



**İÇİNDE DELAMİNASYON BULUNDURAN
TABAKALI KOMPOZİTLERİN BURKULMA
DAVRANIŞLARININ DENEYSEL VE
NÜMERİK ARAŞTIRILMASI**

Nevra ORAL

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı



T.C.
BATMAN ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İÇİNDE DELAMİNASYON BULUNDURAN
TABAKALI KOMPOZİTLERİN BURKULMA
DAVRANIŞLARININ DENEYSEL VE
NÜMERİK ARAŞTIRILMASI**

Nevra ORAL

YÜKSEK LİSANS

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

MAYIS- 2018
BATMAN
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Nevra Oral tarafından hazırlanan "İçinde Delaminasyon Bulunduran Tabakalı Kompozitlerin Burkulma Davranışlarının Deneysel ve Nümerik Araştırılması" adlı tez çalışması 11.05.2018 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Batman Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda YÜKSEK LİSANS olarak kabul edilmiştir.

DECLARATION PAGE

Jüri Üyeleri

Başkan
Doç. Dr. Kadir TURAN


İmza


Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Mehmet Emin DENİZ



Üye
Doç. Dr. Hamit ADİN

Yukarıdaki sonucu onaylarım.


Doç. Dr. Bahattin İSÇAN
FBE Müdürü


Bu tez çalışması BAP tarafından BTÜBAP – 2017 – Yüksek Lisans – 7 nolu proje ile desteklenmiştir.

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

Nevra Oral

Tarih: / /

ÖZET**YÜKSEK LİSANS****İÇİNDE DELAMİNASYON BULUNDURAN TABAKALI KOMPOZİTLERİN
BURKULMA DAVRANIŞLARININ DENEYSEL VE NÜMERİK
ARAŞTIRILMASI****Nevra ORAL****Batman Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı****Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Mehmet Emin DENİZ****2018, 89 Sayfa****Jüri
Doç.Dr. Kadir TURAN
Doç.Dr. Hamit ADİN**

Zaman içerisinde gelişen teknolojinin ihtiyaçlarına cevap veremeyen, bilinen malzemelerden dolayı teknoloji gelişimi sınırlanmıştır. Bu sebeptendir ki bilim insanları yeni malzemeler bulma konusunda çalışmalar yaparak, bu amaç doğrultusunda teknolojinin malzeme kaynaklı sınırının aşılmasını sağlamışlardır. Bu yeni bulunan malzemelerden günümüzde sıklıkla tercih edilen kompozit malzemeler, son yıllarda havacılık, otomotiv sektörü gibi başlıca alanların öncülüğünde düşük ağırlık ve yüksek mukavemet özellikleri ile tasarımsal açılardan büyük yenilikler ve avantajlar getirmiştir. Fakat kompozit malzemeler de diğer yapı malzemeleri gibi kullanım yerlerine ve kullanılan süre boyunca dış etkenlere maruz kalarak deforme olmaktadır. Bu deformasyonlardan biri de delaminasyon olarak isimlendirilen deformasyon çeşididir.

Delaminasyonun yapıya etkilerinin belirlenmesi amacı ile yapılan bu deneysel çalışmada kare, dikdörtgen ve dairesel geometrilerde ayrıca plaka merkezinde bulunan eş alanlı 3 farklı 315 mm^2 delaminasyon alanına sahip delaminasyonlu plakalar kullanılmıştır. Ayrıca literatürü kapsamı amacı ile $[0]_8$, $[90]_8$ ve $[-45 / +45]_4$ oryantasyon açıları ve cam – epoksi ve aramid – epoksi kompozitler ile çalışma kapsamı genişletilerek kritik burkulma yükü hesaplanmıştır.

Bu çalışmada, hem deneysel hem de nümerik olarak sabit – sabit ve ankastre – ankastre olmak üzere iki sınır şartı kullanılarak veriler elde edilmiştir. Elde edilen veriler tez içerisinde sunulmuş olup, delaminasyonun yapı üzerine etkileri incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Burkulma Davranışı, Delaminasyon, Sonlu Elemanlar Analizi, Tabakalı Kompozitler

ABSTRACT**MASTER OF SCIENCE****EXPERIMENTAL AND NUMERICAL INVESTIGATION OF BUCKLING BEHAVIORS OF LAMINATED COMPOSITES WITH DELAMINATION****Nevra ORAL****The Graduate School of Natural and Applied Science of Batman University****The Degree of Master of Science in Mechanical Engineering****Advisor: Asst. Prof. Dr. Mehmet Emin DENİZ****2018, 89 Pages****Jury****Doç.Dr. Kadir TURAN****Doç.Dr. Hamit ADİN**

Technology development is limited due to known materials that can not respond to the needs of developing technology over time. That is why scientists have been working on finding new materials, leading to the overcoming of the material-based limitations of technology for this purpose. Composite materials, which are frequently preferred from these newly found materials, have brought great innovations and advantages to design angles in recent years due to their low weight and high strength properties leading to major fields such as aviation, automotive sector. However, composite materials are exposed to deformation that depends onto external factors during period of use ,such as other building materials. One of these deformations is the type of deformation called delamination.

In this experimental study with the aim of determining the structural effects of delamination, square, rectangular and circular geometries also used delamination plates with 3 different 315 mm^2 delamination areas with equal area at the center of the plate. In addition, the critical buckling load was calculated by expanding the scope of the literature with $[0]_8$, $[90]_8$ and $[-45 / +45]_4$ orientation angles and glass epoxy and aramid-epoxy composites.

In this study, it has to obtain the values using by two boundary conditions that is clamped-clamped and fixed-fixed as experimental and numerically. The obtained data are presented in the thesis and the effects of delamination have been analyzed on structure.

Keywords: Buckling Behavior, Delamination, Finite Element Analysis, Laminated Composites

TEŞEKKÜR

Bu tezin hazırlanmasında her türlü desteği sağlayan, danıőmanım, Dr. Öğr. Üyesi Mehmet Emin Deniz' e, Annem Perihan Oral, Ablam Neőe Oral, kardeőlerim İlmiye, Büőra ve Umut Oral' a, son olarak Bilal Yıldız'a teőekkürü bir borç bilirim.

Tezimi, Çok Sevdieđim Canım Babam MEHMET VAHYETTİN ORAL' a ve Annem PERİHAN ORAL' a armağan ediyorum.

Nevra ORAL

BATMAN – 2018

ÖNSÖZ

Tez konusu çerçevesinde yapmış olduğum ve hazırladığım bu tezde, içerisinde delaminasyon bulunduran tabakalı yapıdaki dikdörtgen formlu kompozit plakaların burkulması hem deneysel hem nümerik olarak incelenmiştir ve derlenip tez haline getirilmiştir. Hazırladığım bu tezde yapılan tüm deneysel ve nümerik analizler dört başlık altında incelenmiştir.

İlk bölümde genel olarak kompozitler ve tabakalı kompozit plakalar üzerine teorik bilgiler verilmiştir.

İkinci bölümde ise kaynak araştırması yapılarak daha önce yapılan çalışmalara ait kısa bilgiler verilmiştir.

Üçüncü bölüm ise tezin en geniş aşamasını oluşturmakla birlikte ilk olarak deneysel analizlerde kullanılan numunelere ait ölçüler, delaminasyon alanları, delaminasyon geometrileri ve yerleri verilmiştir. İkinci olarak ise yapılan deneysel çalışmalara ait bilgiler, sonuçlar ve karşılaştırmalı grafiklere yer verilmiştir. Üçüncü olarak ise ANSYS paket programı kullanılarak deneysel çalışma ile aynı parametreler kullanılarak analizler yapılmış olup elde edilen sonuçlar tablo ve grafikler yardımı ile verilmiştir.

Dördüncü bölümde ise deneysel ve nümerik çalışmalar tez parametreleri dikkate alınarak karşılaştırılmış ve yorumlanmıştır.

Nevra ORAL

BATMAN – 2018

İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR	vi
ÖNSÖZ	vii
1. GİRİŞ	1
1.1. Kompozit Malzemeler	1
1.2. Kompozit Malzemelerin Yapısal Sınıflandırılması	2
1.2.1. Yapılarını Oluşturan Malzemelere Göre Sınıflandırma.....	3
1.2.1.1. Plastik – Plastik Yapılı Kompozit Malzemeler.....	3
1.2.1.2. Plastik – Metal Fiber Yapılı Kompozitler.....	4
1.2.1.3. Plastik – Cam Elyaf Yapılı Kompozitler	4
1.2.1.4. Plastik – Köpük Yapılı Kompozitler	5
1.2.1.5. Metal Matris Yapılı Kompozitler	5
1.2.1.6. Seramik Yapılı Kompozitler.....	6
1.2.2. Yapı Bileşenlerinin Şekillerine Göre Sınıflandırma	6
1.2.2.1. Partikül Yapılı Kompozitler.....	6
1.2.2.2. Lamel Yapılı Kompozitler	6
1.2.2.3. Fiber Yapılı Kompozitler	7
1.2.2.4. Dolgu Yapılı Kompozitler	8
1.2.2.5. Tabaka Yapılı Kompozitler	8
1.3. Kompozit Malzemelerin Üretiminde Kullanılan Temel Bileşenler.....	9
1.3.1. Matris Malzemeleri	9
1.3.2. Reçineler	10
1.3.2.1. Epoksi Reçineler	10
1.3.2.2. Polyesterler	10
1.3.2.3. Üretan Reçineleri	10
1.3.2.4. Fenolik Reçineler	10
1.3.3. Elyaf Çeşitleri ve Özellikleri	11
1.3.3.1. Cam Elyaf Yapıları	12
1.3.3.2. Bor Elyaf Yapıları.....	14
1.3.3.3. Silisyum Karbür Elyaf Yapıları	14
1.3.3.4. Alumina Elyaf Yapıları.....	14
1.3.3.5. Grafit Elyaf Yapıları	15
1.3.3.6. Aramid Elyaf Yapıları	16
1.4. Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri.....	17
1.4.1. Elle Yayma Yöntemi ile Üretim	17
1.4.2. Sürekli Kalıplama Yöntemi ile Üretim	18
1.4.2.1. Devamlı Kalıplama Yöntemi	19
1.4.2.2. Profil Çekme Yöntemi	19
1.4.3. Püskürtme Yöntemi ile Üretim	20
1.4.4. Flaman Sarma Yöntemi ile Üretim	20
1.4.5. Santrifüj Kalıplama Yöntemi ile Üretim	20
1.4.6. Torba Kalıplama Yöntemi ile Üretim.....	21

1.5. Tabakalı Kompozit Malzemeler	21
1.6. Kompozit Malzemelerin Mekanik Davranışları	22
1.6.1. İzotropik Tabakalı Kompozit Malzeme	22
1.6.2. Ortotropik Tabakalı Kompozit Malzeme.....	25
1.6.2.1. Ortotropik Tabakalı Kompozit Malzemelerde Keyfi Yönelme	27
1.6.2.2. Gerilme Bağlılıları	27
1.6.2.3. Uzama Bağlılıları	29
1.6.2.4. Gerilme – Uzama Bağlılıları	31
1.6.2.5. Mühendislik Sabitleri Bağlılıları.....	35
1.7. Tabakalı Kompozit Malzemelerde Delaminasyon	35
1.7.1. Delaminasyon Hatası	35
1.7.2. Delaminasyon Hatasının Oluşma Nedenleri	36
1.7.2.1. İmalat Hataları ile Delaminasyon	37
1.7.2.2. Darbe Yolu ile Delaminasyon Hatası	37
1.7.2.2.1. Yüksek Hız Darbe Hatası	37
1.7.2.2.2. Düşük Hız Darbe Hatası	38
1.7.2.3. Üç boyutlu İnterlaminer Gerilmeler Sonucu Ortaya Çıkan Hatalar	38
1.7.2.4. Kompresif Yükleme Hatası	38
1.7.3. Tabakalı Kompozit Malzemelerde Delaminasyon Hasarları.....	39
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	42
3. MATERYAL VE YÖNTEM.....	45
3.1. Materyal	45
3.1.1. Numunelerin Üretim Detayları	45
3.1.2. Numunelerin Detaylandırılması.....	46
3.1.4. Üretimi Yapılan Numunelere Ait Görseller.....	50
3.1.5. Deneysel Çalışma	55
4. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA	58
4.1. Deneysel Sonuçlar	58
4.2. Kompozit Plakaların Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi	65
4.3. Nümerik Analizler	68
4.3.1.Nümerik Sonuçlar	80
4.4. Deneysel ve Nümerik Çalışma Sonuçlarının Doğrulanması	84
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	85
KAYNAKLAR	86
ÖZGEÇMİŞ	89

1. GİRİŞ

1.1. Kompozit Malzemeler

Teknolojik gelişmenin önündeki en büyük engel tüm tarih boyunca malzeme biliminin teknolojik gelişmelerin hızına yetişememesidir. Diğer bir açıdan bakıldığında zaman teknolojik gelişmelerin temelinde malzeme bilimi yatmaktadır. Malzeme bilimi alanındaki ilerlemeler ve yeni keşifler tüm tarih boyunca her daim teknolojik ilerlemelere öncülük etmiştir.

Teknoloji konusunun günümüzdeki önemi düşünülecek olursa, malzeme bilimi de en az teknolojik yenilikler kadar önemli bir yer tutmaktadır. Bu sebeptendir ki malzeme bilimi artık tek bir mühendislik dalı olmaktan çıkarak kendi içerisinde çeşitli dallanmalar göstererek alt dalları oluşturmuştur. Bu alt dallara örnek olarak, metallere, ametaller, kimyasallar, organikler, inorganikler, polimerler vb. verilebilir. Ancak bu alt dalların günümüz teknolojisinde en önemli yer tutanı kompozitlerdir. Kompozit malzemelerde henüz yeni bir malzeme bilimi olarak karşımıza ilk olarak II. Dünya Savaşı zamanlarında çıkmıştır. Bu tarihten itibaren kompozit malzemeler, kullanım alanı olarak teknoloji içerisinde kendine geniş yer bulmuş olup, havacılık, otomotiv, tekstil gibi lokomotif sanayi de sıklıkla kullanılan ve bu kullanıma bağlı olarak sürekli gelişim gösteren malzemeler olmuşlardır.

Genel ifade ile kompozit malzemeler fiziksel ve kimyasal özellikleri farklı iki veya daha fazla malzemenin makro düzeyde bir araya gelerek oluşturduğu çok üstün özelliklere sahip olan malzemelerdir. Kompozit malzeme kullanılarak üretilecek olan parçalar tasarlanırken, parçanın hangi alanda kullanılacağı ve kullanıma yönelik özel ihtiyaçların neler olduğunun bilinmesi gereklidir. Tasarımda maliyet, ham madde özellikleri, çevre koşulları, imalat yöntemleri gibi belirli faktörler ile birlikte değerlendirilmelidir. Kompozit malzeme tasarımında en büyük zorluklardan birisi kompozit malzemenin izotropik¹ özellik göstermemesidir. Bundan dolayı tasarımı yapacak olan kişi kompozit malzemenin, her yönden ne kadar yük geleceğini ve

¹Isıl veya mekanik yüklemelere karşı her doğrultu ve yönde aynı tepkiyi veren malzemelere verilen isimdir.

malzemenin hangi noktasında ne kadarlık bir mukavemette ihtiyaç olduğunu iyi hesaplayıp, fiberlerin yerleşimi buna göre yapılmalıdır.

Kompozit malzemelerde, ana eleman olarak bir fiber malzeme ve bu malzemenin çevresinde hacimsel olarak çoğunluğu oluşturan bir matris malzeme bulunmaktadır. Fiber malzeme, kompozit malzemenin mukavemet özelliklerini ve yük taşıma kapasitesini belirleyen ana elemandır. Matris malzeme, plastik deformasyona geçişte oluşabilecek çatlak ilerlemelerinin önüne geçer ve kompozit malzemenin kopmasını geciktirir. Matris malzemenin diğer bir amacı da fiber malzemeyi yük altında bir arada tutabilmek ve yükü lifler yani fiberler arasında homojen olarak dağıtmaktır. Böylece fiber malzemelerde plastik deformasyon oluşturacak kuvvetlere gelindiği zaman oluşabilecek çatlak ilerlemesi olayını geciktirecektir. Matris malzemesi olarak uygun metal alaşımları kullanılabileceği gibi daha yaygın olarak reçineler kullanılır.

Yeni üretilen bir malzemenin kompozit malzeme olarak tanımlanabilmesi için aşağıdaki kriterleri taşıması gerekmektedir.

- ✓ İnsan üretimi, yani doğada var olmamalı, yeni bir ürün olmalıdır.
- ✓ En az iki veya daha fazla fiziksel veya mekanik özellikleri farklı olan malzemelerin makro düzeyde birleştirilmesi ve farklı ara yüzeylere sahip olması gerekmektedir.
- ✓ Herhangi bir bileşenle tek başına elde edilemeyecek mekanik özelliklerin elde edilmesi gerekmektedir.
- ✓ Gerekli özellikleri elde etme amacı ile bir malzemenin diğer bir malzeme içerisinde kontrollü bir şekilde dağıtılması ile bir kompozit yani karma malzeme oluşmalıdır.
- ✓ Elde edilen kompozit malzemenin mekanik özellikleri, kullanılan malzemelerin bireysel mekanik özelliklerinden farklı ve iyi olması gerekmektedir.

1.2. Kompozit Malzemelerin Yapısal Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler, yapılarını oluşturan malzemelerin ve yapısal bileşenlerin şekillerine göre iki grup olarak sınıflandırılabilir. Matrisin türüne göre ve yapısal

bileşenlerinin şekline göre bir sınıflandırılma yapılması uygundur. Burada matris malzemesi olarak, plastik kompozitler, metalik kompozitler, seramik kompozitler örnek olarak verilebilir. Yapısal bileşenler olarak ise, parçacık esaslı kompozitler, lamel yapılı kompozitler, dolgu kafes kompozitler ve tabakalı kompozitler örnek olarak verilebilir.

1.2.1. Yapılarını Oluşturan Malzemelere Göre Sınıflandırma

1.2.1.1. Plastik – Plastik Yapılı Kompozit Malzemeler

Fiber malzemesi olarak kullanılan plastik, yük taşıma özelliğine sahip olmasına karşılık, matris malzemesi olarak kullanılması durumunda, esneklik ve darbeyi emme gibi özelliklere sahip olmaktadır. Kompozit malzemenin yapısını oluşturan plastik türleri iki farklı grup altında incelenebilir.

1. Termoplastikler;

Bu plastik türü, ısıya maruz kaldığı zaman yumuşar ve üretime göre şekil kazandırıldıktan sonra tekrardan soğutulularak eski sertliğine kavuşturulur. Bu işlem ile birlikte termoplastik malzemesinin mikro yapısında herhangi bir değişiklik oluşmaz. Genel itibari ile kullanım sıcaklığı 5 – 50 °C' dir. Termoplastikler grubuna giren plastik türleri ise aşağıdaki gibidir:

- ✓ Naylon
- ✓ Polietilen
- ✓ Karbon florür
- ✓ Akrilikler
- ✓ Selülozikler
- ✓ Viniller

2. Termoset Plastikler;

Termoset plastikler, ısıya maruz bırakıldıktan sonra şekillendirilirler hemen ardından soğutma işlemi gerçekleştirilir. Bu işlemin sonucunda termoset plastik

malzemesinin mikro yapısında değişim meydana gelmektedir. Ortaya çıkan bu durum ile birlikte tekrar eski yapısal duruma dönmek mümkün olmamaktadır.

Termoset plastik grubuna giren plastik türleri ise aşağıda ki gibidir:

- ✓ Polyesterler
- ✓ Epoksiler
- ✓ Alkidler
- ✓ Aminler

1.2.1.2. Plastik – Metal Fiber Yapılı Kompozitler

Endüstriyel olarak çok kullanılan bir kompozit malzeme türü olan metal fiber takviye malzemesinden, oluşan plastik kompozitler, mekanik özellikleri yüksek ve hafif bir ürün olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu tür kompozit malzemeler, metal fiberlerin polietilen ve polipropilen plastiklerin takviye edilmesi ile elde edilmektedir. Burada fiber malzemesi olarak kullanılan metaller arasında, bakır, bronz, alüminyum ve çelik metalleri kullanılmaktadır. Özellikle deformasyona olan dayanımı açısından takviye işlemi yoğun olarak kullanılmakta ve yüksek bir verim alınarak üretimi yapılmaktadır (Vatangül, 2008).

1.2.1.3. Plastik – Cam Elyaf Yapılı Kompozitler

İsteğe bağlı olarak termoplastikler ya da termoset plastikler matris malzemesi olarak ve cam liflerinin fiber malzemesi olarak kullanılması ile üretimi gerçekleştirilmektedir. Mekanik ve fiziksel özellikleri sebebi ile cam lifler, metal, asbest, sentetik elyaf ve pamuk ipliğine göre daha çok tercih edilmektedirler. Ancak cam elyaf kompozit malzemeler, yüksek yük taşıma kapasitesinin yanında camdan dolayı kırılğan bir yapıya sahip olması dolayısı ile dirençleri düşüktür.

Plastik – cam elyaf yapılı kompozitlerin, fiziksel ve kimyasal özellikleri kullanılan plastiğe göre istenilen duruma uygun hale getirilebilir. Burada matris

malzemesi olarak termoset² yapılı plastik kullanıldığı takdirde ve düzgün bir oryantasyon ile yüksek mekanik özellik elde edilebilir (Vatangül, 2008).

1.2.1.4. Plastik – Köpük Yapılı Kompozitler

Bu türdeki kompozit malzemelerde plastik, fiber malzemesi olarak kullanılmaktadır. Köpük malzemesi ise, matris malzemesi olarak kullanılmaktadır. Burada köpük, hücreli bir yapıya sahip olup, düşük yoğunlukta ise, gözenekli ve doğal bir halde bulunabilir.

Ayrıca büyük bir kısmı sentetik olarak imal edilen hafif maddelerdir. Bu konudaki bir diğer husus ise köpük malzemesinin hücre yapısına göre sert, kırılğan, yumuşak veya elastik gibi çeşitli özelliklere sahip olabilmesidir.

Matris malzemesi olarak kullanılan bu köpük türleri, fiber malzemesi olarak kullanılan plastiğin çeşitlendirilmesi ile farklı özelliklere sahip kompozit malzemeler elde edilebilmektedir (Vatangül, 2008).

1.2.1.5. Metal Matris Yapılı Kompozitler

Metallerin ve metal alaşımlarının çoğu yüksek sıcaklık altında bir takım özellikleri sağlamasına karşılık kırılğan yapıya sahip olmaktadır. Ancak metalik fiber ile güçlendirilmiş metal matrisli kompozit malzemeler, fiber ve matrisin uyumlu çalışması sonucunda yüksek sıcaklık altında, yüksek mekanik özellikler göstermektedir.

Bakır – Alüminyum matrisli kompozit malzeme, Wolfram – Molibden matrisli kompozit malzemeleri, bahsi geçen yüksek mekanik özellikleri gösterme konusunda en iyi örneklerdir. Bu tarz kompozit malzemeler, matrisin özelliklerini kuvvetlendirdiği gibi ekonomik bir durumdur (Vatangül, 2008).

² Termoset: Bir defa ısı – basınç altında şekillendikten sonra tekrar yeniden şekillenmeyen polimer yapılar.

1.2.1.6. Seramik Yapılı Kompozitler

Metal ya da metal olmayan malzemelerin birleşmesi sonucunda oluşan seramik yapıli kompozit malzemeler, yüksek sıcaklık altında dayanımı yüksek olup, rijit ve gevrek bir yapıya sahiptir. Bir diğler özelliği ise elektriksel anlamda çok iyi bir yalıtkandırlar (Vatangül, 2008).

1.2.2. Yapı Bileşenlerinin Şekillerine Göre Sınıflandırma

1.2.2.1. Partikül Yapılı Kompozitler

Partikül yapıli kompozit malzemelerin üretiminde, rijitliğin ve mukavemetin artırılması için küçük parçacıklı bir dolgu malzemesi ilave edilerek şekillendirilirler. Parçacıklı kompozitler yani partikül yapıli kompozitler, bir ya da iki mikroskobik boyutta parçacığın matris ile oluşturdukları malzemelerdir. Burada bilinmesi gereken durum ise řu şekildedir. Parçacıkların mikro veya makro boyutta olması kompozit malzemenin mekanik özellikleri üzerinde farklı etkiler ortaya çıkaracaktır. Parçacıklar ile takviye edilmiş kompozit malzemeleri fiber ya da pul kompozit malzemelerden farklı kılan bazı karakteristik özellikleri vardır. Bu özellikler ise, parçacıkların matris yapısı içinde tamamıyla rastgele dağılması sonucunda kompozit malzemenin izotropik³ özellik göstermemesi, maliyetinin düşük olması ve yüksek bir rijitliğe sahip olmasıdır.

1.2.2.2. Lamel Yapılı Kompozitler

Lamel yapıli kompozit malzemeler, yüksek bir yük taşıma kapasitesine sahip olup ayrıca büyük uzunluk / çap oranına sahiptirler. Yani malzemenin çapı az fakat uzun bir malzeme olarak üretilmesi mümkündür. Buna rağmen yüksek bir yük taşıma kapasitesi mevcuttur. Lamel yapıli kompozit malzemelerin matris yapısı içerisinde yer alan pulların yoğunluğu az olabileceği gibi tam tersi yani yüksekte olabilir.

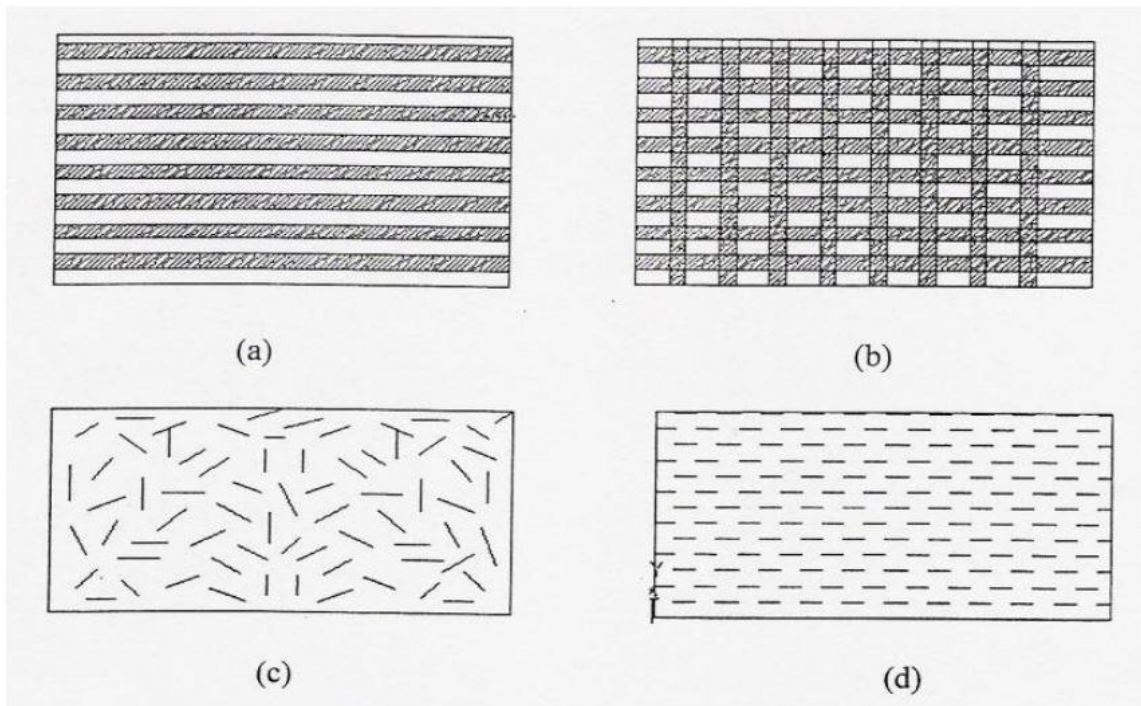
³ Malzemenin her yerindeki özelliklerinin aynı olması durumudur.

1.2.2.3. Fiber Yapılı Kompozitler

Kompozit malzemelerin birçok mekanik özelliklerinde artış sağlayan ve malzemeye lif ilavesi ile üretilen kompozit malzemelerdir. Mühendislerin üretimde kullandığı birçok malzeme fiber yapıları olarak üretilirler. Bu üretim yönteminden dolayı da malzemelerin mukavemet özellikleri ve rijitlik durumları ham hallerinden çok daha yüksektir. Örnek olarak, karbon fiber kompozit malzemelerinin çekme mukavemeti ham halinden daha fazladır. Bu orana bakacak olursak, 50 kat daha fazla bir çekme mukavemeti ve rijitliği ise 3 kat daha fazladır (Vatangül, 2008).

Fiber malzemelerin bu özelliklerinin belirlenmesi ile birlikte fiber esaslı kompozit malzemelerin üretimine başlanmıştır. Günümüz teknolojisinde büyük bir yer tutan bu malzemeler, ev eşyaları, roket motorları gibi en alt ve üst noktalarda kullanılmaktadır.

Farklı tiplere sahip fiber kompozit malzemeler bulunmaktadır. Bu tipler Şekil 1.1' de verilmiştir.



Şekil 1.1. Farklı tiplere sahip kompozitler (a) Tek yönlü pekiştirilmiş sürekli fiber yapıları kompozit malzeme, (b) Örgü formunda pekiştirilmiş fiber yapıları kompozit malzeme, (c) Rastgele yönlendirilmiş süreksiz yapıları kompozit malzeme, (d) Yönlendirilmiş süreksiz yapıları kompozit malzeme (Vatangül, 2008)

Fiber matris yapılı kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini belirleyen en önemli faktörler fiberlerin şekilleri, uzunluğu, oryantasyon açısı, fiberin mekanik özellikleri ve fiber – matris ara yüzeyleridir. Fiber malzemesi genel olarak dairesel yapıdadır. Ancak bazı durumlarda dört, beş, altıgen gibi geometrik yapılarda da olabilir. Son olarak yukarıda belirtildiği gibi sürekli ve süreksiz yapıda fiberler bulunmaktadır. Sürekli fiberler süreksiz yapıdaki fiberlerden daha iyi bir oryantasyona sahip olmasına karşılık süreksiz fiber yapıları kompozitler kullanımında daha pratiktirler.

1.2.2.4. Dolgu Yapılı Kompozitler

Üç boyutta sürekli bir yapıya sahip matris elemanının yine üç boyutta bir dolgu malzemesi ile doldurulmasıyla oluşturulan malzemelere dolgu yapıları kompozit malzemeler denilmektedir. Burada matris malzemesi çeşitli geometrik şekillere sahip olabilmektedir. Bu şekiller düzgün petek yapıları, hücreli yapıları ya da sünger benzeri gözenekli şekiller olabilir. Dolgu malzemesi olarak ise, metalik, organik ya da seramik malzemeler kullanılmaktadır. İdeal özelliklere sahip bir dolgu yapıları kompozit malzeme üretilebilmesi için dikkat edilmesi gereken en temel özellik ise matris olarak ve dolgu olarak kullanılacak malzemelerin birbiriyle herhangi bir reaksiyon vermemesi gerekmektedir.

1.2.2.5. Tabaka Yapılı Kompozitler

Tabaka yapıları kompozit malzemeler, farklı mekanik özelliklere sahip en az iki tabakanın birleşiminden oluşmaktadır. Çok farklı birleşimler ile oluşturulan kompozit malzemeler oluşturmak mümkündür. Burada kompozit malzemelerin tanımda da değinildiği gibi ortaya farklı ve daha önceki malzemelerden farklı bir malzeme çıkmaktadır. Örneğin, korozyona karşı zayıf bir direnç gösteren metallerin, yüksek korozyon direncine sahip metaller ya da plastikler ile kaplanması sonucunda korozyon özelliğinin, yumuşak metallerin sert metaller ile birleştirilmesi sonucunda sertlik özelliğinin, farklı oryantasyon açıları ile yük taşıma kapasitesinin gelişimi mümkün olmaktadır.

1.3. Kompozit Malzemelerin Üretiminde Kullanılan Temel Bileşenler

1.3.1. Matris Malzemeleri

Kompozit yapılı malzemelerde matris yapısının temel anlamda üç farklı görevi bulunmaktadır. İlk olarak, elyaf malzemelerini bir arada tutmaktır. İkinci olarak, malzeme üzerine gelen yükleri elyaf malzemelerine dağıtmak ve son olarak yine elyaf malzemelerini olumsuz koşullardan korumaktır. Normal durumlarda bir matris malzemesi başlangıçta yani yük etkisi altında değil iken viskozitesi düşük olmalıdır. Ancak yük etkisi arttıkça elyaf malzemelerini bir arada tutabilmesi için katı duruma geçebilecek yapıda olması gerekmektedir. Kompozit yapılı malzemelerde, kuvveti karşılayan elyafların görevlerini yerine getirebilmeleri için en büyük görev matris yapısına düşmektedir. Örnek olarak, matris yapısı olmadan bir elyaf yapısı düşünülür ise malzeme üzerine etkiyen kuvvet az sayıda elyaf malzemesi tarafından karşılanacaktır. Ancak matris yapısının var olduğu düşünülür ise, malzeme üzerine etkiyen kuvvet tüm elyaf yapısı üzerine eşit ya da eşite yakın bir şekilde dağıtılacaktır.

Matris ve elyaf yapılarının tam olduğu bir kompozit malzeme kesme kuvveti etkisinde kaldığı zaman dayanımının iyi olabilmesi, elyaf yapıları ile matris malzemesinin iyi yapışması ve matris malzemesinin kesme kuvvetine karşı mukavemetinin iyi olmasına bağlıdır. Ayrıca bütün olarak bir kompozit malzemenin daha iyi bir mekanik özellik göstermesi için, matris malzemesinin elyaf yapısına göre daha zayıf ve daha esnek olması gerekmektedir. Elyaf yapıları ve matris malzemeleri arasında oluşan bağ kuvvetleri çok yüksek ise elyaf yapılarında veya matris malzemeleri üzerinde oluşabilecek bir çatlakın yön değiştirmeden ilerlemesi mümkündür. Böyle bir durumda bütün olarak ele alınacak kompozitin, gevrek bir malzeme olarak düşünülmesi normaldir. Böyle bir durumda kopma gerçekleşir ise kopma yüzeyinin temiz ve parlak olması beklenir. Eğer bağ kuvvetleri düşük ise ve bu kompozit malzemenin mekanik özelliklerini düşürür (Vatangül, 2008).

1.3.2. Reçineler

1.3.2.1. Epoksi Reçineler

Epoksi reçineleri, bifenol A ve epiklorhidridin isimli kimyasal bileşiklerin reaksiyonları sonucunda ortaya çıkan bir ürünün sertleştirici madde olan katalist ile karıştırılması ile oda sıcaklığında ya da 80 – 90 derece sıcaklığa sahip fırında bir süre bekletilmesi sonucunda sertleşir. Yapı sertleştikten sonra plastik bir görünüme kavuşur. Epoksi reçinelerin önemli özellikleri arasında, sıvı veya katı halde bulunabilmeleri, elektrik direncinin, ısı direncinin ve kimyasal direncinin yüksek olmasıdır. Ayrıca hava koşullarından da etkilenmezler. Yaklaşık olarak iki yıl süre ile normal şartlar altında herhangi bir sorun olmaksızın depolanabilirler.

1.3.2.2. Polyesterler

Polyesterler, dibazik asitler ile gliserin, glükol gibi polialkollerin birbiri ile reaksiyona girmesi sonucunda elde edilen ürünlerdir. Katı, sıvı termoplast ve termoplast gibi türleri bulunmaktadır. Polyesterlerin özellikleri ise şöyledir; sert, kimyasal maddelere ve hava şartlarına olan direnci yüksektir. Katı türde olanları ise ayrıca darbelere karşı dayanıklıdır.

1.3.2.3. Üretan Reçineleri

Üretan reçineleri, izosiyanat ile polialkolün normal şartlar altında reaksiyonları sonucunda oluşmaktadır. Elde edilen üretan reçinesi esnek yapıdadır ve rijit malzemelerin üretiminde kullanılırlar. Üretan reçinelerinin kimyasal dirençleri yüksek olup bunun yanı sıra yalıtım özellikleri de yüksektir.

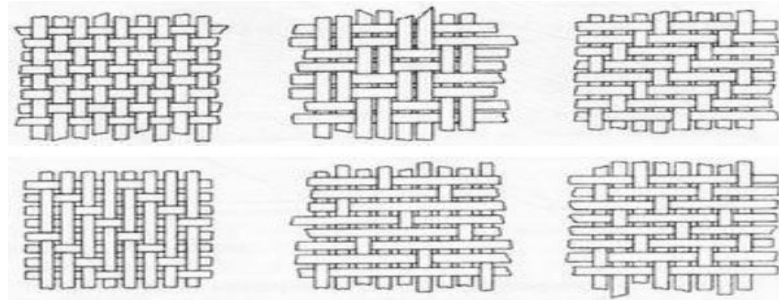
1.3.2.4. Fenolik Reçineler

Bir fenol formaldehit ürünüdür. Bu tür reçineler ham maddelerin farklı türevlerinde kullanılmaktadır. Yerli üretim olarak sıvı halde Fenolik üretimi mümkündür ve yapılmaktadır.

1.3.3. Elyaf Çeşitleri ve Özellikleri

Matris malzemeleri içerisinde yer alan elyaf yapıları kompozit malzemelerde takviye elemanı olarak kullanılmaktadır. Elyaf yapıları kompozit malzemelere temel anlamda mekanik özelliklerini kazandırmaktadır. Kompozit malzemelerin içerisinde bulunan elyaf yapıları, düşük yoğunlukta bulunmaktadır. Ancak düşük yoğunlukta olmalarına karşılık, yüksek bir elastite modülüne ve sertliğe sahiptir. Ayrıca kimyasal olarak korozyon dirençleri de yüksektir. Günümüzde kullanılan kompozit malzemelerdeki en önemli takviye elemanıdır. Elyaf yapıları günümüz modern kompozit malzemelerin üretilmelerinde en önemli konumdadır. Kompozit malzeme üretimi teknolojisinde kullanılan elyaf yapılarından biri olan cam elyafları en eski elyaflardır. Son dönemlerde gelişen teknoloji ile birlikte kompozit malzemelerin üretiminde kullanılan elyaf tipleri de gelişme göstermiştir. Günümüzde kullanılan en gelişmiş elyaf yapıları arasında bor, karbon, silisyum karbür ve aramid elyaflar bulunmaktadır. Elyafların, üretiminde gelişen teknoloji ile birlikte elyafların düşük çaplı ve ince olarak üretilmeleri mümkün hale gelmiştir. Tüm bu sebeplerden dolayı da mekanik özellikleri en üst düzeye ulaşmıştır. Ayrıca elyaf yapılarının iyi birer mühendislik ürünü olmalarının üç temel sebebi vardır (Vatangül, 2008).

1. Mikro yapısında bulunan tanecik yapılarının küçük olmasına bağlı olarak düşük çapta üretilmelerini,
2. Uzunluk / çap oranının büyümesi ile birlikte malzeme üzerine etkiyen kuvvetin, matris malzemesi aracılığı ile istenildiği gibi elyaf yapılarına ileteceği yükün düzgün olması,
3. Elastite modülünün yüksek olmasıdır.



Şekil 1.2. Elyaf dokuma türleri (Vatangül, 2008)

1.3.3.1. Cam Elyaf Yapıları

Cam elyaf yapıları, birçok cam çeşidin de kullanılmaktadırlar. Cam amorf yani kendine özgü bir şekil olmayan ve polimerik yapılı bir malzemedir. Molekül yapısında, silisyum ve oksijen atomları bulunmaktadır. Silisyum metal olmayan bir malzemedir. Doğada genel itibari ile oksijen atomu ile birlikte bulunur ve kimyasal formülü SiO_2 yani silis olarak ifade edilir.

Cam üretimi için silis kumu, bir takım katkı malzemeleri kullanılarak kuru halde $1260\text{ }^\circ\text{C}$ ' ye ısıtılır hemen ardından soğumaya bırakılır. Bu işlemler sonucunda sert yapılı bir malzeme elde edilir.

Cam elyaf yapılarının özellikleri ise şu şekildedir;

- ✓ Çekme mukavemeti yüksektir.
- ✓ Birim ağırlığa düşen mukavemet çelik malzemesinden daha fazladır.
- ✓ Isıl direnci düşük olup, yanmaz bir malzemedir. Ancak yüksek sıcaklıklarda sertliklerini kaybederler.
- ✓ Çeşitli kimyasalların korozyonlarına karşı dirençlidirler.
- ✓ Cam elyaflarının nemi absorbe etme özellikleri bulunmamaktadır. Fakat cam elyaf yapılı kompozit malzemelerde, matris malzemesi ile cam elyafı arasında nem etkisine bağlı olarak çözünme meydana gelebilir.
- ✓ Elektriği iletmezler. Bu özellik sayesinde elektriksel bir yalıtım malzemesi olarak da kullanılabilirler.

Cam elyaf üretiminde silis kumuna farklı katkı malzemeleri eklendiği zaman elyaf yapısı bu eklenen malzemeler ile birlikte farklı özelliklere kavuşur. Bu durumda dört farklı cam elyaf yapısı oluşur. Bunlar şu şekilde verilebilir;

- ✓ Alkali Camı (A) : Alkali camı, yüksek bir oranda alkali içermektedir. İçerisindeki alkaliden dolayı A camı olarak da isimlendirilmektedir ve yine içerisinde barındırdığı alkaliden dolayı elektriksel olarak yalıtkanlığı düşüktür. Kimyasal anlamda direnci yüksek ve en yaygın cam türüdür.

- ✓ Elektrik Camı (E) : Yapısındaki alkali miktarının azlığından kaynaklı elektrik iletkenliği diğer cam türlerine göre yüksektir. Mekanik özellikleri yüksek olup, suya karşı direnci de yüksektir. Suya olan direncinden dolayı nem barındıran ortamlarda tercih sebebidir. Asıl üretim amacı da budur.
- ✓ Mukavemet Camı (S) : Yüksek mekanik özelliklerine sahip bir cam türüdür. Çekme mukavemeti elektrik camına oranla, ortalama % 33' e kadar daha yüksektir. Ayrıca yüksek sıcaklıklarda iyi bir yorulma direncine sahiptir. Bu özelliklerinden dolayı havacılık ve uzay sanayisinde tercih edilmektedir. Cam elyaf yapıları genel itibari ile plastik ya da epoksi reçineler ile birlikte kullanılırlar (Vatangül, 2008).

Tablo 1.1. Cam Elyaf Yapılarının Mekanik Özellikleri (Vatangül, 2008)

Özellikleri	Cam Tipi			
	A	C	E	S
Özgül Ağırlık (gr/cm ³)	2,50	2,49	2,54	2,48
Elastik Modül (GPa)	-	69,0	72,4	85,5
Çekme Mukavemeti (MPa)	3033,0	3033,0	3448,0	4585,0
Isıl Genleşme Katsayısı	8,6	7,2	5,0	5,6
Yumuşama Sıcaklığı (°C)	727,0	749,0	841,0	970,0

Tablo 1.2. Cam Elyaf Yapılarının Kimyasal Bileşimleri (Vatangül, 2008)

	Katki Malzemeleri (%)			
	A	C	E	S
SiO ₂	72,0	64,4	52,4	64,4
Al ₂ O ₃ , Fe ₂ O ₃	0,6	4,1	14,4	25,0
CaO	10,0	13,4	17,2	-
MgO	2,5	3,3	4,6	10,3
Na ₂ O, K ₂ O	14,2	9,6	0,8	0,3
B ₂ O ₃	-	4,7	10,6	-
BaO	-	0,9	-	-

1.3.3.2. Bor Elyaf Yapıları

Bor elyaf yapıları, yapısal anlamda zaten kompozit yapıdadır. Yani birden çok malzemenin birleşmesi ile yeni bir malzeme ortaya çıkmıştır. Çekirdek olarak isimlendirilmiş ince bir flamanın üzerine borun kaplanması ile üretilirler. Çekirdeğinde genelde tungsten elementi bulunur. Son zamanlarda çekirdekte karbon elementi de kullanılmaktadır.

Bor elyafları, yüksek çekme mukavemetine ve elastisite modüllüne sahiptirler. Çekme mukavemetleri 2750 – 3500 MPa aralığındadırlar. Elastisite modülü ise 400 GPa seviyesindedir. Bu değerler S camının elastisitesinden yaklaşık olarak beş kat daha fazladır. Üst mekanik özelliklere sahip olan bor elyafları, uçak yapımında kullanılmaktadırlar. Ancak maliyetleri yüksek olması sebebi ile son yıllarda yerlerine karbon elyafları kullanılmaktadırlar (Vatangül, 2008).

1.3.3.3. Silisyum Karbür Elyaf Yapıları

Bor elyafları gibi, silisyum karbür elyafları da tungsten bir çekirdeğe sahiptirler. Yüksek sıcaklıklarda bor elyaf yapılarından daha iyi sonuçlar vermektedir. Bu özelliğini sayısal olarak açıklayacak olursak, silisyum karbür elyaf yapıları yaklaşık olarak 1370 °C' de mukavemetinin %30' nu kaybetmesine karşılık bor elyaf yapıları için bu değer kaybı 640 °C' dir. Silisyum karbür elyafları genelde jet motorlarının parçalarının üretiminde kullanılmaktadırlar (Vatangül, 2008).

1.3.3.4. Alumina Elyaf Yapıları

Alumina, bir alüminyum oksittir. Kimyasal olarak gösterimi ise, Al_2O_3 şeklindedir. Alumina elyaf yapılarının çekme mukavemetleri yeterince yüksek olmamakla birlikte basma mukavemetleri iyidir.

Buna örnek verecek olursak; Alumina / epoksi bir kompozit malzemelerin basma kuvveti 2300 MPa civarlarındadır (Vatangül, 2008).

1.3.3.5. Grafit Elyaf Yapıları

Grafit yani karbon elyaf yapıları, $2,268 \text{ gr/cm}^3$ lük bir yoğunluğa sahip kristal yapılı malzemelerdir. Grafit elyaf yapıları, karbon elyaflarından sonraki dönemlerde gelişme göstermiş ve günümüzde sıklıkla kullanılmaktadırlar. Grafit yani karbon yapıli elyafların üretiminde üç temel hammadde bulunmaktadır. İlk olarak rayon yani suni ipek maddesidir. Bu madde bir fırında $1000 - 3000 \text{ }^\circ\text{C}$ arasında ısıtılır ve bu ısıl işlem ile aynı zamanda madde üzerine bir çekme kuvveti uygulanmaktadır. Bu iki işlemin uygulanması sonucunda madde mukavemet ve tokluk kazanmaktadır. Fakat bu madde her ne kadar mekanik olarak iyi değerlere sahip olsa da maliyet dezavantajından dolayı kullanımı uygun olmamaktadır.

Grafit elyaf yapıların üretiminde genel olarak rayon yerine poliakrilonitril kısa gösterimi PAN olan madde kullanılmaktadır. PAN maddesi ile üretilen grafit elyaf yapıları $2413 - 3102 \text{ MPa}$ lık bir değer aralığında çekme mukavemet değerine sahiptirler. Buna karşılık rayon maddesi gibi maliyeti yüksektir.

Son olarak petrolün rafine edilmesi sonucunda elde edilen zift kaynaklı grafit yapıli elyaflar da bulunmaktadır. Bu madde ile üretilen elyaflar, 2069 MPa gibi bir çekme mukavemetine sahiptirler. Ancak bu madde ile üretilen yapılar mekanik özellikleri bakımından rayon ve PAN maddesi ile üretilen elyaf yapılarına göre daha düşüktür. Fakat bu zift kaynaklı elyaf yapılarının da maliyet avantajı bulunmaktadır (Vatangül, 2008).

Tablo 1.3. Karbon Yapılı Elyafaların Mekanik Sınırları (Vatangül, 2008)

Grafit Elyaf Yapı Sınıfı	Grafit Isısı ($^\circ\text{C}$)	Elastik Modülü (GPa)
Düşük Modül	<1000	<200
Standart Modül	1000 – 1500	200 – 250
Orta Modül	1500 – 2000	250 – 325
Yüksek Modül	2000<	325<

Grafit yapılı elyaf malzemelerinin en belirgin özellikleri düşük yoğunlukları ve yüksek mukavemet özellikleridir. Grafit elyaf yapılar, nemden etkilenmedikleri gibi sürünme mukavemetleri çok yüksektir. Aşınma ve yorulma mukavemetleri iyidir. Kısaca yüksek mekanik özelliklere sahiptirler. Bu özellikleri sebebi ile askeri ve sivil alanlarda kullanılan hava cisimlerinde yaygın olarak kullanılmaktadır.

Grafit elyaf yapıları, çeşitli plastik matris elemanları ve epoksi reçineler ile kullanılmaktadırlar. Ayrıca alüminyum ve magnezyum gibi metal matris malzemeleri ile de kullanılmaktadırlar.

1.3.3.6. Aramid Elyaf Yapıları

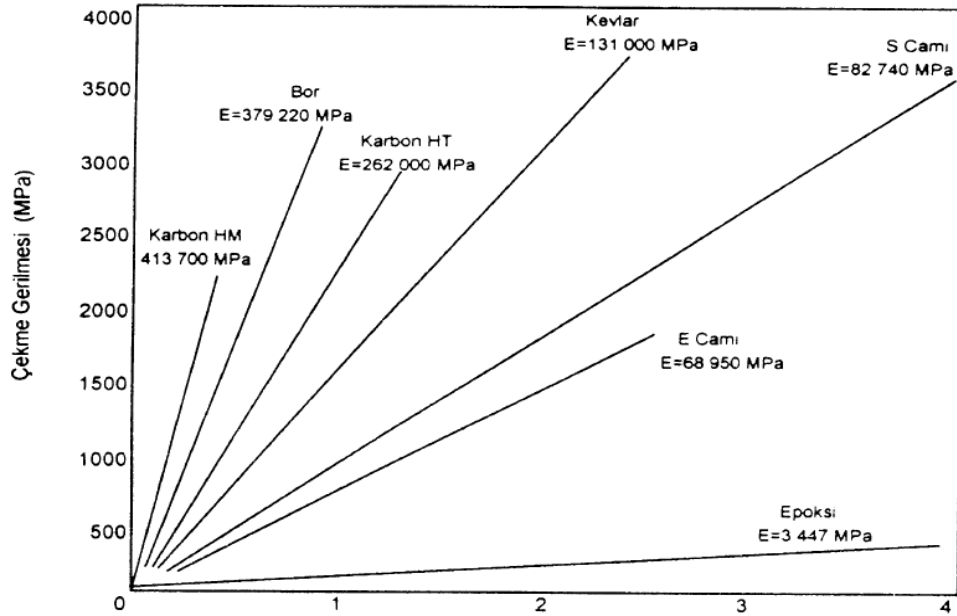
Aramid, kelimesi “aromatik polyamid” kelimelerinden gelmektedir. Burada ki polyamidler, atomik olarak uzun zincir yapılı polimer maddelerdir. Aramidin atomik yapısında bulunan karbon atomlarının sayısı altı olup, bu karbon atomları birbirine hidrojen atomları ile yaptıkları bağlar ile bağlanmışlardır. Aramidin genel olarak mekanik anlamda özellikleri grafit elyaf yapılarında olduğu gibi, elyaf yapı doğrultusunda iyi ancak elyaf yapı doğrultusuna dik olduğu zamanlarda zayıftır.

Aramid elyaf yapıları, düşük ağırlık, yüksek çekme – basma mukavemeti ve düşük maliyet gibi belirgin özelliklere sahiptir. Bu özelliklerinin yanı sıra darbe direncinin yüksek olması ve gevreklik konusunda grafit elyaf yapılı malzemelere göre de sünektir. Bu nedenlerden dolayı, kolay şekil verilebilirler. Mekanik özellikleri içerisinde son olarak ise, petrol, hava, su, doğal gaz, demir, toprak, ateş gibi doğal kimyasal malzemelere karşı dirençlidirler. Ancak asitlerden ve alkali bileşiklerden yani, sodyum hidroksit, sodyum karbonat, potasyum karbonat, potasyum hidroksit, baryum, kalsiyumdan etkilenmektedirler.

Temel olarak iki tip aramid bulunmaktadır. Bunlar, Kevlar 29 ve Kevlar 49 olarak isimlendirilmiştir. Her iki tip aramid 2300 – 2400 MPa’lık bir çekme mukavemetine ve %1,5 - %2,0 aralığında kopma uzamasına sahiptirler. Ancak Kevlar 49’ un elastisite modülü Kevlar 29’ a göre iki kata kadar daha fazladır. Aramid elyaf yapılarının yoğunlukları cam ve grafit elyaf yapılarının yoğunluklarından daha azdır. Aramid – epoksi’ den oluşan bir kompozit malzemenin darbe dayanımı grafit – epoksi

kompozit malzemesine göre yaklaşık 6 – 8 kat, bor – epoksi kompozit malzemesine göre ise 3 – 5 kat daha iyidir.

Havacılık sanayinde özellikle uçak sanayisinde sıklıkla kompozit malzemelerin tercih edildiği bilinen bir durumdur. Buna bağlı olarak, düşük basma mukavemet özelliklerinden dolayı aramid – epoksi kompozit yapıları grafit – epoksi kompozitleri ile birlikte kullanılmaktadırlar. Birçok üstün değerlere sahip olan aramid elyaf yapılarının da tüm malzemeler gibi negatif özellikleri bulunmaktadır. Aramid elyafların, nemi absorbe etme özellikleri kötüdür (Vatangül, 2008).



Şekil 1.3. Elyaf yapıları ve matris malzemelerinin gerilme-uzama diyagramı (Vatangül, 2008)

1.4. Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri

1.4.1. Elle Yayma Yöntemi ile Üretim

Elle yayma yöntemi kullanılarak yapılacak bir üretimde, malzemenin proje ve üretim sürecinde gerek görülen yerlerde malzemeler yığılır yani üst üste konulur. Bu yöntem ile malzemenin şekli ve mukavemeti üzerinde bir kontrol sağlanır. Yığılma olayı aynı zamanda elle yayma metodudur. Elle yayma yöntemi genel olarak düşük imalat kapasitesine sahip olduğu durumlarda sık kullanılan bir yöntemdir. Ayrıca oldukça ekonomik bir yöntem olup üretim üç başlık altında toplanır. İlk olarak kalıp hazırlama

işlemi, ikinci olarak cam keçenin ya da cam kumaşın serilmesi işlemi yani matris malzemesinin serilmesi, üçüncü ve son işlem olarak serilen matris malzemesinin üzerine polyester yani fiber malzemesi uygulanması işlemidir.

Elle yayma yönteminde kullanılacak kalıp üretilecek malzemenin özellikleri dikkate alınarak seçilmelidir. Kalıp malzemesi olarak, tahta, alçı, plastik veya cam takviyeli plastik gibi malzeme türlerinden biri uygun olarak seçilmelidir. Kalıp üretimi yapılırken, kalıp yüzeylerinin pürüzlülüğüne dikkat edilmelidir. Yüzey üzerinde herhangi bir hava kabarcığı, delik, çatlak gibi yüzey hataları olmamalıdır. Oluşturulan kalıp kullanıldıktan sonra üretilen malzemedan kolayca ayrılmalıdır.

Bu nedenden dolayı ayırıcı malzeme olarak nitelendirilen bir malzeme kalıp yüzeylerine uygulanmalıdır. Genel olarak kalıp yüzeylerine 2 – 3 kat olarak uygulanmalıdır. Genel olarak 0,3 – 0,5 mm' lik bir tabaka halinde sürülmelidir.

Elde edilen ve ayırıcı bir yüzey ile kaplanmış kalıp artık ikinci aşama için hazırdır. İkinci aşamada ise, cam keçe ya da cam kumaş önceden kesilerek hazırlanır ve kesilen parçalar ayırıcı yüzeyin kurumaması beklenmeden kalıp üzerine yayılır. Üçüncü aşama da ise, kumaşların üzerine bir fırça yardımı ile polyester uygulanır. Bu aşamadan sonra malzemenin projede belirlenmiş kalınlığa ulaşmasını sağlamak amacı ile ikinci ve üçüncü aşamalar tekrar edilerek devam edilir. Her aşamada arada kalacak olan hava kabarcıkları da bir dişli rulo yardımı ile çıkarılmalıdır.

Tüm bu işlemlerden sonra ürün belli bir sertlik düzeyine ulaştıktan sonra kalıptan çıkarılır. Bu yöntemde el işçiliği önemli bir durumdur. Bu nedenle işçiliğe verilen önem ile üretilen malzemenin hata payı ters orantılıdır (Arıkan, 2012).

1.4.2. Sürekli Kalıplama Yöntemi ile Üretim

Sürekli kalıplama yöntemi, devamlı kalıplama ve profil çekme yöntemleri yapılabilmektedir.

1.4.2.1. Devamlı Kalıplama Yöntemi

Bu yöntemde matris malzemesi olarak, cam elyaf, keçe, kumaş ya da cam fitili kullanılır. Bu malzemeler direk olarak bir reçine banyosuna tabii tutulurlar veya direkt olarak üzerlerine fiber malzemesi olarak polyester spreyle püskürtülür. Yapılan bu adım ile matris malzemesi etrafında ince bir selofan⁴ tabakası oluşmuş olur ve matris malzemesi bu selofan ile sandviç halini alır. Sandviç halini aldıktan sonra metal bir rulo yardımı ile içerisinde bulunan hava basınç yardımı ile çıkarılır.

İkinci aşamada ise, sandviç haline getirilen malzeme şekillendirmek amacıyla fırına gönderilir. Fırında ısıya maruz kalan malzeme jelleşme denilen hafif yumuşama durumuna geldiği zaman, şekillendirme ruloları olarak bilinen metal rulolar arasından geçirilerek son halini alır. Fırından çıkan malzeme tekrar sertleştikten sonra projeye uygun olarak kesilir. Bu üretim yöntemi ile genel olarak çatı ve cephe kaplamasında kullanılmakta olan ondüle levhalar üretilmektedir (Arıkan, 2012).



Şekil 1.4. Ondüle levha

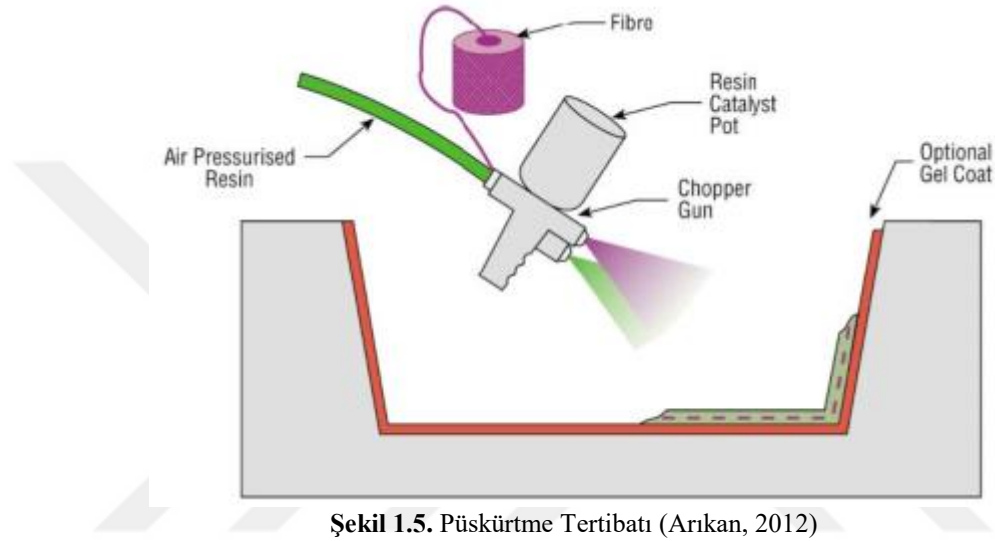
1.4.2.2. Profil Çekme Yöntemi

Bu yöntemde, reçine edilmiş cam fitilleri, çalışma kapsamında belirlenen metal rulolardan geçirilirler ve sonrasında çubuk ya da boru şeklini alması için uygun kalıplarda üzerlerine basınç uygulanarak şekillendirilirler. Son şekillendirme işleminde, şekillerin kalıcılığını sağlamak için çekme – basma kafaları sıcak olabilir. İşleme ve malzemeye göre kafaların sıcak olup olmaması değişiklik gösterebilir (Arıkan, 2012).

⁴ İnce, sağlam ve şeffaf tabakalardır.

1.4.3. Püskürtme Yöntemi ile Üretim

Püskürtme yöntemi ile üretim, temelde elle yayma yönteminde uygulanan fiber malzemesinin yani polyesterin elle değil de makine yardımı ile uygulanmasıdır. Bu yöntemde makine gücü kullanıldığından dolayı üretim miktarı daha fazladır. Bu yöntemde tıpkı elle yayma yöntemindeki gibi kalıp tarafında kalan yüzeylerde yani ürünün tek tarafında düzgün yüzeyler elde edilebilir (Arıkan, 2012).



Şekil 1.5. Püskürtme Tertibatı (Arıkan, 2012)

1.4.4. Flaman Sarma Yöntemi ile Üretim

Bu üretim yöntemi mantık olarak çok basit temellere dayanmaktadır. Bir veya birden fazla matris malzemesi, reçine banyosuna tabii tutulur. Ardından iki noktadan sabitlenmiş kalıp üzerine sarmal olarak çalışmaya uygun olarak sarılır. Flaman sarma yöntemi ile genellikle dairesel formlara sahip ürünler üretilir. Örnek olarak, kaplar, silolar, borular üretilebilir (Arıkan, 2012).

1.4.5. Santrifüj Kalıplama Yöntemi ile Üretim

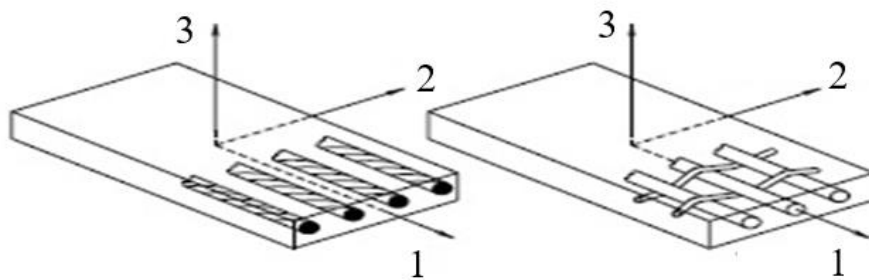
Santrifüj kalıplama yöntemi ile üretim, flaman sarma yöntemi ile büyük benzerlikler göstermektedir. Boru, silo ve dairesel kaplar üretilebilir. Üretim dönen bir kalıp kullanılarak yapılmaktadır (Arıkan, 2012).

1.4.6. Torba Kalıplama Yöntemi ile Üretim

Torba kalıplama yöntemi kullanılarak yapılan üretim, temelde bir üretim değildir. Elle yayma ve püskürtme yöntemleri ile üretilen malzemelerin yüzey kalitelerini düzeltmek için kullanılmaktadır. Elle yayma ve püskürtme ile üretilen ürünler kuruma aşamasında iken torba içerisine alınır ve içerideki hava vakumlanarak ortamdan uzaklaştırıldıktan sonra bozuk olan dış yüzeyler tekrar kalıplanır ve kuruma tamamlanarak iki yüzeyinde düzgün bir formda olması sağlanmaktadır (Arıkan, 2012).

1.5. Tabakalı Kompozit Malzemeler

Tabakalı kompozit malzemeler diğer adı ile lamine kompozitler tabakalı yapıdan oluşmuş kompozit malzemelerdir. Burada tabakalar, düz ya da bükülmüş yapıda bulunan fiber malzemelerin yani elyaf yapıları bir matris malzemesi içerisinde bulunması halidir. Şekil 1.6' da görüldüğü üzere tabakalı kompozit plakaların tabaka yapısı görülmektedir. Birinde fiber doğrultusuna paralel olarak, diğerinde ise dik olarak yerleştirilmiş iki klasik tabaka gösterimi vardır. Fiber malzemeleri ana yük taşıyıcı veya güçlendirici bir eleman olarak yapıda bulunmaktadır. Matris malzemeleri ise organik, seramik ya da metalik olabilmektedir. Matris malzemelerinin yapıdaki görevi ise, fiber malzemelerini destekleyerek ve koruyarak, malzemenin bütünü üzerine etkiyen yüklerin dağılımını ve fiberler arasında yük iletimini gerçekleştirmektir.



Şekil 1.6. Elyaf yapılarının matris malzemesi içindeki durumu (Eryiğit, 2006)

Tabakalı kompozit malzemeler en az iki farklı malzemenin birbirine yapışması ile oluşmaktadır. Burada ki amaç ise tabaka yapılarının en iyi mekanik özelliklerini birleştirmek ve daha güçlü ve iyi mekanik özelliklere sahip bir malzeme elde etmektir.

1.6. Kompozit Malzemelerin Mekanik Davranışları

Tabakalı yani katmanlı kompozit malzemeler en az iki tabakanın birleştirilmesi ile oluşturulan bütün bir yapıdır. Böyle bir yapının üretimi sırasında, belirli bir çalışma temel alınır ve bu çalışma esaslarına göre belirli bir kalınlık değerine ulaşmak için çok tabakalı, düz veya değişik yönelimli elyaf yapıları oluşturulması gerekmektedir.

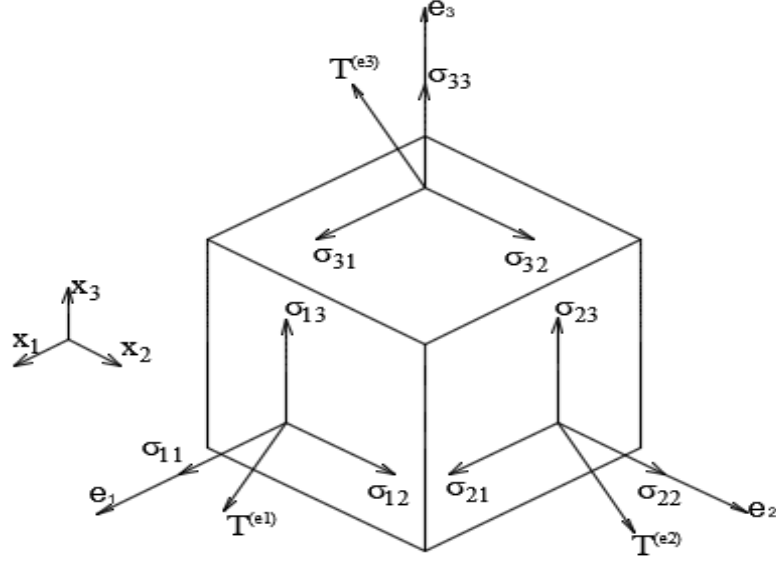
Buradaki uygulamalar sonunda oluşan malzemenin elyaf yapıları üç grupta incelenir.

1. İzotropik olarak üretim yapılacak ise elyaf yapıları, rastgele yönelimli,
2. Ortotropik olarak üretim yapılacak ise elyaf yapıları, ortogonal yönelimli,
3. Ortotropik olarak üretim yapılacak ise elyaf yapıları, tek yönlü olarak yerleştirilmiştir.

Tüm bu sebeplerden dolayı, bir kompozit malzemenin mekanik özellikleri, tabakalama, kullanılan fiber ve matris malzemelerinin mekanik özelliklerine, elyafların düzenine ve üretim tekniklerine bağlı olarak orta çıkacaktır. Diğer yandan, kompozit malzeme içerisinde bulunan fiber ve matrislerin oranları ve yönelimleri, malzeme üzerine etkileyen tüm kuvvetlerin oluşturacağı gerilmede ve bu gerilmelere bağlı olarak uzama miktarlarında büyük pay sahibidir.

1.6.1. İzotropik Tabakalı Kompozit Malzeme

Bir kompozit malzemenin tabaka yapılarında bulunan fiberlerin yönelimleri rastgele ise bunlar mikro olarak değil makro yani bir bütün olarak düşünülür. Yani sonuç olarak tüm malzemenin mekanik özellikleri de bu yönde gelişir. Bu düşünceden yola çıkılarak kompozit malzemenin tümü üzerine etkileyen kuvvet sonucunda malzeme üzerinde oluşacak gerilmeler Şekil 1.7' deki gibi olur.



Şekil 1.7. Üç boyutta gerilme sistemi

İzotrop malzeme için hooke kanununa ait bağıntılar;

$$\sigma_{11} = \{E/(1 - \nu^2)\}(\varepsilon_{11} + \nu\varepsilon_{22})$$

$$\sigma_{22} = \{E/(1 - \nu^2)\}(\varepsilon_{22} + \nu\varepsilon_{11}) \quad (1.1)$$

$$\sigma_{12} = \{E/2(1 - \nu)\}(\varepsilon_{12})$$

Yukarıda ki ifadeler matris formunda yazılır ise;

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

$$[\sigma] = [Q][\varepsilon]$$

şeklinde yazılır. Verilen denklemler sonucunda;

$$Q_{11} = Q_{22} = \frac{E}{1 - \nu^2}$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{E\nu}{1-\nu^2}$$

$$Q_{33} = \frac{E}{2(1-\nu)} = G$$

$$Q_{13} = Q_{23} = Q_{31} = Q_{32} = 0$$

eşitlikleri yazılabilir. Yukarıda bulunan eşitliklerde G kayma modülünü, E elastik modülü ve ν poisson's oranını göstermektedir. İzotropik özelliğe sahip kompozit malzemelerde kayma modülü olan G, Q_{33} denkleminde verildiği üzere E ve ν değerlerinin bir fonksiyonudur.

Yazılan tüm denklemler sonucunda bir izotropik özellikli malzemenin farkını ortaya koyabilmek için yalnızca iki elastik değerin gerekli olduğunu göstermiştir. Denklem 1.2' nin karşılığı olarak bir uzama ve gerilme eşitliği çıkarılır ise;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

$$[\varepsilon] = [S][\sigma]$$

olarak çıkarılır. Bu eşitlikler doğrultusunda;

$$S_{11} = S_{22} = 1/E$$

$$S_{12} = S_{21} = -\nu/E$$

$$S_{33} = 1/G$$

Denklem 1.2' de verilen 3x3 kare matris Q, gerilme ve uzama vektörlerinin arasında bulunan matematiksel bağıntıyı açıklamaktadır. Denklem 1.3' de verilen S bir kare olup, Q ise ters kare matris olup bir uyum matrisi olarak bilmektedir.

1.6.2. Ortotropik Tabakalı Kompozit Malzeme

Bir kompozit malzemenin tabaka yapılarında bulunan elyaf yapıları tek yönlü süreli ya da iki yönlü takviyeli olarak işlenir ise elyaf yöneliminde yüksek dayanıklılığa sahip, rijit bir yapı elde edilebilir. Bu mekanik özelliklerin elde edilmesinde elyaf yapılarının yönelimleri etkili olduğu kadar elyaf içerisinde büyük bir etki yaratacaktır. Tüm bunların sonucunda tek yönelimli elyaf yapılarının yüksek dayanım ve elastik modülü değeri elyaf yapısına dik yönelimli üretim ile karşılaştırıldığı zaman elyaf doğrultusuna paralel bir doğrultu elde edilecektir. İki yönelimli bir yapıda ise, elyaflar hem eksene paralel hem de dik yönde yerleşimi yapılırken, kompozit malzemelerde ise iki ortogonal yönde dayanım ve elastik modülü eşit olmaktadır. Bu sayede kompozit malzemeler, birbirlerine dik doğrultuda iki ekseninde de simetrik bir malzeme özelliği taşırlar ve bu tür malzemeler ortotropik olarak isimlendirilirler.

Bu tür malzemelerini üzerine etkiyen kuvvetler sonucunda gerilme kuvvetleri izotropik malzemelere oranla daha karmaşık bir hal almaktadır. Ortotropik malzemelerin gerilme kuvvetleri için Hooke kanunu bağıntıları ise şu şekildedir;

$$\begin{aligned}\sigma_{11} &= Q_{11}\varepsilon_{11} + Q_{12}\varepsilon_{22} \\ \sigma_{22} &= Q_{12}\varepsilon_{11} + Q_{22}\varepsilon_{22} \\ \sigma_{12} &= Q_{33}\varepsilon_{12}\end{aligned}\tag{1.4}$$

yazılabilir. Yukarıda ki bağıntıları matris formunda yazarsak;

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix}\tag{1.5a}$$

$$[\sigma] = [Q][\varepsilon]$$

şeklinde yazılabilir. Burada

$$Q_{11} = E_{11}/(1 - \nu_{12}\nu_{21})$$

$$Q_{22} = E_{22}/(1 - \nu_{12}\nu_{21})$$

(1.5b)

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

$$Q_{33} = G_{12}$$

olur.

Ortotropik durumda kayma modülü ve gerilmeler, burulmanın olduğu doğrultuya göre tanımlanmaktadır. Böyle bir durumda ise G, E ve ν değerlerinden bağımsız olacaktır. Ortotropik özelliklere sahip kompozit malzemeler ise tamamen birbirinden bağımsız olan elastik sabitleri yani E_{11} , E_{22} , ν_{12} ve G_{12} ile ifade edilebilmektedir. Kompozit malzeme üzerine etkiyen kuvvetler sonucunda, uzama ve gerilmeler ile ilgili olan eşitlikler ise Denklem 1.5 yardımı ile şu şekilde olur;

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

$$[\varepsilon] = [S][\sigma]$$

Yukarıda verilen;

$$S_{11} = 1/E$$

$$S_{22} = 1/E_{22}$$

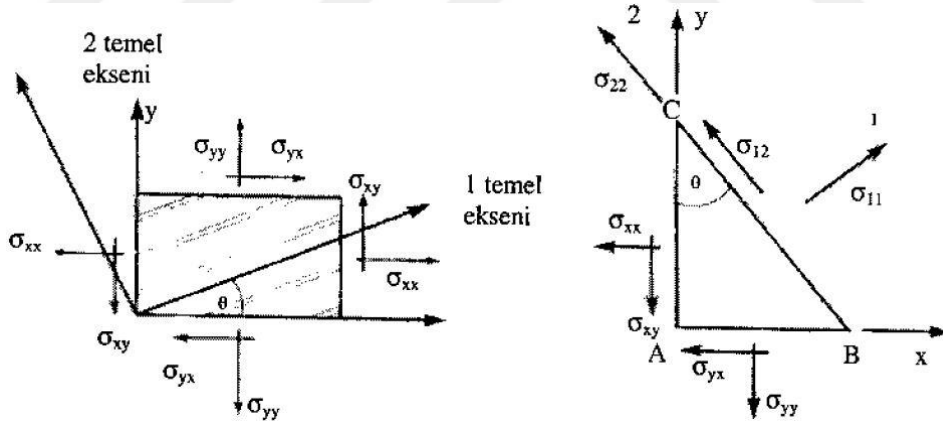
$$S_{33} = 1/G_{12}$$

$$S_{12} = -\frac{\nu_{21}}{E_{22}} = -\nu_{12}/E_{11}$$

değerleri şeklinde yazılabilir. Burada ki eşitliklerde poisson oranının yani ν gösterimini biraz açacak olursak, ν_{12} burada, kuvvet 1 yönünde uygulandığı zaman 2 yönünde gerçekleşen uzamayı ifade etmektedir. Ortotropik özellik gösteren kompozit malzemeler de poisson oranı izotropik özellik gösteren kompozit malzemelere göre en fazla 0,5 kat daha büyük olabilir.

1.6.2.1. Ortotropik Tabakalı Kompozit Malzemelerde Keyfi Yönelme

Denklemler 1.4 ve Denklemler 1.5 ile tanımlanmış olan bağıntılar ile malzemenin eksenleri ile ilgili olduğundan dolayı malzeme simetrisi sebebi ile normal gerilmenin etkileri kayma gerilmesinden bağımsız olduğu için toplam etkiler süper pozisyon adı verilen bir yöntem ile belirlenmelidir. Tabakaların asıl eksenleri keyfi seçilen yönelimde 0 referans noktaları ile aynı noktada değil ise Şekil 1.8’ de gösterildiği gibi, her plaka için yukarıda oluşan bağıntı referans eksenlerine dönüştürülür. Bu sebeplerle, önce plakada iki eksen takımına bağlı olarak tanımlanacak gerilmeler arasında bir ilişki kurulur. Ardından benzer bir ilişki ise uzama bağıntıları arasında kurulmalıdır.



Şekil 1.8. Referans eksenleri hakkında ortotropik tabaka doğrultusu (Gençoğlu, 2011)

1.6.2.2. Gerilme Bağıntıları

Şekil 1.8’ de ki bir yönündeki kuvvetlere bağlı olarak yazılacak denge denklemleri aşağıdaki gibi olacaktır;

$$\sigma_{11}BC - \sigma_{xx} \cos\theta = -\sigma_{yy}AB \sin\theta = -\sigma_{xy}AC \sin\theta - \sigma_{yx}AB \cos\theta = 0$$

Burada;

$$AC = AB \cos\theta$$

$$B = \sin\theta$$

$$\sigma_{xy} = \sigma_{yx}$$

olduğundan dolayı,

$$\sigma_{11} = \sigma_{xx} \cos^2\theta + \sigma_{yy} \sin^2\theta + \sigma_{xy} 2\sin\theta \cos\theta$$

ifadesi elde edilir.

Ardından denklemler çözülürse;

$$\sigma_{12} = -\sigma_{xx} \sin\theta \cos\theta + \sigma_{yy} \cos\theta \sin\theta + \sigma_{xy} (\cos^2\theta - \sin^2\theta)$$

halini almaktadır ve yine aynı şekilde;

$$\sigma_{22} = \sigma_{xx} \sin^2\theta + \sigma_{yy} \cos^2\theta - \sigma_{xy} (2\sin\theta \cos\theta)$$

halinde yazılabilir. Bu sayede, gerilmeleri bulabilmek için gerekli matris formu yazılabilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.6)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad (1.7)$$

şeklinde yazılabilir. Denklemlerde verilen T matris ise;

$$[T] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \quad (1.8)$$

$$[T]^{-1} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ m^2 & n^2 & -2mn \\ -m^2 & n^2 & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \quad (1.9)$$

şeklde yazılmaktadır. Dikkat edilmesi gereken bir durum ise;

$$m = \cos\theta \quad \text{ve} \quad n = \sin\theta \text{ olmalıdır.}$$

1.6.2.3. Uzama Bağlıları

0 – 1 eksenini doğrusu, 0 – x ile θ açısı yaptığı zaman ε_{xx} , ε_{yy} , ε_{xy} uzamaları altında olan ve Şekil 1.9’ da OFAE elemanı göz önüne alınırsa,

Şekil 1.9’ da x – y eksenleri ve 1 – 2 eksenleri arasında meydana gelen bağıntıyı elde etmek gerekmektedir. Bu gereklilik doğrultusunda normal kayma uzamaları;

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\partial u}{\partial x} \quad \varepsilon_{yy} = \frac{\partial v}{\partial y} \quad \varepsilon_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \quad (1.10)$$

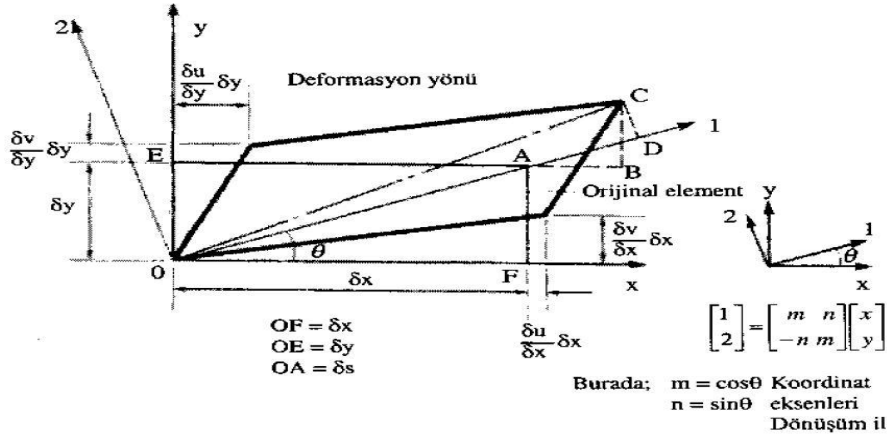
şeklinde yazılır. Şekil 1.9’ dan yola çıkarak. Ayrıca OFAE elemanının OA doğrusu ve OC doğrusu olarak bir deformasyona uğrayacaktır. Bu sebeple, yer değiştirmenin x – y ya da 1 – 2 koordinatlarında olduğu söylenebilir. Buna göre;

A’ ya göre C’ nin koordinat durumu x, y ekseninde AB, BC ve 1, 2 koordinat ekseninde AD, DC olmaktadır.

Bu durumda;

$$AB = \frac{\partial u}{\partial x} \delta x + \frac{\partial u}{\partial y} \delta y \quad BC = \frac{\partial v}{\partial x} \delta x + \frac{\partial v}{\partial y} \delta y \quad (1.11)$$

olarak yazılabilir.



Şekil 1.9. Normal ve kayma gerilmesi altında deformasyona uğrayan bir elemanın deformasyon yönü

Ayrıca şekil 1.11' de bulunan dönüşüm bağıntısı sayesinde;

$$\begin{bmatrix} AB \\ CD \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & n \\ -n & m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} AB \\ BC \end{bmatrix}$$

Yazılabilir. Bu nedenle AD ise aşağıda ki bağıntı gibi olur.

$$AD = \cos\theta \left[\frac{\partial u}{\partial x} \delta x + \frac{\partial u}{\partial y} \delta y \right] + \sin\theta \left[\frac{\partial \vartheta}{\partial x} \delta x + \frac{\partial \vartheta}{\partial y} \delta y \right], \text{ olur.}$$

$$AC = -\sin\theta \left[\frac{\partial u}{\partial x} \delta x + \frac{\partial u}{\partial y} \delta y \right] + \cos\theta \left[\frac{\partial \vartheta}{\partial x} \delta x + \frac{\partial \vartheta}{\partial y} \delta y \right], \text{ olur.}$$

Tüm bu bağıntılar yardımı ile kayma uzama bağıntıları ise aşağıda ki gibi olacaktır.

$$\varepsilon_{11} = \frac{AD}{OA} = \cos\theta \left[\frac{\partial u}{\partial x} \frac{\delta x}{\delta s} + \frac{\partial u}{\partial y} \frac{\delta y}{\delta s} \right] + \sin\theta \left[\frac{\partial \vartheta}{\partial x} \frac{\delta x}{\delta s} + \frac{\partial \vartheta}{\partial y} \frac{\delta y}{\delta s} \right], \text{ olur.}$$

$$OA = \delta s$$

$$\frac{\delta x}{\delta s} = \cos\theta$$

$$\frac{\delta y}{\delta s} = \sin\theta$$

olduğundan dolayı ε_{11} bağıntısı aşağıdaki gibi olur.

$$\varepsilon_{11} = \frac{\partial u}{\partial x} \cos^2 \theta + \frac{\partial v}{\partial y} \sin^2 \theta + \left[\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right] \sin \theta \cos \theta \quad (1.12)$$

Denklem 1.10 burada yerine konular ise;

$$\varepsilon_{11} = \varepsilon_{xx} m^2 + \varepsilon_{yy} n^2 + \frac{\varepsilon_{xy}}{2} 2mn \quad \text{İfadesi elde edilir. Aynı şekilde } \varepsilon_{22} \text{ ve } \varepsilon_{12}$$

bulunur.

$$\varepsilon_{22} = \varepsilon_{xx} n^2 + \varepsilon_{yy} m^2 - \frac{\varepsilon_{xy}}{2} 2mn \quad (1.13)$$

$$\frac{\varepsilon_{12}}{2} = -\varepsilon_{xy} nm - \frac{\varepsilon_{xx}}{2} (m^2 - n^2) \quad (1.14)$$

Tüm bu bağıntılar ile birlikte ulaşılabilecek sonuç, matris şeklindeki bağıntıların referans eksenleri ve esas eksenleri 1 ve 2' de gerilmeler ile birleşir. Yani;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12}/2 \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy}/2 \end{bmatrix} \quad (1.15)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy}/2 \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12}/2 \end{bmatrix} \quad (1.16)$$

1.6.2.4. Gerilme – Uzama Bağıntıları

Şekil 1.9' da esas eksenler olan 1 – 2' ye göre malzeme özelliklerine de bağlı olarak x – y ekseninde gerilme – uzama arasında bir ilişki mevcut olacaktır. Bu ilişkiye bağlı olarak aşağıdaki gibi bağıntılar verilmiştir (Gençoğlu, 2011).

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} = [S] \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad (1.17)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = [Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (1.18)$$

Denklem 1.6 ve 1.7 ile Denklem 1.17 ve 1.18 eşitlikleri ile

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (1.19)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} = [S][T] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.20)$$

elde edilir.

Denklem X ve Y' i yarı kayma ve uzamadan tam kayma uzamasına dönüştürebilmek için R ve ters R matrisi ile çarpılır. Burada bahsi geçen R matrisi ise aşağıdaki gibidir.

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}$$

Sonuçta 1.15 ve 1.16 aşağıdaki gibi olur.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} = [R][T][R]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.21)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = [R][T]^{-1}[R]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (1.22)$$

$$[R][T][R]^{-1} = \left[[T^{-1}] \right]^T \quad \text{ve} \quad [R][T]^{-1}[R]^{-1} = [T]^T$$

$$\left[[T^{-1}] \right]^T = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & nm \\ n^2 & m^2 & -nm \\ -2mn & 2mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \quad (1.23)$$

$$[T]^T = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -nm \\ n^2 & -m & nm \\ 2nm & -2nm & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \quad (1.24)$$

Eşitlikleri elde edilir.

Böylece Denklem 1.21 ve Denklem 1.22;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} = [[T^{-1}]]^T \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.25)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = [T]^T \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (1.26)$$

şeklinde yazılabilir. Ayrıca Denklem 1.19' da Denklem 1.25 yazılır ise eksendeki uzama bileşenlerine göre x – y referans eksenlerinde gerilme bileşenleri elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q][[T^{-1}]]^T \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.27)$$

ya da

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = [Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.28)$$

Burada $[Q]$ matrisi 3x3 matris olmakla birlikte matris bileşenleri ise;

$$Q_{11} = Q_{11}m^4 + Q_{22}n^4 + 2(Q_{12} + Q_{33})m^2n^2$$

$$Q_{12} = Q_{21} = (Q_{11} + Q_{22} + 4Q_{33})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4)$$

$$Q_{13} = Q_{31} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{33})m^3n + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{33})mn^3$$

$$Q_{22} = Q_{11}n^4 + Q_{22}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{33})m^2n^2$$

$$Q_{23} = Q_{32} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{33})n^3m + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{33})nm^3$$

$$Q_{33} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{33})m^2n^2 + Q_{33}(m^4 + n^4)$$

şeklinde yazılabilir. Yukarıda ki bileşenlerde bulunan m ve n değerleri Denklem 1.8 ve Denklem 1.9' da verilmiştir. Ayrıca sırası ile $\cos\theta$ ve $\sin\theta$ ' dır. Yine burada bulunan $Q_{11}, Q_{22}, Q_{12}, Q_{21}$ ve Q_{33} için değerler Denklem 1.4 ve Denklem 1.5' te verilmiştir. $x - y$ referans eksenlerinde uzama bileşenleri için benzer ifade bu eksenlerdeki gerilme bileşenlerine göre eşitlik Denklem 1.20' i Denklem 1.26' da yerine konularak elde edilebilecektir. Tüm bunların ardından uyum matrisi ile bu iki eleman arasındaki bağıntı ise;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = [S] \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.29)$$

şeklinde yazılabilir. Burada $[S]$ matrisi 3×3 ' lük bir uyum matrisi olmakla birlikte $[S]$ matrisinin bileşenleri ise şu şekildedir.

$$S_{11} = S_{11}m^4 + S_{22}n^4 + (2S_{12} + S_{33})m^2n^2$$

$$S_{12} = S_{21} = S_{12}(m^4 + n^4) + (S_{11} + S_{22} - S_{33})m^2n^2$$

$$S_{13} = S_{31} = (2S_{11} - 2S_{12} - S_{33})m^3n - (2S_{22} - S_{12} - S_{33})mn^3$$

$$S_{23} = S_{32} = (2S_{11} - 2S_{12} - S_{11})mn^3 - (2S_{22} - S_{12} - S_{33})m^3n$$

$$S_{22} = S_{11}n^4 + S_{22}m^4 + (2S_{12} + S_{33})m^2n^2$$

$$S_{33} = 2(2S_{11} + 2S_{22} - 4S_{12} - S_{33})m^2n^2 + S_{33}(m^4 + n^4)$$

Bu bileşenlerde, $m - n$ değerleri Denklem 1.8 ve Denklem 1.9. Ayrıca S_{11} , S_{12} , S_{13} , S_{23} , S_{22} ve S_{33} bileşenleri Denklem 1.5b' de verilmiştir.

1.6.2.5. Mühendislik Sabitleri Bağlıları

Verilen elastik sabitlere dayanılarak 1 – 2 eksenlerine karşılık gelecek olan E_{xx} , E_{yy} , G_{xy} ve ν_{xy} elastik özellikleri için bir takım bağıntılar elde etmek mümkündür. Buna göre;

$$\frac{1}{E_{xx}} = \frac{1}{E_{11}} m^4 + \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right) m^2 n^2 + \frac{1}{E_{22}} n^4$$

$$\frac{1}{E_{yy}} = \frac{1}{E_{11}} n^4 + \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right) m^2 n^2 + \frac{1}{E_{22}} m^4$$

$$\frac{1}{G_{xy}} = 2 \left(\frac{2}{E_{11}} + \frac{2}{E_{22}} + \frac{4\nu_{12}}{E_{11}} - \frac{1}{G_{12}} \right) m^2 n^2 + \frac{1}{G_{12}} (m^2 + n^4)$$

$$\nu_{xy} = E_{xx} \left[\frac{\nu_{12}}{E_{11}} (m^2 + n^4) - \frac{1}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right] m^2 n^2$$

şeklinde yazılabilir. Bu sebeple E_{11} , E_{22} , G_{12} ve ν_{12} bilinecek olursa $x - y$ eksenine herhangi bir açıdan elastik özellikleri hesaplanabilir (Gençoğlu, 2011).

1.7. Tabakalı Kompozit Malzemelerde Delaminasyon

1.7.1. Delaminasyon Hatası

Tabakalı kompozit malzemeler özellikle de, fiber takviyeli kompozit malzemeler çeşitli uygulanma aşamalarında gün geçtikçe daha sıkı kullanılmaktadır. Fiber takviye elemanları, genel olarak kullanılan sıradan mühendislik malzemelerine yani alüminyum, çelik vs. kıyasla daha hafif ve dayanımlarının fazla olması, uygulamalarda büyük avantajlar getirmektedir. Ortada sayıca çok fazla avantaj olmasına karşılık, dezavantajları da bulunmaktadır. En büyük dezavantaj ise tabaka kalınlığı yönünde

malzemeyi oluşturan tabakalar arasındaki düşük kohezyon⁵ kuvvetinin etkisi ile dayanım kuvvetlerinin yeterli olmamasıdır.

Eğer tabakalı yapıya sahip bir kompozit malzemede tabakalar arasında delaminasyon bulunuyorsa, dayanım kuvveti olumsuz etkilenecektir. Kompozit malzemelerin yapısında bulunan delaminasyonlar, üretim sırasında yapılan hatalardan, yanlış üretim yöntemlerinden, kullanım süreci içerisinde olumsuz durumlardan ve dış kuvvetlerin etkisi ile oluşabilmektedir. Genel olarak ortaya çıkabilecek delaminasyon hasarı kompozit malzemenin üzerinde düşük bir basma kuvveti etki eder ise kritik burkulma yükünün azaldığı bilinir. Bu olay kompozit malzemenin basma dayanımının ve rijitliğinin azalmasına ve delaminasyon hatasının yüzey alanının büyümesine neden olur.

1.7.2. Delaminasyon Hatasının Oluşma Nedenleri

Kompozit malzemelerin oluşması sürecinde, temel olarak kompozit malzemelerin yapısını oluşturan elemanların laminasyon ile imal edilmesi çok yaygındır. Laminasyon üretimi, kompozit malzemelerin yapısında bulunacak elemanların ısı ve basınç yardımı ile çeşitli baskı ve yapıştırıcılarla bir araya getirilerek tek tabaka halini alması işlemidir.

Bir üretim yönteminde sık karşılaşılan problem ise delaminasyon hatasıdır. Delaminasyon hatası ise kısaca plakalar arasında süreksizlik bölgelerinin oluşmasıdır. Tabakalı kompozit malzemelerde en sık karşılaşılan sorunda delaminasyon hatasıdır. Bu hatada tabakaların tek tek ayrılması durumu ortaya çıkmaktadır. Daha basit bir dil ile anlatacak olursak tabakaların birbirine yapışmaması durumudur. Bu durumun ortaya çıkmasında imalat hataları, darbe hasarı, birden fazla kuvvetin etkisi ile ortaya çıkan gerilmeler sonucu hatalar, bu tür hatalar üç boyutlu interlaminer gerilmeler olarak isimlendirilir ve burkulmalar yani kompresif yüklemelerdir.

⁵ Tabakaların birbirini tutma kuvvetidir.

1.7.2.1. İmalat Hataları ile Delaminasyon

Tabakalı kompozit malzemelerin yapısında ortaya çıkan delaminasyonun bir nedeni olan imalat hataları, uygun olmayan üretim yöntemleri, yapıya karışan yabancı maddeler, malzemelerin saf olmayışı gibi nedenlerden ortaya çıkmaktadır. Bu durumda tabakalar arasında zayıf bir bağın oluşmasına sebep olacaktır. Özellikle üretim aşamasında sıcaklık etkisi ile her tabakanın genişmesinin farklı olması, tabakalar arasında farklı gerilmelerin ortaya çıkmasında etkilidir. Sonuç olarak verilen bu sebeplerden dolayı tabakalar arası bağın zayıf olması kaçınılmaz bir sonudur.

Örneğin, üretim aşamasında proje doğrultusunda kompozit malzeme üzerinde bir delik delme işlemi esnasında tabakalar arasında meydana gelecek gerilmeler yüzünden kompozit malzemenin tabakaları arasında delaminasyon meydana gelecektir. Delik delme işleminde kullanılan bir matkap ucunun kompozit malzemeye giriş – çıkış bölgelerinde en üstte bulunan tabaka yukarı yönlü bir kuvvete maruz kalırken, en altta bulunan tabaka ise aşağı yönlü bir kuvvete maruz kalacaktır.

1.7.2.2. Darbe Yolu ile Delaminasyon Hatası

Kompozit malzemelerin tasarımlarını sınırlayan en önemli etmenlerinden biri darbe hasarıdır. Genel olarak darbe hasarı iki şekilde sınıflandırılır.

1.7.2.2.1. Yüksek Hız Darbe Hatası

Yüksek hız darbesi yani *high velocity impact – HVI*, yüksek hız etkisi ile çok önemli yüzey hasarlarına neden olabilir. Bu olumsuz özelliği ile diğer hasar türlerinden farklı olarak kolaylıkla görülebilir ve ayırt edilebilir olmasıdır. Kompozit malzeme üzerine gelen bir darbe kalınlık doğrultusunda malzemeyi delerek içine girebilir.

Bu olay sonunda hasarlı olan çıkış bölgesinin alanı kompozit malzemenin kalınlığı ile doğru orantılı değişir. Bu türlü bir yüzey hasarı oluştuğunda aynı zamanda malzemenin darbe alan bölgesinin etrafında da delaminasyon bölgeleri oluşur.

1.7.2.2. Düşük Hız Darbe Hatası

Düşük hız darbesi yani *low velocity impact – LVI*, kompozit malzemede meydana gelebilecek delaminasyon hataları malzemenin birçok yerinde oluşabilmektedir. Ancak düşük hız darbesi ile ortaya çıkan delaminasyon yüzeyden ziyade yapı içerisinde meydana gelmektedir.

1.7.2.3. Üç boyutlu İnterlaminer Gerilmeler Sonucu Ortaya Çıkan Hatalar

Kompozit malzemeler birçok yönden gerilmelere maruz kalırlar ve bu gerilme kuvvetlerini karşılayacak yapıya da sahiptirler. Birçok yönden gerilmelere ise interlaminer gerilmeler denilir. Bu özelliklerinden dolayı, mühendisler tabakalara etkiyen yük doğrultusunda yerleştirirler. Ancak etkiyen yük yüzey dışında olursa interlaminer⁶ gerilmeyeler ortaya çıkarak kompozit malzeme üzerinde delaminasyona neden olabilir. Kompozit malzemeleri oluşturan fiber yapıları kuvvetin çoğunu taşıırken, matris yapıları çok azını taşır. Eğer gerilmeler tabaka yönüne dik olarak uygulanır ise, matris tüm yükü taşımak durumunda kalacaktır.

1.7.2.4. Kompresif Yükleme Hatası

Tabakalar arası gerilmelerin oluşma durumu ve etkileri aynı zamanda kompresif yükler ile de açıklanabilir. Burada kompresif yükler olarak açıklanan durum daha bilindik ifade ile burkulma durumudur. Tabakaların üzerine etkiyen kuvvetler sonucunda, tabakaların burkulması durumu ortaya çıkacaktır. Ortaya çıkan bu durum ile art arda yapı içerisinde delaminasyonlar oluşacaktır.

Kompozit tabakaların, dairesel çekme gerilmelerine karşı yani burkulma durumuna karşı dayanımı iyi olmakla birlikte malzemenin bu yük altında yorulma ömrü azalmaktadır. Malzeme yorulmaya başladığı zaman ise yapı içerisinde bulunan delaminasyonların yüzey alanları hızlı bir şekilde artacaktır.

⁶İnterlaminer, Tabakalar arası anlamına gelir.

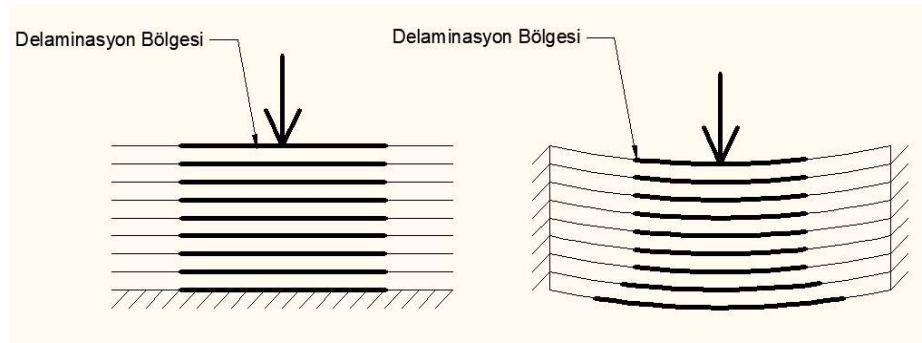
1.7.3. Tabakalı Kompozit Malzemelerde Delaminasyon Hasarları

Tabakalı kompozit malzemelerin, kullanım ve üretim aşamalarından birinde ya da her ikisinde birden yapı içerisinde delaminasyon hasarının oluşması mümkündür. Delaminasyon hasarı üretim aşamasında vakumlanmış yapının hava almasından, vakum sisteminde kalan bir yabancı maddeden, reçine malzemesinin yapı içinde homojen dağılmamasından dolayı ortaya çıkabilir. Üretim süreci tamamlanan bir tabakalı kompozit malzemenin, bir dış kuvvet ya da üretimi sırasına uygulanan yanlış bir üretim yönteminden dolayı da delaminasyon hasarına sebebiyet verebilmektedir.

Görüldüğü üzere birçok farklı nedenden dolayı ortaya çıkabilecek olan delaminasyon hasarı yapı üzerinde olumsuz etkiye neden olmaktadır. Bu nedenle üretim aşamasında üretime özen gösterilmeli ve uygun yöntemler ile üretim yapılmalıdır. Delaminasyon hasarının ortaya çıkmasındaki en önemli dış etmenlerden biri de malzemeye etki eden düzlem dışı darbeler olduğu daha önce de belirtilmiştir. Sıkça üretilen tabakalı kompozit malzemelerin yapısında, malzemenin kalınlığı yönünde bir takviye elemanı bulunmamaktadır. Bu nedenle darbe dirençleri zayıftır. Düşük hızlı bir darbede bile malzeme kalıcı hasar meydana gelebilir. Böyle bir durumda en sık karşılaşılan hasar ise delaminasyon hasarıdır.

Tüm bunlara ek olarak tabakalı kompozit malzemelerin sahip olduğu her tabakanın farklı mekanik davranışları ve eğilmeye karşı gösterdiği direnç farklıdır. Tabakaların sahip olduğu bu mekanik davranış farklılıkları delaminasyon hasarına neden olabilir. Böyle bir delaminasyon hasarının oluşma nedeni incelendiğinde, özellikle tabakaların farklı oryantasyon açılarına sahip olmaları ve bu farklılıktan dolayı kayma gerilmelerinin, yönlerinin ve şiddetlerinin etkili olduğu görülmektedir.

Tabakalı kompozit malzemelerde delaminasyon hasarının büyüklüğü ve yönelimi darbenin şekli, büyüklüğü, hızı ve sebep olan yapıların boyutları ile yakından ilişkilidir. Ayrıca fiber yapılarının oryantasyon açıları ve malzemenin mesnet şekli de bu durumda etkilidir.



Şekil 1.10. Alt yüzeyi ve sadece kenarları destekli olan tabakalı yapıdaki kompozit

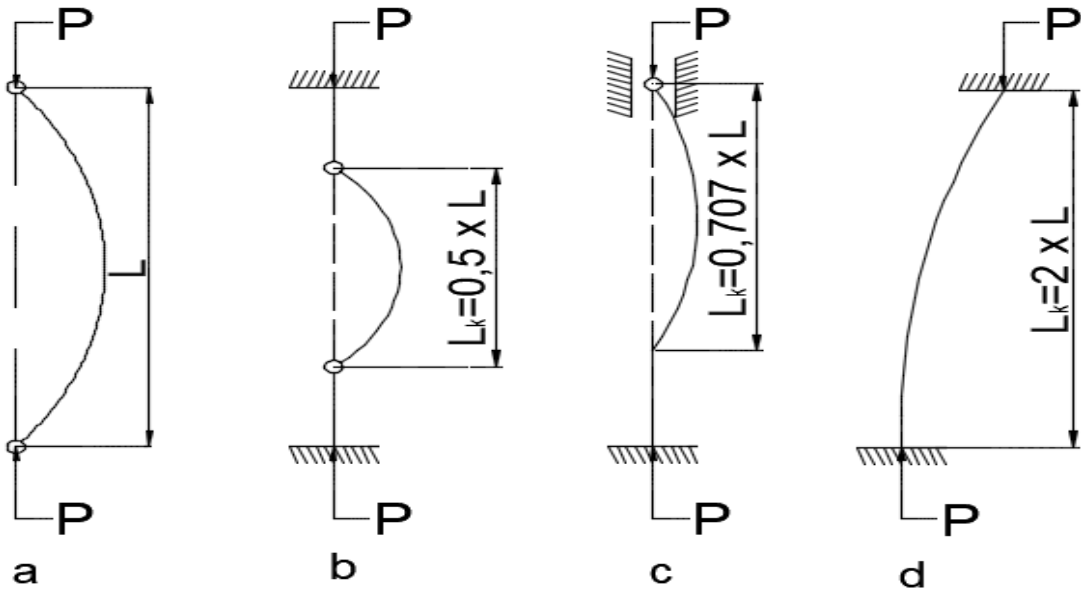
Şekil 1.10' da görüldüğü üzere kompozit malzemenin üzerine etkiyen kuvvet aynı olmasına karşın mesnet noktalarının farklı olması sebebi ile yapı üzerinde kuvvete bağlı olarak oluşan delaminasyonlar farklılık göstermiştir. Tabakalı kompozit malzemelerin kalınlığının da delaminasyon hasarında etkili bir husus olduğu daha önce belirtilmiş olup Şekil 1.10' da şematik olarak verilmiştir. Şekil 1.10' da görüldüğü gibi kalın bir yapıya sahip tabakalı kompozit malzeme üzerine gelen bir kuvvet ile üst katmanlarda büyük gerilmeler oluşmaktadır. Bu gerilemeler sonucunda matris yapısında çatlaklar oluşur. Oluşan bu çatlaklar alt katmanlara indikçe kalınlık doğrultusunda geometrisi üçgene benzeyen bir delaminasyon hatasına dönüşür.

1.8. Burkulma

Uzun ince bir çubuk formunda olan makine elemanları üzerine eksen doğrultusunda etki eden basma kuvvetleri ile eleman üzerinde elastik limitlerine kadar boyca bir kısalma meydana gelmektedir. Ancak eleman üzerine etkiyen kuvvetin artması ve elemanın rijitliğinin yetersiz olması sonucunda, yapısal bütünlüğünün kararsız hale gelerek elemanın orta noktasında ortaya çıkan moment etkisi ile eleman burkulmaya yani çökmeye uğrar. Numunenin burkulması için gereken yüke kritik burkulma yükü denir. Kritik burkulma yükü mesnet şekline bağlı olarak değişiklikler gösterebilir. Kritik burkulmada, malzeme rijitliği ya da elastiste modülü ve elemanın geometrik boyutları etkili olur. Kritik burkulma yüklerinin hesaplanmasında kullanılan analitik yöntemler Euler tarafından formülize edilmiştir. Mesnet farklılıklarına göre değişen bu durumlara Euler halleri denir. Bu hallerin gösterimi için Şekil 1.11 incelenebilir.

- a. İki ucu sabit mesnetli giriş
- b. İki ucu ankastre mesnetli giriş

- c. Bir ucu ankastre diğer ucu sabit mesnetli kiriş
- d. Bir ucu serbest diğer ucu ankastre mesnetli kiriş



Şekil 1.11. Mesnet farklılıklarına göre değişen Euler halleri

Burada kritik yükü yani P_{kr} denklemini ise aşağıdaki gibidir.

$$P_{kr} = \frac{\pi^2 EI_{min}}{L_k^2} \quad (1.30)$$

$$I_{min} = \frac{bh^3}{12} \quad (1.31)$$

Şekil 1.11a' da görüldüğü üzere, sabit – sabit mesnet durumu vardır. Bu durumda, numune kritik yük değeri ile Şekil 1.11b' de görülen ankastre - ankastre mesnet durumu için elde edilen kritik yük arasında farklılıklar bulunmaktadır. Burkulma olayında genel itibari ile deneysel ve nümerik analizler sonucunda sabit – sabit mesnet durumu için numunenin hasar aldığı yük yani kritik burkulma yükü daha az olduğu görülmüştür.

2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Tez konumuz çerçevesinde yapılan literatür taraması sonucunda giriş bölümünde kompozit malzemelere dair verilen bir çok bilgi üzerine, kullanımları yaygın olan bir malzeme türü olduğu kanısına varılmıştır. Gerek günümüzde gerekse geleceğe yönelik kullanım alanları çok fazla olan kompozitler bu nedenlerden dolayı birçok çalışmanın temel konusu olmayı başarmıştır. Ancak kendi çalışmamızı, bu çalışmalardan ayıran ve ileride detaylı olarak değinilecek olan temel farklılıklar söz konusudur.

Bu başlık altında literatürde kendine yer bulmuş çalışmaların konuları üzerinde durulmuştur. İncelendiği takdirde çalışmalar genel olarak belirli kalıplar üzerine kurulmuştur.

Dutucu (2007) çalışmasında, orta bölgesinde delik bulunduran ve bu deliğin çevresinde dairesel delaminasyon bölgesine sahip 200 x 160 x 1,6 mm ölçülerindeki dikdörtgen geometrik şekilli kompozit plakalar üzerinde fiber oryantasyon açlarına bağlı olarak kritik burkulma yükleri nümerik olarak incelenmiştir. Vatangül (2008) çalışması iki aşamadan oluşmuş olup, ilk aşamada kompozit numunelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi için strain gauge ile analizler gerçekleştirilmiş, ikinci aşamada ise farklı oryantasyon açlarına sahip modellerin nümerik olarak yük altındaki davranışları ve dayanımları incelenmiştir. Arıkan (2012) tarafından bir ucundan mesnetlenmiş olan üç tabakalı kompozit parçada meydana gelebilecek farklı uzunluklardaki delaminasyonların titreşim etkisi incelenmiştir. Çalışmada kullanılan numuneler 20 mm, 50 mm ve 100 mm ölçülerinde üç farklı delaminasyon bölgesine sahip olup analizler ANSYS sonlu elemanlar programı yardımı ile yapılmıştır. Eryiğit (2006) dairesel delikli tabakalı kompozit numunelerde bulunan dairesel deliğin konumu ve boyutlarının yanal kritik burkulma yüküne olan etkileri farklı fiber oryantasyon açıları dikkate alınarak incelemiştir. Bunu yaparken de plakalar bir ucunda ankastre olarak mesnetlenmiş diğer ucundan da düşey ekseninde yanal bir yük uygulanarak deneysel ve nümerik analiz yapılmıştır.

Gençoğlu (2011) tarafından farklı geometrilerde ve boyutlarda delaminasyon bölgeleri belirlenmiştir. Analizler bilgisayar ortamında yapılarak sonuçlar çeşitli grafikler ile verilmiştir.

İpek (2015) çalışmasında, tabakalı kompozit malzemelerin burkulma davranışları üzerine delaminasyon boyutunun, delaminasyon sayısının ve delaminasyon yerinin etkileri deneysel olarak incelenmiştir. Kharghani ve Guedes (2016) tarafından delaminasyon varlığının yapı üzerine etkileri matematiksel ve üç boyutlu analiz programları yardımı ile araştırılmıştır. Bayar (2006), plakalar üzerinde yalnız bir bölgede bulunan ve plaka üzerinde açılan bir delikten sonra yapının burkulma davranışı incelemiştir. Evcimen (2005), pim bağlantı tabakalı kompozitlerde tabaka sayısı ve oryantasyon açısının etkisini araştırmıştır. Yazar tabaka sayısı ve tabakaların oryantasyon açılarını değiştirerek kompozit plaka üzerinde oluşan, özellikle de delik çevresindeki maksimum gerilmeleri araştırdı. Araştırma sonucuna göre en uygun tabaka sayısı ve oryantasyon açısı değerleri belirlenmiştir.

Kompozit plakaların burkulma davranışları üzerine sınır şartı, delaminasyon boyutu, delaminasyonun tabakalar arasındaki yeri ve tabakalama oryantasyon açıları gibi parametreler araştırılmıştır (Baba, 2013). Çalışmada delaminasyon bölgesi dairesel olarak seçilerek işlemler ve analizler bu doğrultuda devam etmiştir. Anakök (2009), ANSYS paket programı ile yanal burkulma kritik yükü üzerine yapılan analizler ile deneysel olarak tekrarlanan bu çalışma verileri karşılaştırılmıştır. Topal (2012), çalışması kapsamında içerisinde farklı boyutlarda delaminasyon bölgesi bulunan bir kompozit plakanın farklı yönlerde uygulanan kuvvetler sonucunda burkulma ve titreşim analizleri yapılmıştır. Çam ve Özdemir (2005) çalışmasında, 4 tabakalı ve karbon fiberden oluşan kompozit plakaların, her tabakası arasında ayrı ayrı delaminasyon olacak şekilde ve farklı oryantasyon açısı için, ANSYS programı ile nümerik analizler yapılmıştır. Ara yüzeyde yani tabakalar arasında bulunan delaminasyonun burkulmaya etkisi (Gözlüklü, 2009) tarafından araştırılmıştır. Darıcık (2011) tarafından birden fazla ve üçgenel geometrilerde delaminasyon bölgesine sahip ve 4 tabakadan oluşmuş kompozit plakaların mekanik davranışları araştırılarak elde edilen veriler hasarsız bir plaka ile karşılaştırılmıştır. Karakuzu ve Sabancı (2012) çalışmalarında, farklı tabakalar arasındaki delaminasyon bölgeleri ve boyutları ile oluşturulan parametreler doğrultusunda yapılan analiz sonuçlarına yer vermiştir.

Turan ve Gür (2009) tarafından tabakalı termoplastik kompozit levhalar üzerine, tabaka düzlemine dik doğrultuda yükler uygulanarak elasto – plastik gerilme analizi yapılmıştır. Burada problemin çözümü için sonlu elemanlar yönteminde ANSYS paket

programı kullanılmıştır. Çalışma detayında ise tabakalı termoplastik kompozit levhalarda, tabaka dizilimi, fiber oryantasyon açısı, mesnet tipi ve levha boyutu gibi parametrelerin değişiminin elasto – plastik ve artık gerilmeler üzerine olan etkileri araştırılmıştır. Tek yönlü çelik teller ile takviye edilmiş tabakalı termoplastik kompozit malzemelerden üretilmiş mafsalı askı zincirlerinde elasto – plastik gerilme analizi (Turan ve ark., 2009) tarafından yapılmıştır. Problemin çözümü için üç boyutlu modelleme ve sonlu elemanlar metodu olarak ANSYS programı kullanılmıştır. Turan ve ark. (2009) çalışmalarında, çapraz takviyeli cam – epoksi’ den üretilmiş tabakalı kompozit levhaların burkulma analizleri, farklı fiber oryantasyon açılarında simetrik ve anti simetrik tabaka dizilimleri için deneysel ve nümerik olarak yapmıştır. Çalışmada öncelikle aksenal yük altında ve iki uçtan ankastre mesnet durumunda, orta bölgesinde dairesel delik bulunan levhaların deneysel olarak kritik burkulma yükleri bulunmuştur. Daha sonrasında ANSYS paket programında levhaların sonlu eleman modelleri hazırlanmış ve nümerik burkulma yükleri hesaplanmıştır. Son olarak deneysel ve nümerik olarak yapılan çalışmalar sonucunda elde edilen veriler karşılaştırılmıştır. Simetrik olmayan tabaka diziliminde elde edilen burkulma yükleri simetrik tabaka dizilimine göre daha fazla bulunmuştur. Turan ve ark. (2010), pim bağlantılı tabakalı kompozit levhalarda fiber takviye elemanının oryantasyon açısındaki değişiminin numunenin hasar yükü ve hasar tipleri üzerine olan etkileri araştırılmıştır. Analizlerde tek yönlü karbon – epoksi numuneleri kullanılmış olup, oryantasyon açıları $[0]_4$, $[15]_4$, $[30]_4$, $[45]_4$, $[60]_4$, $[75]_4$ ve $[90]_4$ olarak belirlenmiştir. Çalışmalar deneysel ve nümerik olarak yapılmıştır. Çalışma sonunda en büyük hasar yükü $[15]_4$, en düşük hasar yükü ise $[60]_4$ oryantasyon açılarından elde edilmiştir. Turan ve Gür (2012) yaptıkları çalışmada, pim bağlantılı kompozit levhaların hasar davranışlarını deneysel ve nümerik olarak incelemiştir. Kompozit malzeme olarak tek yönlü karbon – epoksi, simetrik ve anti simetrik numuneler kullanılmıştır.

3. MATERYAL VE YÖNTEM

3.1. Materyal

Bu tez çalışması kapsamında $[0]_8$, $[90]_8$, ve $[-45 / +45]_4$ oryantasyonlarında kompozit plakaların üretimi ve numune hazırlanması işlemi İzmir’ de bulunan FİBERMAK Mühendislik Makina Kalıp Kompozit Sanayi ve Tic. Ltd. Şti. firmasında yaptırılmıştır. Numunelerin, bazıları delaminasyonsuz üretildi diğerleri ise belirli tabakalar arasında ve yine belirli geometrilerde delaminasyon bulunduracak şekilde üretildi. Numunelerin boyutları, delaminasyon çeşitleri, ölçüleri ve üretim yöntemi alt başlıklarda verilmiş olup çeşitli görseller ile detaylandırılmıştır.

3.1.1. Numunelerin Üretim Detayları

Tablo 3.1. Üretilen numunelerin detayları ve üretim sayıları

				Delaminasyon Yok	Kare Delaminasyon	Dikdörtgen Delaminasyon	Dairesel Delaminasyon
Cam – Epoksi	Oryantasyon Açılımları	$[0]_8$	2 – 3 Tabaka Arası Delaminasyon	5	5	5	5
			4 – 5 Tabaka Arası Delaminasyon		5	5	5
		$[90]_8$	2 – 3 Tabaka Arası Delaminasyon	5	5	5	5
			4 – 5 Tabaka Arası Delaminasyon		5	5	5
		$[-45 / +45]_4$	2 – 3 Tabaka Arası Delaminasyon	5	5	5	5
			4 – 5 Tabaka Arası Delaminasyon		5	5	5
Aramid – Epoksi	$[-45 / +45]_4$	2 – 3 Tabaka Arası Delaminasyon	5	5	5	5	
		4 – 5 Tabaka Arası Delaminasyon		5	5	5	

Tablo 3.1 incelenirse;

- ✓ Cam – epoksi ve aramid – epoksi malzemesinden üretilen ve delaminasyon içermeyen tüm numuneler 5 adet olarak üretilmiştir. Toplamda 20 adet delaminasyon içermeyen farklı oryantasyon açısına sahip numune üretilmiştir.
- ✓ Cam – epoksi malzemesinden üretilen $[0]_8$, $[90]_8$ ve $[-45 / +45]_4$ oryantasyon açısına sahip ve delaminasyon içeren numuneler her biri için ayrı ayrı 5 adet ve toplamda 90 adet üretilmiştir.
- ✓ Aramid – epoksi malzemesinden üretilen $[-45 / +45]$ oryantasyon açılı ve delaminasyon içeren numuneler her biri için ayrı ayrı 5 adet ve toplamda 30 adet üretilmiştir.
- ✓ Üretimi yapılan tüm numunelerin toplam sayısı 140 adettir.

Vakum infüzyon yöntemi kullanılarak kompozit plakaların üretimi gerçekleştirildi. Kompozit plakalar, $[0]_8$, $[90]_8$ ve $[\pm 45]_4$ oryantasyon açılına sahiptir. Kompozit plakaların üretiminde, 2400 Tex E – cam ve 2400 Tex kevlar 49 (Aramid) fiberler ve Araldite LY1564 epoksi ile Aradur 3487 sertleştirici kullanıldı. Üretilen numunelerin içeriği ise şu şekildedir. Matris malzemesi içerisine sertleştirici 1/3 oranında kullanıldı. Üretimdeki kürleşme⁷ süresi 3 saat olup, 120 °C sıcaklıkta tamamlanmış.

3.1.2. Numunelerin Detaylandırılması

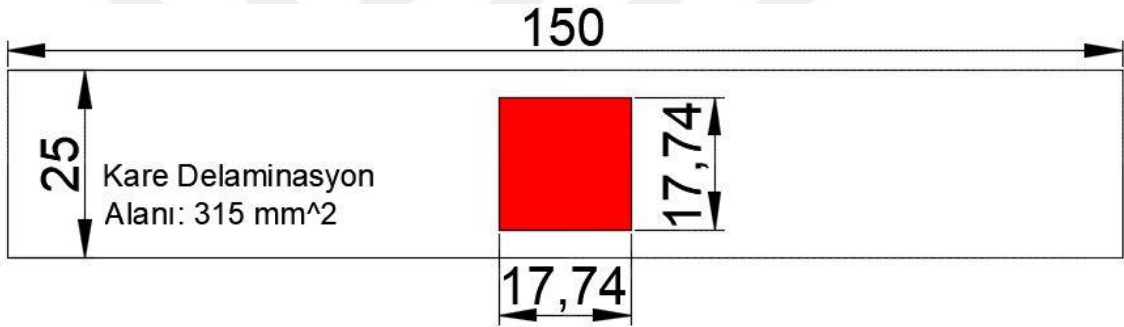
Numuneler, 150 x 25 mm boyutlarında hazırlanmıştır. $[0]_8$ ve $[90]_8$ oryantasyon açılına sahip numunelerin kalınlıkları 2,32 mm ve $[\pm 45]_4$ oryantasyon açılı numunelerin kalınlıkları ise 1,96 mm olarak ölçülmüştür.

Numunelerin, 2. – 3. ve 4. – 5. katmanları arasında kare, dikdörtgen ve dairesel geometrilerine sahip delaminasyonlar, kompozit plakaların üretimi sırasında

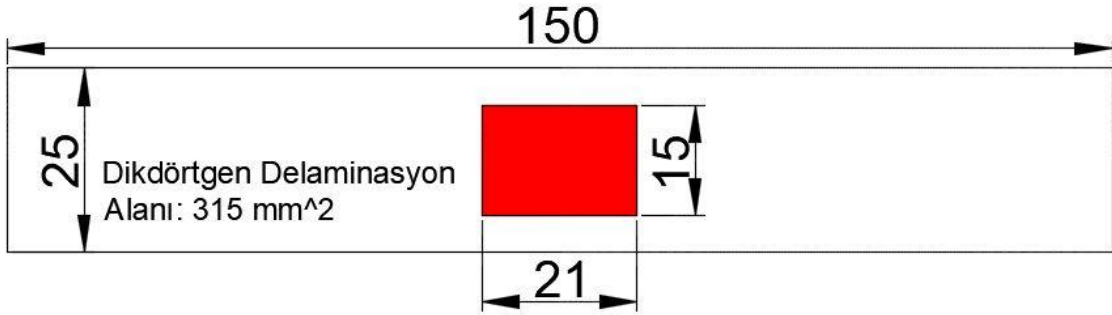
⁷ Kürleşme: Malzemenin sertleşmesi için gereken süre ve sıcaklık

oluşturulmuştur. Delaminasyonlar numunelerin merkezinde konumlandırılmış olup delaminasyon alanı ise 315 mm^2 ' dir. Verilen bilgilerin görsel olarak detayları ise aşağıdaki şekillerde verilmiştir.

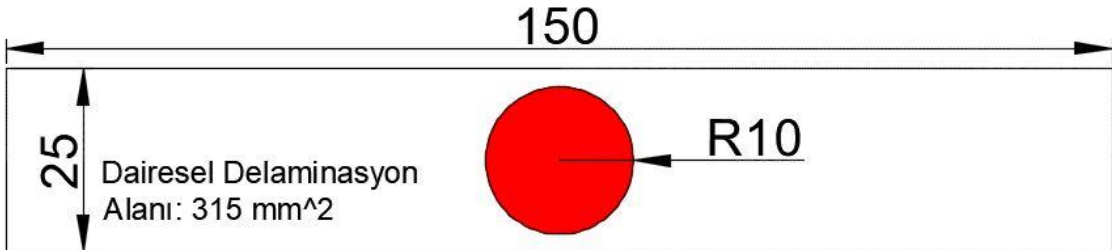
$[\pm 45]_4$ oryantasyon açılı aramid – epoksi kompozit numunelerin boyutları cam – epoksi numuneler ile aynı olup $150 \times 25 \text{ mm}$ ' dir. Kalınlıkları ise $3,44 \text{ mm}$ olarak ölçülmüştür. Bu özellikleri dışında aramid – epoksi malzemesinden üretilen numunelerin boyutları, delaminasyon bölgeleri, geometrileri ve delaminasyon ölçüleri cam – epoksi malzemesi ile aynıdır. Numune boyutları ve delaminasyon boyutları Şekil 3.1, Şekil 3.2 ve Şekil 3.3' te verilmiştir. Şekil 3.4, Şekil 3.5 ve Şekil 3.6' de fiber oryantasyon açıları verilmiştir. Şekil 3.7, Şekil 3.8, Şekil 3.9, Şekil 3.10, Şekil 3.11 ve Şekil 3.12' de delaminasyonun numune içerisindeki yeri ile ilgili bilgiler verilmiştir.



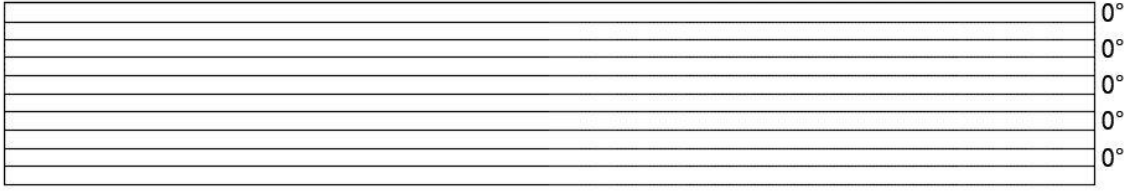
Şekil 3.1. Kare delaminasyon ölçüleri ve yeri, üst görünüm



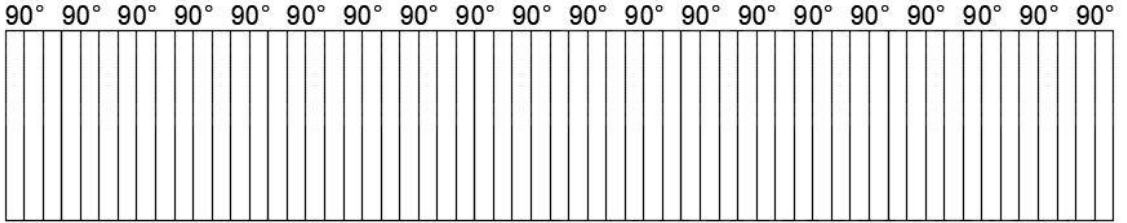
Şekil 3.2. Dikdörtgen delaminasyon ölçüleri ve yeri, üst görünümü



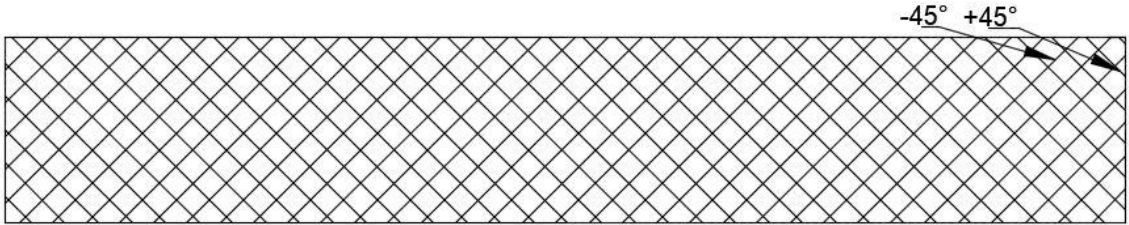
Şekil 3.3. Dairesel delaminasyon ölçüleri ve yeri, üst görünüm



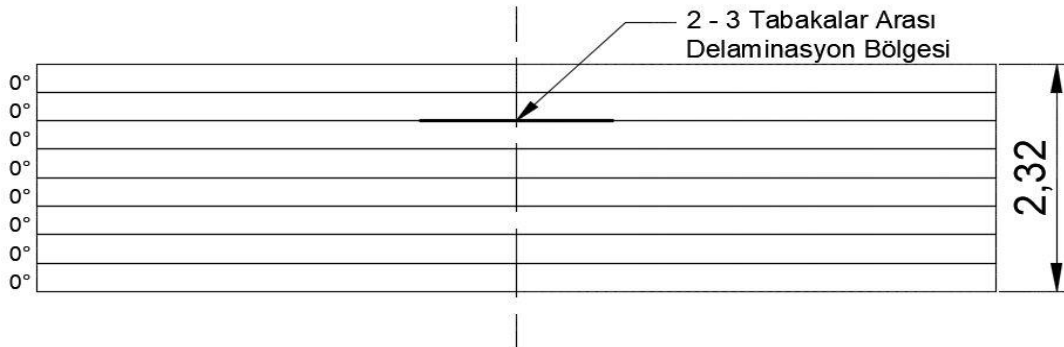
Şekil 3.4. $[0]_8$ oryantasyon açısının numune üzerinde gösterimi



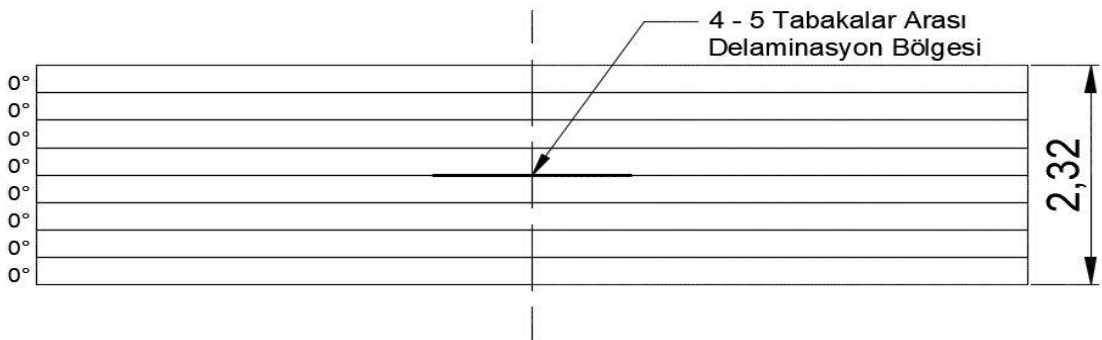
Şekil 3.5. $[90]_8$ oryantasyon açısının numune üzerinde gösterimi



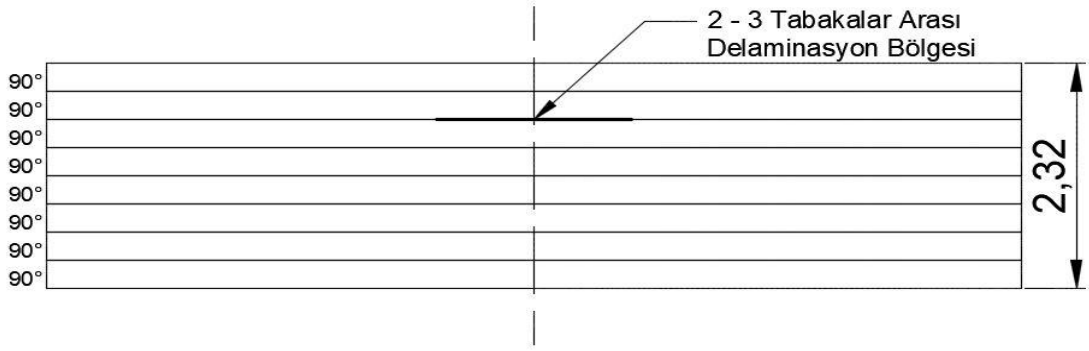
Şekil 3.6. $[-45 / +45]_4$ oryantasyon açısının numune üzerinde gösterimi



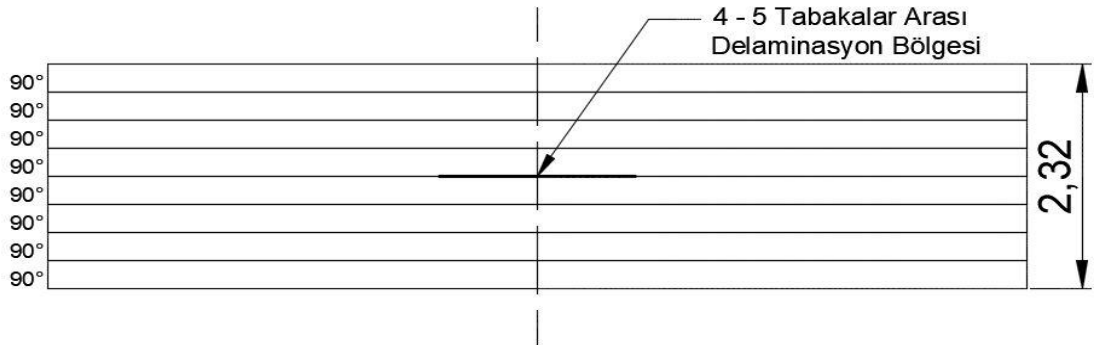
Şekil 3.7. $[0]_8$ oryantasyon açılı numunelerde 2. ve 3. tabakalar arası delaminasyon bölgesi



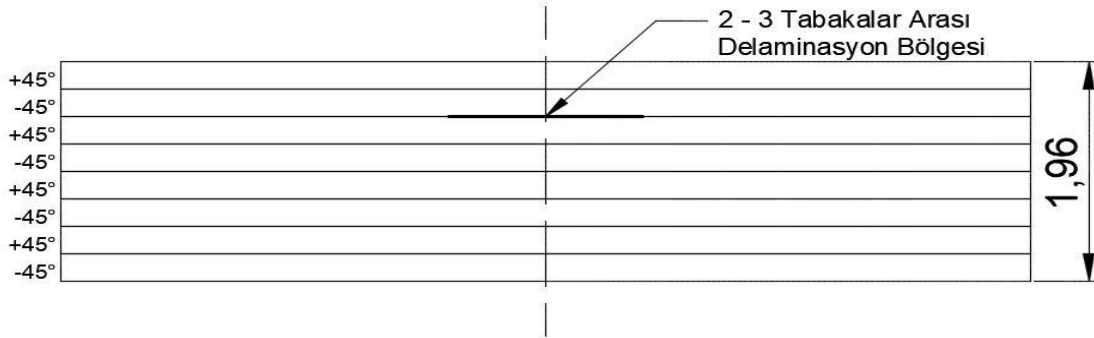
Şekil 3.8. $[0]$ oryantasyon açılı numunelerde 4. ve 5. tabakalar arası delaminasyon bölgesi



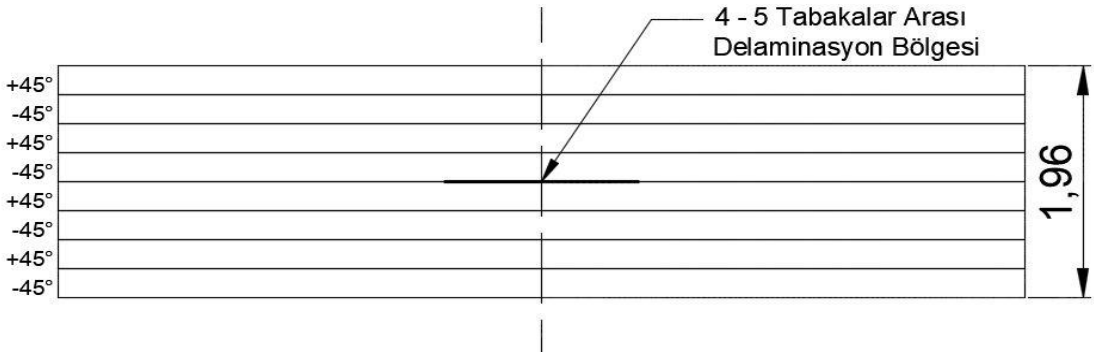
Şekil 3.9. [90] oryantasyon açılı numunelerde 2. ve 3. tabakalar arası delaminasyon bölgesi



Şekil 3.10 [90] oryantasyon açılı numunelerde 4. ve 5. tabakalar arası delaminasyon bölgesi



Şekil 3.11. Cam – epoksi numunelerinde [-45/+45] derece oryantasyon açılı numunelerde 2. ve 3. tabakalar arası delaminasyon bölgesi



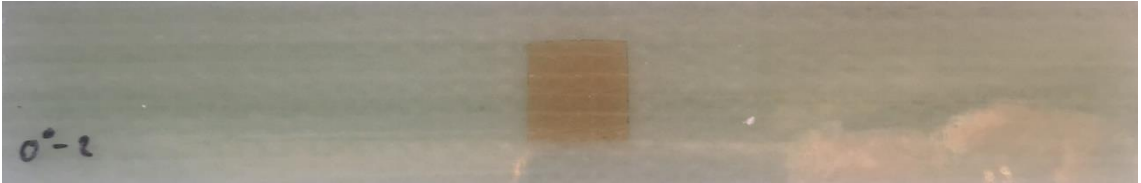
Şekil 3.12. Cam – epoksi [-45 / +45] derece oryantasyon açılı numunelerde 4. ve 5. tabakalar arası delaminasyon bölgesi

3.1.4. Üretimi Yapılan Numunelere Ait Görseller

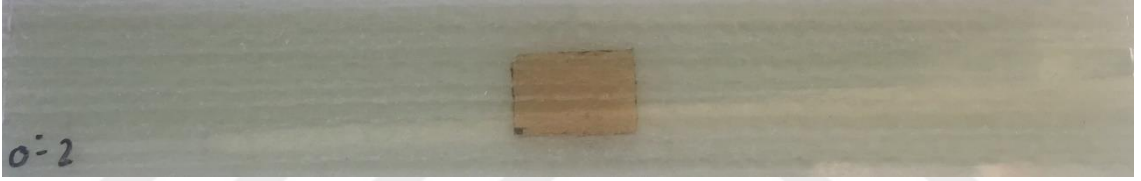
2. ve 3. tabakalar arasında delaminasyon bulunan $[0]_8$ oryantasyon açısına sahip cam – epoksi plakalardan hazırlanan numunelerin görselleri aşağıda verilmiştir.



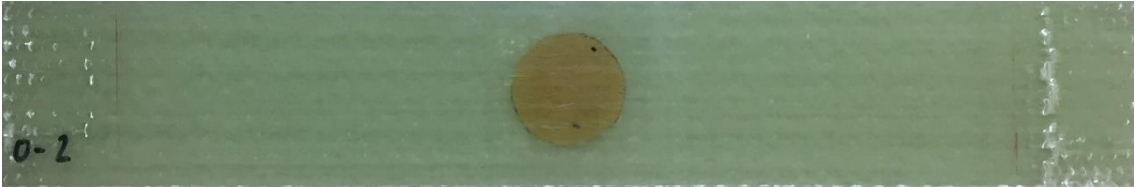
Şekil 3.13. $[0]_8$ oryantasyon açılı delaminasyonsuz numune



Şekil 3.14. $[0]_8$ oryantasyon açılı, 2. – 3. tabakaları arasında kare delaminasyon bulunan numune

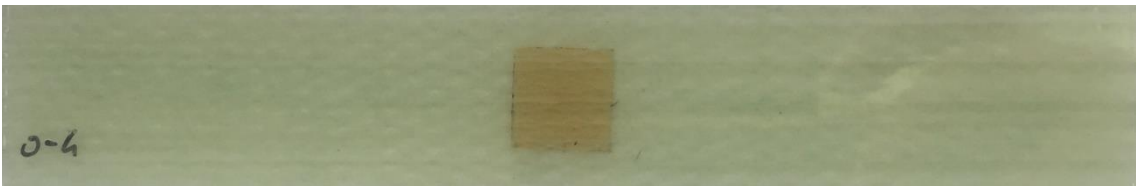


Şekil 3.15. $[0]_8$ oryantasyon açılı, 2. – 3. tabakaları arasında dikdörtgen delaminasyon bulunan numune



Şekil 3.16. $[0]_8$ oryantasyon açılı, 2. – 3. tabakaları arasında dairesel delaminasyon bulunan numune

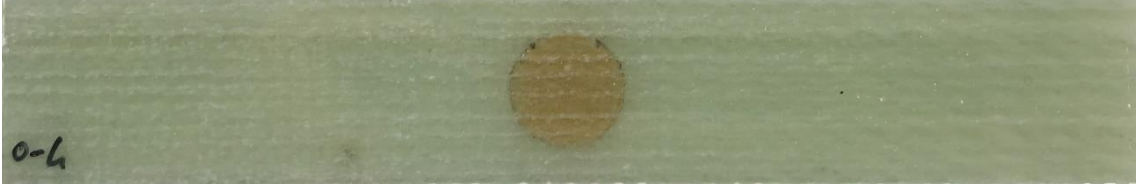
4. ve 5. tabakalar arasında delaminasyon bulunan $[0]_8$ oryantasyon açısına sahip cam – epoksi kompozit plakalardan hazırlanan numunelerin görselleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.17. $[0]_8$ oryantasyon açılı, 4. – 5. tabakaları arasında kare delaminasyon bulunan numune



Şekil 3.18. $[0]_8$ oryantasyon açılı, 4. – 5. tabakaları arasında dikdörtgen delaminasyon bulunan numune

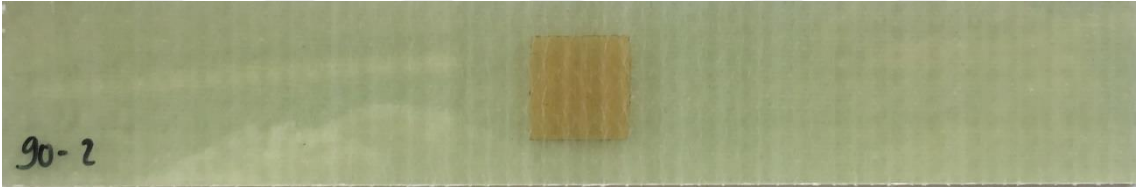


Şekil 3.19. $[0]_8$ oryantasyon açılı, 4. – 5. tabakaları arasında dairesel delaminasyon bulunan numune

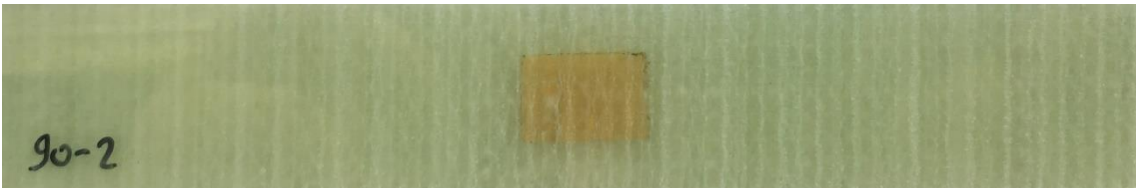
2. ve 3. tabakalar arasında delaminasyon bulunan $[90]_8$ oryantasyon açısına sahip cam – epoksi plakalardan hazırlanan numunelerin görselleri aşağıda verilmiştir.



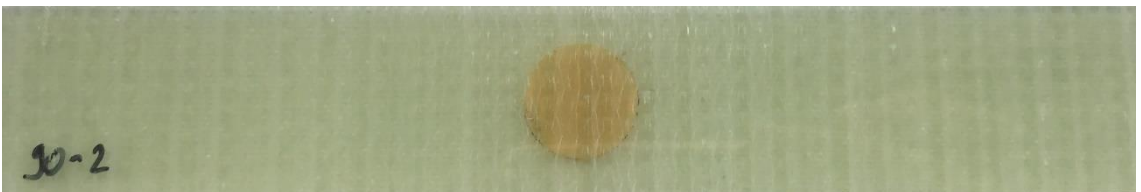
Şekil 3.20. $[90]_8$ oryantasyon açılı delaminasyonsuz numune



Şekil 3.21. $[90]_8$ oryantasyon açılı, 2. – 3. tabakaları arasında kare delaminasyon bulunan numune



Şekil 3.22. $[90]_8$ oryantasyon açılı, 2. – 3. tabakaları arasında dikdörtgen delaminasyon bulunan numune



Şekil 3.23. $[90]_8$ oryantasyon açılı, 2. – 3. tabakaları arasında dairesel delaminasyon bulunan numune

4. ve 5. tabakalar arasında delaminasyon bulunan $[0]_8$ oryantasyon açısına sahip cam – epoksi plakalardan hazırlanan numunelerin görselleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.24. $[90]_8$ oryantasyon açılı, 4. – 5. tabakaları arasında kare delaminasyon bulunan numune



Şekil 3.25. $[90]_8$ oryantasyon açılı, 4. – 5. tabakaları arasında dikdörtgen delaminasyon bulunan numune

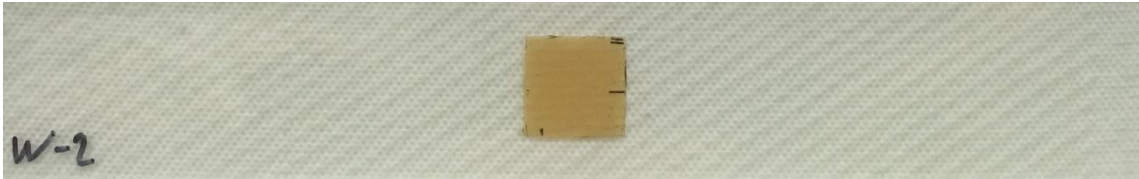


Şekil 3.26. $[90]_8$ oryantasyon açılı, 4. – 5. tabakaları arasında dairesel delaminasyon bulunan numune

2. ve 3. tabakalar arasında delaminasyon bulunan $[\pm 45]_8$ oryantasyon açısına sahip cam – epoksi plakalardan hazırlanan numunelerin görselleri aşağıda verilmiştir.



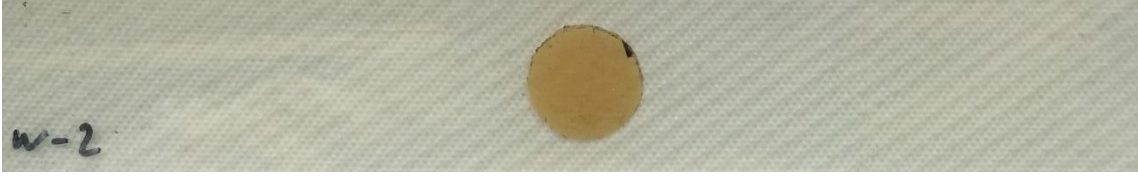
Şekil 3.27. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı delaminasyonsuz numune



Şekil 3.28. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 2. ve 3. tabakaları arasında kare delaminasyon bulunan numune

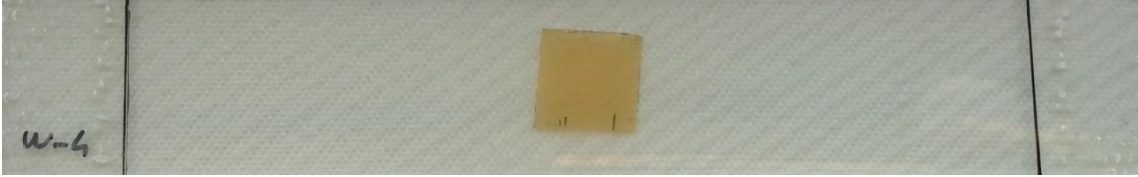


Şekil 3.29. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 2. ve 3. tabakaları arasında dikdörtgen delaminasyon bulunan numune

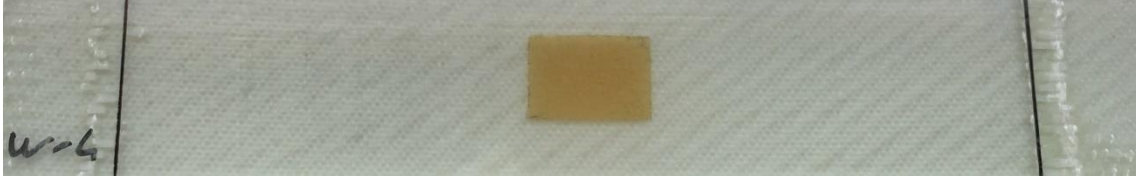


Şekil 3.30. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 2. ve 3. tabakaları arasında dairesel delaminasyon bulunan numune

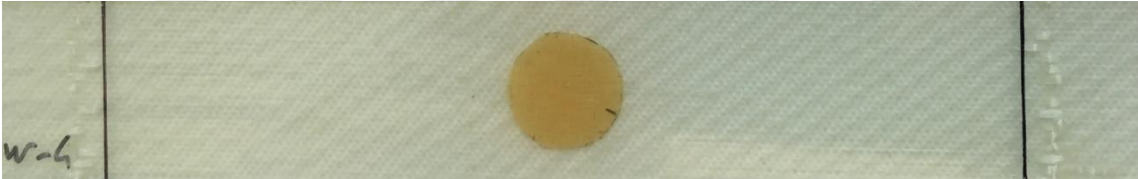
4. ve 5. tabakalar arasında delaminasyon bulunan $[\pm 45]_8$ oryantasyon açısına sahip cam – epoksi plakalardan hazırlanan numunelerin görselleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.31. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 4. ve 5. tabakaları arasında kare delaminasyon bulunan numune



Şekil 3.32. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 4. – 5. tabakaları arasında dikdörtgen delaminasyon bulunan numune



Şekil 3.33. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 4. – 5. tabakaları arasında dairesel delaminasyon bulunan numune

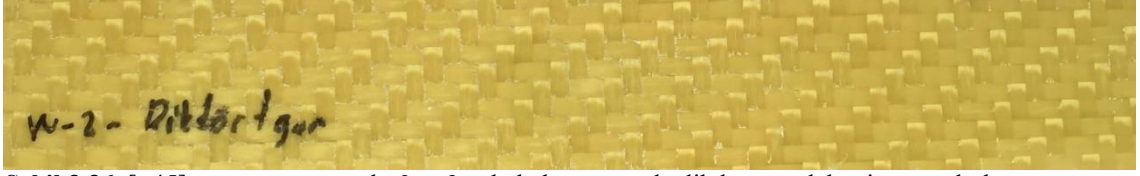
$[\pm 45]_8$ oryantasyon açısına sahip aramid – epoksi malzemesinden üretilen ve 2. 3. tabakalar arasında delaminasyon varlığı olan numunelerin görselleri aşağıda verilmiştir.



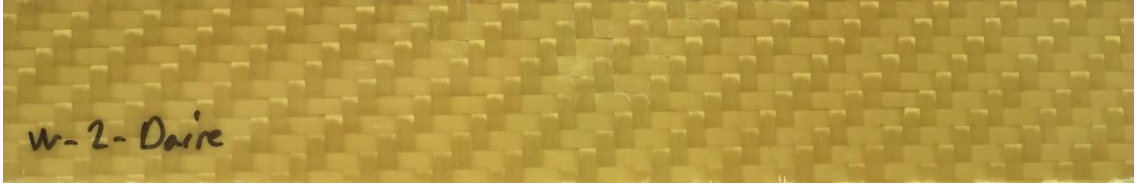
Şekil 3.34. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı delaminasyonsuz numune



Şekil 3.35. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 2. – 3. tabakaları arasında kare delaminasyon bulunan numune

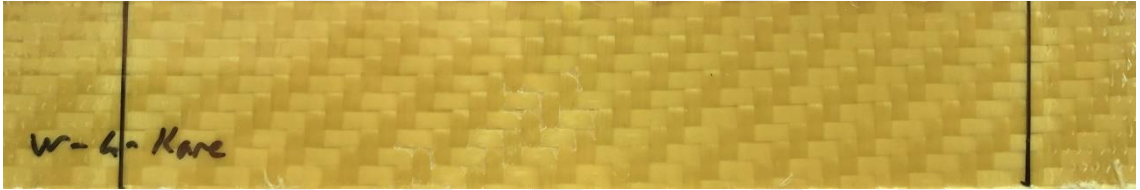


Şekil 3.36. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 2. – 3. tabakaları arasında dikdörtgen delaminasyon bulunan numune



Şekil 3.37. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 2. – 3. tabakaları arasında dairesel delaminasyon bulunan numune

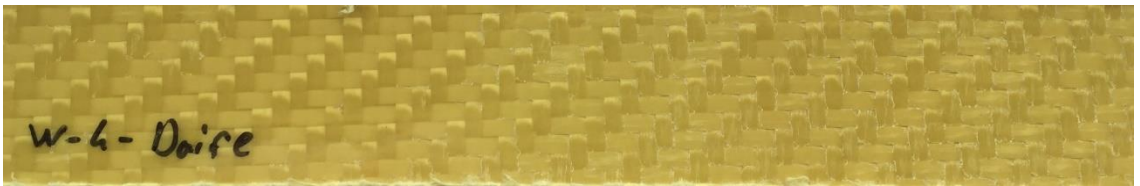
$[\pm 45]_8$ oryantasyon açısına sahip aramid – epoksi malzemesinden üretilen ve 4. 5. tabakalar arasında delaminasyon varlığı olan numunelerin görselleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.38. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 4. – 5. tabakaları arasında kare delaminasyon bulunan numune



Şekil 3.39. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 4. – 5. tabakaları arasında dikdörtgen delaminasyon bulunan numune

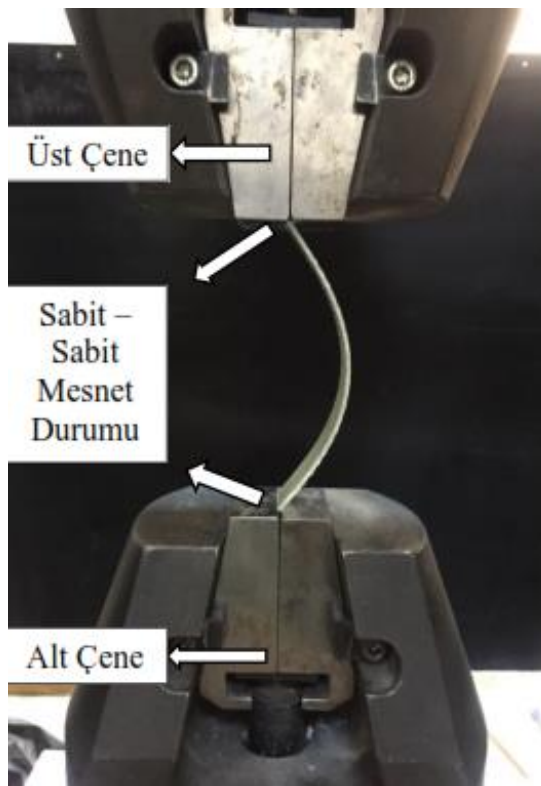


Şekil 3.40. $[\pm 45]_8$ oryantasyon açılı, 4. – 5. tabakaları arasında dairesel delaminasyon bulunan numune

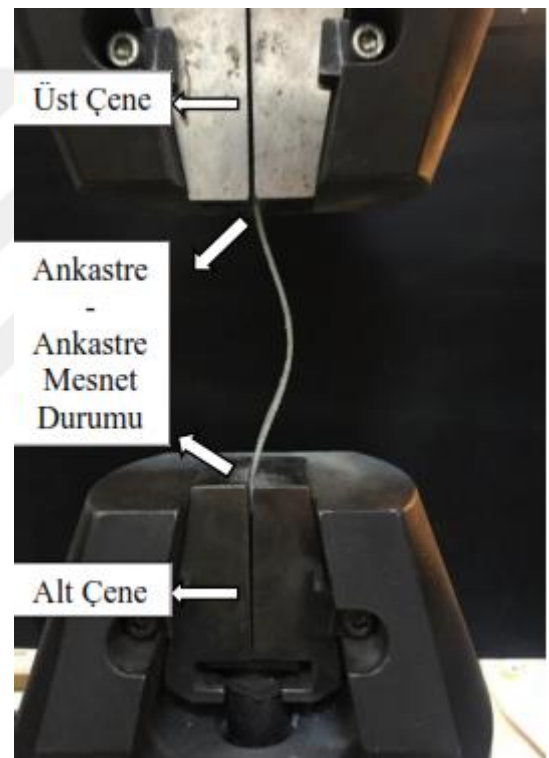
3.1.5. Deneysel Çalışma

Tüm deneyler, Batman Üniversitesi Mühendislik – Mimarlık Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik Laboratuvarında bulunan ve 250 kN yük kapasitesine sahip Shimadzu Marka Üniversal Çekme Test Cihazı kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Deneyler, farklı mesnet durumlarına göre 2 veya 3 kez tekrarlanmıştır. Şekil 3.41 ve Şekil 3.42’ de sabit – sabit ve ankastre – ankastre mesnet durumlarına ait görseller sunulmuştur.



Şekil 3.41. Sabit – sabit mesnetli numunenin örneği



Şekil 3.42. Ankastre – ankastre mesnetli numunenin örneği

Sabit – sabit mesnet durumunda yapılan deneylerle alt ve üst çenenin arasına sıkıştırılarak numunelerin tam olarak ölçüleri kullanılmıştır. Fakat ankastre olarak mesnetlenen numunelerin bu mesnet durumundan dolayı alt ve üst çenenin aralarına yerleşmesi gereksinimi sebebi ile numunenin boyunda bir değişim meydana gelmiştir.

Sonuç olarak sabit – sabit mesnet için numunelerin boyutu 150 x 25 mm olurken, ankastre – ankastre mesnet için numunelerin boyutu 118 x 25 mm olmuştur.

Burada 32 mm' lik kayıp 16 mm olarak, alt ve üst çene arasına yerleştirilen uzunluktan dolayı gerçekleşmiştir.

Bu duruma örnek olarak Şekil 3.43 ve Şekil 3.44 verilebilir. Şekil 3.44 incelendiği zaman alt ve üst çene arasına sıkıştırılmış olan numune görülebilmektedir. Ankastre – ankastre mesnet durumu için numunelerin çenelere bu şekilde bağlanması bir zorunluluktur.

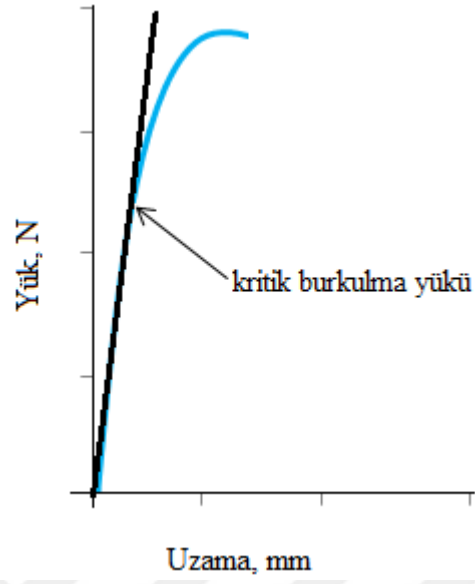


Şekil 3.43. Cam – epoksi numunesinin sabit – sabit mesnet durumunda 150 x 25 boyutu



Şekil 3.44. Cam – epoksi numunesinin ankastre mesnet durumunda 118 x 25 boyutu

Yapılan deneysel çalışmada ve dördüncü bölümde tablolar halinde sunulan kritik burkulma yükleri Şekil 3.45' te verilen grafik yardımı ile belirlenmiştir.



Şekil 3.45. Kritik burkulma yükünün grafik üzerinde gösterimine ait örnek bir grafik

Tablo 4.4. Aramid – epoksi malzemesi, 4. ve 5. tabakalar arasında delaminasyon bulunduran numunelerin sabit ve ankastre mesnet durumunda yapılan deneylerden elde edilen veriler

ORYANTASYON AÇISI	MESNET ŞEKLİ	DELAMİNASYON YOK		KARE DELAMİNASYON		DİKDÖRTGEN DELAMİNASYON		DAİRE DELAMİNASYON		
		Kritik Burkulma Yüğü (N)	Uzama (mm)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Uzama (mm)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Uzama (mm)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Uzama (mm)	
[-45 / +45] ₄	SABİT MESNET	1	695,313	2,13	703,125	2,56	726,563	9,29	734,375	2,95
		2	734,375	9,55	742,188	10,5	757,813	9,80	625,000	2,36
		3	-	-	732,375	9,71	765,625	3,88	695,313	3,38
	ANKAST MESNET	1	3070,310	5,12	3000,000	1,03	2859,380	1,59	3093,750	1,05
		2	-	-	2937,500	1,35	3039,060	5,26	2859,380	1,02

Tablo 4.1, Tablo 4.2, Tablo 4.3 ve Tablo 4.4’ da verilen deneysel analizlere ait verilerde dikkat edilmesi gereken kısım numunelerin daha önceden de belirtildiği üzere bilimsel gereklilikten dolayı birden fazla tekrarlanarak farklı sonuçlar edile edildiğidir. Burada yapılan işlem ise verilerin her numune için ortalamaları alınarak tek değer elde edilmesidir. Çalışmamızın temelini oluşturan ve bütün karşılaştırmalarda ve çıkarımlarda kullanılacak olan kesin veriler Tablo 4.5, Tablo 4.6, Tablo 4.7 ve Tablo 4.8’ de verilmiştir.

Tablo 4.5. Cam – epoksi malzemesi, 2. ve 3. tabakalar arasında delaminasyon bulunduran numunelerin sabit ve ankastre mesnet durumunda yapılan deneylerden elde edilen veriler

ORYANTASYON AÇISI	MESNET ŞEKLİ	DELAMİNASYON YOK	KARE DELAMİNASYON	DİKDÖRTGEN DELAMİNASYON	DAİRE DELAMİNASYON
		Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)
[0] ₈	SABİT MESNET	347,500	364,584	361,979	371,094
	ANKAST MESNET	312,500	1609,375	1539,065	1466,143
[90] ₈	SABİT MESNET	117,188	148,438	117,188	138,021
	ANKAST MESNET	625,000	566,407	558,594	613,282
[-45 / +45] ₄	SABİT MESNET	167,969	151,042	156,250	135,417
	ANKAST MESNET	679,688	734,376	687,500	742,188

Tablo 4.6. Cam – epoksi malzemesi, 4. ve 5. tabakalar arasında delaminasyon bulunduran numunelerin sabit ve ankastre mesnet durumunda yapılan deneylerden elde edilen veriler

ORYANTASYON AÇISI	MESNET ŞEKLİ	DELAMİNASYON YOK	KARE DELAMİNASYON	DİKDÖRTGEN DELAMİNASYON	DAİRE DELAMİNASYON
		Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)
[0] ₈	SABİT MESNET	347,500	296,875	341,146	364,584
	ANKAST MESNET	312,500	1437,500	1507,815	1316,410
[90] ₈	SABİT MESNET	117,188	138,021	138,002	121,094
	ANKAST MESNET	625,000	621,094	641,626	601,563
[-45 / +45] ₄	SABİT MESNET	167,969	236,979	223,959	187,500
	ANKAST MESNET	679,688	742,188	757,813	707,032

Tablo 4.7. Aramid – epoksi malzemesi, 2. ve 3. tabakalar arasında delaminasyon bulunduran numunelerin sabit ve ankastre mesnet durumunda yapılan deneylerden elde edilen veriler

ORYANTASYON AÇISI	MESNET ŞEKLİ	DELAMİNASYON YOK	KARE DELAMİNASYON	DİKDÖRTGEN DELAMİNASYON	DAİRE DELAMİNASYON
		Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)
[-45 / +45] ₄	SABİT MESNET	714,844	739,584	734,375	731,771
	ANKAST MESNET	3070,310	3140,625	3199,220	3058,595

Tablo 4.8. Aramid – epoksi malzemesi, 4. ve 5. tabakalar arasında delaminasyon bulunduran numunelerin sabit ve ankastre mesnet durumunda yapılan deneylerden elde edilen veriler

ORYANTASYON AÇISI	MESNET ŞEKLİ	DELAMİNASYON YOK	KARE DELAMİNASYON	DİKDÖRTGEN DELAMİNASYON	DAİRE DELAMİNASYON
		Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)
[-45 / +45] ₄	SABİT MESNET	714,844	725,896	750,000	684,896
	ANKAST MESNET	3070,310	2968,750	2949,220	2976,565

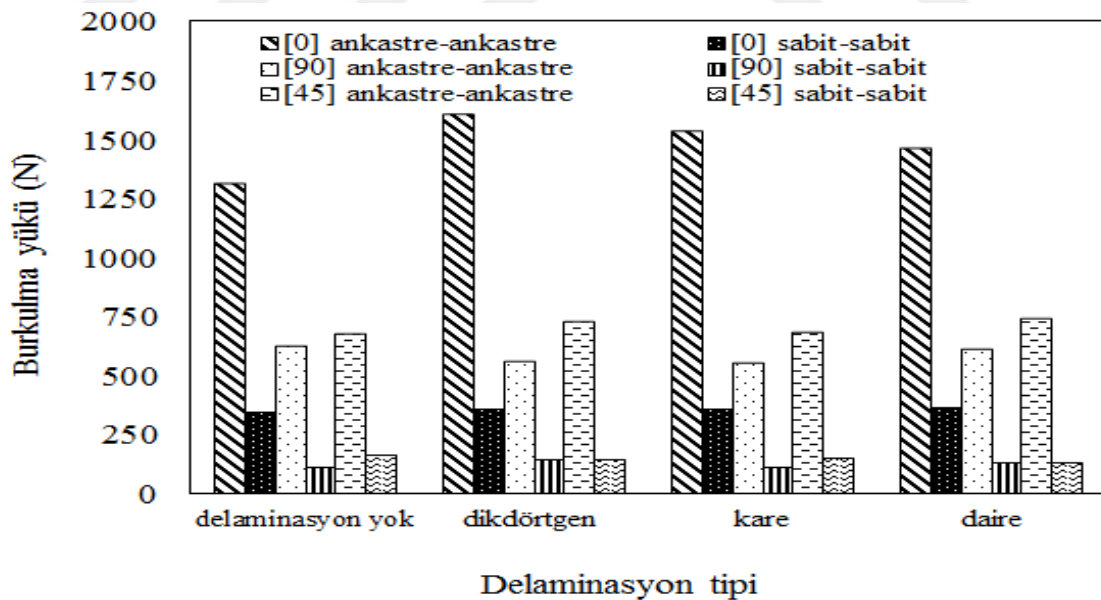
Sonuçları daha anlaşılabilir kılmak açısından ve numunelerin özelliklerindeki değişimlere bağlı olarak verilerde ki tüm değişimleri görmek için çeşitli grafikler oluşturulmuştur. Verilen grafiklerde yapılan karşılaştırmalarda dikkat edilen noktalar ise şu şekildedir;

- ✓ Delaminasyon şekline göre sabit – sabit ve ankastre – ankastre mesnet durumlarına göre elde edilen verilerin karşılaştırılması.

- ✓ Oryantasyon açılarına göre sabit – sabit ve ankastre – ankastre mesnet durumlarına göre elde edilen verilerin karşılaştırılması.
- ✓ Delaminasyon yerine göre elde edilen verilerin karşılaştırılması.
- ✓ Takviye elemanı malzemesine göre verilerin karşılaştırılması.

Deneyler sonucunda elde edilen verilerin istenen parametrelerde daha iyi değerlendirilebilmek için aşağıdaki grafikler oluşturulmuştur. Cam-epoksi esaslı kompozit plakaların 2. ve 3. tabakalar arasında delaminasyon bulundurulması durumu için Şekil 4.1’ de üç farklı fiber oryantasyonu ve iki farklı sınır şartı için delaminasyonun tipine göre kritik burkulma yüklerinin değişimi verilmiştir.

Tüm oryantasyon açıları ve delaminasyon tipleri için burkulma yük değerleri ankastre – ankastre mesnet durumunda daha yüksek elde edilmiştir. $[0]_8$ oryantasyon açısı için en yüksek burkulma yükü dikdörtgen delaminasyon tipinde elde edilirken en düşük burkulma yükü ise delaminasyonsuz numunelerde elde edilmiştir.

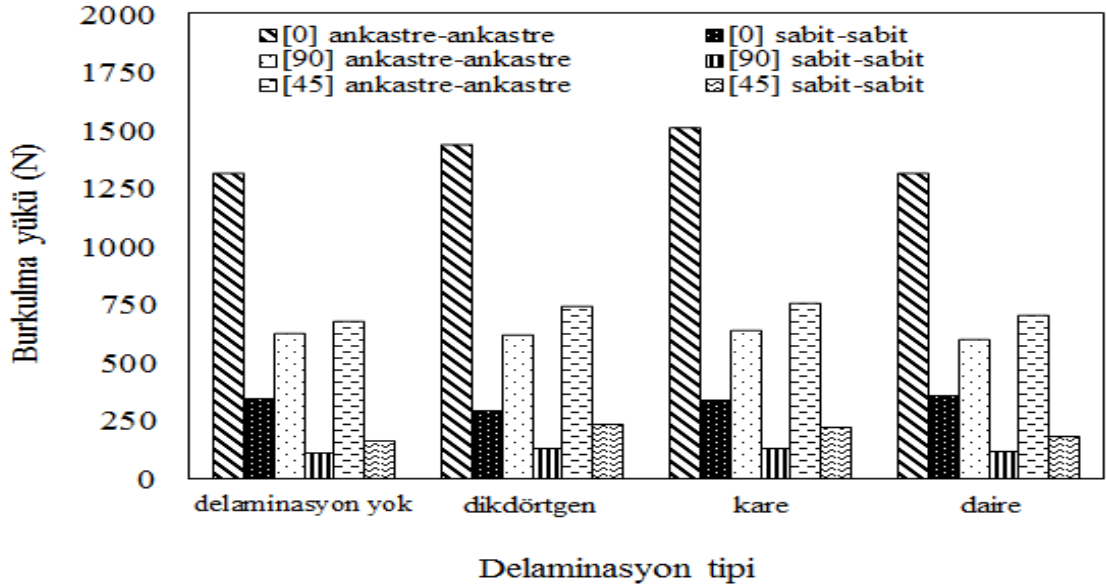


Şekil 4.1. 2. – 3. Tabakalar arası delaminasyonlu cam – epoksi esaslı kompozit numunelerin kritik burkulma yükünün delaminasyon tipine göre değişimi

Sabit – sabit ve ankastre – ankastre mesnet durumu için, $[0]$, $[90]$ ve $[\pm 45]$ oryantasyon açılarında, tüm delaminasyon açılarında ve geometrilerinde kritik burkulma

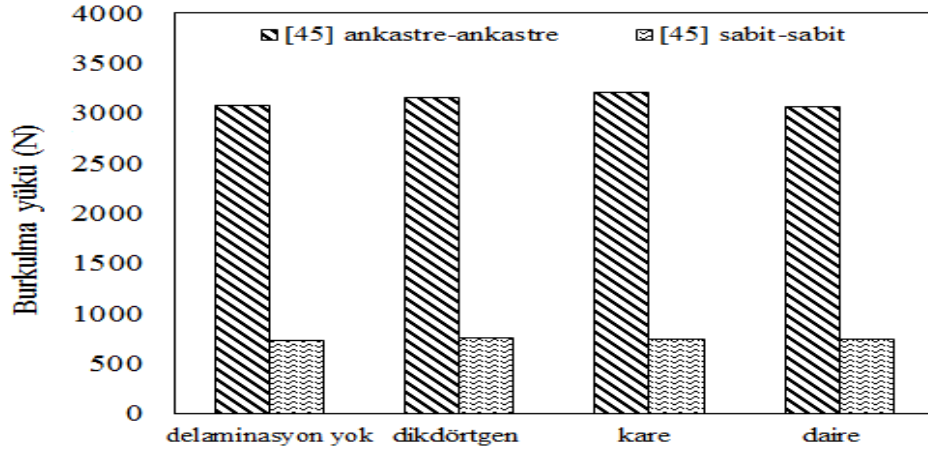
yükleri en yüksek [0] derece oryantasyon açısında en düşük [90] derece oryantasyon açısında elde edilmiştir.

Bu sonuç ile kuvvetin uygulanış yönü ile elyaf oryantasyonu birbirine ne kadar yakın açıda olursa kritik burkulma yükü o kadar fazla olur.



Şekil 4.2. 4 – 5. Tabakalar arası delaminasyonlu cam – epoksi esaslı kompozit numunelerin kritik burkulma yükünün delaminasyon tipine göre değişimi

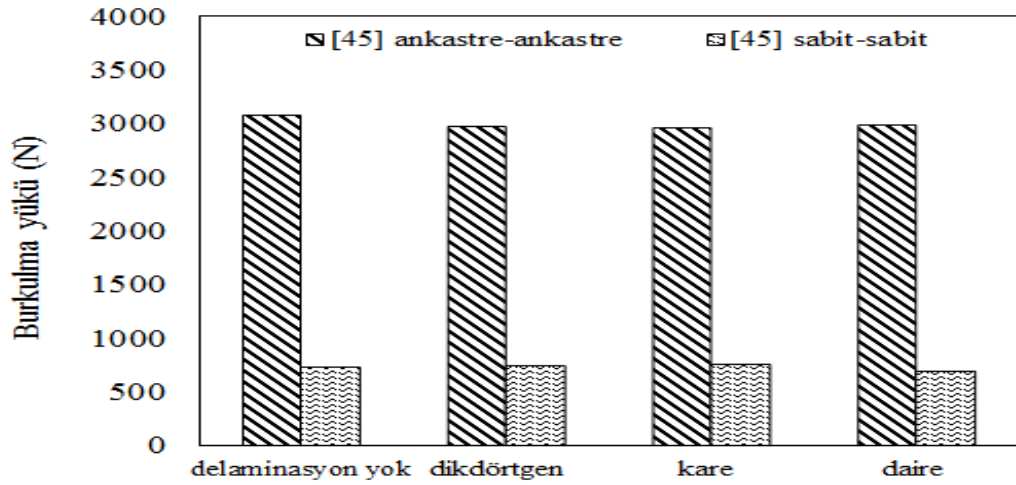
Sabit – sabit ve ankastre – ankastre mesnet durumu için, [0], [90] ve [± 45] oryantasyon açılarında, tüm delaminasyon açılarında ve geometrilerinde kritik burkulma yükü büyükten küçüğe doğru en çok [0], sonra [± 45] son olarak [90] olarak elde edilmiştir. Yani 2. – 3. tabakalar arası delaminasyon varlığı ile aynıdır. Bu sonuç ile kuvvetin uygulanış yönü ile elyaf oryantasyonu birbirine ne kadar yakın açıda olursa kritik burkulma yükü o kadar yüksek olmuştur. Yani sonuç olarak mesnet durumunun büyük bir etkisi olduğu açıkça görülmektedir.



Delaminasyon tipi

Şekil 4.3. 2. – 3. Tabakalar arası delaminasyonlu aramid – epoksi esaslı kompozit numunelerin kritik burkulma yükünün delaminasyon tipine göre değişimi

Sabit – sabit ve ankastre – ankastre mesnet durumu için, $[-45 / +45]$ oryantasyon açısında ve tüm delaminasyon geometrilerinde kritik burkulma yükü fazla olan ankastre – ankastre mesnet durumu için elde edilmiştir.



Delaminasyon tipi

Şekil 4.4. 4. – 5. Tabakalar arası delaminasyonlu aramid – epoksi esaslı kompozit numunelerin kritik burkulma yükünün delaminasyon tipine göre değişimi

Sabit – sabit ve ankastre – ankastre mesnet durumu için, $[\pm 45]$ oryantasyon açısında ve tüm delaminasyon geometrilerinde kritik burkulma yükü en yüksek ankastre – ankastre mesnet durumu için elde edilmiştir.

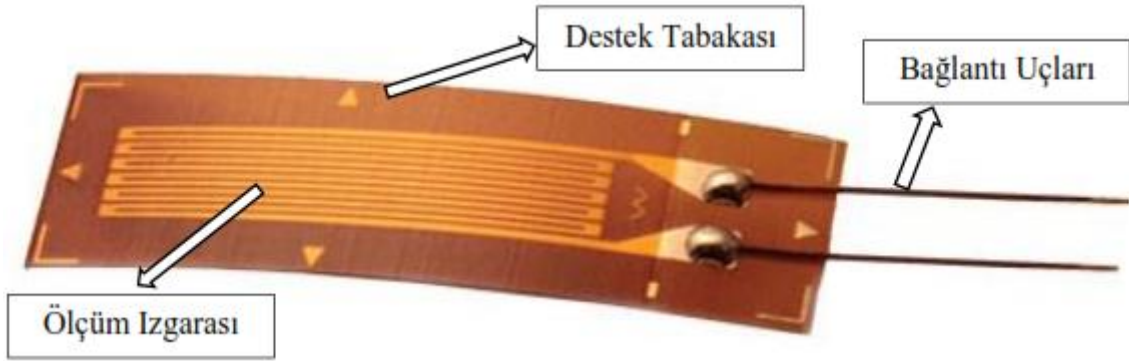
Grafikler detaylı incelendiği mesnet şeklinin büyük bir etkisi olduğu görülmektedir.

4.2. Kompozit Plakaların Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi

Tez çalışma konusu kapsamında yapılan deneylere ek olarak elde edilen verilerin nümerik olarak karşılaştırılması amacı ile *ANSYS Paket Programı* kullanılmıştır. Fakat *ANSYS* paket programında yapılacak olan analizler için numunelere ait belirli mekanik özelliklerin bilinmesi gerekmektedir. Burada bilinmesi gereken mekanik özellikler şunlardır:

- ✓ E , elastite modülü
- ✓ ν , poisson oranı
- ✓ G , kayma modülü

Belirtilen bu mekanik özellikler *Strain Gauge* adı verilen yani gerinim ölçer parçaları ile numunenin çekme yükü altındaki tepkileri yardımı ile belirlenebilmektedir. *Strain Gauge* 'e ait örnek bir görsel Şekil 4.5' te verilmiştir.



Şekil 4.5. Strain gauge

Strain Gauge'lerin temel çalışma prensipleri, direnç değişiminden etkilenmeleridir. Direnç değişimi, numune üzerine uygulanan çekme yükü sonucunda parçanın boyunda meydana gelen uzamadan kaynaklanmaktadır. Bu değişim strain gauge tarafından elektriksel bir sinyal olarak algılanır.

Elektronik bir eleman olan bu malzemeler özel üretilen dirençler olarak bilinirler ve oldukça hassas ölçüm yapmaktadırlar. Dirençler, elektiriğin bir temeli olarak direncin uzunluk ile olan doğrusal ortansını temel almaktadır.

Daha önce belirtilen nedenlerden dolayı tezimiz için *Ankara*' da faaliyet gösteren *Teknik Destek Grubu* isimli firmadan Strain Gauge'ler temin edilmiş olup,

delaminasyon içermeyen numuneler üzerine tek veya çift eksenli olarak sabitlenmesi yolu ile ölçümler yapılmıştır.

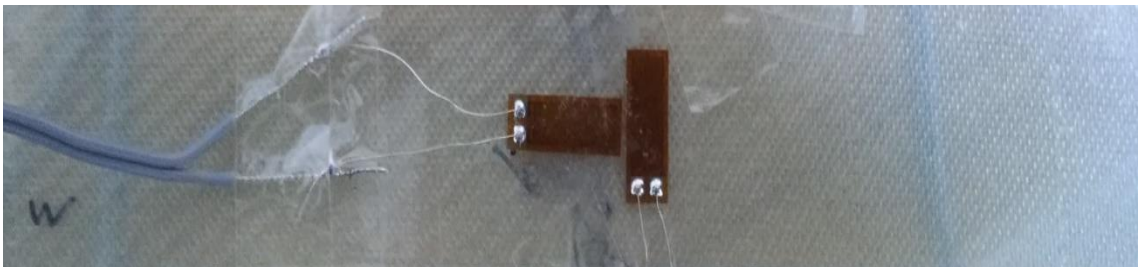
Siparişi verilen ve tez çalışmamızda kullandığımız strain gauge elemanları yardımı ile yapılan çalışma ise temel olarak aşağıdaki aşamalardan oluşmaktadır.

- ✓ Strain gauge' lerin üzerinde bulunan bağlantı uçları, üzerinden akım geçebilecek özellikte olan başka teller ile lehimleme yöntemi ile bağlanmıştır.

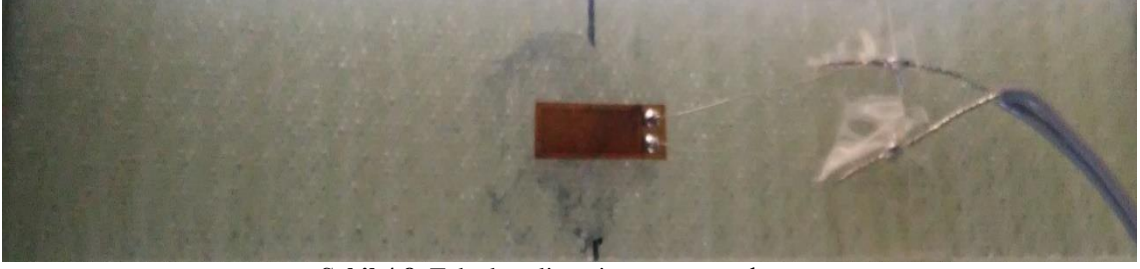


Şekil 4.6. Strain gauge lehim bağlantısı

- ✓ Lehim bağlantıları yapılan strain gauge elemanları, kompozit malzeme numunelerimizin tam orta noktaları bulunarak tek eksen ya da çift eksen olacak şekilde yapıştırılmıştır. Tek eksen olarak uygulaması yapılan tek numunemiz $[90]_8$ ' dir. İki eksen olarak uygulanan strain gauge elemanları ise $[0]_8$ ve $[\pm 45]_4$ cam - epoksi ve aramid – epoksi numuneleridir. Şekil 4.7 ve Şekil 4.8' de tek ve çift eksen uygulamalarına ait görseller bulunmaktadır.

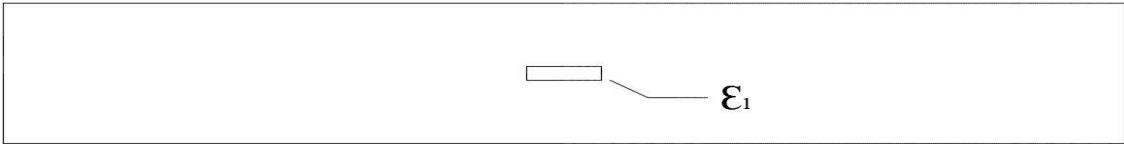


Şekil 4.7. Çift eksenli strain gauge uygulaması

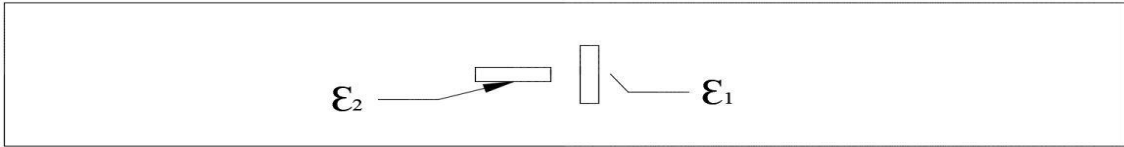


Şekil 4.8. Tek eksenli strain gauge uygulaması

Burada dikkat edilmesi gereken husus neden tek neden çift eksen olduğudur. Tek eksen olan numunemiz belirtildiği üzere $[90]_8$ ' dir. Çünkü numunenin elyaf yapılarının yönelimleri numuneye dik olduğundan dolayı $[0]_8$ oryantasyon açılı numunenin dik halidir. Bu sebeple tek olarak kullanılmıştır. Şekil 4.9' de görülen ϵ_1 x – eksenine ait boydaki değişimi belirler. Şekil 4.10' daki ϵ_1 ve ϵ_2 değerleri ise hem x – eksenine hemde y – eksenine ait boydaki değişimi belirler.



Şekil 4.9. Tek eksenli strain gauge uygulaması



Şekil 4.10. Çift eksenli strain gauge uygulaması

Özellikle $[-45 / +45]_4$ oryantasyon açılına sahip numunelerin mekanik özelliklerinin belirlenebilmesi için kesinlikle çift eksenli strain gauge uygulamasına ihtiyaç vardır. Çünkü elyaf yönelimleri iki yöne doğrudur. $[0]$ ve $[90]$ oryantasyon açısı cam – epoksi için üç deney numunesinden , $[-45 / +45]$ cam – epoksi ve aramid – epoksi numuneleri için de üç deney numunesi kullanılmış olup bunlara ait deney sonuçları ve gerekli matematiksel işlemler detaylı olarak aşağıda verilmiştir. Yapılan matematiksel işlemlere ait denklemler ise şu şekildedir;

$$\sigma = F/A \quad (4.1)$$

$$E_1 = \sigma/\epsilon_1 \quad (4.2)$$

$$E_2 = E_3 = \sigma/\epsilon_2 \quad (4.3)$$

$$\nu_{12} = -\epsilon_2/\epsilon_1 \quad (4.4)$$

$$\nu_{23} = \nu_{31} = \nu_{12} * 0,6 \quad (4.5)$$

$$G_{12} = \tau_1 / \gamma_{12} \quad (4.6)$$

$$G_{23} = G_{31} = G_{12} * 0,6 \quad (4.7)$$

$$\tau = \sigma = F/A \quad (4.8)$$

$$\gamma_{12} = 2(\varepsilon_1 - \varepsilon_2) \quad (4.9)$$

Denklem 4.1' de verilen A, kesit alanı olmakla birlikte;

✓ [0] ve [90] derece oryantasyon açılı cam – epoksi numuneler için, $A=58 \text{ mm}^2$

✓ [-45/+45] derece oryantasyon açılı cam – epoksi numuneler için $A=49 \text{ mm}^2$

✓ [-45/+45] derece oryantasyon açılı aramid – epoksi numuneler için $A=86 \text{ mm}^2$

olarak ölçülmüştür.

Tablo 4.9. Cam – epoksi ve aramid – epoksi kompozit plakaların mekanik özellikleri

Oryantasyon Açısı	E_1 (GPa)	$E_2 = E_3$ (GPa)	$G_{12} = G_{23} = G_{31}$ (GPa)	ν_{12}	$\nu_{23} = \nu_{31}$
Cam – epoksi [0] ₈	33,023	13,497	13,212	0,253	0,152
[90] ₈	12,118	26,839	11,489	-0,462	-0,277
[-45 / +45] ₄	25,070	16,072	10,841	0,156	0,094
Aramid [-45 / +45] ₄	28,391	39,916	13,246	0,072	0,043

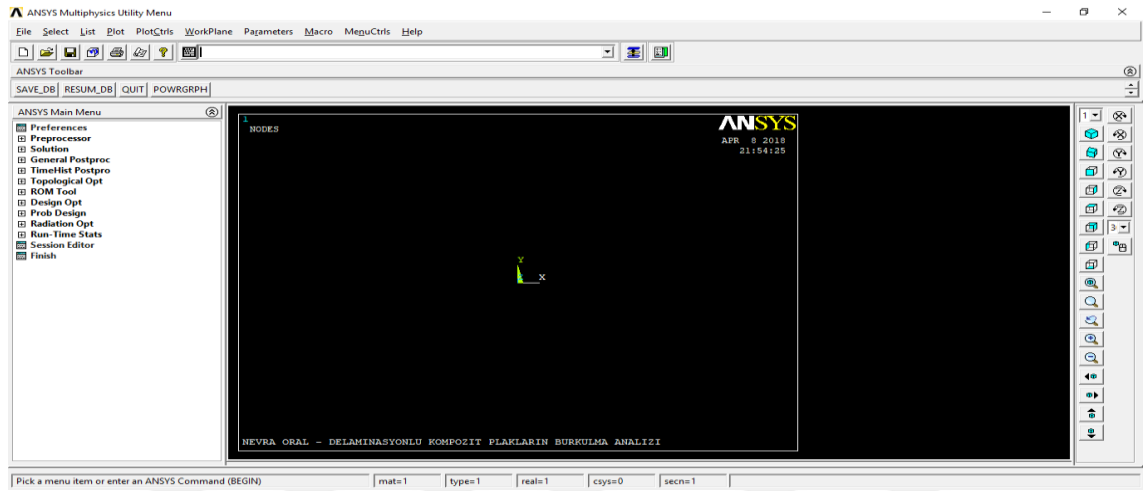
Tablo 4.9' da verilen [± 45] oryantasyon açısı için mekanik değerler çift eksenli strain gauge kullanılarak ve yukarıdaki denklemler yardımı ile elde edilmiştir.

4.3. Nümerik Analizler

Deneysel çalışma üzerine tez çalışmamız doğrultusunda yapılacak olan nümerik analizler, deneysel çalışmanın bilgisayar ortamında tekrarlanması ve karşılaştırmalarından oluşmaktadır. İçerikte bu çalışmanın nasıl yapıldığına dair detaylara, sonuçlara, çeşitli görsellere ve elde edilen sonuçların karşılaştırmalı grafiklerine yer verilmiştir. Nümerik analizler için bilgisayar ortamında sanal olarak üç boyutlu oluşturulan modellerin bire bir aynı şartlar altında ve birim yükler ile kritik burkulma yükleri hesaplanmıştır. Nümerik analizler için ANSYS paket programı kullanılmıştır. Yapılan üç boyutlu analizlerde deneysel çalışmada olduğu gibi sabit ve

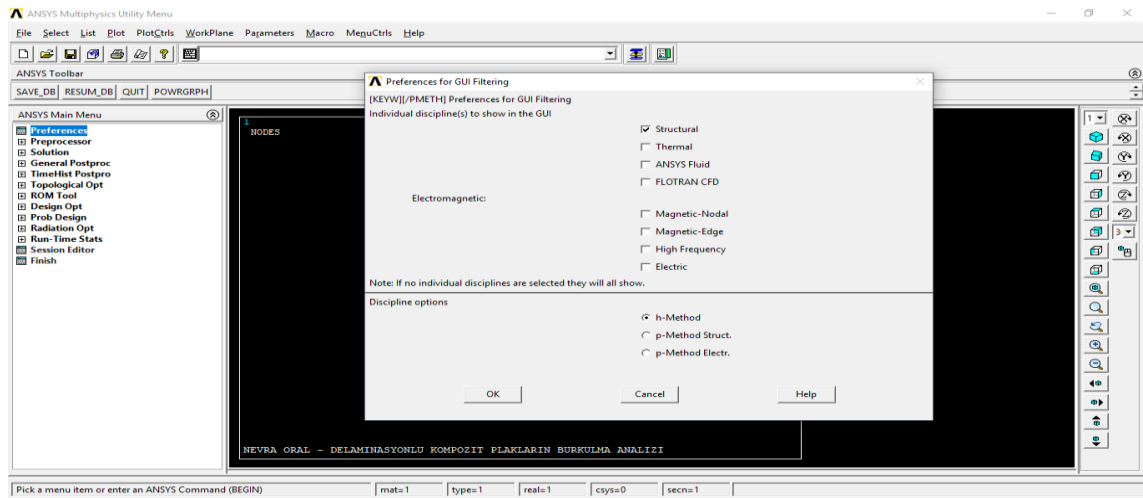
ankastre mesnet durumları göz önünde tutulup işlemler gerçekleştirilmiştir. İki farklı mesnet durumu içinde program üzerinde gerçekleştirilen tüm işlemler aynı olmakla birlikte tek fark numunenin üç boyutlu modellemedeki boyut farkıdır. Sabit mesnette numune boyu 150 x 25-mm iken, ankastre mesnette 118 x 25-mm' dir. ANSYS paket programı kullanılarak yapılan nümerik analizlerin adımları ise şu şekilde gerçekleşmiştir;

1. ANSYS Multiphysics Utility Menu başlıklı ANSYS programı açılır.



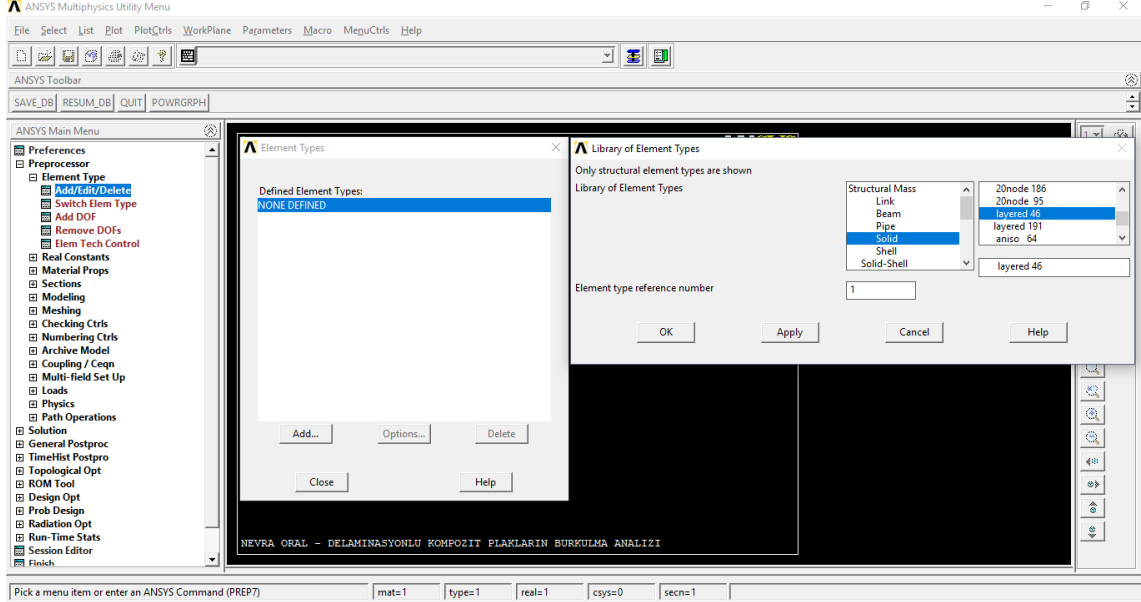
Şekil 4.11. ANSYS programının ara yüz ekranı

2. ANSYS Main Menu > Preferences üzerine gelinerek çift tıklama ile Şekil 4.12' de görüldüğü gibi bir menü açılır ve menüde Structural seçeneği seçilerek OK denilir.



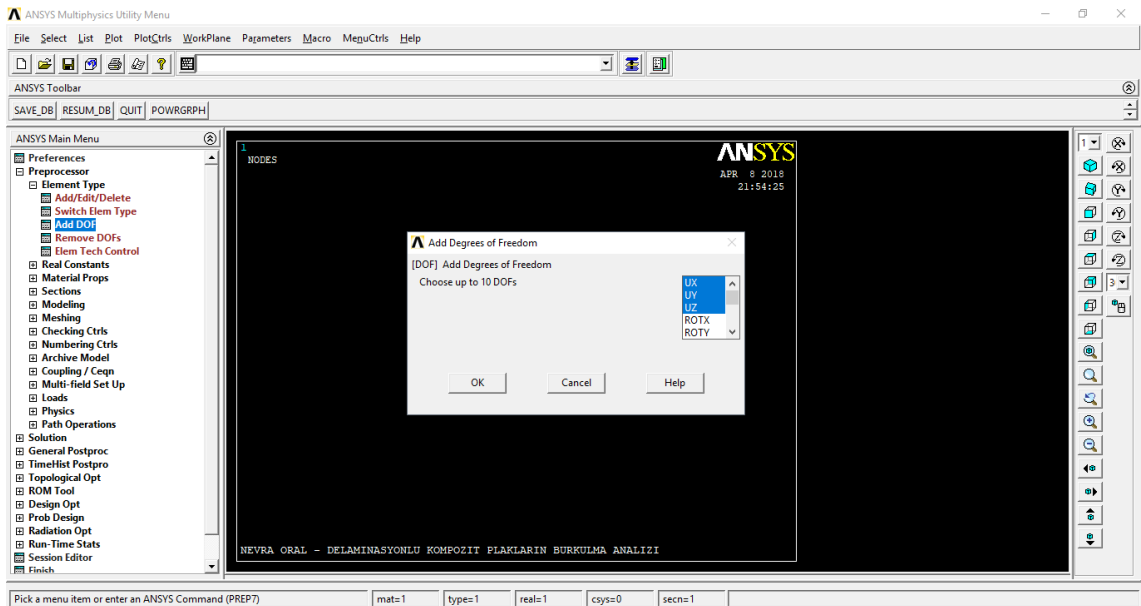
Şekil 4.12. ANSYS paket programında analiz tipinin belirlenmesi

3. *ANSYS Main Menu >Preprocessor >Element Type > Add / Edit / Delete* yolu izlenerek açılan menüde *Add* seçeneğine gelinir. Ardından *Library of Element Types* başlıklı menüden *Solid > Layered 46* seçilerek *OK* denilir. Ardından *Options* denilerek burada *K8* menüsü *All Layer* olarak değiştirilir.



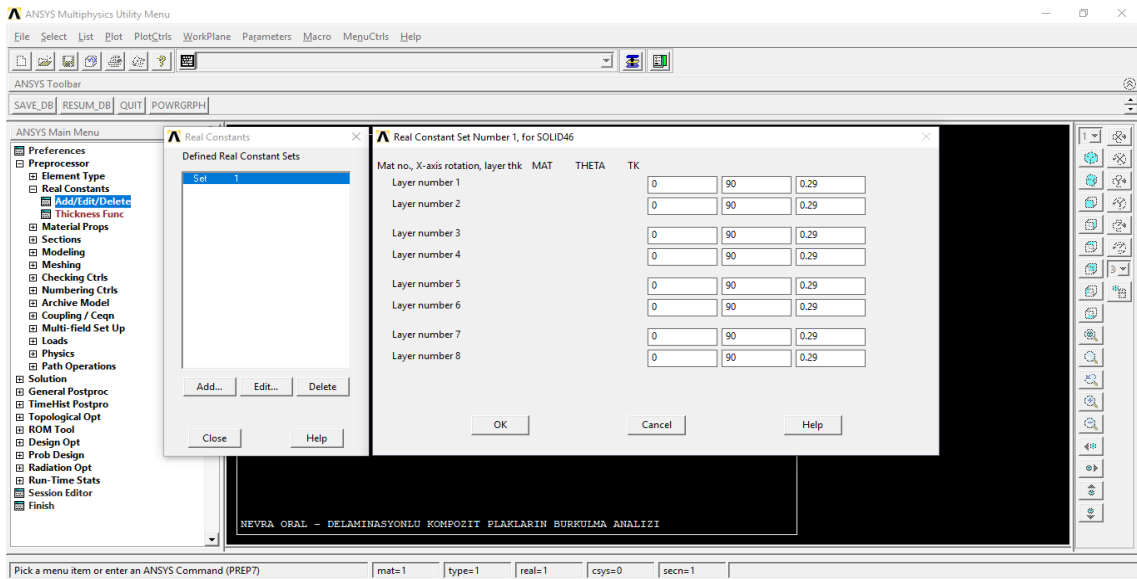
Şekil 4.13. Eleman tipinin belirlenmesi

4. *ANSYS Main Menu >Preprocessor >Element Type > Add DOF* seçeneğine gelinir ve açılan pencerece *UX, UY* ve *UZ* seçilerek *OK* denilir. Burada seçilen kısımlar analiz yapılacağı zaman programın tanıyacağı koordinat eksenleridir. Burada mesnet noktaları ve kuvvetlerin yönleri belirlenir.



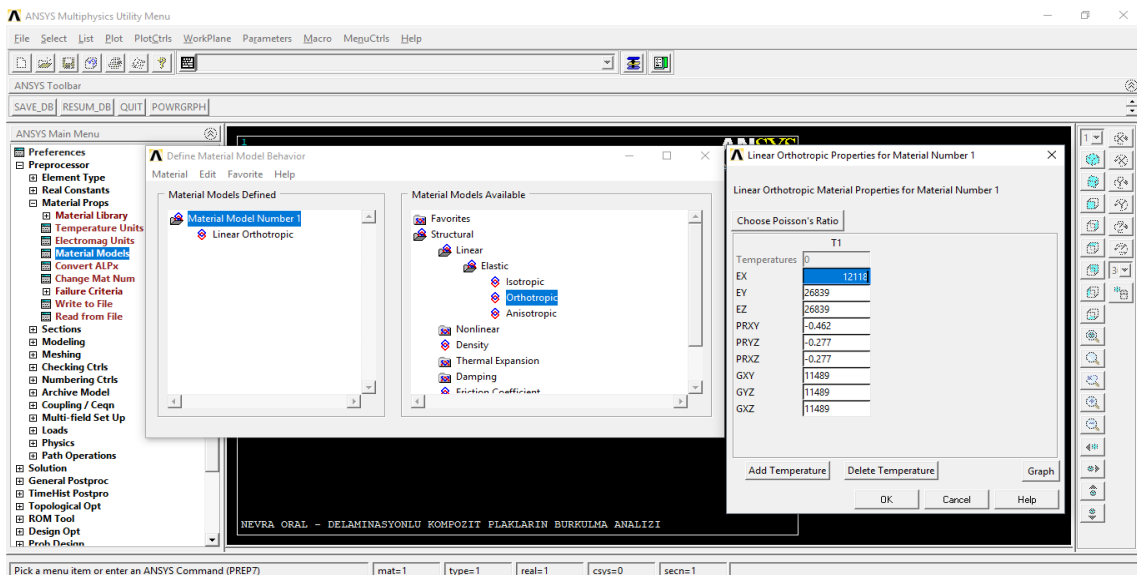
Şekil 4.14. Sınır şartlarının belirlenmesi

5. *ANSYS Main Menu > Preprocessor > Real Constants > Add / Edit / Delete* yolu izlenir. Açılan menüde ilk olarak *Add* seçeneği seçilir ve yeni açılan pencere Şekil 4.15' de olduğu gibi doldurulur.



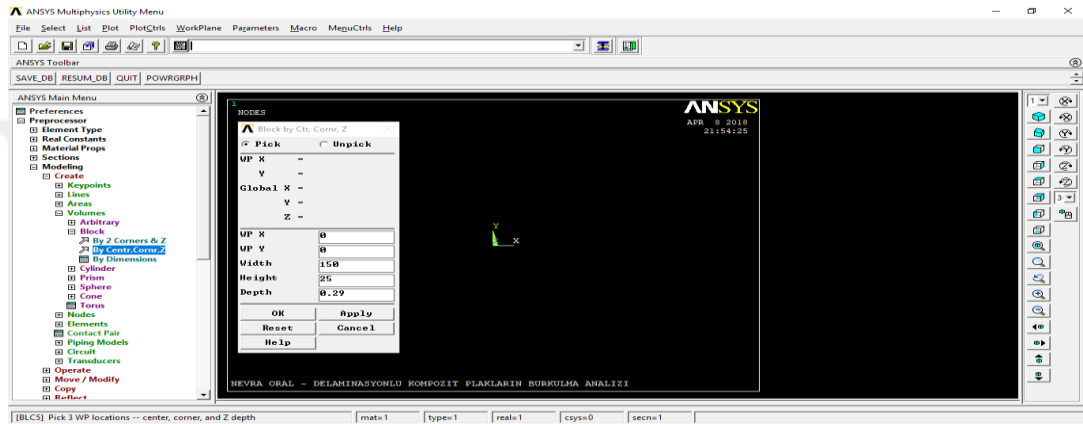
Şekil 4.15. Kompozit malzemenin tabaka açıları ve kalınlıklarının belirlenmesi

6. *ANSYS Main Menu > Preprocessor > Material Props > Material Models* yolları izlendiği takdirde, açılan *Define Material Model Behavior* başlıklı pencere yardımı ile malzemenin mekanik özellik değerleri girilir. Bu bölüm de ise, *Structural > Linear > Elastic > Orthotropic* seçilerek açılan pencere Şekil 4.16' da olduğu gibi numuneye göre girilir.



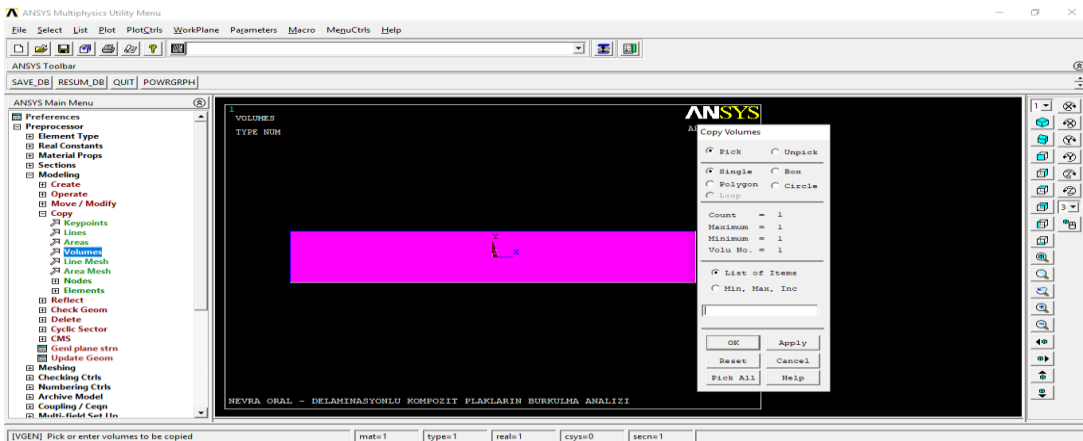
Şekil 4.16. Malzeme özelliklerinin programda girilmesi

7. ANSYS Main Menu >Preprocessor > Modeling > Volumes > Block > By Centr, Cornr, Z adımları takip edilerek açılan menü Şekil 4.17' de olduğu gibi numuneye ait boyutlar girilir. Modellemesi yapılan numune $[90]_8$ ' dir. Şekil incelendiği zaman *Width* yani uzunluk değeri sabit mesnet olması sebebi ile 150-mm olarak girilmiştir. *Height* yani genişlik değeri ise 25-mm olarak girilmiştir. *Depth* değeri ise numune kalınlığının 2,32-mm olması ve 8 tabakalı bir numune olması sebebi ile 0,29-mm olarak girilmiştir. Sonraki adımlarda toplamda 8 tabakadan ve 2,32-mm kalınlığından oluşan ve $[90]$ derece oryantasyon açısına sahip bir model elde edilecektir.



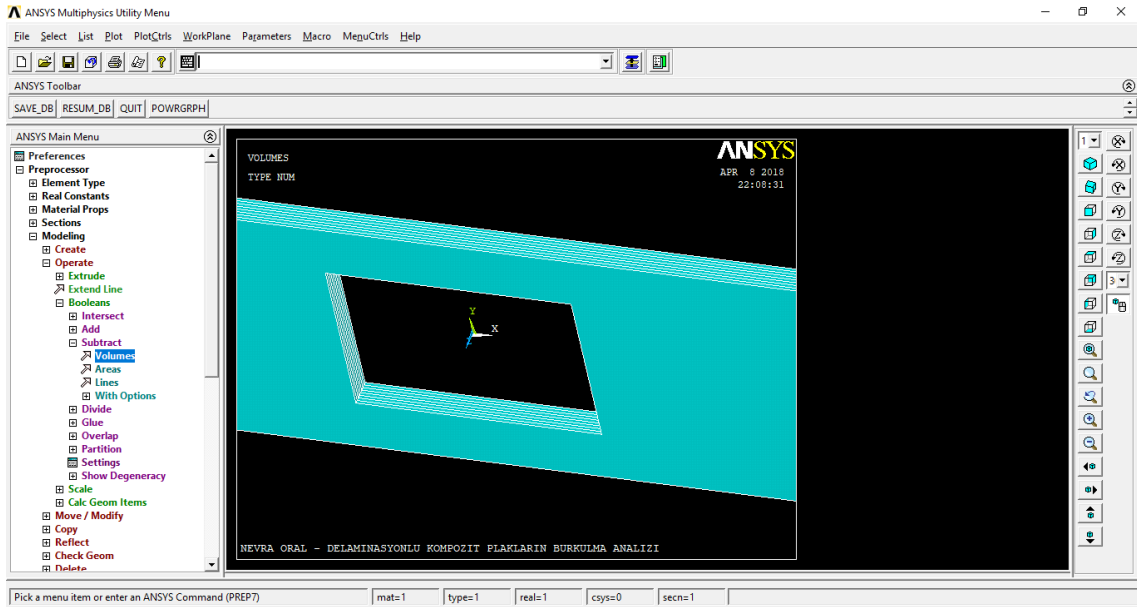
Şekil 4.17. Analiz modelinin oluşturulması

8. ANSYS Main Menu >Preprocessor > Modeling >Copy > Volumes yolu izlendiği takdirde bir önceki adımda tek bir tabakası oluşturulmuş olan modelin kalan tabakalarının oluşturulması için çoğaltma menüsü açılacaktır. Şekil 4.18' e bakıldığında zaman açılan menüden çoğaltılması istenilen bölüm seçilmiş olup gerekli değerler girilerek 8 tabakadan oluşan ve toplamda 2,32-mm kalınlığı olan bir model elde edilmiş olur.



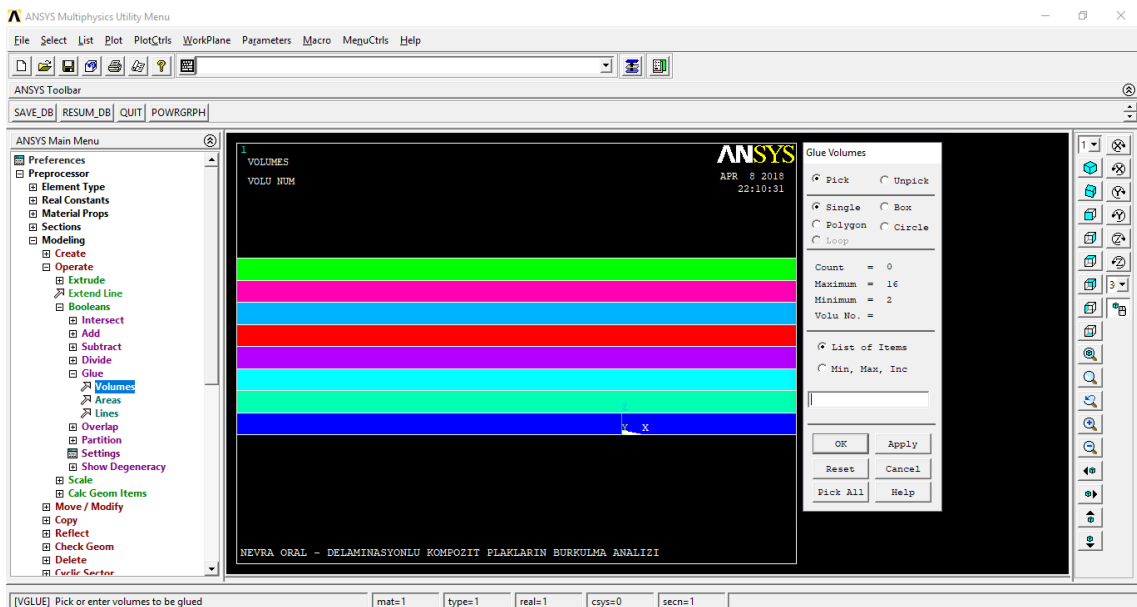
Şekil 4.18. Tabakalı kompozit plakaların modellenmesi

9. ANSYS Main Menu >Preprocessor > Modeling > Operate > Booleans > Subtract > Volumes adımları takip edilerek, dikdörtgen delaminasyon bölgesi için sekizinci adımda oluşturulan numunenin içi boşaltılır. Ardından 7. ve 8. adımların benzeri takip edilerek içi boşaltılan bölge tekrar 8 tabaka halinde doldurulur.



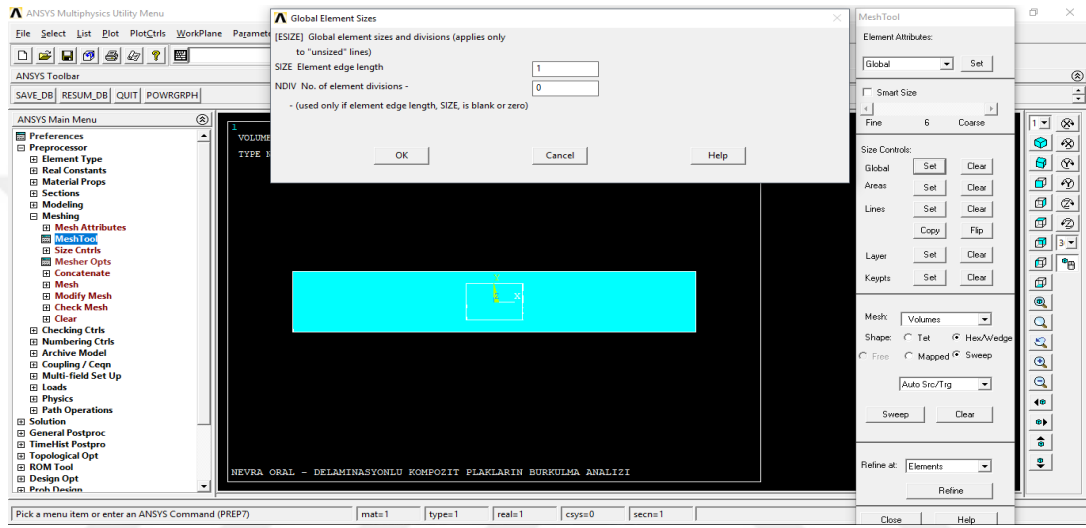
Şekil 4.19. Delaminasyon alanının oluşturulması

10. ANSYS Main Menu >Preprocessor > Modeling > Operate > Booleans > Glue > Volumes adımları izlenerek delaminasyon bölgesine bağlı olarak açılan pencere yardımı ile bazı yüzeyler yapıştırılırken bazı yüzeyler ise yapıştırılmaz. Bu sayede bir delaminasyon bölgesi elde edilmiş olacaktır.

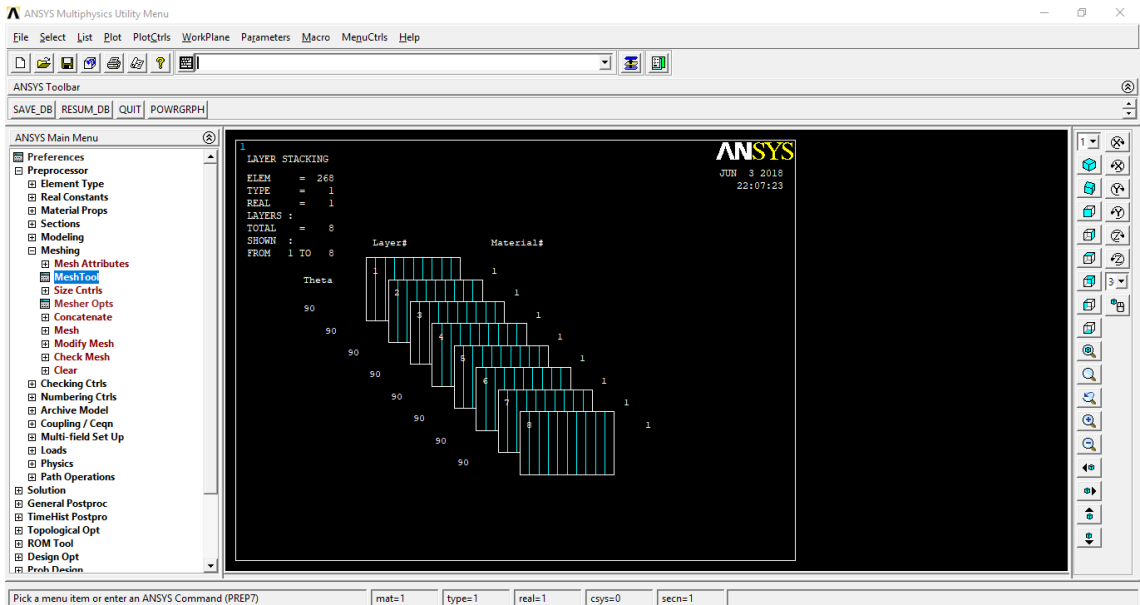


Şekil 4.20. Delaminasyon alanının belirlenmesi

11. ANSYS Main Menu >Preprocessor > Meshing > Mesh Tool yolları takip edilerek açılan pencere yardımı ile elde edilen numunenin sonlu elemanlara ayrılma işlemi olan *mesh* işlemi gerçekleştirilir. Bu sayede daha kesin sonuçlar elde etmek mümkün hale gelecektir. Burada açılan pencerede ilk olarak *Global > Set* denilerek *SIZE Element edge length* bölümüne 1 değeri girilerek parça 1-mm' lik parçalara ayrılacaktır. Mesh boyutu küçük tutularak daha kesin sonuçlar elde edilmesi amaçlanmıştır. Bu adımlar için Şekil 4.21 incelenebilir.

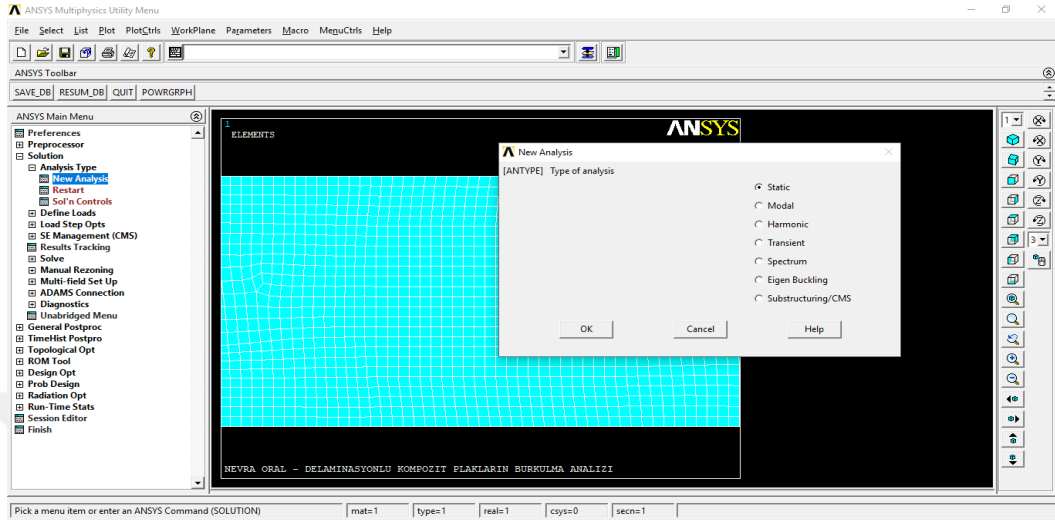


Şekil 4.21. Meshleme işleminde birim uzunluğun seçilmesi



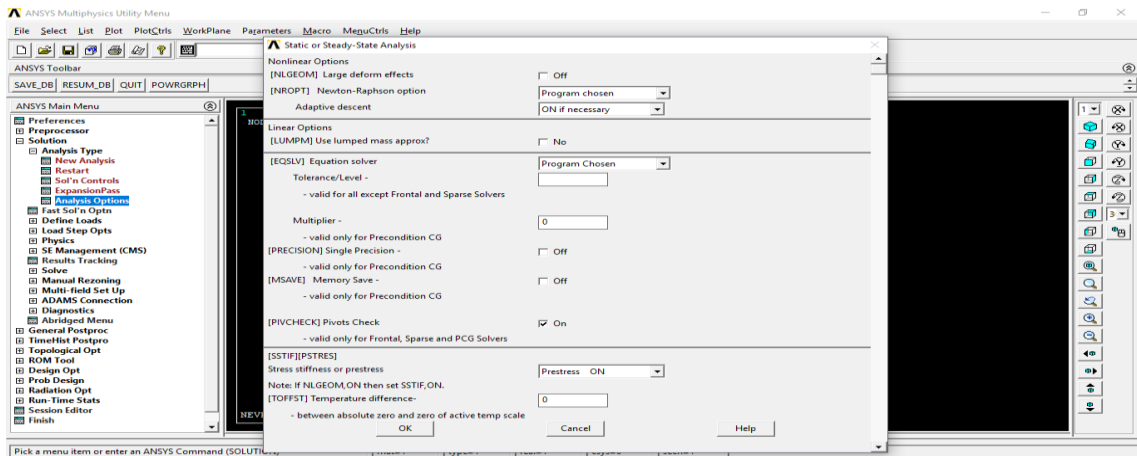
Şekil 4.22. $[90]_8$ ait tabakaların oryantasyon açılarının gösterilmesi

12. *ANSYS Main Menu > Solution > Analysis Type > New Analysis* adımları izlenir. Bu aşamada artık üç boyutlu olarak modellenen numunenin analiz aşamasına geçilmiştir ve açılan pencerede *Static* seçeneği seçilerek *OK* denilir.



Şekil 4.23. Statik olarak burkulma analizinin özelleştirilmesi

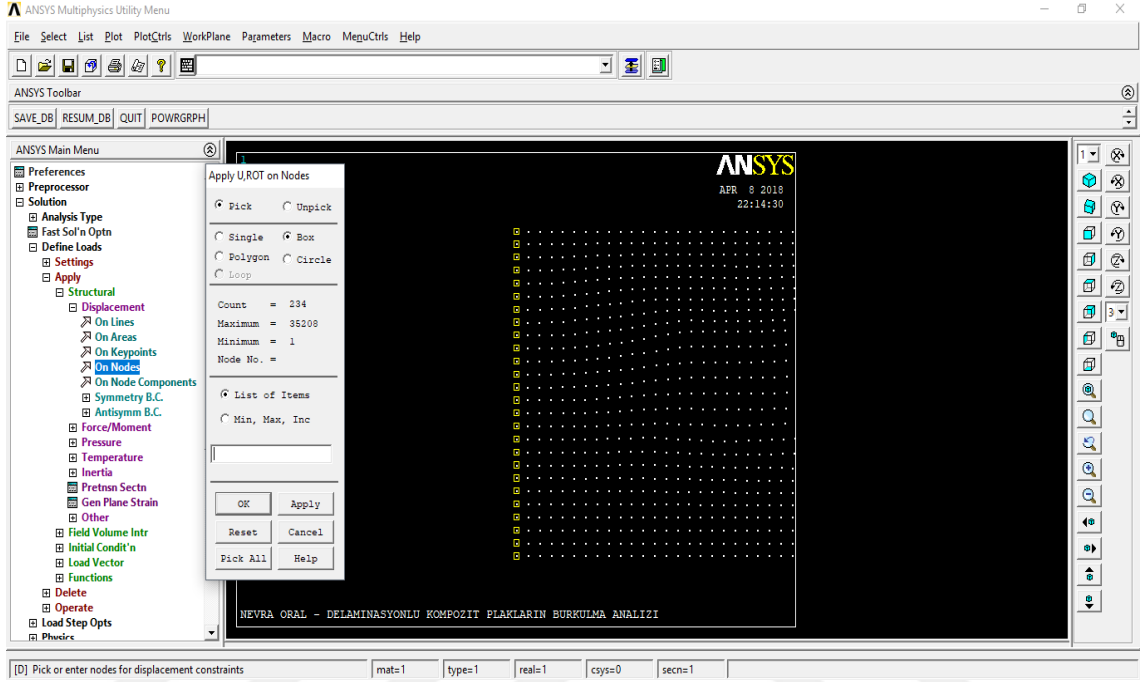
13. *ANSYS Main Menu > Solution > Unridged Menu* seçilerek gizli sekmeler aktif hale getirilir. Hemen ardından *ANSYS Main Menu > Solution > Analysis Type > Analysis Options* seçilir. Açılan pencerede *Stress Stiffness of prestress* menüsü *Prestress ON* olarak değiştirilir.



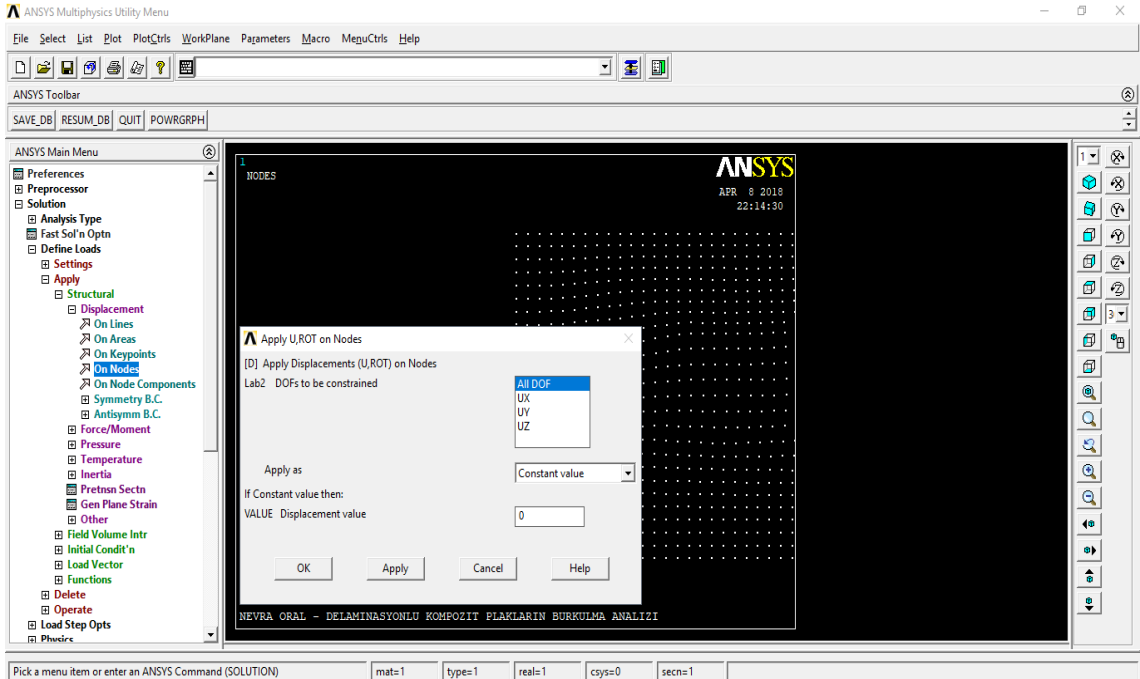
Şekil 4.24. Burkulma çözümünü çalıştırmak için Prestress Effects'in aktif edilmesi

14. *ANSYS Main Menu > Solution > Define Loads > Apply > Structural > Displacement > On Nodes* adımları sonucunda açılan pencerede *Box* seçilerek numunenin sol tarafında bulunan tüm düğüm noktaları yani *Nodes*' ler seçilerek *OK* denilir. Ardından yine açılan pencerede *All DOF*

seçilir ve *VALUE* bölümü 0 olarak girilir ve *OK* denilir. Bu işlem sonucunda numunenin sol tarafı x, y ve z eksenlerinde sabitlenir. Yapılan işlemler için Şekil 4.25 ve Şekil 4.26 incelenebilir. Hemen ardından işlemler sağ taraf için tekrarlanır. Ancak bu sefer *All DOF* yerine yalnızca *UY* ve *UZ* seçilir ve bu sayede parçanın x eksenini serbest bırakılır.

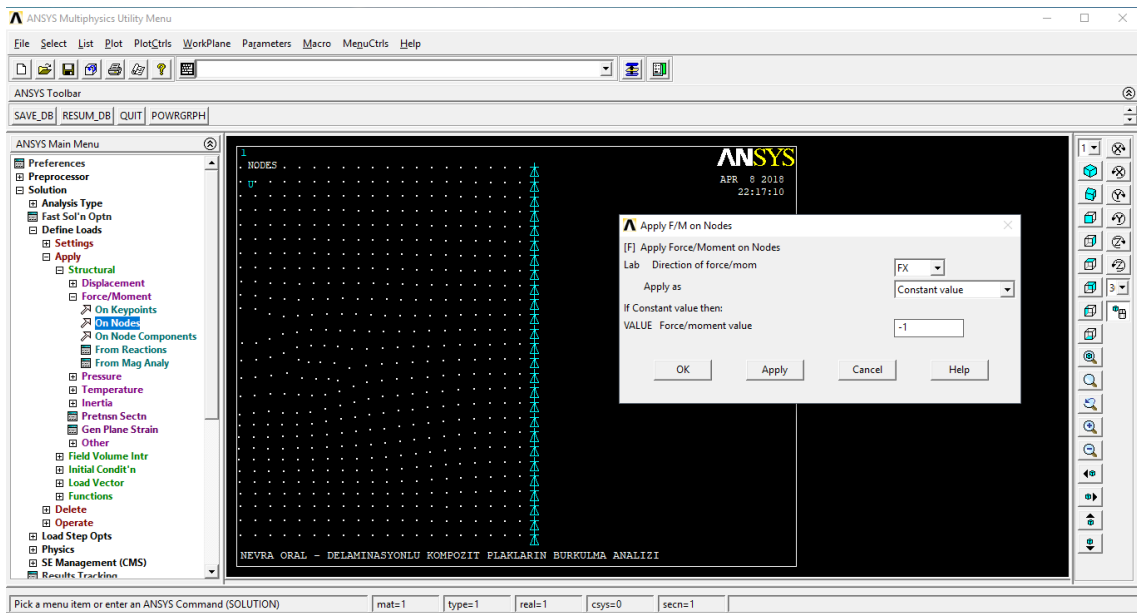


Şekil 4.25. Sınır şartlarının oluşturulması

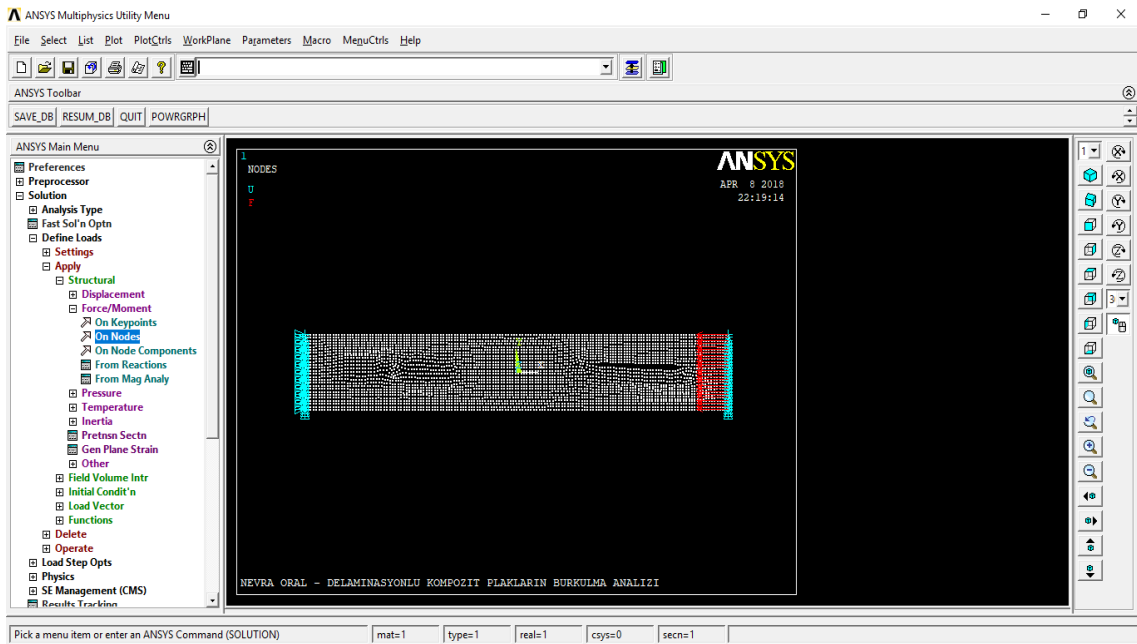


Şekil 4.26. Sınır şartlarının oluşturulması (devam)

15. ANSYS Main Menu > Solution > Define Loads > Apply > Structural > Force / Moment > On Nodes yolu izlenerek bu seferde parça üzerine uygulanacak yükler belirlenir. Yaptığımız analizlerin tümünde parçaya sağ yüzeyden x – ekseninde 1 birim yük uygulanmıştır. Bu aşama için Şekil 4.27 incelenebilir. Şekil 4.28’ e bakıldığında zaman model üzerine uygulanan kuvvetler ve sabitlenen bölümler görülmektedir.



Şekil 4.27. Yükleme işlemi



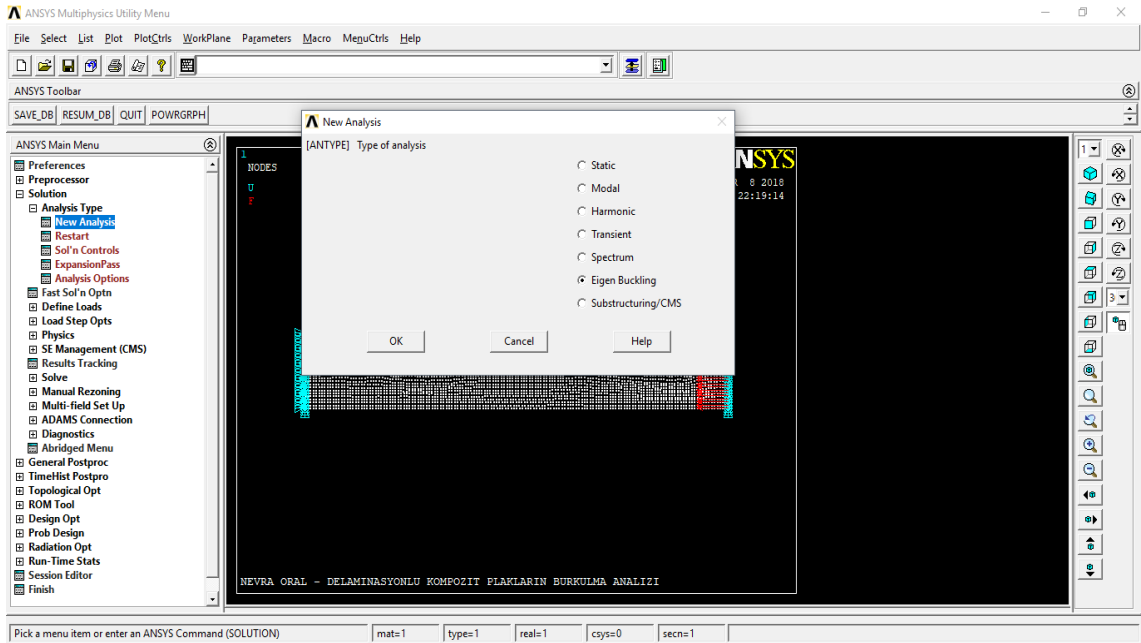
Şekil 4.28. Yükleme ve sınır şartının uygulanması

16. *ANSYS Main Menu > Solution > Solve > Current LS* ile problemin çözümü için program çalıştırılır. Çözüm uyarısından sonra *ANSYS Main Menu > Finish* denilerek statik analiz sonlandırılır.



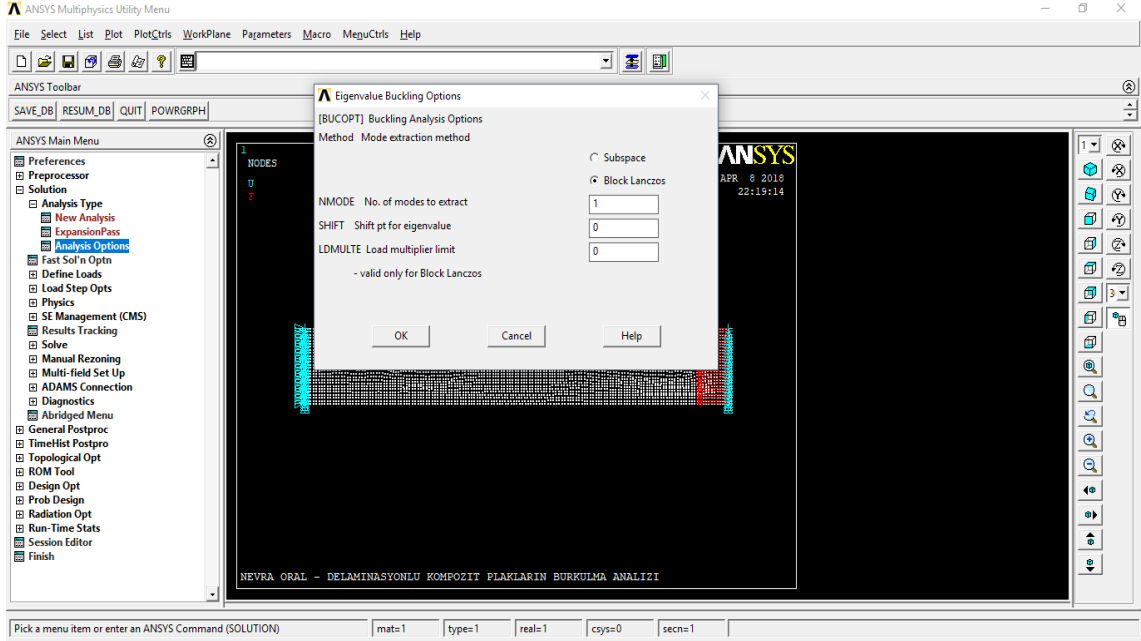
Şekil 4.29. Çözüm işlemi

17. *ANSYS Main Menu > Solution > Analysis Type > New Analysis* adımları izlenir. Ardından *Eigen Buckling* yani burkulma analizi seçilir.



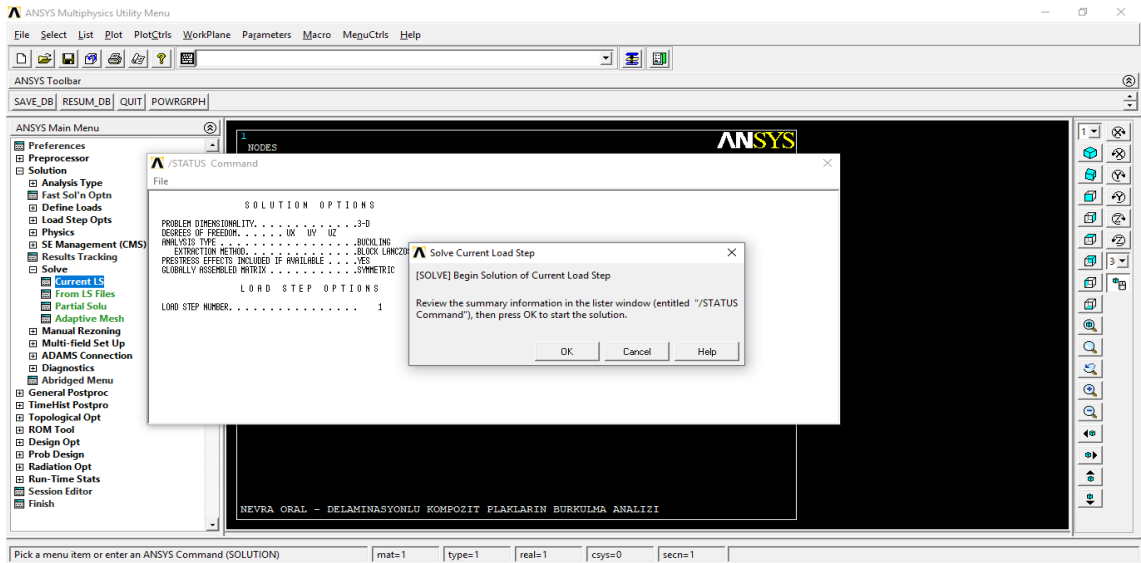
Şekil 4.30. Eigen Buckling ile burkulma analizinin özelleştirilmesi

18. ANSYS Main Menu > Solution > Analysis Type > Analysis Options aşamaları takip edilerek *Eigenvalue Buckling Options* menüsü açılır. Bu menüde, *Block Lanczos* seçeneği seçilir. Ardından analizleri yapılan numunelerimizin tamamının tek modlu olması sebebi ile *NMODE* bölümü 1 olarak doldurulur ve *OK* seçilir.



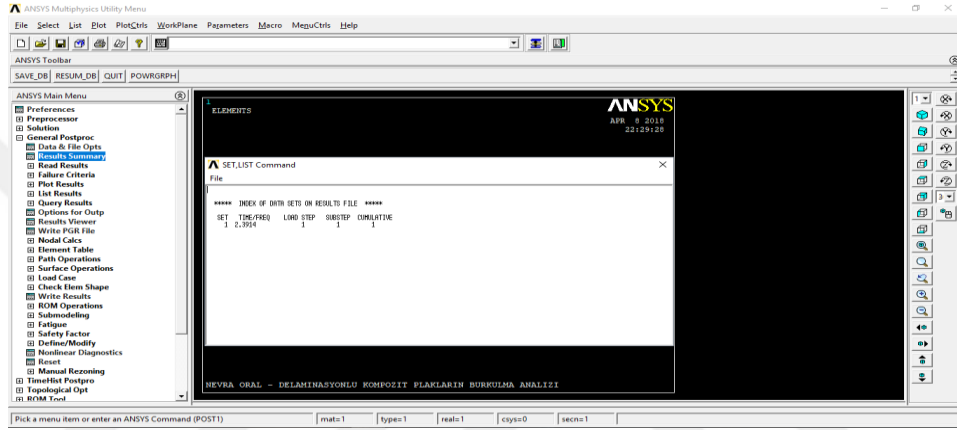
Şekil 4.31. Matris çözücü olarak Block Lanczos'un seçilmesi

19. ANSYS Main Menu > Solution > Solve > Current LS problemin çözümü için program çalıştırılır.



Şekil 4.32. Çözüm işleminin gerçekleştirilmesi

20. ANSYS Main Menu > General Postproc > Results Summary yolları izlenerek çözümü tamamlanan burkulma analizinin sonucunu görebiliriz. Şekil 4.33 incelendiği zaman *TIME / FREQ* başlığı altında yazan değer sonuçtur. Fakat burada elde edilmiş olan 2,3914 değeri [90] oryantasyon açılı, cam – epoksi numunesinin 2. ve 3. tabakaları arasındaki dikdörtgen delaminasyon varlığına ait kritik yük sonucu olabilmesi için numunenin kuvvet uygulanan yanal alanı ile yani 58 mm^2 ile çarpılması gerekmektedir. Elde edilen sonuç çarpıldığı takdirde 138,7012 N' luk bir kritik burkulma yükü elde edilmiştir (Bayar ve Karakuzu, 2006).



Şekil 4.33. Çözüm işleminin tamamlanması

4.3.1. Nümerik Sonuçlar

ANSYS nümerik analizlerine ait sonuçlarının verildiği bu bölümde, ANSYS üzerinden elde edilen tüm sonuçlar, numunelerin boyutlarına göre değişen yüzey alanları ile çarpılarak elde edilmiş ve paylaşılan tüm sonuçlar buna göre verilmiştir.

[0] ve [90] oryantasyon açılı, cam – epoksi numunelerinin yüzey alanları 58 mm^2 olup bu değer kullanılmıştır.

[-45 / +45] oryantasyon açılı, cam – epoksi numunelerinin yüzey alanları 49 mm^2 olup bu değer kullanılmıştır.

Son olarak ise [-45 / +45] oryantasyon açılı, aramid – epoksi numunelerinin yüzey alanları 86 mm^2 olup bu değer kullanılmıştır.

Yüzey alanlarının yerleri ise program üzerine birim yükün uygulandığı sağ yüzeyin alanıdır.

Tablo 4.14. Cam – epoksi malzemesi, 2. ve 3. tabakalar arasında delaminasyon bulunduran modellerin sabit ve ankastre mesnet durumundaki nümerik analiz verileri

ORYANTASYON AÇISI	MESNET ŞEKLİ	DELAMİNASYON YOK	KARE DELAMİNASYON	DİKDÖRTGEN DELAMİNASYON	DAİRE DELAMİNASYON
		Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)
[0] _s	SABİT MESNET	353,353	401,360	371,287	368,503
	ANKAST MESNET	1307,557	1459,326	1422,460	1376,166
[90] _s	SABİT MESNET	121,777	139,455	138,701	139,362
	ANKAST MESNET	555,797	464,087	481,272	476,656
[-45 / +45] ₄	SABİT MESNET	237,165	162,072	166,438	187,670
	ANKAST MESNET	561,785	645,183	517,636	710,402

Tablo 4.15. Cam – epoksi malzemesi, 4. ve 5. tabakalar arasında delaminasyon bulunduran numunelerin sabit ve ankastre mesnet durumunda yapılan nümerik analizlere ait elde edilen veriler.

ORYANTASYON AÇISI	MESNET ŞEKLİ	DELAMİNASYON YOK	KARE DELAMİNASYON	DİKDÖRTGEN DELAMİNASYON	DAİRE DELAMİNASYON
		Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)
[0] _s	SABİT MESNET	353,353	320,705	323,28	325,484
	ANKAST MESNET	957,557	940,644	893,664	998,876
[90] _s	SABİT MESNET	121,777	137,280	139,484	130,088
	ANKAST MESNET	555,797	520,132	530,016	567,124
[-45 / +45] ₄	SABİT MESNET	237,165	311,209	319,078	264,933
	ANKAST MESNET	561,785	636,020	665,224	604,464

Tablo 4.16. Aramid – epoksi malzemesi, 2. ve 3. tabakalar arasında delaminasyon bulunduran modellerin sabit ve ankastre mesnet durumunda nümerik analizlere ait veriler

ORYANTASYON AÇISI	MESNET ŞEKLİ	DELAMİNASYON YOK	KARE DELAMİNASYON	DİKDÖRTGEN DELAMİNASYON	DAİRE DELAMİNASYON
		Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)
[-45 / +45] ₄	SABİT MESNET	817,602	898,270	1117,484	803,154
	ANKAST MESNET	2804,804	2185,346	2641,662	2631,772

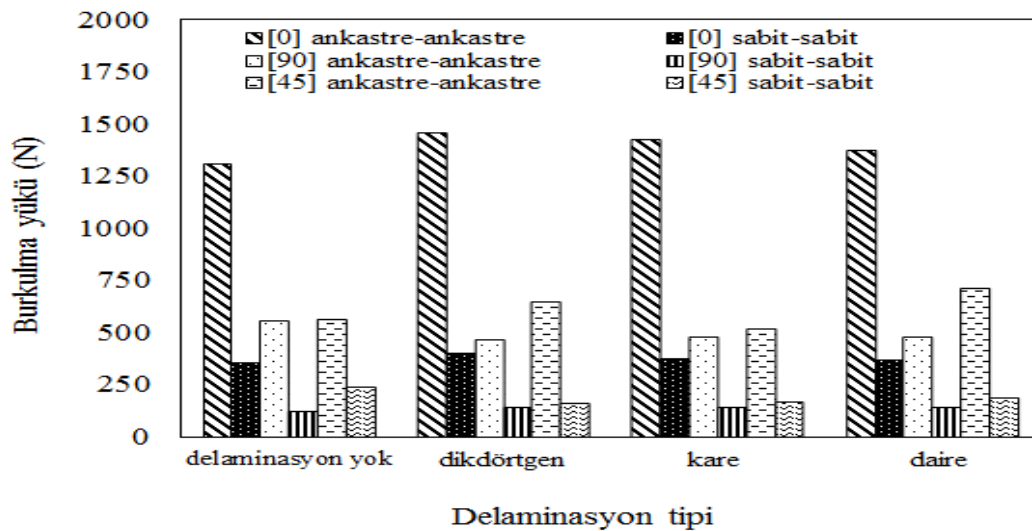
Tablo 4.17. Aramid – Epoksi malzemesi, 4. ve 5. tabakalar arasında delaminasyon bulunduran numunelerin sabit ve ankastre mesnet durumunda yapılan nümerik analizlere ait elde edilen veriler.

ORYANTASYON AÇISI	MESNET ŞEKLİ	DELAMİNASYON YOK	KARE DELAMİNASYON	DİKDÖRTGEN DELAMİNASYON	DAİRE DELAMİNASYON
		Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)	Kritik Burkulma Yüğü (N)
[-45 / +45] ₄	SABİT MESNET	817,602	917,190	817,077	817,344
	ANKAST MESNET	2804,804	2206,072	2035,488	2684,060

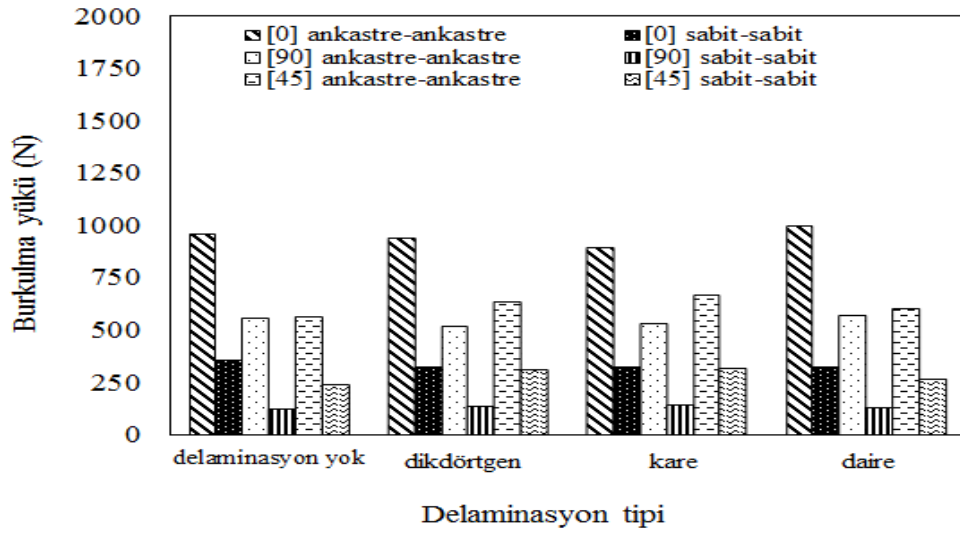
Tablo 4.14, Tablo 4.15, Tablo 4.16 ve Tablo 4.17’ de verilen bütün veriler ışığında yapılan çalışmaya ait çıkarımlar ve bağlamlar yapılmıştır. Sonuçları daha anlaşılabilir kılmak açısından ve numunelerin özelliklerindeki değişimlere bağlı olarak verilerdeki tüm değişimleri görmek için çeşitli grafikler oluşturulmuştur.

Verilen grafiklerde yapılan karşılaştırmalarda dikkat edilen noktalar ise deneysel analize ait grafikler ile aynıdır. Dikkat edilen noktalar doğrultusunda oluşturulan grafiklere detaylı bir şekilde yer verilmiştir.

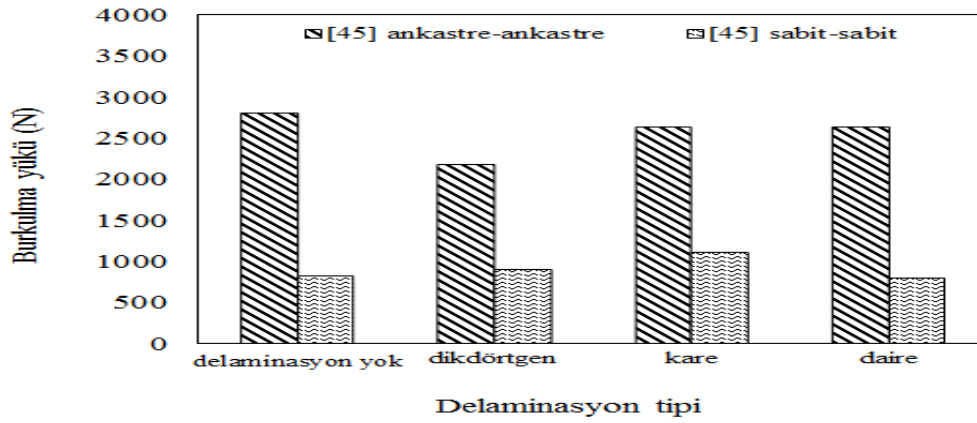
Grafiklerde x – eksenine ile sırası ile delaminasyon yok, kare delaminasyon, dikdörtgen delaminasyon ve dairesel delaminasyonu ifade edilmiştir. İlk olarak cam – epoksi numunelerinin deneylere ait grafikler verilmiştir. Grafikler incelendiği zaman deneysel verilerden elde edilen çıkarımlar ile aynı çıkarımlar elde edilmiştir.



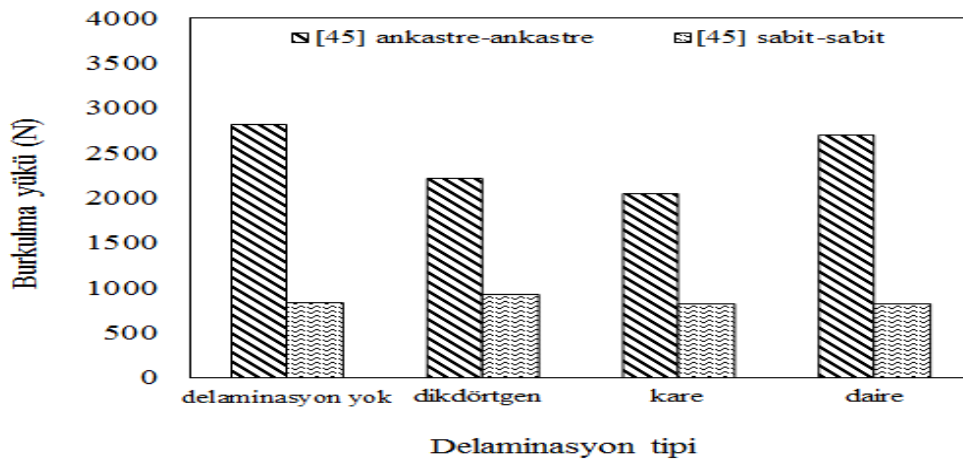
Şekil 4.34. 2. – 3. Tabakalar arası delaminasyonlu cam – epoksi esaslı kompozit numunelerin kritik burkulma yükünün delaminasyon tipine göre değişimi



Şekil 4.35. 4. – 5. Tabakalar arası delaminasyonlu cam – epoksi esaslı kompozit numunelerin kritik burkulma yükünün delaminasyon tipine göre değişimi



Şekil 4.36. 2. – 3. Tabakalar arası delaminasyonlu aramid – epoksi esaslı kompozit numunelerin kritik burkulma yükünün delaminasyon tipine göre değişimi



Şekil 4.37. 4. – 5. Tabakalar arası delaminasyonlu aramid – epoksi esaslı kompozit numunelerin kritik burkulma yükünün delaminasyon tipine göre değişimi

4.4. Deneysel ve Nümerik Çalışma Sonuçlarının Doğrulanması

Bu çalışmanın doğrulanması amacıyla; cam – epoksi malzemesi, 2. ve 3. tabakalar arasında delaminasyon bulunduran modellerin sabit mesnet durumundaki deneysel ve nümerik analiz verileri Tablo 4.18’ de verilmiştir.

Tablo 4.18. Cam – epoksi malzemesi, 2. ve 3. tabakalar arasında delaminasyon bulunduran modellerin sabit mesnet durumundaki deneysel ve nümerik olarak elde edilen kritik burkulma yüklerinin karşılaştırılması

Delaminasyon Tipi	Kritik burkulma yükü (N)		% hata
	Deneysel Çalışma	Nümerik Çalışma	
Delaminasyon Yok	348	353	1,66
Kare Delaminasyon	365	401	9,16
Dikdörtgen Delaminasyon	362	371	2,51
Dikdörtgen Delaminasyon	371	369	0,70

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Elde edilen tüm sonuçlar incelendiği zaman öncelikle yapılan deneysel çalışmalar ve nümerik analiz sonuçlarının birbiri ile genel anlamda örtüştüğü görülmektedir. Bu bağlamda deneysel çalışma sonuçlarına ait tablolar ve grafikler incelendiğinde delaminasyon varlığının, tabakalı kompozit plakalar üzerine etkileri açık bir biçimde görülmektedir. İlk olarak cam – epoksi numunelerinin deney sonuçlarına göre, $[0]_8$, $[90]_8$ ve $[\pm 45]_4$ oryantasyon açısı ve 2. ve 3. tabakalar arasında delaminasyon varlığı için sabit – sabit mesnet durumu için, delaminasyon alanının eni büyükçe yapı zayıflar ancak ankastre – ankastre mesnet durumu için ise tam tersi bir durum mevcuttur. Aynı oryantasyon açıları için 4. ve 5. tabakalar arasında delaminasyon varlığında ise sabit – sabit mesnet durumu için yapıyı en çok sırası ile kare, dikdörtgen ve dairesel delaminasyonlar etkilerken, ankastre - ankastre mesnet için durum yine ters bir durum ortaya çıkmıştır.

İkinci olarak aramid – epoksi numunelerinin deney sonuçlarına göre, $[\pm 45]_4$ oryantasyon açısına göre delaminasyon varlığı durumunda, sabit – sabit mesnet ile ankastre - ankastre mesnet durumlarına göre delaminasyon yerinin etkisinin az olduğu ayrıca geometrilerinin de etkilerinin sınırlı olduğu gözlemlenmiştir.

Genel olarak elde edilen tüm bulgular değerlendirildiği zaman, öncelikle mesnet tipinin kritik burkulma yüküne olan etkisi açıkça görülmektedir. Sabit – sabit mesnet durumunda numuneler üzerine uygulanan yükler, ankastre – ankastre mesnet tipine göre daha azdır.

Oryantasyon açısına göre yapılan değerlendirmelerde ise en büyük kritik burkulma yükünün $[0]$ ' da, daha sonra $[\pm 45]$ ' de en son ise $[90]$ oryantasyon açısında olduğu görülmüştür.

KAYNAKLAR

- [1]. Zor M (2010). Kompozit malzemeler dersi – Bölüm 1: Genel Bilgiler
- [2]. İnkaya S. (2016). Mühendis ve Makine, 613 (52), 30 – 34
- [3]. Dutucu M. (2007). Dairesel Delaminasyon Bölgesine Sahip Tabakalı Kompozit Plakalarda Delaminasyon Sayısının Kritik Burkulma Yükü Etkisi Üzerine Etkisinin Sonlu Elemanlar Yöntemi ile İncelenmesi (Yüksek Lisans Tezi), Dokuz Eylül Üniversitesi
- [4]. Vatangül E. (2008). Kompozit Malzemelerin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi ve Ansys 10 Programı ile Isıl Gerilme Analizi (Bitirme Projesi), Dokuz Eylül Üniversitesi
- [5]. Arıkan R. (2012). Delaminasyon İçeren Kompozit Malzemede Titreşim Analizi (Bitirme Projesi), Dokuz Eylül Üniversitesi
- [6]. Eryiğit E. (2006). Tabakalı Kompozit Çubuklarda Yanal Yük Etkisi ile Oluşan Burkulma Davranışlarının İncelenmesi (Yüksek Lisans Tezi), Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
- [7]. [https://ipfs.io/ipns/tr.wikipedia-on-ipfs.org/wiki/Gerilim_\(fizik\).html](https://ipfs.io/ipns/tr.wikipedia-on-ipfs.org/wiki/Gerilim_(fizik).html)[Ziyaret Tarihi: 5 Nisan 2018].,
- [8]. Gençoğlu M. (2011). Tabakalı Kompozit Levhalarda Burkulma Analizi (Yüksek Lisans Tezi), Fırat Üniversitesi
- [9]. İpek G. (2015). Tabakalı Kompozit Malzemelerin Burkulma Davranışına Çoklu Süreksizlik Bölgesinin Etkisi (Yüksek Lisans Tezi), Dokuz Eylül Üniversitesi
- [10]. Burkulma Deney Föyü, Makine Mühendisliği Batman Üniversitesi
- [11]. Guedes Soares C., Kharghani N. (2016). Behavior of Composite Laminates With Embedded Delaminations, Potugal
- [12]. Bayar, B. ve Karakuzu, R. 2006, Kare Delikli ve Delaminasyonlu Kompozit Plakanın Burkulma Analizi, Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümü, Araştırma Projesi, sayfa; 17
- [13]. Evcimen A. (2005). Pim Bağlantılı Kompozitlerde Tabaka Sayısı ve Oryantasyon Açısının Gerilmeye Etkisi, Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü
- [14]. Baba A.B. (2013). Delaminasyonlu Tabakalı Kompozit Plakaların Burkulma Analizi (Yüksek Lisans Tezi), Dokuz Eylül Üniversitesi Makine

Mühendisliği Bölümü

- [15]. Anakök C. (2009). Tabakalı Kompozit Çubuklarda Yanal Yük Etkisi ile Oluşan Burkulma Davranışı Üzerine Deneysel Çalışma (Yüksek Lisans Tezi), Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
- [16]. Topal U. (2012). Tabakalı Kompozit Malzemelerin Serbest Titreşim Analizi ve Yanal Burkulma Analizleri (Yüksek Lisans Tezi), Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
- [17]. Özdemir H., Yiğit Ç. (2005). Yanal Delminasyon Bölgesi İçeren Termoplastik Tabakalı Kompozitlerde Burakulma Analizi (Bitirme Projesi), Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü
- [18]. Gözlüklü B. (2009). Delamination Analysis By Using Cohesive Interface Elements In Laminated Composites (Yüksek Lisans Tezi), Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
- [19]. Darıcık F. (2011). Delaminasyon Hasarının Tabakalı Kompozit Malzemelerin Mekanik Davranışı Üzerine Etkisi (Yüksek Lisans Tezi), Cumhuriyet Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
- [20]. Karakuzu R., Sabancı E. (2012), Impact behavior of laminated composites with embedded delamination, International Materials Symposium, Pamukkale University, Denizli Turkey
- [21]. Gür M., Turan K. (2009), "Düzlemine Dik Doğrultuda Yüklenmiş Tabakalı Kompozit Levhalarda Elasto-Plastik Gerilme Analizi", Fırat Üniv. Mühendislik Bilimleri Dergisi, 63-70 pp.
- [22]. Kaman M., Solmaz M., Turan K. (2009), 5. Uluslararası İleri Teknolojiler Sempozyumu konferansı dahilinde "IATS 09" bildiri kitapçığındaki "Tabakalı Termoplastik Askı Zincirlerinde Elasto-Plastik Gerilme Analizi", 1569-1574 pp., Karabük, Türkiye.
- [23]. Kaman M.O., Solmaz M. Y., Turgut A., Turan K. (2009). XVI. Ulusal Mekanik Kongresi konferansı dahilinde "UMK 2009" bildiri kitapçığındaki "Fiber Takviye Açısının Tabakalı Kompozit Levhaların Kritik Burkulma Yüküne Etkisi", 1001-1010 pp., Kayseri, Türkiye.
- [24]. Gür M., Kaman M. O., Turan K. (2010). "Pim Bağlantılı Tabakalı Kompozit Levhalarda Fiber Takviye Açısının Hasar Tipine Etkisi", Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi, 213-220 pp.

- [25]. Gr M., Turan K. (2012). "Pim Bağlantılı Tabakalı Kompozit Levhalarda İlerlemeli Hasar Analizi", Dicle Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Mühendislik Dergisi, 91-99 pp.



ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Nevra ORAL
Uyruğu : T.C
Doğum Yeri ve Tarihi : Diyarbakır – 16.05.1989
Telefon : (0543) 658 – 2145
e-mail : nevraaorall2121@hotmail.com

EĞİTİM

Derece	Adı, İlçe, İl	Bitirme Yılı
Lise	: Bismil Anadolu Lisesi Bismil / Diyarbakır	2007
Üniversite	: Batman Üniversitesi	

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görevi
2015 – Devam Ediyor	Özel sektör (Asansör Firması)	Şef Mühendisi

UZMANLIK ALANI

Makine Mühendisi

YABANCI DİLLER

İngilizce

BELİRTMEK İSTEĞİNİZ DİĞER ÖZELLİKLER

Ansys, Microsoft Office, Autocad, SolidWorks

YAYINLAR