrikteki süneklikte hafif bir artış olması nedeniyle G_{IC} 'nin en yüksek değerlerini elde ettiği statik başlatma evresinde 9°C'de yapılan testlerde daha iyi mekanik davranış sergilediğini ve test sıcaklığı düştüğünde, delaminasyonu başlatmak için daha az kırılma enerjisi gerektiği sonucuna ulaşmışlardır (Coronado vd., 2012).

Frossard ve arkadaşları, yaptıkları çalışmada karbon/epoksi laminelerin tabaka kalınlığının, tabakaların delaminasyonunda gerinim enerji salınım oranına etkisini incelemişlerdir ve farklı kalınlığa sahip numuneler hazırlayarak Mod-I testine tabi

tutmuşlardır. Tek yönlü DCB test numunelerinde Mod-I enerji salınım oranı tabaka kalınlığından ciddi derecede etkilenmiş olup, çatlak ilerleme başlangıcında enerji salınım oranı tabaka kalınlığından bağımsızken, durağan durumdaki enerji salınım oranı ve köprüleme bölgesinin uzunluğu önemli miktarda değişmiş olduğunu gözlemlemişlerdir (Frossard vd., 2016).

Ceyhun ve Turan araştırmalarında tabakalı kompozit malzemelerin düşük ve yüksek hızlı darbelere karşı göstermiş olduğu davranışını tartışarak, darbe türünün belirlenmesinde hasar türünün ve darbe enerjisinin önemine değinmişlerdir. Düşük hızlı darbelerin oluşturduğu hasar bakımından matriks kırılması, delaminasyon oluşumu ve fiber kopmalarının görüldüğü darbeler olduğunu ve yüksek hızdaki darbelerin ise çarpan cismin kompozit malzemeye tamamen nüfuziyetinin söz konusu olan darbe türünün olduğu sonucuna ulaşmışlardır (Ceyhun ve Turan, 2011).

Farmand-Ashtiani ve arkadaşları, tek yönlü takviyeli karbon/epoksi kompozitin Mod-I delaminasyonunda büyük çaplı fiber köprü örneğinin kalınlık bağımlılığını araştırmışlardır. Sonucunda ise tüm numuneler için sonuç aynı olduğu halde, köprüleme bölgesi uzunluğunun ve plato seviyesindeki ERR'nin numune kalınlığı ile arttığını gösterdiğini açıklamışlardır. Dahası köprüleme bölgesindeki çekiş açıklığının maksimum gerilmesi ve bölgelerin sonunda çatlak açılımı yer değiştirmesinin kalınlıktan bağımsız olduğunu belirlemişlerdir (Farmand-Ashtiani vd., 2015).

Taşkın ise yaptığı bu çalışmada karbon/kevlar kompozit numunelerin termal uzama ve stabilite davranışını araştırmıştır. Karbon dokuma- kevlar dokuma vinlester epoksi kompozitlerde katman sayısı arttıkça numune rijitliğinin arttığını gözlemlemiştir. Kalın numunelerde (>0.51mm) reçinenin camsı geçiş sıcaklığının 120° olması sebebiyle çok yüksek sıcaklıklara çıkılamadığı için termal burkulma gözlenmediğini açıklamıştır. Kevlar elyaf takviyeli hibrid numunelerin termal uzama katsayısının düşük olması sebebiyle karbon numunelere göre daha yüksek sıcaklıkta burkulduğunu ve hibrid numunelerin burkulma yüklerinin daha yüksek olduğu sonucuna ulaşmıştır (Taşkın, 2015).

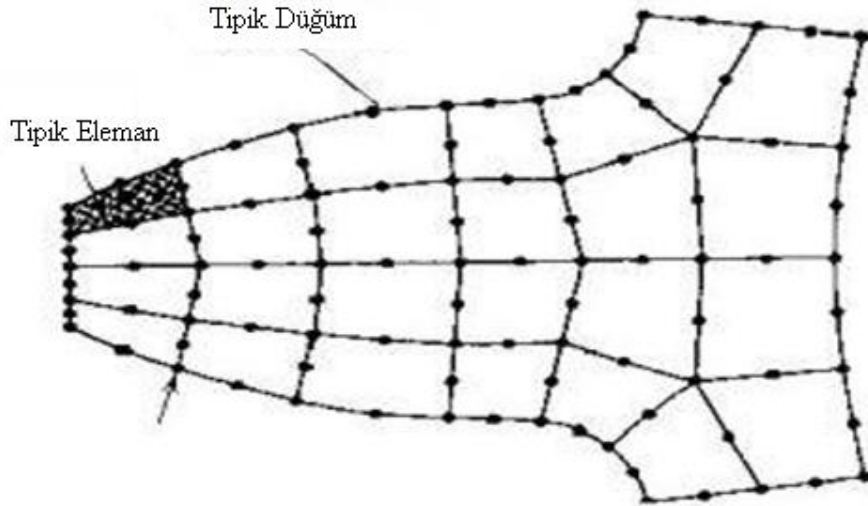
Durmuş ve arkadaşları, yaptıkları çalışmada karbon elyaf takviyeli kompozit malzemelere sabit yük altında çekme deneyleri yaparak kürleştirme basıncının elastisite modüllerine, uzama miktarlarına ve çekme dayanımlarına etkisini incelemiştir. Ürettikleri karbon prepreg kompozit malzemelere uygulanan çekme deneyleri sonucunda 20 inç kürleştirme basıncının çekme dayanımını artırdığı ve kürleştirme basıncının artmasıyla mekanik özelliklerinin azaldığını görmüşlerdir (Durmuş vd., 2016).

Acar ve arkadaşları, yaptıkları çalışmada, farklı grafen oksit türlerinin matriks modifikasyonu ile kompozitin arayüzey mekaniğinde meydana getireceği iyileştirmelerin tespiti amaçlamış ve bu sebeple üç ayrı tip karbon elyaf / epoksi kompozitleri üretmişlerdir. Sonucunda ise grafen oksit katkısının, kompozit ürünlerin mekanik dayanımını artırdığı gözlemiştir; grafen oksitleme metodu seçiminin, kompozitin mekanik özelliklerini etkileyen önemli bir parametre olduğunu belirtmişlerdir (Acar vd., 2014).

Argüelles ve arkadaşları yaptıkları çalışmada aynı karbon elyaf takviyesinden yapılmış iki kompozit malzemenin davranışını, Mod-I ve Mod-II kırılma yüklemesi altında delaminasyona maruz bırakılan epoksi matriksini deneysel olarak analiz etmişlerdir. Mod-I ya da Mod-II yorulma yüklemesi için yorulma sınırının gözlenememekte ya da sözü edilen yorulma seviyesinin sonsuz ömre sahip olduğu anlamındaki materyallerin hiç bir yorgunluk sınırı göstermediğini söylemişlerdir. Bu, delaminasyon işleminin çok büyük delaminasyon enerjileri için bu tip malzemelerde dahi üretilebileceğini, ancak sınırlı bir süre beklemek üzere tasarlanmış gerçek bir yapıya uygulanması zor olan son derece yüksek yük çevrimi ile üretileceğini göstermekte olduğunu belirtmişlerdir (Argüelles vd., 2013).

3. SONLU ELEMANLAR ANALİZİ

Sonlu Elemanlar Analizi (FEA), mühendislikteki sınır değer problemlerinin yaklaşık çözümünü elde etmek için yaygın olarak kullanılan sayısal bir yöntemdir. Analitik çözümler genellikle karmaşık geometrilere, yüklemelere ve malzeme özelliklerine sahip fiziksel sistemler için elde edilemez. Bu nedenle sonlu elemanlar gibi sayısal yöntemler gereklidir. Sonlu Elemanlar Analizi, zorlu yapısal problemlerin üstesinden gelmek için kullanılan güçlü bir analiz tekniğidir. Yapısal analiz, ısı transferi, akışkanlar analizi, kütle taşınması, elektromanyetik potansiyel, sonlu elemanlar analizi kullanılarak çözülebilen tipik problem alanlardır. Harici bir yükleme veya basınca maruz kalan herhangi bir sistemdeki deformasyonlar, gerilme-şekil değiştirme şekilleri, sıcaklık akışı veya akışkan akışı bilgisi, analiz sonuçlarında elde edilebilir. Bu yöntemde, bir süreklilik tanımlayan karmaşık şekillerin analiz modelleri, sonlu elemanlar olarak adlandırılan basit geometrik şekillere ayrık hale getirilir. Her sonlu elemana ait bir deplasman fonksiyonu vardır. Birbirine bağlı her eleman Şekil 5'te gösterildiği gibi düğümler olarak adlandırılan noktalarda birbirine bağlıdır. Mümkün olan bağımsız hareketlerin sayısı olan serbestlik dereceleri düğümlerle temsil edilir.



Şekil 5. Tipik sonlu elemanlar kafes (Hasanoğlu, 2017)

Her bir düğümün davranışını açıklayan toplam denge denklemleri, matris gösterimi ile ifade edilen bir dizi cebirsel denklem verir. Sonlu elemanlarda, tüm alan için çözümü tek bir adımda aramak yerine, denklemler her sonlu elemanlar için formüle edilir ve daha sonra bunları bütün alana ulaşmak için birleştirir. Kısacası, sorunun çözümü, her düğümdeki eksikliklerin belirlenmesine bağlıdır ve her eleman içinde baskı oluşturur.

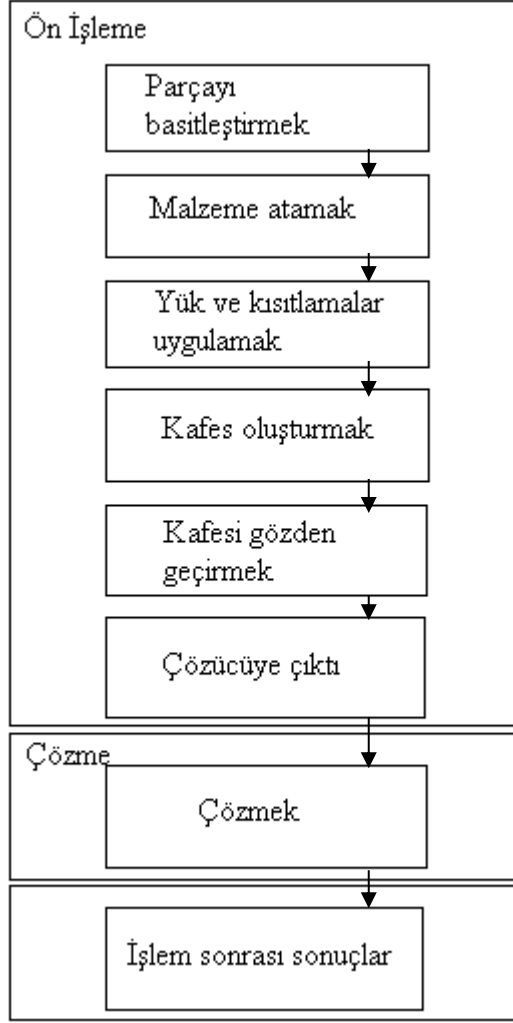
Dursun ve Özbay yaptıkları çalışmada, tabakalı kompozit levhaların kopma dayanımını yüksek doğrulukta tespit edebilmek amacıyla hasar ilerleme modeli geliştirmişler ve analiz sonuçları deneysel çalışmalar ile karşılaştırılmış ve çok yakın sonuçlar elde etmişlerdir (Dursun ve Özbay, 2008).

Eral yaptığı çalışmada, Al-6061 ile SiC metal matris kompoziti farklı sıcaklık ve gerilme değerinde sürünme uzaması hareketini karşılaştırmış ve elde ettiği sürünme parametrelerini kullanarak SiC/Al kompozitin analizini ANSYS paket programında tasarlamıştır. Analiz sonuçları ile literatürden aldığı sürünme analizini karşılaştırdığında birbirine yakın sonuçlara ulaştığını belirtmiştir. Bu analizden yüksek sıcaklık ve gerilme uygulamalarında metal matriks kompozitlerin oldukça iyi sonuç verdiğini gözlemlemiştir (Eral, 2003).

Çatak projesinde, pim bağlantılı kompozit plakaya aksenal yük uygulayarak ANSYS paket programında gerilme analizi yapmıştır. Plakaya 1000N'luk yatay yönde yük uygulayıp, kompozitin lif açılarını değiştirerek maksimum gerilim elde etmiştir. Üzerinde pim deliği olmayan plaka ile pim deliği bulunan deliğin grafiklerini karşılaştırmıştır. Pim deliği olmayan plakalardaki gerilmeler mesnet noktasında ve kuvvet uygulanan uçta oluşurken, pim deliği bulunan boşluğa sahip levhalarda gerilmeler delik çevresinde yaklaşık olarak aynı derecede attığını gözlemlemiştir. Pim delikleri levhada gerilimi arttırarak σ_{max} 'a ulaştığını maksimum gerilmenin de her zaman delik çevresinde oluştuğunu açıklamıştır (Çatak, 2007).

3.1. Sonlu Elemanlar Metodunun Genel Basamakları

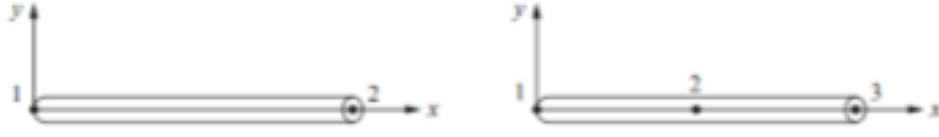
FEA üç ana aşamadan oluşur; Ön işleme, işleme ve işlem sonrası aşama. Tam bir sonlu elemanlar analizi, bu üç aşamada mantıklı bir etkileşimdir. (1) Ön işleme, işleme geometrisinin oluşturulduğu ve ilgili yükler, sınır koşulları, eleman türü ve malzeme özellikleri tanımlanan analiz işleminden önce yapılan bir işlemdir. (2) İlgili denklemlerin çözüldüğü ve sonuçların üretildiği işlem. Önışlemciden çıktı dosyası sonlu elemanlar çözücüsüne girilir. Çözücü, sonuçların yorumlanması için bir dizi çıktı dosyası da üretir. (3) Adından da anlaşılacağı üzere, İşleme Sonrası Aşaması, sonuçların yorumlanması kolay bir forma aktarıldığı sonuçların temsilini ele alır. Oluşturulan tüm çözümlenen dosyalar analiz edilir ve gerekli grafikler ve tablolar oluşturulur. Tipik olarak deforme olmuş konfigürasyon, mod şekilleri, sıcaklık ve gerilme dağılımı hesaplanır ve bu aşamada görüntülenir. Sonlu elemanlar analizinin akış diyagramı Şekil 6'da sistematik olarak gösterilmektedir.



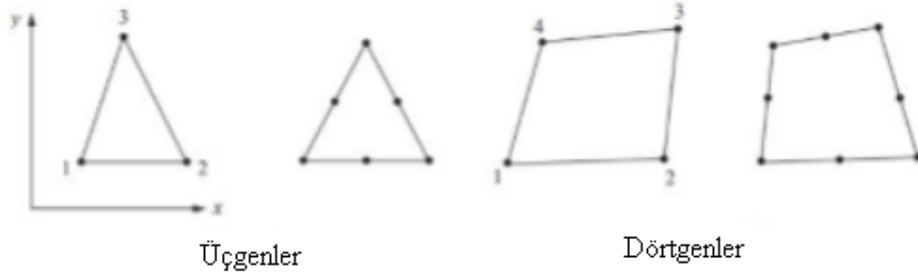
Şekil 6. Sonlu elemanlar analizinin akış diyagramı (Hasanoğlu, 2017)

Sonlu elemanlar çözüm prosedürü aşağıdaki ana adımlarla özetlenebilir:

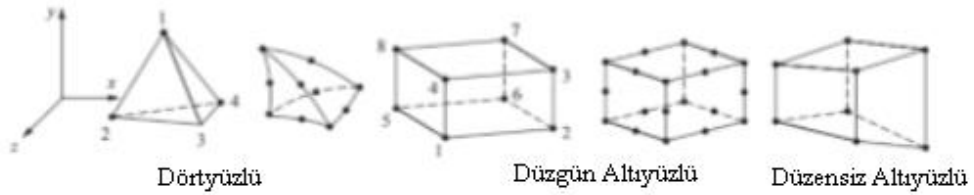
1. Süreksizliği boşa çıkarılması ve eleman tiplerinin seçilmesi: birinci adım, bir çözüm bölgesinin sonlu elemanlara bölünmesini ve parçanın gerçek fiziksel davranışını yakından tanımlayan en uygun eleman türünü seçmeyi içerir. FEA'da kullanılan birçok farklı öge türü mevcuttur. Bu elemanlar bağımsız olarak geliştirilir ve bir sonlu elemanlar (FE) yazılımından diğerine değişir. Genel olarak, tek boyutlu (1D), iki boyutlu (2D) ve üç boyutlu (3D) elemanlardan oluşan üç grup elemanı vardır. Sonlu elemanlarda mesh genellikle bir önışlemci programı tarafından oluşturulur.



Şekil 7. Basit tek boyutlu çizgi elemanı (Logan, 2011)



Şekil 8. Köşe düğümleri ve ara düğümleri olan basit iki boyutlu öğeler (Logan, 2011)



Şekil 9. Köşe düğümleri ve ara düğümleri olan basit üç boyutlu öğeler (Logan, 2011)

2. Enterpolasyon işlevleri seçilmesi: ikinci adım, her öge içinde yer değiştirme işlevi seçmeyi içerir. Genel olarak, polinomlar enterpolasyon fonksiyonları olarak seçilir. Polinom derecesi, elemana atanan düğüm sayısına bağlıdır.
3. Eleman özelliklerinin bulunması: üçüncü adım, bilinmeyen fonksiyonun nodal değerleriyle diğer parametrelere ilişkili sonlu eleman için matris denkleminin oluşturulmasını içerir. Bu görev için varyasyonel yaklaşım ve Galerkin yöntemi en uygundur.

4. Eleman denklemlerinin bir araya getirilmesi: Tüm özdeşlik denklemleri, tüm çözülme bölgesindeki genel denklem sistemini bulmak için birleştirilir. Başka bir deyişle, ayrıklaştırma için kullanılan tüm elemanlar için lokal elemanlar denklemleri birleştirilir. Montaj işlemi için eleman bağlantıları kullanılır. Çözüm adımından önce sınır koşulları tanımlanmalıdır.
5. Küresel denklem sisteminin çözülmesi: Doğru ve iteratif yöntemler sonlu elemanlar genel denklem sistemi için kullanılabilir. Arama fonksiyonunun düğüm değerleri, çözümün bir sonucu olarak üretilir.
6. Ek sonuçların hesaplanması: ana amaç, tasarım sürecinde kullanılmak üzere sonuçları yorumlamaktır. Ana stres değerleri, ısı akıları, suşlar vb. ile ilgili sonuçlar elde edilebilir ve bilgisayar programları, grafik formda görüntüleyerek kullanıcıya yardımcı olur.

4. NÜMERİK METOT

4.1. Sanal Çatlak Kapatma Tekniği (VCCT)

Sonlu Elemanlar Metodu doğrusal elastik kırılma mekaniği problemlerinin çözümünde kullanılmaya elverişli bir metot türüdür. Direkt metotlar olarak adlandırılan bu metot, kırılma mekaniği problemlerinin çözümünde kullanılan ve çatlak ucunda oluşan gerilme değerleri faktörünü hesaplayan sonlu eleman metotlarıdır. Endirekt metotlar olarak bilinen metotlar ise enerji yayılım hızını çözümleyerek gerilme değeri faktörüne ulaşan sonlu eleman metotlarıdır (Rybicki ve Kanninen, 1977). İlk defa Rybicki ve Kanninen (1977) tarafından sunulan Sanal Çatlak Kapatma Tekniği ise çatlak ucundaki gerilmelerin hesaplanmasını gerektirmeyen, tek bir analiz ile gerilme şiddeti faktörünün hesaplanmasına olanak sağlayan ve büyük boyutlu sonlu elemanların kullanılması durumunda da etkin sonuç veren bir endirekt metottur. Sanal Çatlak Kapatma Tekniği'ne göre şekil değiştirme enerjisi yayılım hızının hesaplanabilmesi için, var olan bir çatlak bir miktar ilerlediğinde yayılan enerji, çatlağı aynı ölçüde kapatmak için gerekli enerjiye eşdeğer olduğu varsayımında bulunulmalıdır. Aynı zamanda var olan bir çatlağın, tüm çatlak boyuna oranla bir miktar ilerlediğinde çatlak ucundaki gerilme hali çatlak gelişimi boyunca değişmeyeceği durumu göz önünde tutulmalıdır (Bonhomme vd., 2009).

Tabakalı kompozit malzemelerde delaminasyon çatlağı ardışık iki tabakanın ara yüzünde ilerler ve sürekli lifler delaminasyonun diğer katmanlara sıçramasını engeller (Wilkins vd., 1982; Mall vd., 1989). Jimenez ve Miravete (2004), Orifici vd., (2007) ve Valvo (2012)'ya göre de Sanal Çatlak Kapatma Tekniği tabakalı kompozit malzemelerde Mod I delaminasyon gelişimini analiz etmek için uygun bir yöntemdir.

5. GEREÇ VE YÖNTEM

İlk olarak karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin üretimi için karbon lifi, epoksi ve sarf malzemelerin (kalıp ayırıcı, sızdırmazlık bandı, soyulma kumaşı, reçine akış filesi ve vakum naylonu) hazırlıkları tamamlanmıştır. 300gr/m² birim alan ağırlık özelliğine sahip, tek yönlü karbon lifi kumaş kullanılmıştır. Mekanik özellikleri Tablo 1 'de verilmiştir. Kullanılan HEXION MGS L285 reçine ve sertleştirici MGS H285 ile epoksi sistemi ağırlıkça 100:40 oranında karıştırılarak kullanılmıştır. Epoksi sistemine ait özellikler Tablo 2 'de verilmiştir. Vakum torbalama tekniği ile tabakalı kompozit malzemelerin üretimi yapılmıştır (Şekil 10).



Şekil 10. Tabakalı kompozit test numunelerinin üretimi Vakum torbalama tekniği

Üretilen tabakalı kompozit malzemeler 24 saat oda sıcaklığında bekletilmiş ve sonrasında 80°C etüv içerisinde 12 saat kürleme işlemi yapılarak malzemenin mukavemetli olması amaçlanmıştır.

Tablo 1. Karbon lifi kumaşın mekanik ve fiziksel özellikleri

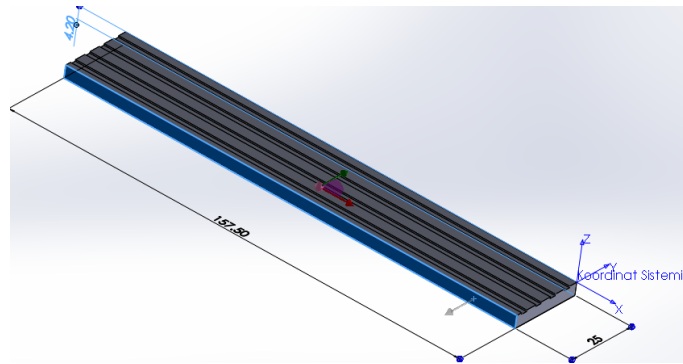
| Malzeme | Çekme Dayanımı (MPa) | Elastisite Modülü (GPa) | Yoğunluk (g/cm^3) | Çap (μm) |
|------------|----------------------|-------------------------|-----------------------|-----------------|
| Karbon Lif | 4900 | 240 | 1,79 | 7 |

Tablo 2. HEXION MGS L285- H285 reçine sisteminin bazı önemli özellikleri

| Yoğunluk ρ (g/cm ³) | Çekme Gerilmesi (MPa) | Basma Gerilmesi (MPa) | Elastite Modülü (GPa) | Poisson Oranı | Kayma Modülü (GPa) | Çalışma sıcaklığı (°C) |
|--|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|------------------|--------------------------|------------------------------|
| 1,18-1,23 | 70-80 | 120-140 | 3,2 | 0,36 | 1,18 | -60/+80 |

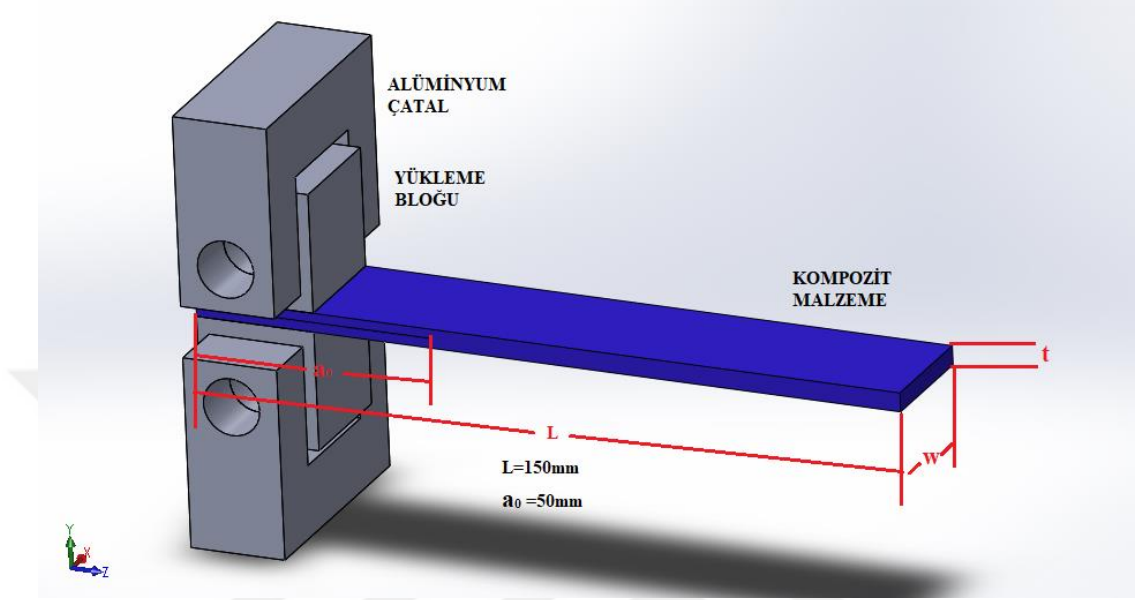
DCB numuneler için liflerin yerleşimi ve numunelerde bulunması gereken ön çatlaklar, karbon lifi kumaşlar hazırlanırken orta ara yüzeye (6. Ara yüz) kalınlığı 12 μm olan PET film tabakası konularak elde edilmiştir. Malzeme özelliklerinin tespiti için ara katında yapay delaminasyon bulunan ve tek yönlü karbon kumaş dizilimi $[0]_{12}$ olan DCB numunelerin ölçüleri, ASTM D5528-01 Tek Yönlü Fiber Takviyeli Polimer Matris Kompozitlerinin Mod I Tabakalar Arası Kırılma Dayanıklılığı için Test Yöntemi (Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites) 'ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Elde edilen levhalar CNC su jeti yardımıyla, ASTM D5528-01 standardında belirttiği ölçülerde numuneler kesilmiştir. Test numuneleri, her bir sıcaklık değeri için 5'er adet hazırlanmıştır. Kesim sonucunda, 7,5mm'si alt ve üst yük uygulama noktalarının dışında kalmak üzere, toplam yapay çatlak uzunluğu 57,5 mm ve ölçüleri ($L \times w \times h$) 157,5x25x4,20 mm olan çift konsol giriş numuneler elde edilmiştir. Test numunesinin lif yerleşim eksenleri Şekil 11'de gösterilmiştir.



Şekil 11. Test numunesinin lif yerleşim eksenleri

Test cihazına bağlanabilmesi için numune uç bölgelerine alüminyum bloklar yapıştırılmıştır. Çift konsol kiriş numunesinin şematik görünümü Şekil 12’de verilmiştir.



Şekil 12. Karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemedan elde edilen çift konsol kiriş numune.

Tablo 3’te karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin yapılan çekme testi (ASTM D 3039M-14), Basma Testi (ASTM D 6641-14), Eğilme Testi (ASTM D 790M-15e2) ve kayma testi (ASTM D3518) sonucu elde edilen fiziksel ve mekanik özellikleri verilmiştir. Bu mekanik özelliklerin, ANSYS® kütüphanesinde ve literatürde bulunan karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemeler ile eş değer olduğu görülmüştür. Yapılan deneysel çalışma sonucunda elde edilemeyen değerler ANSYS® kütüphanesinden alınmıştır. Böylece nümerik analizler için gerekli veriler elde edilmiştir.

Tablo 3. Karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin fiziksel ve mekanik özellikleri

| Malzeme Özelliği | Değer | Birim |
|---|--------|-------------------|
| Yoğunluk (ρ_c) | 1,50 | g/cm ³ |
| Hacimsel Lif Oranı (V_f) | 54 | % |
| Lif Yönünde Elastik Modül (E_{11}) | 131 | GPa |
| Lif Yönüne Dik Elastik Modül (E_{22}) | 10 | GPa |
| Lif Yönünde Poisson Oranı (ν_{12}) | 0,30 | - |
| Lif Yönüne Dik Poisson Oranı (ν_{21}) | 0,022 | - |
| Lif Yönünde Çekme Dayanımı (X_t) | 1185 | MPa |
| Lif Yönüne Dik Çekme Dayanımı (Y_t) | 20 | MPa |
| Lif Yönünde Esneklik Dayanımı (σ_f^L) | 569,70 | MPa |
| Lif Yönüne Dik Esneklik Dayanımı (σ_f^T) | 39,203 | MPa |
| Lif Yönünde Esneklik Modülü (E_B^L) | 94,29 | GPa |
| Lif Yönüne Dik Esneklik Modülü (E_B^T) | 6,49 | GPa |
| Lif Yönünde Basma Dayanımı (X_c) | 301,83 | MPa |
| Lif Yönüne Dik Basma Dayanımı (Y_c) | 63,9 | MPa |
| Lif Yönünde Basma Modülü (E_{11}^C) | - | MPa |
| Lif Yönüne Dik Basma Modülü (E_{22}^C) | - | MPa |
| Kayma Dayanımı (S_{12}) | 58,95 | MPa |
| Kayma Modülü (G_{12}) | 4686 | MPa |
| Açık delik basınç dayanımı (σ^{ohcu}) | 142 | MPa |

Elde edilen numuneler yine Shimadzu AGS-X 100 kN üniversal test cihazı ve bu cihazın termostatik kabini kullanılarak farklı ortam sıcaklıklarında teste tabi tutulmuştur (Şekil 13).



Şekil 13. Karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin çok yüksek ortam sıcaklıklarında gerçekleştirilen mod I kırılma testleri.



Şekil 14. Karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin çok düşük ortam sıcaklıklarında gerçekleştirilen mod I kırılma testleri.

Bu tez çalışmasında kullanılan malzeme bileşenlerinden epoksi matriks ve karbon lifinin ortam sıcaklığından etkilenme durumu ele alınmıştır. Ortam sıcaklığının, epoksi matriksi karbon lifine oranla daha fazla etkilediği görülmüştür. Bu nedenle, üretilen tek yönlü karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin Mod-I tabakalar arası kırılma tokluğu ve delaminasyon ilerlemesi, çok düşük ortam sıcaklıklarını ve epoksinin camsı geçiş sıcaklığı üzerindeki ortam sıcaklıklarını da kapsayan geniş bir aralıkta araştırma ve deneyler yapılmıştır (Şekil 14).

Bu çalışmalar ışığında, tek yönlü karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin;

- 23 °C ortam sıcaklığında,
- 0 °C, -40 °C, -80 °C, -120 °C, -160 °C ortam sıcaklıklarında,
- 60 °C, 100 °C, 140 °C ortam sıcaklıklarında,

statik Mod-I yüklemesi altında tabakalar arası kırılma tokluğunun (kritik şekil değiştirme enerjisi) ve şekil değiştirme enerjisi yayılım hızının bulunması amaçlanmıştır. Elde edilen sonuçlar ile malzemenin ortam sıcaklığındaki kırılma tokluğu ve delaminasyon ilerlemesindeki gelişmeleri izlenmiştir. Bu sonuçlar grafiklere yansıtılarak kıyaslanmıştır. Ayrıca tabakalı kompozit malzemelerde tabakalar arası kırılma ile delaminasyon gelişimi ANSYS® 15.0 paket programı kullanılarak doğrusal elastik kırılma mekaniğine uygun olarak modellenmiştir. Oluşturulan nümerik modele deneysel yöntemler ile üretilen karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri ve G_{Ic} değeri girilerek tabakalar arası kırılma analizi uygulanmıştır. Nümerik analizler, sonlu elemanlar tabanlı Sanal Çatlak Kapatma Tekniği (VCCT) yöntemi ile gerçekleştirilmiştir. Bu yöntem ile gerçekleştirilen nümerik analizlerde de nümerik modelin bulunduğu ortam sıcaklığı değiştirilerek deneysel sonuçlar nümerik yöntem ile elde edilmeye çalışılmıştır.

Yüksek ortam sıcaklıkları termostatik kabinin elektrikli ısıtma sistemi ile elde edilirken, düşük ortam sıcaklıkları ise termostatik kabin içerisine sıvı azot verilerek elde edilmiştir (Şekil 15). Ortam sıcaklığında yapılacak olan testler yüksek çözünürlüklü kamera ile takibi sağlanmıştır (Şekil 16). Buradan elde edilen P ve δ değerleri sayesinde, şekil değiştirme enerjisi yayılım hızını (G_I) değeri, kritik yük

(P_{cr}) ve yük uygulama noktaları arası açıklık (δ_{cr}) değerleri kullanılarak kritik şekil değiştirme enerjisi yayılım hızını (G_{Ic}) hesaplanmıştır.

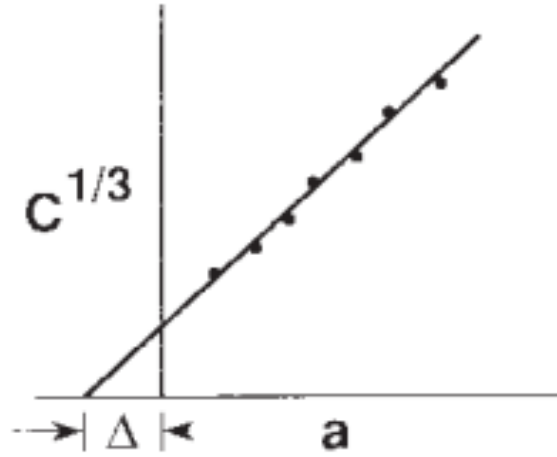


Şekil 15. Çift konsol kiriş testi ve sıvı azot tankı



Şekil 16. Video kamera ile çatlak takibi esnasında alınan ekran görüntüsü.

P_{cr} ve δ_{cr} değerleri, test esnasında video kamera kullanılarak göz takibiyle okunan değerlerdir. Karbon lifi epoksi kompozit malzeme için mod I tabakalar arası kırılma tokluğu ve şekil değiştirme enerjisi yayılım hızı ASTM D 5528-01 metodunda belirtilen Değiştirilmiş Kiriş Teorisi (Modified Beam Theory - MBT) kullanılarak hesaplanmıştır (Denklem 5.1). Aynı zamanda hesaplamalar için Kompilyans Kalibrasyon Metodu (Compliance Calibration Method – CC) (Denklem 5.2) ve Düzeltmiş Kompilyans Kalibrasyon Metodu (Modified Compliance Calibration Method – MCC) (Denklem 5.3) kullanılmıştır. Denklem 5.1’de, deney esnasında hizalama veya eksen kaçıklıklarından meydana gelebilecek çarpılmaların veya burulmaların etkisini gidermek için düzeltme faktörü (Δ) kullanılır. Δ düzeltme faktörünün belirlenmesi ile ilgili görsel Şekil 17’de verilmiştir.



Şekil 17. Değiştirilmiş Kiriş Teorisi'ne göre düzeltme faktörü.
(ASTM D5528–13)

$$G_I = \frac{3P\delta}{2w(a+|\Delta|)} \quad (5.1)$$

$$G_I = \frac{nP\delta}{2wa} \quad (5.2)$$

$$G_I = \frac{3P^2C^{2/3}}{2A_1wt} \quad (5.3)$$

G_I : Birim şekil değıştirme enerjisi yayılım hızı, mJ/mm^2

P : Yük, N

δ : Yük uygulama noktaları arası açıklık, mm

w : Numune genişliği, mm

a : Toplam delaminasyon çatlak uzunluğu, mm

Δ : Düzeltme faktörü

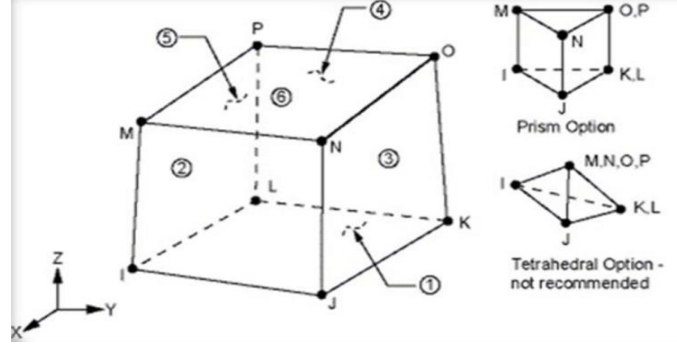
$C=\delta/P$: Kompilyans, mm/N

t = Plaka kalınlığı (thickness),mm

5.1. ANSYS Kullanarak Sonlu Elemanlar Modellemesi

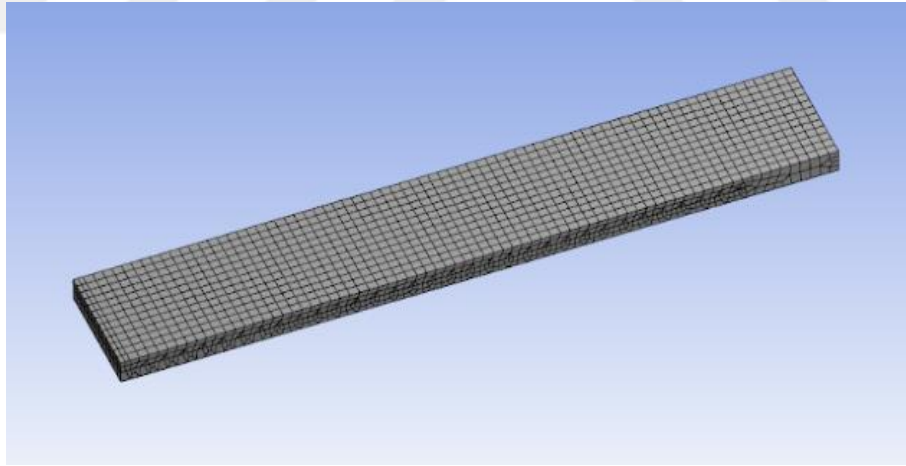
ANSYS programında nümerik analizi yapılmak üzere modellenen kompozit malzemenin mekanik özellikleri belirlenmiştir. ANSYS paket programında deneysel olarak hesaplanan kırılma tokluğu değeri Sanal Çatlak Kapatma Tekniğine, delaminasyon başlangıcı için gerekli olan enerji miktarı girilerek kompozit malzemenin nümerik analizi gerçekleştirilmiştir.

Geometrik modelden 3 boyutlu nümerik modeli oluşturmak için 8 düğümlü SOLID185 tabakalı kompozit elemanı kullanılmıştır (Şekil 18). SOLID185 elemanı her bir düğümünde üç ekseninde (x , y ve z) yer değıştirmeye izin verecek şekilde 3 serbestlik derecesine sahiptir. SOLID185 elemanının yüksekliği tabakalı kompozit malzemeyi oluşturan her bir tabakanın ortalama kalınlığı ($t \approx 0,263$ mm) kadar alınmıştır. SOLID185 elemanın genişliği ve aynı zamanda çatlak ilerleme uzunluğu olan a ise eleman kalınlığı göz önünde bulundurularak belirlenmiştir. a uzunluğu hem nümerik çözümün yakınsamasını sağlayacak kadar küçük olmalıdır hem de sonuçların osilasyonuna neden olmayacak kadar büyük olmalıdır (Krueger, 2004). Krueger (2004), Sanal Çatlak Kapatma Tekniği ile şekil değıştirme enerjisi yayılım hızı hesaplamaları için sonlu elemanın yükseklik ve genişlik ayrıtlarının uzunluklarının $1/20 \leq t/a \leq 1$ aralığında olması gerektiğini belirtmiştir. Bu nedenle nümerik model içerisinde tanımlanan delaminasyon çatlakının önünde ve arkasında bulunan SOLID185 elemanların genişliği ve derinliği 0,25 mm olarak seçilmiştir.

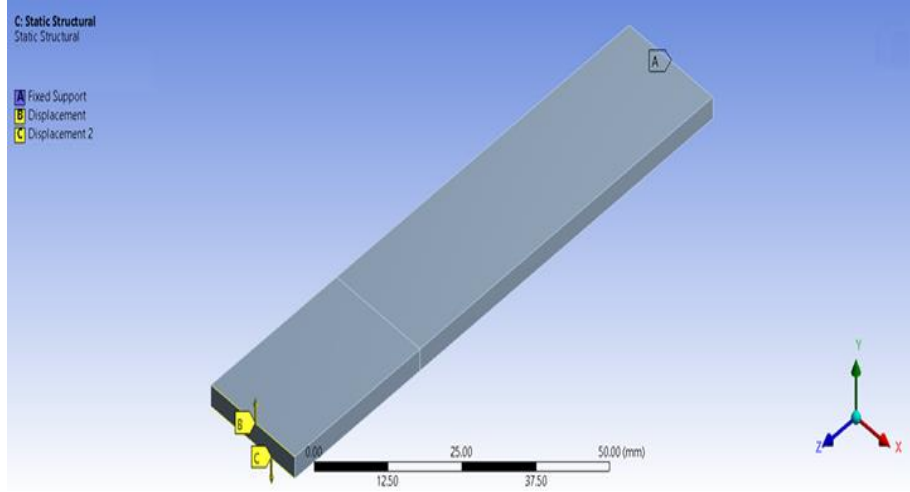


Şekil 18. 3D SOLID185 eleman (Al-Khazraji vd., 2015)

Nümerik analiz için ANSYS Workbench Design’de, deneysel metotta kullanılan numunenin genişlik ve kalınlık ölçüleri girilerek çift konsol kiriş numunesinin geometrik modeli hazırlanmıştır. ANSYS’te deneysel metotta belirtilen yük uygulama noktaları ile yapay delaminasyon çatlağı ucu ve numunenin serbest ucu arasındaki mesafeler ölçülerek oluşturulmuştur. Geometrik modelin takviye lif dizilimi $[0]_{12}$ olarak belirlenmiştir . Kompozit model Solid185 ve 7500 Inter205 elemanlardan oluşmaktadır (Şekil 19).

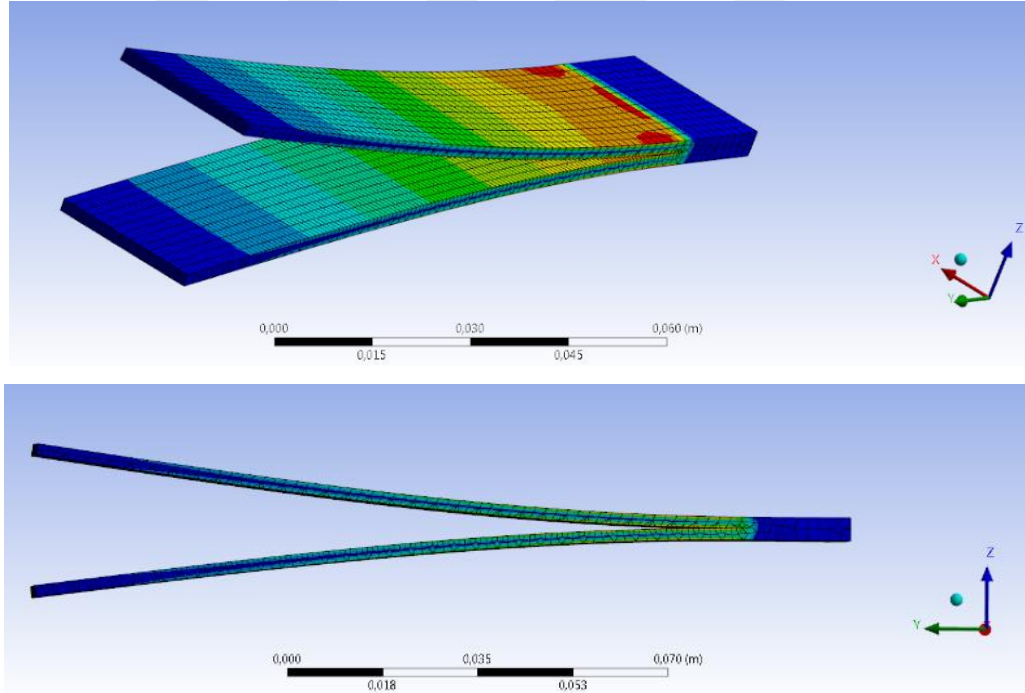


Şekil 19. Kompozit model (21,000 Solid185 ve 7500 Inter205 eleman)



Şekil 20. Solid elemanın sınır şartları

Kompozit model için sınır şartları, Şekil 20’de görüldüğü gibi kirişin A ile gösterilen ucundan sabitlenerek, kirişin diğer ucunda B ve C noktalarında 100 N çekme kuvveti değeri girilmiştir.



Şekil 21. Mod I kiriş numunesinin ANSYS gerilme dağılımı

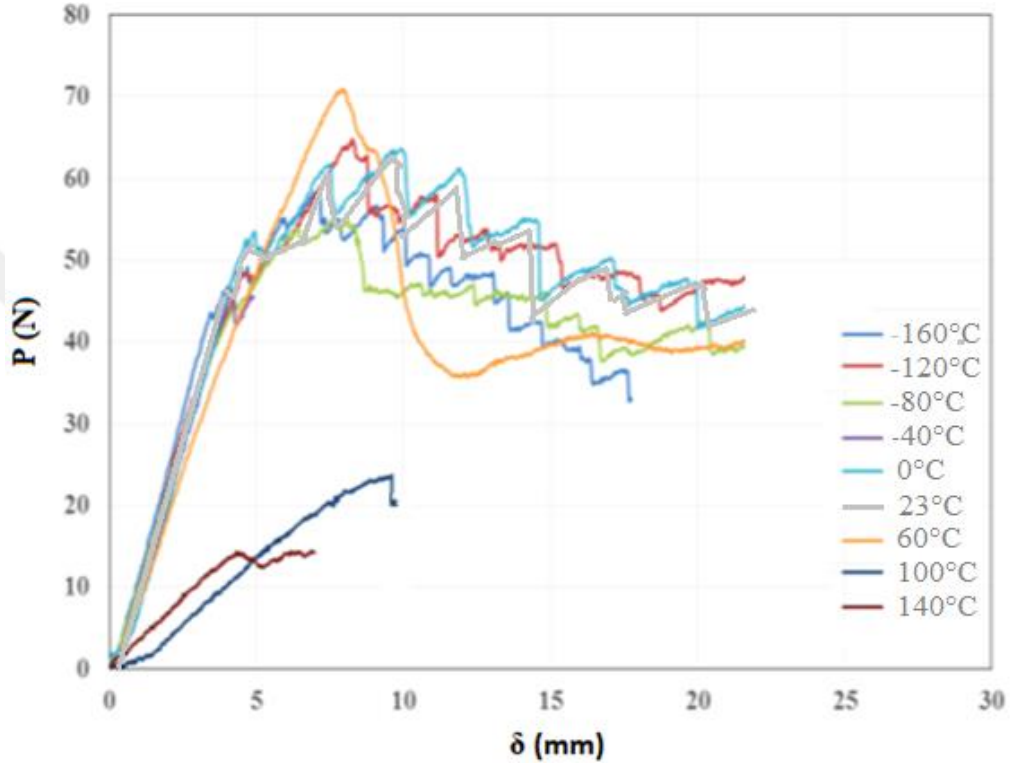
Kompozit kiriş modelin sınır şartlarının tanımlanmasından sonra analiz çözümlemesi yapılmıştır. Sonlu elemanlar çözümlemesi sonucu gerilme dağılımı Şekil 21’de

gösterildiği gibi elde edilmiştir. Burada verilen her iki resimde aynı numunenin farklı açılardaki görüntüsüdür. Görüleceği üzere yapı üzerindeki gerilme yoğunluğu çatlağın ilerlediği ve sonrasında delaminasyon ilerlemesinin gözleneceği kırmızı renkli bölgede belirtilmiştir.



6. BULGULAR

Mekanik özellikleri belirlenen kompozit malzemenin mod-I kırılma testleri 140°C ve -160°C aralığında gerçekleştirilmiştir. Çok yüksek ve çok düşük ortam sıcaklıklarında test edilen karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemelere ait P- δ grafiği Şekil 22'deki gibidir.



Şekil 22. Çok yüksek ve çok düşük ortam sıcaklıklarında elde edilen P- δ grafikleri.

Delaminasyon çatlağının başlangıç anına kadar -160°C ile 60°C arasında yapılan testlerde P- δ grafikleri incelendiğinde malzemenin kompilyansının belirgin olarak değişmediği gözlenmiştir. Bu durum 100°C ve 140°C ortam sıcaklıklarında farklıdır. Bu sıcaklıklarda epoksi malzemenin camsı geçiş sıcaklığının üzerine çıktığında malzeme tamamen rijitliğini kaybeder. Bu da malzemenin kompilyansında gözle görülür bir değişme yol açmıştır. Yapılan testlerden yola çıkılarak 60°C ortam sıcaklığının malzemenin davranışında farklılık göstermeye başladığı kritik sıcaklık değeri olduğu anlaşılmıştır. Kullandığımız epoksi reçinenin camsı geçiş sıcaklığı 80°C olduğundan, kompozit malzemenin 100°C ve üzerindeki yapılan testlerinde mekanik değişimin oluşması tahmin edilen bir sonuç olmuştur. Bu sıcaklıklarda

yapılan testlerde rijitliklerini kaybetmeyen numuneler yüksek esneklik kazanmıştır. Bunun sonucunda δ_{cr} ve P_{cr} değerleri yükselmiş ve tabakalar arası kırılma tokluğu artmıştır. Tüm sıcaklık değerleri için karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin δ_{cr} , P_{cr} , G_{Ic} ve C değerleri Tablo 4.'te verilmiştir.

Tablo 4. Çok yüksek ve çok düşük ortam sıcaklıklarında elde edilen kritik değerler.

| Ortam Sıcaklığı (°C) | 140 | 100 | 60 | 23 | 0 | -40 | -80 | -120 | -160 |
|--------------------------------|-------|-------|-------|--------|--------|-------|--------|--------|-------|
| δ_{cr} (mm) | 3,75 | 9,08 | 7,682 | 4,186 | 4,420 | 3,232 | 2,298 | 2,195 | 1,58 |
| P_{cr} (N) | 11,58 | 20,42 | 65,46 | 45,93 | 46,12 | 42,87 | 26,886 | 25,003 | 19,60 |
| C (mm/N) | 0,323 | 0,44 | 0,117 | 0,0911 | 0,0958 | 0,753 | 0,085 | 0,087 | 0,081 |
| G_{Ic} (mJ/mm ²) | 0,043 | 0,121 | 0,325 | 0,205 | 0,258 | 0,144 | 0,062 | 0,053 | 0,033 |

100°C ve 140°C ortam sıcaklıklarında epoksi matrisin rijitliğini kaybetmesi ile kompozit malzeme mukavemetini kaybetmiş ve çift konsol kiriş numune kollarında yüksek esneklik gözlemlenmiştir. Bu sonuçlar 100°C ve 140°C'de kompilyans değerlerinde gözle görülür artış göstermiştir. Esnekliğin artmasıyla birlikte numune kollarına uygulanması gereken kuvvet azalmıştır.

60°C ortam sıcaklığında yapılan testlerde epoksi malzemenin camsı geçiş sıcaklığının ortalama 60°C olduğu belirtilmiştir. 60°C'de yapılan testlerde genelde delaminasyon ilerlemesi 1-5 mm aralığında olmuştur. Kompozit malzemeye uygulanan kuvvet birçok numuneyi 1-5 mm aralığında ilerletmiş fakat bu ilerlemeden sonra numunenin üst kolu çatlak kökünden kırılmıştır (Şekil 23).

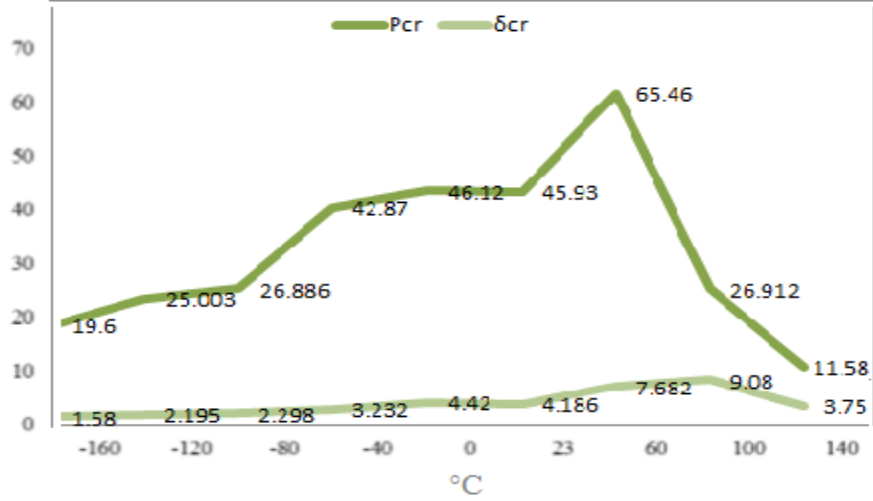
60°C'de malzeme kritik duruma geçiş yapar. Bu sıcaklık değerinde malzeme dayanımını kaybetmez fakat yumuşamaya başlar. 60°C'nin üzerindeki 100°C ve 140°C sıcaklık değerlerinde bu durum oluşmamıştır. Bu yüzden 60°C kritik değer olarak kabul edilir. Ve bu durum epoksi malzemenin camsı geçiş sıcaklığı durumu ile ilgilidir.

100°C ve 140°C ortam sıcaklıklarında numune kollarına uygulanan yük oldukça düşüktür. Yük uygulama noktaları arasındaki değer oldukça fazladır. G_{Ic} değerleri 100°C ortam sıcaklığında, 23°C ortam sıcaklığına göre %22 daha düşükken, 140°C ortam sıcaklığında yaklaşık olarak %80 daha düşüktür.



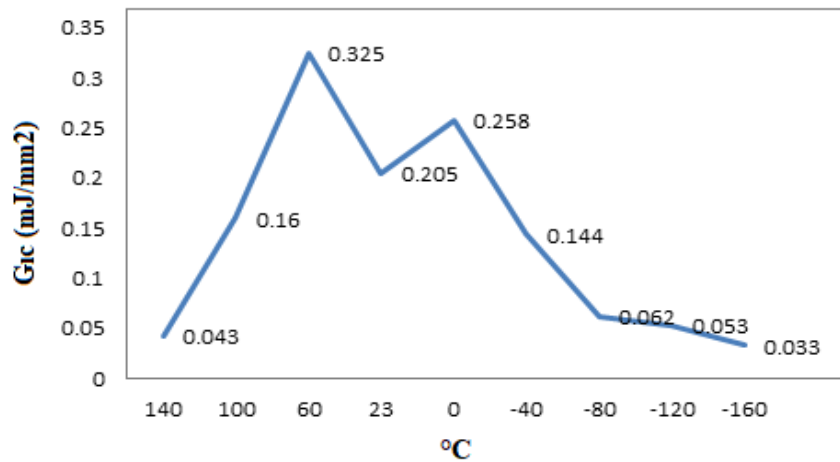
Şekil 23. 60°C ve üzeri ortam sıcaklıklarında çatlak kökünden kırılan numune örneği.

0°C ile -160°C düşük ortam sıcaklıklarında ise karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin kırılma testlerinde çatlak ilerlemesi takibi daha kolay yapılmıştır ve herhangi bir olumsuz durum oluşmamıştır. Bu ortam sıcaklıklarında elde edilen P- δ grafiklerinin karakteristiği 23°C’de elde edilen malzemenin P- δ grafiği karakteristiği ile benzerdir. Ancak -80°C ile -160°C arasında yapılan testlerde çift konsol kiriş numune kollarına uygulanan kuvvet giderek azalmış ve yer değiştirmeye karşı gösterdiği tepkide azalmıştır. Sıcaklığın düşmesi ile P_{cr} ve δ_{cr} değerlerinde gözlemlenen düşüş, kırılma tokluğu değerinde de ortam sıcaklığında elde edilen kırılma tokluğu değerine göre %80 oranda düşüşe sebep olmuştur (Şekil 24).



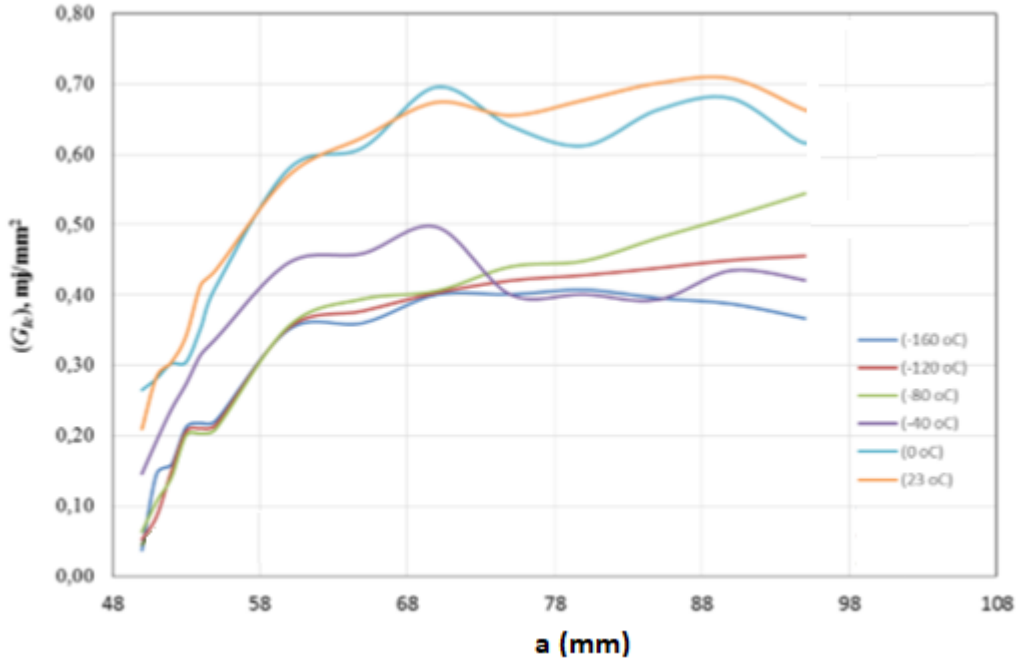
Şekil 24. Farklı ortam sıcaklıklarında elde edilen δ_{cr} ve P_{cr} değerlerinin kıyaslanması

Sıcaklığın düşmesiyle birlikte azalan P_{cr} ve δ_{cr} değerleri dolayısıyla numunenin kompilyansında düşük sıcaklıklarda çok büyük farklılık yaratmamıştır. Tüm testler analiz edildiğinde 60°C ortam sıcaklığında yapılan karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin kırılma tokluğu değeri diğer sıcaklıklara göre en yüksek sonucunu vermiştir. Aynı zamanda 60°C ortam sıcaklığında delaminasyon ilerlemesi olmayıp numune çatlak kökünde oluşan gerilmeler neticesinde, karbon lifi/epoksi tabakalara dik yönde kırılma gerçekleştirmiştir. Delaminasyon çatlağının ilerlediği ortam sıcaklıklarında yapılan testlerde ise en yüksek kırılma tokluğu değeri 0°C'de oluşmuştur (Şekil 25).



Şekil 25. Farklı ortam sıcaklıklarında elde edilen G_{1c} değerlerinin kıyaslanması.

Şekil 26’da verilen R eğrileri farklı ortam sıcaklıklarında elde edilen birim şekil değiştirme enerjisi yayılım hızlarını göstermektedir. Grafikte verilen R eğrileri, ortam sıcaklığının azalması ile çatlak gelişimi için gerekli enerji değerinin stabil kaldığını göstermektedir. Bu durum düşük sıcaklıkta epoksi malzemenin gevrekleşerek kırılganlığının artmasına bağlı olarak çatlak gelişiminin daha kararlı halde olmasının bir sonucudur.



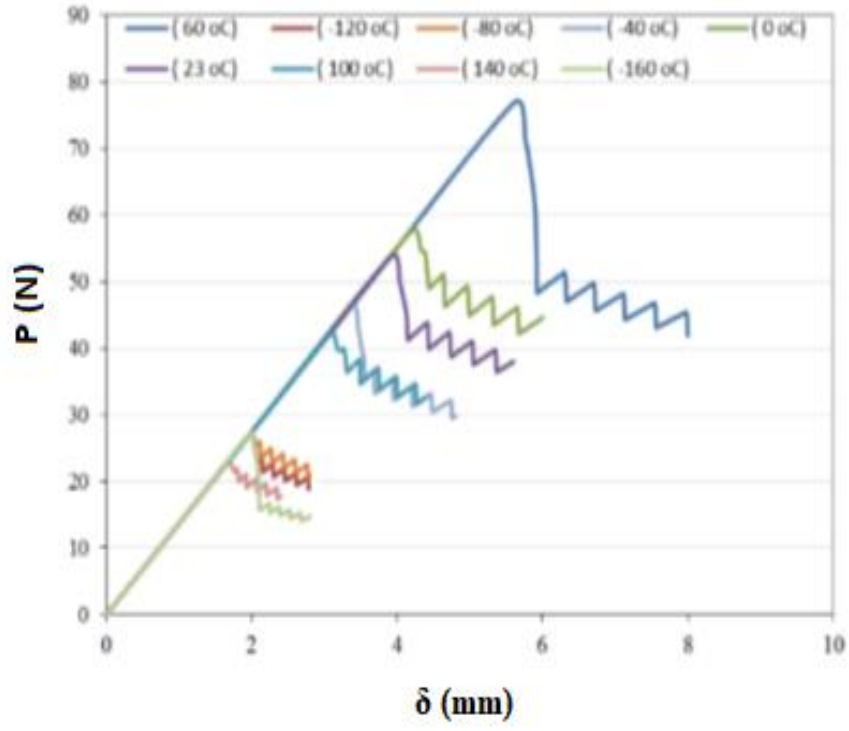
Şekil 26. Farklı ortam sıcaklıklarında oluşturulan R eğrileri.

Nümerik analizlere ait P- δ grafikleri Şekil 27’de gösterilmektedir. Bu grafik deneysel metot ile G_{Ic} değerleri kullanılarak elde edilmiştir. Sanal çatlak kapatma tekniği uygulanarak gerçekleştirilen Mod-I kırılma analizlerinde, herbir yük uygulama noktaları arası açıklığı ile ifade edilen δ değeri, çift konsol numunenin kollarının göstermiş olduğu reaksiyon kuvveti F değerine bağlı olarak değişim göstermektedir. Şekil 27’de oluşturulan nümerik P- δ grafikleri, Şekil 22’de verilen deneysel P- δ grafikleri ile karakteristik olarak birbirine yakın sonuçlar vermektedir. Ancak VCCT ile elde edilen P- δ grafikleri incelendiğinde, nümerik yöntemin karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin herhangi bir ortam sıcaklığı için aynı kompilyans değerini hesapladığı görülmüştür. Çatlak ilerlemesi başlayana kadar oluşan ve grafik

üzerinde doğrusal olarak görülen eğrilerin eğimi her bir ortam sıcaklığı için aynıdır. Yani, nümerik analiz ile bulunan değerler sıcaklık değişiminden bağımsızdır. Çatlak başlangıcının gerçekleştiği kritik P_{cr} - δ_{cr} değerleri Tablo 5'te verilmiştir. Tablo 5'te verilen nümerik olarak elde edilen ve P_{cr} - δ_{cr} değerleri, deneysel olarak elde edilen Tablo 4'teki P_{cr} - δ_{cr} değerlerine göre VCCT'nin tüm sıcaklık değerleri için P değerlerini daha yüksek, δ değerlerini daha düşük değerde hesapladığı görülmüştür. Bu durum nümerik model oluştururken kullanılan sonlu elemanın ebatlarının nispeten büyük olmasından kaynaklanmış olabileceğini göstermektedir. Ancak bu çalışmada mevcut bilgisayarların kapasitesi göz önüne alınarak oluşturulan 3 boyutlu nümerik elemanın genişliği ve derinliği 2 mm, yüksekliği ise kompozit malzemenin tabaka kalınlığı kadar (0,28 mm) olarak ayarlanmıştır.

Tablo 5. Nümerik olarak elde edilen P_{cr} - δ_{cr} değerleri.

| Ortam Sıcaklığı (°C) | P_{cr} (N) | δ_{cr} (mm) |
|----------------------|--------------|--------------------|
| -160 | 27,003 | 1,969 |
| -120 | 27,088 | 1,973 |
| -80 | 27,031 | 1,966 |
| -40 | 46,187 | 3,358 |
| 0 | 57,659 | 4,2009 |
| 23 | 53,787 | 3,88 |
| 60 | 76,791 | 5,54 |
| 100 | 42,147 | 3,015 |
| 140 | 22,884 | 1,601 |



Şekil 27. Nümerik olarak oluşturulan P-δ grafikleri.

7. TARTIŞMA VE SONUÇLAR

Mod-I kırılma mekaniği üzerine yapılan karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin çok yüksek ve çok düşük ortam sıcaklıklarındaki davranışları incelenmiştir. Bunun sonucunda;

- Karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin vakum torbalama tekniği kullanılarak üretildiğinde, statik yük altında oluşan Mod-I tabakalar arası kırılma tokluğunun (G_{Ic}) $0,2286 \text{ mJ/mm}^2$ olduğu,
- 60°C ortam sıcaklığında maksimum G_{Ic} değerine sahip olduğu,
- Kompozit malzeme bileşenlerinden epoksi matriksin yüksek sıcaklıklarda camsı geçiş sıcaklığının ($T_g=65^\circ\text{C} - 70^\circ\text{C}$) bir limit oluşturduğu,
- Camsı geçiş sıcaklığının üzerindeki ortam sıcaklıklarında (100°C ve 140°C) yapılan deneylerde ise tabakalı kompozit malzemenin rijitliğini tamamen kaybederek, tabakaların ayrılma kuvvetine direnç gösteremediği,
- Ortam sıcaklığı yükseldikçe kırılma tokluğunun düştüğü,
- 0°C ortam sıcaklığındaki G_{Ic} değerinin 23°C 'de tespit edilen G_{Ic} değerinden yüksek olduğu,
- Ortam sıcaklığı düştükçe G_{Ic} değerinin düştüğü ve kriyojenik sıcaklık değerlerine yaklaştıkça tabakalı kompozit malzemenin kırılmalılığının arttığı,
- Ortam sıcaklığının düşmesiyle çatlak gelişiminin daha kararlı hale geldiği,
- ANSYS® sonlu eleman paket programında sunulan VCCT'nin Mod-I kırılma testlerini deneysel sonuçlara yakın olarak simüle edebildiği,
- ANSYS® sonlu eleman paket programında, her ortam sıcaklığı parametresi tanımlanarak hesaplamalara dahil edilebilir ve epoksi matriksin rijitlik durumu belirlenebilir durumda olmasına rağmen, bu çalışmada sadece ANSYS® programının atadığı sıcaklık değerinin verdiği rijitlik değeri, bulgularına ulaşılmıştır.

Vakum torbalama tekniği ile üretilen tek yönlü lif takviyeli karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemenin, bulunduğu ortam sıcaklığına bağlı olarak, Mod-I tabakalar arası kırılma tokluğunun (G_{Ic}) değişkenlik gösterdiği sonucuna ulaşılmaktadır. Bu sonuç farklı ortam sıcaklıklarındaki tabakalar arası kırılma

tokluğunun, termo-mekanik özelliklerine bağlı olduğunu ve bu özelliğinin karbon lifinin mekanik özelliklerinden daha önce geldiğini göstermektedir.



KAYNAKLAR

Acar, V., Akbulut, H., Sarikanat, M., Seydibeyoğlu, M.Ö., Seki, Y., Erden, S. Karbon elyaf takviyeli prepreg kompozitlerde arayüzey mekaniğinin karbon nanoyapı katkısıyla iyileştirilmesi, Makine Teknolojileri Elektronik Dergisi, 10(3), 43-51, 2013.

Advani, S., Hsiao, K.T. Manufacturing Techniques for Polymer Matrix Composites(PMCs), Woodhead Publishing Limited, Cambridge, UK, 2012.

Al-Khazraji, K., Kadhim J., Ahmed PS. Improving Mechanical and Fatigue Characteristic of Trans-Tibial Prosthetic Socket, Proceedings of the 2015 International Conference on Industrial Engineering and Operations Management, March 3 – 5 Dubai, United Arab Emirates (UAE), 2015.

Argüelles, A., Coronado, P., Canteli, A.F., Vina, J., Bonhonna, J. Using a statistical model for analysis of the influence of the type of matrix carbon-epoxy, composites on the fatigue delamination under modes I and II fracture, International Journal of Fatigue, 56, 54-59, 2013.

Associates, E.G. Marine Composites, Second edition, Eric Greene Associates, inc., Maryland, USA, 1999.

ASTM D 3410M-03, Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading. 2008.

ASTM D2584-11, Standard Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins. West Conshohocken, PA. 2011.

ASTM D3039M-14, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. West Conshohocken, PA. 2014.

ASTM D5379-12, Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method. West Conshohocken, PA. 2012.

ASTM D5528-13., Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional continuous fiber reinforced polymer matrix composites. American Society for Testing and Materials, West Conshohocken. 2013.

ASTM D790-15, Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials. West Conshohocken, PA. 2015.

ASTM D792 -13, Standard Test Methods for Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement. West Conshohocken, PA. 2013.

Barbero E.J. Introduction to composite material design, second edition, CRC press, taylor and francis group, LLC, 2011.

Baydar, D.G., Bekem, A., Doğu, M., Gemici, Z., Ünal, A. Production and characterization of continuous E-glass fiber reinforced polypropylene composites, Journal of Engineering and Natural Sciences, 120-132, 2012.

Butler, R., Almond, D.P., Hunt, G. W., Hu, B., & Gathercole, N. Compressive Fatigue Limit of Impact Damaged Composite Laminates. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing 38, 1211-1215, 2007.

Ceyhun, V., Turan, M. Tabakalı kompozit malzemelerin darbe davranışı, Mühendis ve Makine, 52(614), 2011.

Charalambous, G., Allegri, G., Hallet, S.R. Temperature effects on mixed mode I/II delamination under quasi-static and fatigue loading of carbon/epoxy composite, Composites:Part A, 77,75-86, 2015.

Coronado, P., Argüelles, A., Vina, J., Mollon, V., Vina, I. Influence of temperature on a carbon-fibre epoxy composite subjected to static and fatigue loading under mode-I delamination, International Journal of Solids and Structures, 49, 2934-2940, 2012.

Çatak, E., Pim bağlantılı kompozit malzemelerde gerilme analizi, Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü, Bitirme Projesi, 2007.

Darıcık, F., Aslan, Z., Characterization of Delamination Crack in Multidirectional E-glass/epoxy Composite under Mode I Loading, European Mechanical Science, 1(4), 117-128, 2017.

Darıcık, F., Çelebi, K., Karbon lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemelerin farklı ortam şartlarındaki mod I kırılma davranışı, Çukurova Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi, 32(1), 223-233, 2017.

Davies, P., Cantwell, W. J., Moulin, C., Kausch, H.H, A study of the delamination resistance IM6/PEEK composites, Composites and Science Technology, 36, 153-166, 1989.

Deniz, M.E., Ortasında delik bulunan eğrisel yüzeyli kompozit plakaların burkulma davranışı, Dicle Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Mühendislik Dergisi, 3(1), 203-212, 2016.

Durmuş, F., Ekrem, M., Soykasap, Ö., Kürleştirme basıncının hava araçlarında kullanılan karbon elyaf takviyeli epoksi kompozitlerin mekanik özelliklerine etkisi, El-Cezeri Fen ve Mühendislik Dergisi, 3(1), 55-65, 2016.

Dursun, T., Özbay, M., Tabakalı kompozit levhalarda hasar ilerleme modellemesi, Gazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi, 23(1), 65-68, 2008.

Eral, G., Kompozit malzemelerdeki termal gerilmelerin ve sürünme davranışının sonlu elemanlar yöntemi ile analizi, Ege Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü, Bitirme Tezi, 2003.

Esendemir, Ü., Caner, A.Y., Tabakalı kompozit malzemelerin darbe davranışının deneysel olarak incelenmesi, Süleyman Demirel Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi, 22 (1), 2017.

Eskizeybek, V., Yüzeilerine kimyasal olarak karbon nanotüpler bağlanmış örgü cam fiber/epoksi nanokompozitlerin üretimi ve tabakalar arası kırılma davranışının incelenmesi. Selçuk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Konya,139, 2012.

Farmand-Ashtiani, E., Cugnoni, J., Botsis, J., Specimen thickness dependence of large scale fiber bridging in mode I interlaminar fracture of carbon epoxy composite, *International Journal of Solids and Structures*, 55, 58-65, 2015.

Frossard, G., Cugnoni, J., Gmür, T., Botsis, J., Mode I interlaminar fracture of carbon epoxy laminates: Effects of ply thickness, *Composites: Part A*, 91, 1-8 , 2016.

Grimmer, C. S., & Dharan, C. H. , Enhancement of Delamination Fatigue Resistance in Carbon Nanotube Reinforced Glass Fiber/polymer Composites, *Composites Science and Technology*, 70(6), 901-908, 2010.

Hasanoğlu, E.A. Stacking sequence optimization and modeling of laminated composite plates for free vibration. İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Mühendislik ve Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, İzmir, 93, 2017.

Hinton, M.J.,Kaddour, A.S., Soden, P.D., Failure Criteria in Fibre Reinforced Polymer Composites: The World-Wide failure exercise, First edition, Elsevier Inc.,USA. 2004.

Hoa, S.V., Principles of the Manufacturing of Composite Materials, Destech Publications Inc., 2009.

Jung, H., Kim Y., Mode I fracture toughness of carbon-glass/epoxy interply hybrid composites, *Journal of Mechanical Science and Technology*, 29(5), 1955-1962, 2015.

Kaw, A.K., Mechanics of composite materials, 2nd ed. Taylor & Francis Group LLC, CRC Press, Broken Sound Parkway NW, USA, 2006.

Kaw, A.K., Kompozit Malzeme Mekaniği, (Çev. Baba B.O. ve Karakuzu R. Ankara) Eflatun Basım Dağıtım Yayıncılık, 2014.

Kessler, M.R., *Advanced Topics in Characterization of Composites*, Trafford Publishing, 2004.

Khoshravan, M., Mehrabadi, F.A., Fracture analysis in adhesive composite material/aluminum joints under mode-I loading; experimental and numerical approaches, *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 39, 8-14. 2012.

Korkut, S., Statik ve dinamik yükler altında kompozit plakaların hasar durumlarına karşı davranışlarının incelenmesi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Yüksek lisans tezi İstanbul,195, 2017.

Logan, D. L., *A first course in the Finite Element Method*, 2nd ed., PWS-Kent Publishers, Boston, MA., 2011.

Mirjalili, V., Ramachandramoorthy, R. ve Hubert, P., Enhancement of fracture toughness of carbon fiber laminated composites using multi wall carbon nanotubes, *Carbon*, 79, 413-423, 2014.

Manshadi, B.D., Ashtiani, E.F., Bolsis, J., Vassilopoulos, A.P., An iterative analytical/experimental study of bridging in delamination of the double cantilever beam specimen, *Composites:Part A*, 61, 43-50, 2014.

Manshadi, B.D., Vassilopoulos, A.P., Botsis, J., A combines experimental/numerical study of the scaling effects on mode I delamination of GFRP, *Composites Science and Technology*, 83, 32-39, 2013.

Mortensen, A., *Concise Encyclopedia of Composite Materials*, Second edition, Elsevier, Amsterdam, Netherlands, 2007.

Özarlan, H., Yavuz, H., Darıcık, F., Elektrikli araç uygulamaları için kompozit malzeme ile hafif şase tasarımı ve geliştirilmesi. *International Conference on Material Science And Technology in Cappadocia(IMSEC'16)*, 699-703, Nevşehir, 2016.

Palley, A., A fracture mechanics approach to intralaminar failure of unidirectionally reinforced composites, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 9, 174-181, 1990.

Park, S-J., *Carbon Fibers*, Springer, 2014.

Pilato, L.A., Michno M.J., *Advanced Composite Materials*, Springer Science & Business Media, 2013.

Schwartz, M.M., *Composite Materials Properties, Nondestructive testing and Repair*, 1, Prentice-Hall Inc., 1997.

Shetty, M.R., Vijay, Kumar K.R., Sudhır S., Raghu, P., Madhuranath, A.D., Effect of fibre orientation on Mode-I interlaminar fracture toughness of glass epoxy composites, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 18, 1999.

Sjögren, A., Asp, L.E., Effects of temperature on delamination growth in a carbon/epoxy composite under fatigue loading, *International Journal of Fatigue*, 24, 179–184, 2002.

Solmaz, M.Y., Gür, M., Tabakalı kompozit plakalarda takviye malzemesi ve oryantasyon açısının gerilme analizine etkisi, *Doğu Anadolu Bölgesi Araştırmaları*, 2007.

Strong, A.B., *Fundamentals of Composites Manufacturing-Materials, Methods, and Applications*, Society of Manufacturing Engineers (SME), Michigan, USA. 1989.

Şahin, Y., *Kompozit Malzemelere Giriş*, 2.Baskı, Seçkin Yayıncılık, 2006.

Taşkın, E., Kevlar/karbon elyaf takviyeli lamina kompozitlerde termal şekil değiştirme davranışının incelenmesi, Süleyman Demirel Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Isparta, 103, 2015.

Tekin, A., Esendemir, Ü., Öndürücü, A., Farklı ortam koşullarına maruz bırakılan kompozit malzemenin eğilme davranışlarının deneysel ve teorik olarak incelenmesi, *Soma Meslek Yüksekokulu Teknik Bilimler Dergisi*, 1(21), 27-37, 2016.

Toma, Ç., Sandviç Kompozit T bağlantılarında gerilme analizi, Bitirme projesi, 2007.

Toygar, M.E., Maleki, F.K., The temperature and pre-crack length effects on delamination resistance of woven GFRP sandwich composites, *Mechanika*, 22(5), 331-336, 2016.

Zhou, G., Hill, M. and Loughlan, J., Damage Characteristics of Composite Honeycomb Sandwich Panels in Bending under Quasi-static Loading, *Journal of Sandwich Structures and Materials*, 8, 55-90, 2006.

Zulkifli, R., Surface Fracture Analysis of Glass Fibre Reinforced Epoxy Composites Treated with Different Type of Coupling, *European Journal of Scientific Research*, 29, 55-65, 2009.

ÖZGEÇMİŞ

1. Adı Soyadı :Zeynep Şeyda OKUR

2. Doğum Tarihi :10/08/1992

3. Ünvanı :Makine Mühendisi

4. Öğrenim Durumu :Yüksek Lisans

| Derece | Bölüm/Program | Üniversite | Bitirme Yılı |
|---------------|---------------------|----------------------------------|--------------|
| Lisans | Makine Mühendisliği | Fırat Üniversitesi | 2015 |
| Yüksek Lisans | Makine Mühendisliği | Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi | - |

İş Tecrübesi:

| Görev Unvanı | Görev Yeri | Yıl |
|------------------|--|------------|
| Makine Mühendisi | Merkez Isıtma ve Soğutma | 2017-2018 |
| Ar-Ge Sorumlusu | Niğmer Tarım Makinaları İmalatı ve Yedek Parçaları | 2019-halen |



OSMANİYE KORKUT ATA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS/DOKTORA TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU

OSMANİYE KORKUT ATA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE ANABİLİM DALI BAŞKANLIĞI'NA

Tarih: 02/09/2019

Tez Başlığı / Konusu: **KARBON ELYAF TAKVİYELİ EPOKSİ ESASLI TABAKALI KOMPOZİTLERİN ÜRETİMİ VE KIRILMA DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ**

Yukarıda başlığı/konusu belirlenen tez çalışmamın a) Kapak sayfası, b) Özet ve Abstract, c) Giriş, d) Ana bölümler ve e) Sonuç, f) Kaynakça kısımlarından oluşan toplam 60 sayfalık kısmına ilişkin, 02/09/2019 tarihinde şahsım/tez danışmanım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtreleme tiplerinden biri uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı %18 'dir.

Filtreleme Tip 1 (maksimum %30)

- 1- Kabul/Onay ve Bildirim sayfaları hariç,
- 2- Kaynakça hariç,
- 3- Alıntılar dahil,
- 4- 5 kelimedenden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç.

Filtreleme Tip 2 (maksimum %10)

- 1- Kabul/Onay ve Bildirim sayfaları hariç,
- 2- Kaynakça hariç,
- 3- Alıntılar hariç,
- 4- 5 Kelimedenden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç.

Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Çalışması Orjinallik Raporu Alınması ve Kullanılması Uygulama Esasları'nı inceledim ve bu Uygulama Esasları'nda belirtilen azami benzerlik oranlarına göre tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Gereğini saygılarımla arz ederim.

Tarih ve İmza

Adı Soyadı: Zeynep Şeyda OKUR

Öğrenci No: 15GMMB005

Anabilim Dalı: Makine Mühendisliği

Programı: Makine Mühendisliği

Statüsü: Y.Lisans Doktora

02/09/2019

DANIŞMAN ONAYI

UYGUNDUR.

(Unvan, Ad Soyad, İmza)

RAPORU DÜZENLEYEN

Arş.Gör.Esra Zeynep ŞENSOY

(Unvan, Ad Soyad, İmza)