



**EĞİMLİ YÜZEY FORMLU CAM VE KARBON TAKVİYELİ
TERMOPLASTİK MATRİSLİ KOMPOZİT MALZEMELERİN
DAYANIMLARININ SONLU ELEMANLAR TABANLI MATEMATİKSEL
MODELLENMESİ**

Deniz Ergin TOPTAŞ

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
METALURJİ ve MALZEME MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

HAZİRAN 2023

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Deniz Ergin TOPTAŞ

22/06/2023

EĞİMLİ YÜZEY FORMLU CAM VE KARBON TAKVİYELİ TERMOPLASTİK
MATRİSLİ KOMPOZİT MALZEMELERİN DAYANIMLARININ SONLU
ELEMENLAR TABANLI MATEMATİKSEL MODELLENMESİ
(Yüksek Lisans Tezi)

Deniz Ergin TOPTAŞ

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Haziran 2023

ÖZET

Kompozit malzemelerin günümüzde kullanımının artmasıyla birlikte, farklı ürün tasarımları ve bu tasarımların bilgisayar destekli mukavemet analizleri de yapılmaktadır. Yapılan bilgisayar destekli tasarımlar önemli bilgiler içermesinin yanı sıra doğru modelleme ile gerçek test sonuçlarına yakın kabul edilebilir sonuçlar da elde edilmektedir. Bu çalışma Sonlu Elemanlar Tabanlı matematiksel modelleme mantığı ile çalışan ANSYS 2023 R1 programı ile yapılmıştır ve çoğu çalışmanın aksine eğri bir kompozit malzeme için belirli bir kuvvete karşı gösterdiği dayanım ve yer değiştirme analizleri yapılmıştır. Çalışmada otomatik ve havacılık sanayinde yoğun kullanım alanı bulan, aerodinamik avantajlarından kaynaklı eğri düzlemlerde kompozit malzemelerin kuvvete karşı dayanım analizleri incelenmiştir. Karbon, cam ve hem karbon hem cam elyaf takviyeli kompozit malzemelerden oluşan tasarımlar 10 katmanlı lamine kompozitler olarak tasarlanmıştır. Yapılan kompozit tasarımlar $[0^0]$, $[0^0/90^0]$ ve $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılarıyla toplamda 9 kompozit model üzerinde kuvvet ve yer değiştirme sonuçları incelenmiştir. Kompozit prepregler 0,5 mm olarak hesaplanmış ve her kompozit model 5 mm kalınlığa sahip olacak şekilde tasarlanmıştır. Bu çalışmada termoplastik kompozit malzemelerin takviye elemanına göre göstermiş olduğu mukavemet sonuçları incelenmiştir. Yapılan çalışmanın sonucunda en yüksek dayanım değeri $[0^0/90^0]$ elyaf oryantasyonuna sahip karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelde bulunmuştur ve bu değer 174.67 MPa olarak bulunmuştur. Tüm modellerde en yüksek değerler tüm elyaf tiplerinde $[0^0/90^0]$ elyaf oryantasyonunda olduğu ortaya çıkmıştır. En düşük dayanım değeri 116.3 MPa olarak $[0^0]$ elyaf oryantasyonuna ait cam elyaf takviyeli kompozit modelde oluşmuştur. Tüm kompozit modeller incelendiğinde, karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin $[0^0]$, $[0^0/90^0]$ ve $[0/\pm 45^0/0^0]$ elyaf serimlerinin aynı şekilde elyaf oryantasyonundaki karbon elyaf ve cam elyaf takviyeli kompozit modellerin gerilim değerlerinden daha yüksek çıkmıştır.

Bilim Kodu : 91512
Anahtar Kelimeler : Kuvvet ve Dayanım Analizi, Termoplastik Matrisli Kompozit Malzemeler, Mukavemet Hesaplamaları, Cam ve Karbon Elyaf
Sayfa Adedi : 87
Danışman : Dr. Öğr. Üyesi Tayfun FINDIK

FINITE ELEMENT BASED MATHEMATICAL MODELING OF THE STRENGTH OF
CURVED SURFACE FORM GLASS AND CARBON REINFORCED
THERMOPLASTIC MATRIX COMPOSITE MATERIALS

(M. Sc. Thesis)

Deniz Ergin TOPTAŞ

GAZİ UNIVERSITY
GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

June 2023

ABSTRACT

With the increasing use of composite materials today, different product designs and computer-aided strength analyzes of these designs are also carried out. In addition to the fact that the computer-aided designs contain important information, acceptable results close to the real test results are obtained with the correct modeling. This study was carried out with the ANSYS 2023 R1 program working with Finite Element Based mathematical modeling logic and unlike most studies, strength and displacement analyzes of a curved composite material against a certain force were made. In this study, the strength analyzes of composite materials in curved planes due to their aerodynamic advantages, which are widely used in the automotive and aviation industries, were examined. The designs consisting of carbon, glass and both carbon and glass fiber reinforced composite materials are designed as 10-layer laminated composites. The force and displacement results of the composite designs made on a total of 9 composite models with $[0^0]$, $[0^0/90^0]$ and $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ laying angles were examined. Composite prepregs were calculated as 0.5 mm and each composite model was designed to have a thickness of 5 mm. In this study, the strength results of thermoplastic composite materials according to the reinforcement element were examined. As a result of the study, the highest strength value was found in the carbon-glass fiber reinforced composite model with fiber orientation $[0^0/90^0]$ and this value was found to be 174.67 MPa. The highest values in all models were found to occur in fiber orientation $[0^0/90^0]$ in all fiber types. The lowest strength value was 116.3 MPa in the glass fiber reinforced composite model belonging to the $[0^0]$ fiber orientation. When all composite models were examined, the fiber lays of the carbon-glass fiber reinforced composite model $[0^0]$, $[0^0/90^0]$ and $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ were found to be higher than the stress values of the carbon fiber and glass fiber reinforced composite models in the same fiber orientation.

Science Code : 91512
Key Words : Force and Strength Analysis, Thermoplastic Matrix Composite
Materials, Strength Calculations, Glass and Carbon Fiber
Page Number : 87
Supervisor : Assist. Prof. Dr. Tayfun FINDIK

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim süresince beni yönlendirerek desteklerini esirgemeyen, çalışmalarına yorumlarıyla ve fikirleriyle her zaman büyük önem verdiğim kıymetli hocam Dr. Öğr. Üyesi Tayfun FINDIK’a, bu süreçte desteğini eksik etmeyen ve beni her konuda cesaretlendiren eşim İpek ER TOPTAŞ’a ve tüm hayatım boyunca desteklerini eksik etmeyen aileme teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	xi
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	xii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xvi
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR ÖZETİ	5
3. KOMPOZİT MALZEMELER.....	9
3.1. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	9
3.2. Kompozit Malzemelerin Matris Malzemesine Göre Sınıflandırılması	11
3.2.1. Metal matrisli kompozitler (MMK)	11
3.2.2. Seramik matrisli kompozitler (SMK).....	11
3.2.3. Polimer matrisli kompozitler (PMK)	11
3.3. Takviye Elemanına Göre Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	12
3.3.1. Elyaf takviyeli kompozitler	12
3.3.2. Parçacıklarla takviyeli kompozit malzemeler	14
3.3.3. Tabakalı kompozit malzemeler	14
3.4. Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları	17
3.4.1. Kompozit malzemelerin avantajları	17
3.4.2. Kompozit malzemelerin dezavantajları.....	19
4. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞI.....	21
4.1. Bir Kompozit Tabakanın Makromekanik Davranışı	21

Sayfa

4.1.1. Ortotropik kompozit bir malzemenin gerilme-şekil değiştirme ilişkileri.	21
4.1.2. Düzlemsel gerilme durumu için ortotropik bir malzemenin gerilme-şekil değiştirme ilişkileri.....	24
4.1.3. Ortotropik bir malzemenin keyfi yönlerde seçilen eksenlerdeki gerilme-şekil değiştirme ilişkileri	26
4.2. Tabakalı Kompozit Levhaların Makromekanik Davranışları.....	28
4.2.1. Tabakalı kompozitlerin istiflenme geometrisi.....	29
4.2.2. Tabakalı kompozitlerde klasik laminasyon teorisi.....	30
4.2.3. Tek bir tabakalı kompozitlerde gerilme-şekil değiştirme ilişkisi.....	30
4.2.4. Çok tabakalı kompozit levhalarda gerilme-şekil değiştirme ilişkisi	31
4.3. Çok Tabakalı Kompozit Levhalarda Gerilme-Şekil Değiştirme İlişkisi	34
4.4. Simetrik Kompozit Levhalar	38
4.4.1. Çok katlı özel ortotropik tabakalı simetrik levhalar.....	40
4.4.2. Çok katlı genel ortotropik tabakalı simetrik levhalar.....	41
5. SONLU ELEMENLAR METODU	43
5.1. Sonlu Elemanlar Metodunda Uygulanması Gereken Adımlar	44
5.2. Sonlu Eleman Yönteminde Ağ Oluşturma	44
5.3. Yüklerin Temsil Edilme Şekli	47
5.4. Tabakalı Kompozit Analizinde Sonlu Elemanlar Metodunun Kullanılması.....	48
6. MATERYAL VE YÖNTEM	53
6.1. Kompozit Modelin Oluşturulması	54
6.2. Mesh Yapısı.....	55
6.2.1. Mesh yapımında dikkat edilmesi gereken hususlar.....	55
6.3. Kompozit Modelde Fiber Yerleşimi.....	56
6.4. Kuvvet Doğrultusu ve Sabit Yüzeyler.....	58
7. DENEY SONUÇLARI VE TARTIŞMA.....	59

Sayfa

7.1. $[0^0]$ Serim Açılı Karbon Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları.....	59
7.2. $[0^0/90^0]$ Serim Açılı Karbon Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları.....	60
7.3. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ Serim Açılı Karbon Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları.....	61
7.4. $[0^0]$ Serim Açılı Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları	62
7.5. $[0^0/90^0]$ Serim Açılı Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları.....	63
7.6. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ Serim Açılı Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları.....	64
7.7. $[0^0]$ Serim Açılı Karbon-Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları.....	65
7.8. $[0^0/90^0]$ Serim Açılı Karbon-Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları	66
7.9. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ Serim Açılı Karbon-Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları	67
7.10. Kompozit Modellerde Oluşan Gerilim-Yer Değiştirme Değerleri.....	68
7.10.1. $[0^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği	68
7.10.2. $[0^0/90^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği	69
7.10.3. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği.....	70
7.10.4. $[0^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği	71
7.10.5. $[0^0/90^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği	72
7.10.6. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği.....	73
7.10.7. 0^0 serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği	74

Sayfa

7.10.8. $[0^0/90^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği.....	75
7.10.9. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim–yer değiştirme grafiği.....	76
7.11. Deneysel Çalışmalar İle ANSYS Çalışmalarının Karşılaştırılması.....	77
7.11.1. Karbon elyaf takviyeli epoxy matrisli kompozit çekme testi.....	77
7.11.2. Cam elyaf takviyeli termoplastik matrisli kompozit malzemenin çekme testi	79
8. SONUÇ VE ÖNERİLER	81
KAYNAKLAR	83
ÖZGEÇMİŞ.....	87

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. Polimer kompozit malzemelerle yaygın olarak kullanılan malzemelerin mekanik özelliklerinin karşılaştırılması	18
Çizelge 6.1. PLUSTEK PAT300R8BK mekaniksel özellikleri	53
Çizelge 6.2. PLUSTEK PAT801G50BK10 mekaniksel özellikleri.....	54
Çizelge 7.1. Numunesel testin sonucu.....	78

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 3.1. Kompozit malzemelerin sınıflandırılması.....	10
Şekil 3.2. Dokuma ve elyaf takviyeli kompozitlerde elyafın kompozitlerin içerisine yerleşim biçimleri a) kesikli rasgele yönlü gösterim, (b) sürekli gösterim, tek yönlü gösterim, (c) düzlemsel, sürekli iki yönlü gösterim, (d) sürekli olan düzlemsel üç yönlü gösterim, (e) üç boyutlu gösterim	13
Şekil 3.3. Dispersiyonla ve parçacık takviyeli dayanımı artırılan kompozit malzemelerin yapısı	14
Şekil 3.4. Tabakalı kompozitlerde kullanılmış tabakaların en genel görünüşü.....	15
Şekil 3.5. Dokumalı ve tek yön elyafların farklı yön oryantasyonuna ait özelliklerin gösterimi a) Eşit özelliklerin gösterim örneği b) Eşit olmayan özelliklerin gösterim örneği	15
Şekil 3.6. Tabakalı kompozit malzemelerde tabakalarda yönlendirme şekilleri a) Yarı-izotropik yönlendirme şekli b) Tek yönlü yönlendirme şekli.....	16
Şekil 3.7. Tabakalı kompozitin yapısı a) İzotropik yapı, b) Ortotropik yapı	17
Şekil 4.1. Bir kompozit tabakanın model şematik ve gerçek gösterimi.	21
Şekil 4.2. Temel malzeme yönleri, tek yönlü olan ve sürekli elyaf takviyeli kompozit tabakalar için.	23
Şekil 4.3. Düzlemsel gerilme durumunda olan ortotropik bir tabaka	24
Şekil 4.4. Tek yönlü elyaf takviyeli genel ve malzeme koordinat sistemli kompozit tabaka	26
Şekil 4.5. Elyaf açısı oryantasyonları farklı tabakalar ile oluşmuş olan bir tabakalı kompozit levhanın görünüşü.....	29
Şekil 4.6. Kirchhoff varsayımı için altında kompozit bir levhada bir kenarı deforme olmamış ve olmuş geometrilerik şekilleri	32
Şekil 4.7. Bileşik tabakadaki moment ve kuvvet bileşkeleri gösterimi	35
Şekil 4.8. N tabaka sayısından oluşmuş bileşik tabakaların geometrisinin gösterimi..	36
Şekil 4.9. k' ve k benzer tabakalı olan simetrik kompozit levha	38
Şekil 4.10. Düzgün olan üç katmanlı simetrik artı konumlu bir kompozitin görünüşü.....	41
Şekil 4.11. Düzgün simetrik açısız konumlu bir tabakalı kompozitin görünüşü.	42

Şekil	Sayfa
Şekil 5.1. Dişli dişi için sonlu elemanlar metodu model örneği	43
Şekil 5.2. Sonlu elemanlarda ağ sıkıştırması.....	45
Şekil 5.3. Farklı dereceden elemanların bağlantılarının gösterimi.....	46
Şekil 5.4. Lokal ağ sıkıştırmalarının gösterimi	47
Şekil 5.5. Sınır kuvvetlerinin temsil edilişi	48
Şekil 5.6. Tabakalandırılmış bir kompozit plakada yükleme şekli	48
Şekil 5.7. Düzlemsel laminat plakada yüklerin ve momentlerin tanımı	50
Şekil 6.1. ANSYS 2023 R1 model şeması	53
Şekil 6.2. ANSYS 2023 R1 programı ile oluşturulmuş model görüntüsü	54
Şekil 6.3. Modelin mesh görüntüsü.....	55
Şekil 6.4. Mesh modelleri.....	56
Şekil 6.5. $[0^0]$ fiber serim gösterimi	57
Şekil 6.6. $[90^0]$ fiber serim gösterimi	57
Şekil 6.7. $[45^0]$ fiber serim gösterimi	57
Şekil 6.8. Kompozit modele gelen kuvvet değeri ve doğrultusu.....	58
Şekil 6.9. Kompozit modelin sabit yüzeyleri	58
Şekil 7.1. $[0^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi	59
Şekil 7.2. $[0^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi	59
Şekil 7.3. $[0^0/90^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi	60
Şekil 7.4. $[0^0/90^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi	60
Şekil 7.5. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi	61
Şekil 7.6. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi	61

Şekil	Sayfa
Şekil 7.7. $[0^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi	62
Şekil 7.8. $[0^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi	62
Şekil 7.9. $[0^0/90^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi	63
Şekil 7.10. $[0^0/90^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi	63
Şekil 7.11. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi	64
Şekil 7.12. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi	64
Şekil 7.13. $[0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi	65
Şekil 7.14. $[0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi	65
Şekil 7.15. $[90^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi	66
Şekil 7.16. $[90^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi	66
Şekil 7.17. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi	67
Şekil 7.18. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi	67
Şekil 7.19. $[0^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği	69
Şekil 7.20. $[0^0/90^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği	70
Şekil 7.21. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği	71
Şekil 7.22. $[0^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği	72
Şekil 7.23. $[0^0/90^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği	73

Şekil		Sayfa
Şekil 7.24.	$[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği	74
Şekil 7.25.	$[0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği	75
Şekil 7.26.	$[0^0/90^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği	76
Şekil 7.27.	$[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği	77
Şekil 7.28.	ANSYS 2023 R1 programı ile oluşturulmuş numunenin modeli	78
Şekil 7.29.	Yük altında meydana gelen gerilim görüntüsü	79
Şekil 7.30.	Yük altında meydana gelen gerilim görüntüsü	79

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler

Açıklamalar

C_{ij}

Rijitlik Matrisi

E

Young Modülü

G

Kayma Modülü

S_{ij}

Elastik Matrisi

ν

Poisson oranı

Kısaltmalar

Açıklamalar

C

Karbon

CFRP

Karbon Elyaf Takviyeli Plastik

K

Kevlar

MMK

Metal Matrisli Kompozitler

N

Kuvvet

PMK

Polimer Matrisli Kompozitler

PMK

Polimer Matrisli Kompozitler

SEM

Sonlu Elemanlar Metodu

SMK

Seramik Matrisli Kompozitler

1. GİRİŞ

Yüksek mukavemetli hafif malzemelere ihtiyaç duyulan havacılık endüstrilerindeki artan rekabet ve teknolojik gelişmeler, savunma, havacılık ve uzay gibi sektörlerde kullanılmak üzere kompozit malzemelerin geliştirilmesine yol açmıştır. Kompozit malzemeler, en az iki yapının fiziksel olarak birleştirilmesiyle oluşur, örneğin elyaflarla güçlendirilmiş polimer matrisli kompozitler. Günümüzde havacılık endüstrilerinde en yaygın kullanılan polimerler, her birinin kendine özgü avantaj ve dezavantajları olan termosetler ve termoplastiklerdir [1].

Geçmişte, aeroyapı endüstrilerinde kullanılan kompozitler genellikle epoksi gibi termoset polimerlerden yapılmıştı çünkü birim ağırlık başına düşen mukavemetleri yüksek ve sertlikleri de çelik gibi yapısal parçaların yerine geçebilecek kadar iyiydi. Ancak üretim süreçlerindeki zorluklar ve yüksek maliyetler nedeniyle günümüzde termoplastik kompozitler tercih edilmeye başlanmıştır [2].

Termoplastik matris malzemesi içinde cam veya karbon elyaflarının takviye olarak kullanıldığı bu kompozit malzemeler, hafiflikleri ve yüksek mukavemetleri nedeniyle birçok endüstriyel sektörde yaygın olarak kullanılmaktadır.

Termoplastik matris malzemeleri, ısı ve basınç altında eriyebilen ve yeniden katılaşabilen termoplastik polimerlerden oluşur. Bu polimerler, ısıtıldıklarında moleküler yapılarıdaki bağlar gevşer ve sıvı hale geçerler. Soğutulduklarında ise yeniden katılaşarak istenen şekli alırlar. Bu özellikleri, termoplastik matris malzemelerin tekrar tekrar şekillendirilmesine ve geri dönüştürülmesine olanak sağlar. Takviye elyafları olarak cam veya karbon kullanıldığında, termoplastik matris malzemesinin mekanik özellikleri ve dayanıklılığı artar. Cam elyafı, inorganik bir malzeme olan camın eritilerek elyaf haline getirilmesiyle elde edilir. Genellikle hafif, düşük maliyetli ve iyi bir mukavemete sahiptir. Öte yandan, karbon elyafı karbon fiberden yapılmış bir takviye malzemesidir ve olağanüstü mukavemet ve sertlik özelliklerine sahiptir. Karbon elyafı daha hafif ve daha yüksek mukavemete sahip olmasıyla bilinir, ancak maliyeti daha yüksektir.

Cam ve karbon takviyeli termoplastik kompozit malzemeler, yüksek mukavemetleriyle birlikte düşük ağırlığa sahiptir. Bu özellikleri, uygulamalarda hafif yapılara olanak sağlar ve taşıma maliyetini azaltır. Özellikle otomotiv ve havacılık endüstrilerinde yakıt verimliliği

artırma ve performansı iyileştirme amacıyla tercih edilirler. Cam ve karbon elyaf takviyesi, termoplastik matris malzemenin mukavemetini ve dayanıklılığını artırır. Bu malzemeler yüksek gerilme dayanımına, sertliğe ve darbe direncine sahiptirler. Bu nedenle otomotiv, havacılık, savunma, inşaat ve spor ekipmanları gibi birçok sektörde kullanılırlar.

Termoplastik matris malzemesi, ısıtıldığında eriyebilir ve yeniden şekillendirilebilir. Bu nedenle, cam ve karbon takviyeli termoplastik kompozit malzemeler geri dönüştürülebilir ve yeniden kullanılabilir. Sürdürülebilirlik açısından önemli bir avantaj sağlar. Termoplastik malzeme matrisi, ısıtıldığında şekillendirilebilir ve soğutulduğunda tekrar katılaşabilir. Bu özellikleri sayesinde cam ve karbon takviyeli termoplastik kompozit malzemeler, karmaşık şekillerin ve karmaşık geometrilerin kolayca üretilebileceği bir malzeme olarak kullanılabilir. Bu, tasarımcılara ve üreticilere daha fazla tasarım esnekliği sunar.

Bilgisayar Destekli Mühendislik (BDM) yazılımları, problemleri çözüm kabiliyetlerini artıran ve mühendislik alanındaki karmaşık problemleri dahi kısa sürede sonuçlandırılmasını sağlayarak bilgisayar teknolojisinin yakın geçmişinden bu yana yaygın olarak kullanılmaktadır. Sonlu Elemanlar Metodu (SEM), fiziksel problemleri matematiksel denklemler ile ifade ederek daha açıklanabilir ve hesaplanabilir bir forma dönüştürmeyi temel alır ve belirsizlikleri minimize ederek gerçeğe yakın sonuçlar verir [3]. Bu metod ile problemlerin başlangıç koşulları eksiksiz bir şekilde gerçeği yansıtacak niteliklerde tanımlamak ile çok yakından ilgilidir. Belirlenmesi gereken en önemli başlangıç koşulları, fiziksel bir problem kapsamında, sistemlerin oluşumunda bulunan bileşenlerin malzemelerinin özellikleridir. İzotropik davranışları nedeniyle gelenekselleşmiş malzeme özellikleri SEM yazılımları için oldukça kolay bir şekilde tanımlanabilir. Ancak kompozit malzemeler, anizotropik veya ortotropik davranış sergileyebildiklerinden kaynaklı malzeme modeli oluşturmak fazla zahmetli olmaktadır. Birden çok farklı özelliklere sahip malzemenin birleşerek yeni malzeme oluşturduğu zamanlarda, takviye ve matris malzemeleri mekanik davranışlarıyla birlikte elde edilen yeni malzemelerin çalışma durumlarına da dikkat edilerek uygulanmış olan yüklerin davranışlarını tahmin etmek mühendislik bakışı gerektirmektedir. Kompozit malzemelerin dinamik, statik veya termal olan yükler altında davranışlarını belirlemek için yapısal mühendislik problemlerinde sıkça kullanılan SEM ile, düşük hata paylarıyla yakınsanmış olan malzemelerin model tasarımına ihtiyaç vardır [4].

Havacılık ve özellikle otomotiv sanayinde kompozit malzemelerin kullanımının artmasıyla birlikte çok fazla yeni tasarım ve bu tasarımların deneyleri yapılmaktadır. Özellikle mühendislik parametreleri gereğince avantaj sağlayacak kompozit tasarımlar her zaman rijit jisimler olmadığı için yüksek deney maliyetleri içermektedir. Yapılan bu çalışmada, eğri kompozit modellerin yüksek numunesel deney maliyetlerini düşürmek ve yapılabilecek olan tasarımların daha da ilerletilmesi amaçlanmıştır. Eğri kompozit malzemelerin literatürde bilgisayar destekli analizlerinin çok fazla olmaması da bu çalışmanın amacını oluşturmaktadır.

Bu çalışmada ANSYS 2023 R1 Student versiyonu kullanılarak 10 katmanlı eğri bir kompozit modelin matris malzemesi değiştirilmeden, elyaf ve elyaf serim açısı değiştirilerek belirli bir yük karşısında gösterdikleri dayanım ve yer değiştirmesi incelenmiştir. Karbon elyaf, cam elyaf ve hem karbon hem cam elyaf kullanılan termoplastik matrisli kompozit malzelerin 0, 0-45 ve 0-90 derece serim açısı olacak şekilde toplam 9 adet kompozit model için analiz yapılmıştır. ANSYS çalışmalarının karşılaştırılması için literatürde geçen 2 farklı numunesel deney referans alınmıştır ve deneylerde kullanılan numuneler modellenerek aynı elyaf tipi, matris tipi ve serim açıları kullanılarak karşılaştırılmıştır.

2. LİTERATÜR ÖZETİ

Termoplastik matrisli fiber takviyeli çelik kompozit plaka üzerinde çalışmalar yapılmıştır ve bu çalışmalarda sonlu elemanlar metodu kullanarak, elastik gerilme, plastik şekil değiştirme ve kalıcı deformasyon özellikleri incelenmiştir. Çalışmalarda, simetrik ve simetrik olmayan çok katmanlı plakaları değerlendirilmiş ve plakada yer alan dikdörtgen deliğin çevresinde gerilme ve şekil değişimi maksimum düzeyde gözlemlenmiştir [5].

Farklı iki kompozitin, malzemelerin kuvvet-yer değiştirme davranışını, ANSYS sonlu elemanlar yöntemi ve deneysel olarak ile sayısal olarak karşılaştırılmıştır. Yapılan sayısal çözümler, deneysel çözümlerle uyumlu sonuçlar vermiştir [6].

Elyaf takviyeli kompozitlerde tek bir bağlantı noktasına sahip birleştirilmiş plakaların yayımlanan makaleler incelenmiştir. Bu inceleme sonucunda, pimli kompozit laminelerin tepkilerini tahmin etmek amacıyla sonlu eleman modelleri geliştirilmiştir. Çalışmanın amacı, doğrusal olmayan kesme davranışlarının tahmin edilmesi ve yük pimi yer değiştirmeleri eğrilerine dahil edilebilirliklerini gösterilmesidir [7].

Kompozit laminatlarda bağlantı elemanları ile birbirine bağlanmış katmanların hasar başlangıcı, hasar ilerlemesi ve hasar sonucu değerlendirilmiştir. Gerilim dağılımları, sayısal yöntemler ve analitik yöntemler kullanılarak analiz edilmiştir. Deneysel veriler ile karşılaştırıldığında, tahminlerin uyumlu sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir [8].

Lamine kompozitler üzerinde bir bükülme simülasyonu geliştirmişlerdir, elyaf yerleşiminin etkilerinin araştırılması için FEA simülasyonunun sonuçları, düzlemsel normal gerilmeleri çapraz kenarlı laminatta ortaya çıkartılmıştır ve düzlem içi kayma gerilmesini serbest kenar bölgesinin yakınındaki açılı laminatta gösterilmiştir. Enine normal olan gerilmeler, gelenekselleşmiş olan laminat kompozit teorisi dikkate alınmamıştır [9].

Karmaşık eğilme yükleme durumlarına dayanarak anizotropik polimerik kompozit disklerin davranışlarını gözlemlemek üzere tahribat olmayacak bükülme testi gerçekleştirilmiştir. Kompozit malzemelerin bükülme davranışı, laminat istifleme, liflerin oryantasyonu, kalıplama sıcaklığı, ve yüzeyin dalgalanma durumu gibi birden fazla faktöre bağlı olduğu

ortaya çıkmıştır. Sonlu elemanlar analizinde kullanılan ve deneysel olarak simüle edilen bükülme sertliğinin değeri için % 13'e kadar farklılık tespit edilmiştir. [10].

90° ile 0° arasında 15°'lik artışlarla farklı fiber açılarına ait numuneler seçilerek, fiber yöneliminin hasar yüklerine etkisi pim bağlantılı tabakalı kompozit plakalarda araştırılmıştır. Çalışmada hem sayısal hem de deneysel olarak eksenel çekme yükleri uygulanmıştır. Karbon elyaf ve reçine epoksi kullanılmaktadır. Bu çalışma için ANSYS sonlu elemanlar yöntemi analizin yazılımı için sayısal olarak modellenmektedir. Deneysel hasar yükü olarak en büyük değer, [15°] açı oryantasyonunda 749,91 N iken en düşük hasar, [60°] açı oryantasyonunda 467,48 N olarak belirlenmiştir. Yapılan korelasyon çalışması, sayısal çalışmanın deneysel çalışmaya uyumlu olduğunu göstermiştir [11].

Kompozit plakaların deformasyon davranışı yükler altında incelenmiş ve oluşan deformasyonlar üçüncü dereceden kayma deformasyon teorisi kullanılarak çözülmüştür. Gerilme şekil değiştirme davranışlarını incelemek için sonlu elemanlar metodu da kullanılmış ve elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır [12].

Anizotropik olan kompozit plakların analizleri yapılmış ve Reissner- Mindlin plak teorisine göre şekil değiştirme ve birim şekil değiştirme denklemleri bulunmuştur. Bulunan denklemler lineer olmayan denklemlerdir ve sistemleri Newton-Rapson metodu ile çözülmüştür. Yapılmış olan çözüm yöntemi sonlu elemanlar metodu yöntemi ile karşılaştırılmıştır. Hesaplama maliyeti yüksek ve sınır şartları tanımlanışı karmaşık olduğu halde ağırlık işlevinin ve etki alanının işlevinin seçimi diğer yöntemlere göre daha hassas olmaktadır [13].

Çekme, eğme ve darbe dayanımlarını incelemek için farklı dizilimlere sahip karbon elyafı ve cam elyafı kullanılarak üretilen kompozitler üzerinde çalışma yapılmıştır. Kompozit tabakaların elyaf oryantasyonu karbon/karbon/karbon/karbon, cam/cam/cam/cam, karbon/cam/cam/karbon, cam/karbon/karbon/cam, şeklinde düzenlenmiştir. Yapılmış olan çalışmada, karbon elyafı kompozit malzemelerin eğme ve çekme dayanımlarının cam elyafı kompozit malzemelere kıyasla yüksek olduğu, ancak darbe dayanımının düşük olduğu ortaya çıkmıştır. Hibrit yapıya sahip kompozit malzemelerin darbe ve çekme dayanımları benzer değerler gösterirken, karbon/cam/cam/karbon elyaf kumaşı kullanılan

kompozitlerin eğme mukavemetinin cam/karbon/karbon/cam elyaf kullanılmış olan kompozit malzemelere göre daha yüksek olduğu tespit edilmiştir [14].

Çalışmasında, matris malzemesi polimer olan kompozit malzemelerin otomotiv endüstrisindeki yeri ve önemi hakkında çeşitli örneklerle bilgi vermiştir. Günümüzde, maliyetlerin düşmesi ve yeni yöntemlerin geliştirilmesiyle birlikte kompozit malzemelerin kullanımı otomotiv sektöründe de havacılık, uzay ve askeri alanlardan sonra yaygın hale gelmiştir. Bu malzemeler, birçok çalışmanın odak noktası haline gelerek otomotiv sektöründe büyük oranda kullanılmaktadır, özellikle elyaf ve polimer matrisli kompozit malzemelerin kullanımı önemli ölçüde artmaktadır [15].

Tek doğrultulu, birden farklı matris malzemelerini içeren, karbon elyafli plastik malzemeler üretmişlerdir. Matris malzemesi için termoplastik bir malzeme olan poliamid 6 ve ısıyla sertleştirilen epoksi malzeme kullanılmıştır. Birden fazla eksenel çekme testi, tek yönlü karbon elyafli poliamit 6 ve tek yönlü olan karbon elyafli epoksi tabakalarda gerçekleştirilmiştir. Mekaniksel özellikleri, kopma davranı, elyaf dağılımı, emdirme koşulu ve ara yüzey kayma mukavemeti belirlenmiştir. Çekme mukavemeti, modifiye bir küresel yük dağılım modeli kullanılarak öngörülmüştür ve deney sonuçları için karşılaştırma yapılmıştır [16].

Cam elyafli kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini, serim yöntemi olarak el yatırması ile üretilerek incelenmiştir. Üzerinde üç nokta eğme, darbe ve çekme testleri yapılmıştır. Çalışma sonuçları, kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin elyaf katman sayısına bağlı olarak iyileştiği görülmüştür. Ayrıca, darbe test sonuçlarına göre malzemelerin enerji absorbe ettiği değerlerin katman sayısındaki artış ile birlikte arttığı görülmüştür [17].

Penetrasyon darbe direnci için yapılan bu çalışmada polipropilen (PP) ve poliamid (PA) karışımı olan termoplastik fiberler ile cam elyaflardan oluşan hibrit kompozit malzemelerdir. Darbe deneyinin sonucuna göre, fiber hibrit kompozit malzemelerin düz cam elyaf içeren kompozit malzemelere kıyasla daha fazla enerji absorbe ettiği belirlenmiştir. Absorbe olan enerji miktarı elyafların özelliklerine bağlı olduğu bulunmuş, ancak farklı matrisler kullanıldığında absorbe edilen enerjinin değişebildiği görülmüştür [18].

Günümüz havacılık ve otomotiv sektöründe eğri kompozit malzemeler aerodinamiksel açıdan çok fazla kullanılmaktadır. Günümüzde eğri kompozit malzemelerin model

tasarımlarından sonra üretilen numunesel parçalar fazla maliyetli olmaktadır ve birçok kez tekrarlanması gerekmektedir. Bilgisayar destekli yapılan matematiksel modellemeler ile yapılan eğri kompozit analizleri sayesinde numunesel deneylerin sayıları ciddi seviyede azaltılabilmektedir ve günümüz literatüründe eğri kompozit malzemelerin sonlu elemalar tabanlı matematiksel modellemelerinin yeterli miktarda olmaması bu çalışmanın amacını oluşturmaktadır.

3. KOMPOZİT MALZEMELER

Heterojen malzemeler olan kompozitler, istenen özelliklere sahip olması için iki ya da daha fazla farklı materyalin birleştirilmesiyle oluşur. Kompozit malzemelerde, takviye edici bileşen süreksiz, çevresindeki sürekli yapı ise matris olarak adlandırılır. Aynı malzemeden yapılmış, ancak farklı formlarda birçok kompozit mevcuttur. Örnek olarak, silisyum karbür elyaflar, silikon karbür veya karbon fiber ile takviyelendirilmiş karbon kompozitler verilebilir. Genellikle lif halindeki takviye, matris malzemenin sağlamlığını ve sertliğini artırmak için eklenir. El yapımı kompozitler genel anlamda üç ana gruba ayrılır: polimer matris esaslı , metal matris esaslı ve seramik matris esaslı kompozitler [19].

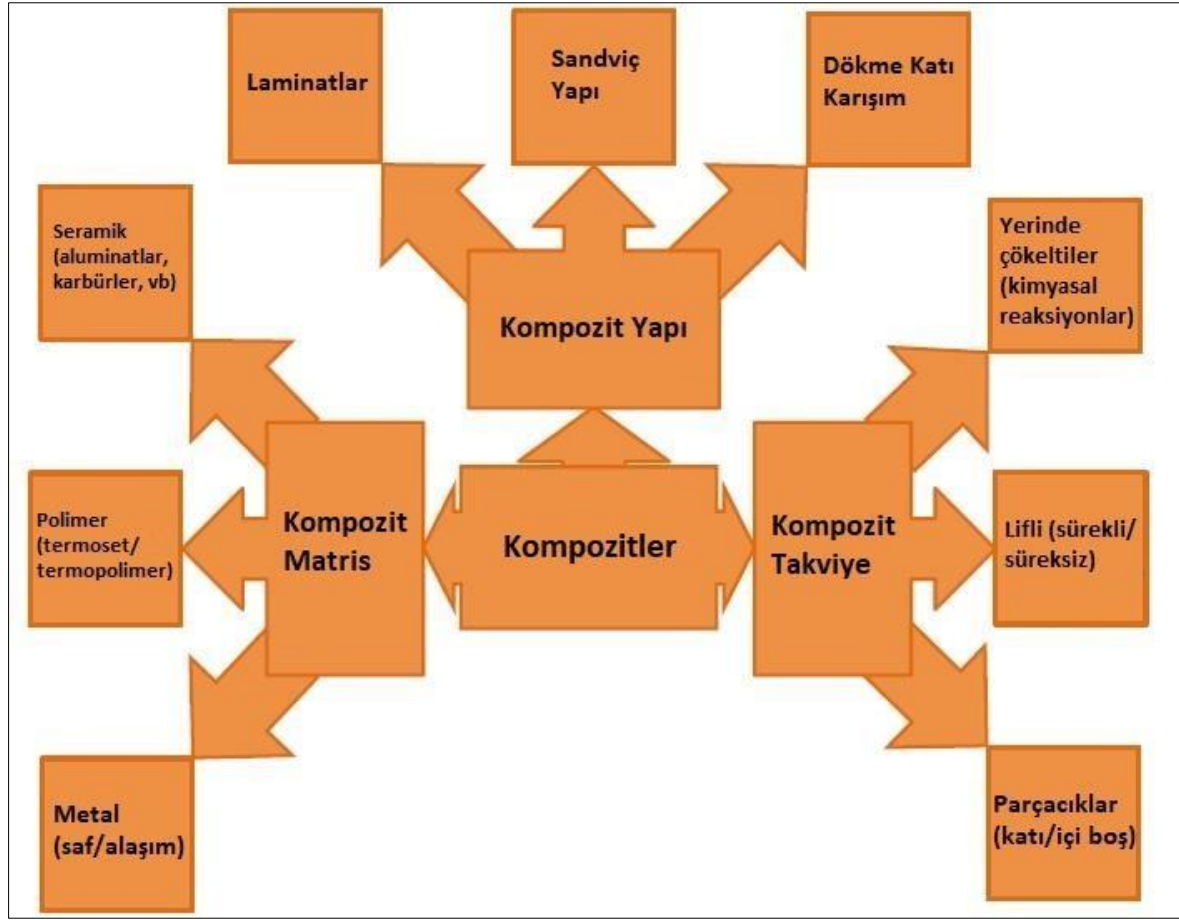
Polimer matrise sahip kompozit malzemelerde, takviye malzemesi olarak kullanılan fiberler ve matris olarak kullanılan reçineler bulunur. Fiberler ve reçine arasında bir arayüz bulunur ve bu iki malzeme birbirine bağlanır. Doğru matris ve takviye malzemesi seçimi, malzemenin istenilen mekanik özelliklerine ve görünümüne sahip olmasını sağlar. Ayrıca, uygun bir takviye-matris çifti seçilerek çeşitli şartlara uygun malzemeler üretilir.

Kompozit malzemeler, yüksek performanslarından dolayı yaygın olarak kullanılmakta ve zamanla kullanım alanları genişlemektedir. Kimya, bilgisayar bilimi ve fizik gibi farklı alanlarda, kompozit malzemeler üzerinde önemli araştırmalar yapılmaktadır. Malesef, uzun elyaf ve matristen oluşmuş kompozit malzemeler neredeyse tamamen farklı mekanik özelliklere ve anizotropik yönlerde harika özelliklere sahiptir. Kompozit malzemeler farklı yük tipleri altında sergilemiş oldukları mekaniksel davranışlar, izotropik malzemelere göre daha karmaşıktır. Kompozit malzemelerin mekanik davranışlarını daha iyi anlamak ve kompozit malzeme tasarımlarını gerçekleştirmek için büyük kapsamlı ve çok seçici çalışmalar gerekmektedir [20].

3.1. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemelerin gruplandırılması, net sınırlar çizmek zordur. Bu nedenle, genellikle malzemelerin yapısına ve bileşenlerinin şekline göre iki ana kategori altında sınıflandırılırlar. Ancak, bu tek yöntem değildir ve çeşitli kompozit malzeme sınıflandırmaları mümkündür.

Genel olarak takviyeleri ve matris malzemelerini sınıflandırmak mümkündür.



Şekil 3.1. Kompozit malzemelerin sınıflandırılması [21]

Kompozitler, matris malzemesi ve takviye malzemesi olarak iki temel bileşenden oluşur. Matris malzemesi, takviye malzemesinin içinde bulunduğu bir matris olarak hareket eder. Takviye malzemesi ise, matris malzemesine ekstra dayanıklılık, mukavemet ve sertlik özellikleri kazandırmak için kullanılır. Kompozit malzemeler sınıflandırılırken, fiber ve matris malzemesine göre yapılabilmektedir.

Matris malzemesi, takviye malzemesinin içinde bulunduğu bir matris olarak hareket eder. Matris malzemesine göre kompozit malzemeler şu şekilde sınıflandırılabilir:

3.2. Kompozit Malzemelerin Matris Malzemesine Göre Sınıflandırılması

3.2.1. Metal matrisli kompozitler (MMK)

Metal matrisli kompozitlerin özellikleri, hem matris hem de takviye malzemesine bağlıdır. Genellikle düşük yoğunluk, yüksek özgül mukavemet, yüksek sertlik, yüksek sıcaklık direnci, düşük termal genleşme ve iyi aşınma dayanımı gibi özelliklere sahiptirler. Bu özellikler, matris malzemesi olarak kullanılan metalin seçimine ve takviye malzemesi olarak kullanılan seramik, karbon veya organik liflerin özelliklerine bağlı olarak değişebilir [22].

3.2.2. Seramik matrisli kompozitler (SMK)

Seramik matrisli kompozitlerin özellikleri, hem matris hem de takviye malzemesine bağlıdır. Genellikle yüksek sıcaklık dayanımı, yüksek sertlik, düşük yoğunluk ve yüksek korozyon direnci gibi özelliklere sahiptirler. Takviye malzemeleri olarak kullanılan seramik, karbon veya organik lifler, kompozit malzemenin mukavemetini ve rijitliğini artırırken, matris malzemesi ise bu liflerin arasındaki boşluğu doldurarak kompozit malzemenin bütünlüğünü sağlar.

3.2.3. Polimer matrisli kompozitler (PMK)

Polimer matris esaslı kompozitlerin özellikleri, hem matris hem de takviye malzemesine bağlıdır. Genellikle düşük yoğunluklu, yüksek mukavemetli, yüksek rijitlikli ve korozyon direnci olan malzemelerdir. Takviye malzemeleri olarak kullanılan cam, karbon veya aramid lifler, polimer matrisli kompozit malzemenin mukavemetini ve rijitliğini artırırken, matris malzemesi ise bu liflerin arasındaki boşluğu doldurarak kompozit malzemenin bütünlüğünü sağlar.

Polimer matrisli kompozitler, üretim yöntemlerine göre iki ana gruba ayrılır: sürekli elyaf takviyeli polimer matrisli kompozitler (CFRP) ve parçacık takviyeli polimer matrisli kompozitler (PPC). CFRP, cam veya karbon elyafın polimer matris ile birleştirilmesiyle oluşur. PPC, polimer matrise çeşitli boyutlarda takviye parçacıkların (genellikle cam veya seramik) eklenmesiyle elde edilir [23].

Polimer matrisli kompozitlerin üretiminde kullanılan yöntemler arasında kalıp enjeksiyonu, sargı sarımı, vakum infüzyonu, film infüzyonu, filament sargı, transfer kalıplama, sıcak presleme, 3D baskı gibi çeşitli yöntemler yer almaktadır.

Polimer matrisli kompozitler, uzay teknolojisi, otomotiv, havacılık, gemi inşaatı, yapı malzemeleri, spor malzemeleri, tıbbi cihazlar ve diğer birçok endüstriyel uygulama için kullanılmaktadır [24].

3.3. Takviye Elemanına Göre Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Çeşitli şekillerde yapıların içine gömülen bileşenler ve takviye elemanları adı verilen kompozit malzemelerin yapıları, tabaka, pul veya elyaf gibi şekiller alabilir. Matris malzemelerin en önemli görevi, malzemeye etki eden yükü taşıması ve bunun sayesinde yapıların rijit özelliklerini arttırmaktır. Bu elemanlar, yapıların mukavemet elemanlarıdır ve elastik modülleri yüksek, özgül ağırlıkları düşüktür. Ayrıca, takviye elemanları için aşınma direnci ve kimyasal tepkimelere karşı dayanıklılıkları oldukça yüksektir. Fiber yarıçap değeri yaklaşık olarak 0,005 mm'dir ve incelendiğinde burkulma narinliği olarak da adlandırılan narinlik oranlarının yaklaşık olarak 10.000'e çıktığı bilinmektedir [25]. Kompozit malzemelerin takviye elemanları farklı formlara sahiptir: sürekli, süreksiz ve parçacık şeklinde. Bugünlerde, çoğunlukla sürekli elyaflar kompozit yapılarında kullanılmaktadır.

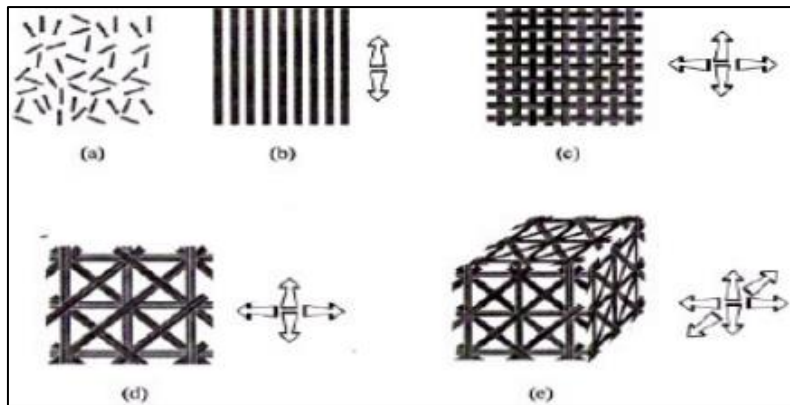
3.3.1. Elyaf takviyeli kompozitler

Zayıf yapılı, kırılğan malzemelerin çekme, eğilme ve çarpma dayanımları genellikle yeterli basınç dayanımına oranla düşüktür. Bu zayıf yönleri iyileştirmek, kırılğanlığı gidermek ve malzemeyi sünekleştirmek için, bu özellikleri iyileştirecek nitelikte elyaflar ile donatılmış kompozitler üretilir. Elyaflar, makroskobik olarak incelendiğinde homojendir, boyları kesitlerinin minimum 100 katı esnek olan malzemeler olarak takviye amacıyla farklı elyaflar kompozit malzemelerde kullanılır. Elyaf takviyeli kompozitlerin, yapılan yüklemelerde karşılayıcı ana bileşen elyaf iken, polimer matris elyafalrı istenilen serime göre olacak şekilde geometride bir arada tutar [26].

Elyaf takviyeli polimer esaslı kompozitlerin hazırlanmasında, elyaflar için bazı genel temellere dikkat edilmelidir. Bu temeller elyafların mekaniksel özelliği, elyaf kalınlığı, elyaf miktarı ve elyafın yönlenme biçimlerini içermektedir. Elyaflar mukavemetsel olarak, kompozitlerin yapıların mukavemetleri doğrultusunda son derece önemlidir. Ek olarak, elyaflarda uzunluklarının çaplarına oranı arttıkça matrisden elyafa iletilen yük değeri artar. Elyaf yapısının eksiksiz olması mukavemeti açısından çok önemlidir [26].

Kompozitlerde başlıca genel kural olarak mekanik dayanımı, içlerindeki elyaf miktarı ile orantılıdır ve arttıkça yükselir. Ancak, elyaf oranı belirli bir değer noktasına ulaştığında azalmaya başlar. Bu durumun nedeni, elyaf miktarının artmasıyla birlikte kompozitin içindeki polimerin miktarının azalmasıdır. Polimer, içindeki oranı belirli bir değer noktasının altına düşmesinde matris işlevsel özelliğini kaybeder ve lifler bir arada tutulamaz [26].

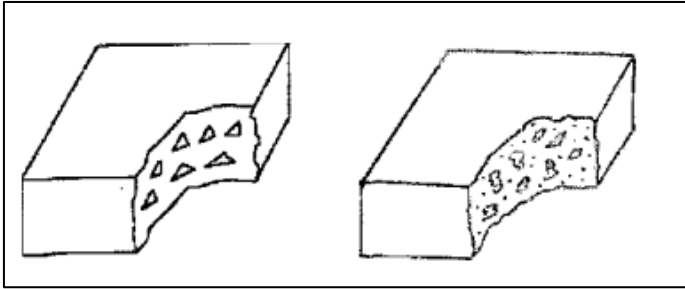
Şekil 2.3.'te, elyafların ve farklı dokumalara sahip kompozit içerisindeki yerleşimleri örnekler ile verilmiştir. Kısa elyaflar genellikle polimer matrise rasgele dağıtılır ve böyle bir kompozitin mekaniksel özellikleri açısından izotropik bir davranış gösterir. Sürekli elyaflar genellikle yükün yönüne paralel olarak reçineye yerleştirilir. Farklı yönlerde yüklemeye maruz kalacak kompozitler, elyafın farklı yönlerde olacak şekilde yerleştirilmesi veya dokumaların kullanılması yoluyla hazırlanabilir. Dokumalar, kompozitlerin minimum iki farklı yönde dayanıklı olmasına sebep olan takviyelerdir. 3B dokumalar ile, kompozitlerin mekaniksel dayanımı üç yönde de artar.



Şekil 3.2. Dokuma ve elyaf takviyeli kompozitlerde elyafın kompozitlerin içerisine yerleşim biçimleri a) kesikli rasgele yönlü gösterim, (b) sürekli gösterim, tek yönlü gösterim, (c) düzlemsel, sürekli iki yönlü gösterim, (d) sürekli olan düzlemsel üç yönlü gösterim, (e) üç boyutlu gösterim

3.3.2. Parçacıklarla takviyeli kompozit malzemeler

Malzemeler, bir matris içindeki parçacıkların bulunmasıyla elde edilir. Mukavemet, parçacıkların sertliklerine bağlıdır. En yaygın olan tip olarak, plastik matris esaslı metal parçacıklar söylenebilmektedir. Metal parçalar ise, elektriksel ve ısı iletkenlik konusunda yüksek verimlilik sağlamaktadır. Sertlikleri ve yüksek sıcaklık dayanımları yüksek olan yapılar, metal matris içinde seramik parçacıklar içerir. Bu tip kompozitler, matris ile makroskobik olarak veya mikroskobik olarak partiküllerin oluşturduğu malzemelerdir. Parçacık boyutu genellikle ortalama 1 μm 'den daha büyük olan ve elyaf hacimlerinin oranı %25'ten daha fazla olmayan malzemeler tercih edilmektedir. SiC ve Al_2O_3 'ten oluşan seramikler en yaygın kullanılan parçacık türleridir. Malzemede yük, matris ve elyaf tarafından birlikte taşınmaktadır ve yapısal özelliği izotropiktir. Bu kompozitler, beklenilmeyecek olan özelliklere sahip olmak için tasarlanmaktadır. Şekil 3.3'te gösterildiği gibi, bu büyük parçacıkları içerdiklerinden kaynaklı kayma etkili olarak yapılamamaktadır. Bu kompozitler, seramik, metal ve polimerlerin birleştirilmesinden oluşabilmektedirler [27].

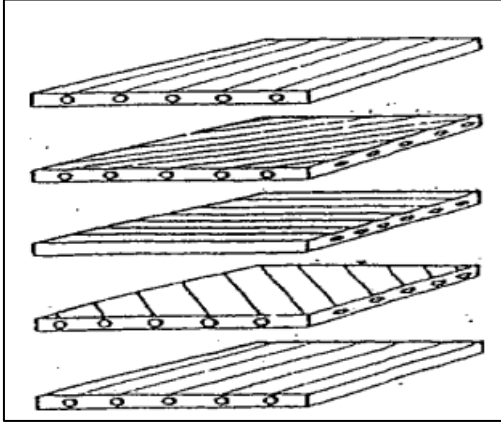


Şekil 3.3. Dispersiyonla ve parçacık takviyeli dayanımı artırılan kompozit malzemelerin yapısı [28]

3.3.3. Tabakalı kompozit malzemeler

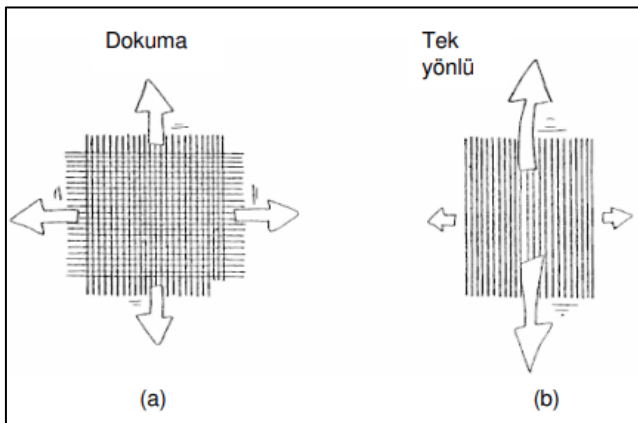
Tek yönlü lif veya örülmüş liflerden oluşan tabakalar, matris malzemeleriyle birlikte, dikey ve paralel yönle göre tabakalandırma işlemine tabi tutulurlar. Bu sayede, tabakalı kompozitler farklı özelliklere sahip tabakaların kombinasyonlarından oluşmaktadırlar. Örneğin, korozyon direnç dayanımı zayıf metallerin korozyon özelliği yüksek metaller ile veya plastik ile kaplanması ile artırılabilir. Ayrıca, görece yumuşak metal malzemelerin, görece daha sert malzemelerle birleşmesi aşınma direnci ve sertliklerini artırılabilir. Farklı oryantasyona sahip fiber yönleri olan tek tek tabakalı parçaların birleştirilmesi ile çok farklı yönde yük taşıma özellikleri geliştirilebilmektedir.

Tabakalandırma işlemi, tabakaların ana malzeme yönlerinin açık yönlendirmesi şeklinde yapılır ve tabakaların genellikle aynı matris malzemeleri kullanılır. Tabakalama işlemi daha farklı malzemelerin tabakalarını veya elyaf katmanlarının tabakalanmasını da içerebilir.

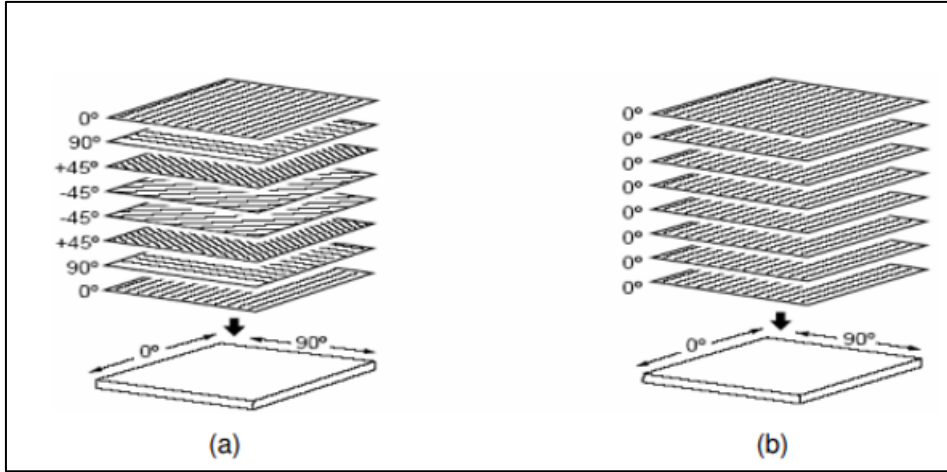


Şekil 3.4. Tabakalı kompozitlerde kullanılmış tabakaların en genel görünüşü [29]

Tek yön oryantasyonuna ait anizotropik özellik gösteren kompozitler, tek yöne sahip olan kompozit malzemeler çok daha üstün ve iyi mekaniksel özelliklere sahip olmaktadır. İzotropik malzemeler (çoğunlukla metaller), bütün doğrultularda eşit özelliklere sahip olan malzemelerdir.



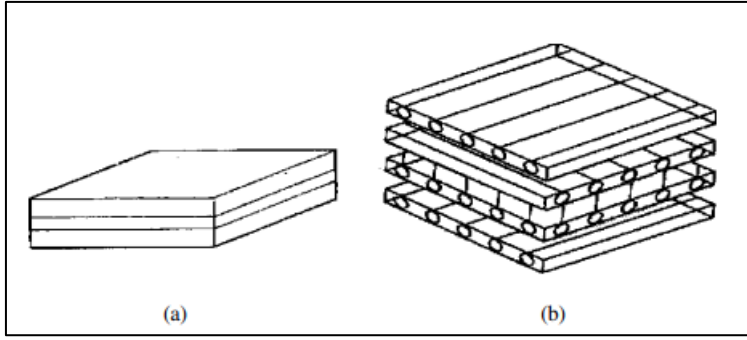
Şekil 3.5. Dokumalı ve tek yön elyafların farklı yön oryantasyonuna ait özelliklerin gösterimi a) Eşit özelliklerin gösterim örneği b) Eşit olmayan özelliklerin gösterim örneği [30]



Şekil 3.6. Tabakalı kompozit malzemelerde tabakalarda yönlendirme şekilleri a) Yarı-izotropik yönlendirme şekli b) Tek yönlü yönlendirme şekli [30]

Çoğu yapısal uygulamada kullanılmış olan kompozitlerin genel olarak çok katmanlı olduğu bilinmektedir. Tek katmanlı bir kompozit, tasarım amacına göre değişen elyaf yönleri ile oluşturulabilir. Ancak bütün katmanlar çok ince olduğu için (yaklaşık 0.1 mm kalınlıkta) tek katmanlı kullanım için uygun değildir. Eğer her katmandaki malzemeler aynı ise, bu kompozitler "izotropik" olarak adlandırılır ve basitçe "laminat" olarak bilinir (Şekil 2.7). Farklı malzemelerden yapılan çok katmanlı kompozitler ise "ortotropik" veya "karma ve melez laminatlar" olarak adlandırılmaktadırlar. Örneğin, bir karma lamine kompozitin, bir katmanı cam elyafli epoksi iken diğer bir katmanı grafit elyafli epoksi malzeme olabilir. Ortotropik bir malzeme aynı şekilde iki ekseninde de simetrik olma özelliğine sahiptir [31].

Laminatlar, matris içinde rasgele olacak şekilde yönlendirilmiş elyaflar, tek yönlü elyaflarla veya farklı elyaf takviyeli tabakalar ile oluşabilmektedir. Örnek olarak, 10 adet tabakanın 6 adeti aynı doğrultuya sahip olup, diğer 4 adeti ise aynı doğrultuya 90°'lik bir doğrultuda yönlenebilir. Bu durumda, aynı doğrultuda yönelen kompozitin dayanımı ve rijitlikleri (bir malzemenin içerisinde oluşmuş olan elastik deformasyonlarının miktarları yüksek niteliğe sahip olacak şekilde ölçülmesi ve elastiklikleri çok yüksek değere sahip olması) neredeyse %50'den fazla olacaktır. İki doğrultu için uzamalı rijitliğinin oran değeri 6/4 olmasına rağmen, eğilme rijitlik değeri modelin orta yüzeyleri için belirli değildir [32].



Şekil 3.7. Tabakalı kompozitin yapısı a) İzotropik yapı, b) Ortotropik yapı [32]

Kompozit yapıların yüksek hızlı çarpmalara karşı direnç gösterme özellikleri, liflerin elastiklik modülü ve kırılma uzaması gibi liflerin özellikleri ile kompozitin alansal yoğunluğu ve kullanım şekline bağlıdır. Katlı olan yapının tehlike tiplerine göre geliştirildiği ve liflerin tipleri, reçine tipleri, dokuların konstrüksiyonu, kat sayıları, ipliklerin yönleri ile kesişmeleri ve iplik setleri ile yoğunlukları gibi parametreler ile göre değerlendirilmiş olması gerekir. Katlı yapıların dayanıklılığı, sert veya esnek tiplerine göre değişir. Katlar arasındaki açılmaların bozulması enerjinin dağılımı yüzünden olmaktadır ancak yapıların dayanımları yönünden olumsuz etkilerinin olduğu öne sürülmüştür. Ayrıca, katlı yapıların ağırlığı ve konforu tehlike tipine göre değerlendirilmelidir.

3.4. Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları

3.4.1. Kompozit malzemelerin avantajları

Kompozit malzemeler, birçok avantaja sahiptir. Yüksek mukavemet ve sertlik, düşük yoğunluk, korozyona karşı dayanıklılık, daha az bakım gerektirme ve tasarım özgürlüğü bunların başlıcalarıdır. Kompozit malzemeler, diğer malzemelere göre daha hafif, daha güçlü ve daha dayanıklı olmaları nedeniyle, havacılık, otomotiv, inşaat, elektronik ve spor ekipmanları gibi birçok endüstride yaygın olarak kullanılmaktadır.

Çizelge 3.1. Polimer kompozit malzemelerle yaygın olarak kullanılan malzemelerin mekanik özelliklerinin karşılaştırılması

Malzeme Cinsi	Özgöl Ağırlığı (ρ , gr/cm ³)	Çekme Dayanımı (σ ,MPa)	Elastik Modül (E, GPa)	Özgöl Çekme Dayanımı (σ/ρ)	Özgöl Modül (E/ ρ)	Uzama (%)
Alüminyum	2.8	84	71	30	25	---
Al-2024	2.8	247	89	98	25	20
Al alaşımı	2.8	600	71	210	25	---
Titanyum	4.51	700	117	192	25.1	20
Ni Alaşımı	8.18	450-1200	204	147	24,90	26-45
Alaşımsız Çelik	7.86	460	210	60	27	20
Düşük Alaşımlı Çelik	7.8	600	207	80-250	26.5	20
Pirinç %30Zn	8.5	550	100	60	12	---
Karbon/epoxy %60	1.62	1400	220	865	135	0.8
Kevlar/epoxy	1,38	1310	83	950	60	---
Cam/epoxy %60	1.66	1510	165	910	99	---
Cam/polyester %50	1.9	750	38	390	19,8	1,8

Yüksek mukavemet ve sertlik

Kompozit malzemeler, takviye malzemelerinin yüksek mukavemeti sayesinde çok yüksek mukavemete sahiptirler. Ayrıca, matris malzemesinin özellikleri ile birleştirilerek, çok yüksek sertlik değerleri elde edilebilir.

Düşük yoğunluk

Kompozit malzemeler, hafif olmaları sayesinde avantajlıdırlar. Bu, özellikle havacılık ve uzay endüstrilerinde kullanıldıklarında önemlidir.

Korozyona karşı dayanıklılık

Kompozit malzemeler, genellikle matris malzemelerinin yüksek korozyon direnci sayesinde korozyona karşı dayanıklıdırlar.

Daha az bakım gerektirirler

Kompozit malzemeler, diğer malzemeler gibi bakım gerektirmezler. Bu, özellikle uzun ömürlü ürünler için önemlidir.

Tasarım özgürlüğü

Kompozit malzemeler, farklı bileşenlerin kombinasyonu sayesinde farklı şekil ve boyutlarda üretilbilirler. Bu, tasarım özgürlüğünü artırır.

3.4.2. Kompozit malzemelerin dezavantajları

Yüksek maliyet, üretim sürecinin zahmetli olması, yanma direncinin düşük olması ve geri dönüştürme zorluğu bunların başlıcalarıdır. Kompozit malzemelerin üretim süreci, diğer malzemelere göre daha karmaşık ve daha uzun zaman ve çaba gerektirir. Ayrıca, bazı kompozit malzemeler, özellikle polimer bazlı matris malzemeler, yanmaya karşı daha düşük dirence sahiptirler ve geri dönüştürmeleri de diğer malzemelere göre daha zordur. Bu nedenle, kompozit malzemelerin avantaj ve dezavantajları, endüstrilerdeki kullanımlarını belirleyen önemli bir faktördür.

Yüksek maliyet: Kompozit malzemelerin üretimi, diğer malzemelere göre daha karmaşık ve uzun bir süreç gerektirir. Bu nedenle, kompozit malzemelerin maliyeti de diğer malzemelere göre daha yüksek olabilir.

Üretim sürecinin zahmetli olması: Kompozit malzemelerin üretimi, diğer malzemelere göre daha karmaşık ve uzun bir süreç gerektirdiği için üretim süreci zahmetli olabilir.

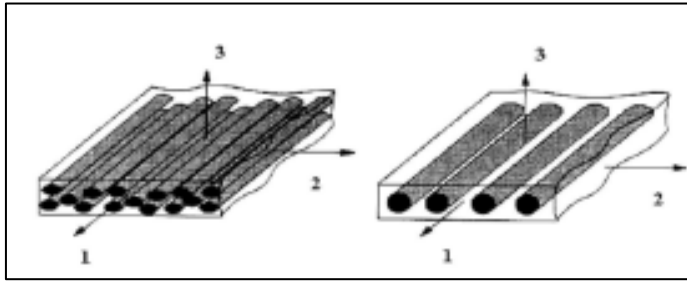
Yanma direncinin düşük olması: Bazı kompozit malzemeler, özellikle polimer bazlı matris malzemeler, yanmaya karşı daha düşük dirence sahip olabilirler. Bu, güvenlik açısından bir dezavantajdır.

Geri dönüştürme zorluğu: Kompozit malzemelerin geri dönüştürülmesi diğer malzemelere göre daha zor olabilir. Bu, atık yönetimi açısından bir dezavantajdır.

4. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞI

4.1. Bir Kompozit Tabakanın Makromekanik Davranışı

Geleneksel mühendislik malzemeleri ile elyaf takviyeli kompozit malzemeleri arasındaki farklardan biri, kompozitlerin mekanik davranışının elyaf yönüne bağımlı olmasıdır. Tek yönlü elyaflar ile takviye edilmiş tek katmanlı kompozit malzemenin davranışları öncelikle önceden tahmin etmek gerekir. Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin analizlerinde, bu model ile tabakayı ortotropik malzeme şeklinde ele almamıza olanak sağlamaktadır. Gerçekte ise elyaflar uniform olarak matris içerisinde dağılmamıştır. Her bir tabaka, modelde kullanılan kompozit tabaka için tek sıralı tek yönlü elyaflardan meydana gelir. Şekil 4.2'de gerçek yapının ve modellenmiş bir yapının, kompozit tabakasının şematik olarak görülebilir [33].



Şekil 4.1. Bir kompozit tabakanın model şematik ve gerçek gösterimi [33].

4.1.1. Ortotropik kompozit bir malzemenin gerilme-şekil değiştirme ilişkileri

Hooke kanunu ile gerilme-şekil değiştirmesinin ilişkisi;

$$\sigma_i = C_{ij} \epsilon_j \quad i, j = 1, \dots, 6 \quad (4.1)$$

şeklinde ifade edilebilmektedir.

Bağıntı; σ_{ij} gerilmenin bileşenini, C_{ij} ise rijitliğin matrisini ve ϵ_{ij} şekil değiştirmenin bileşeni olarak tanımlanmaktadır. C_{ij} matrisinin içindeki 36 adet bağımsız olan elastik sabit bulunmaktadır. Ancak C_{ij} matrisi simetri özelliği bakımından kaynaklı $C_{ij} = C_{ji}$, bağımlı olmayan elastik sabitinin sayısı 21 adettir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Elastik matrisi S_{ij} , C_{ij} rijitliğinin tersidir ve bu matrisin şekil değiştirme-gerilme (4.3) denklemini vermektedir. S_{ij} simetrik olup, $S_{ij} = S_{ji}$ ve 21 adet elastik sabit içerir.

$$\varepsilon_i = S_{ij} \sigma_j \quad i, j = 1, \dots, 6 \quad (4.3)$$

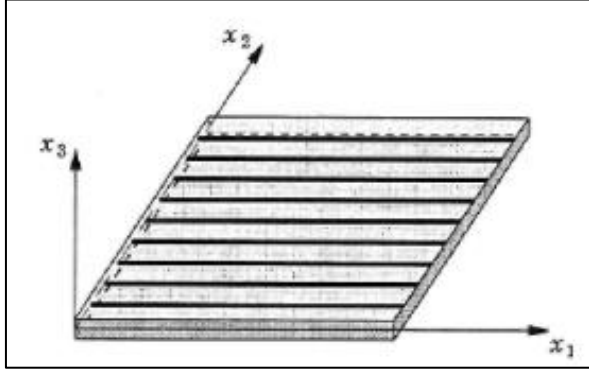
Malzeme özelliklerinin hiçbir simetri düzlemleri içermemiş olan anizotropik malzemelerde olan şekil değiştirme-gerilme ilişkisini (4.3) bağıntısı tanımlamaktadır. Bu bağıntının matris olarak aşağıdaki gibi yazılmaktadır;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

Ortotropik malzemelerin her biri dik olan üç dik düzlem içermektedir ve şekil değiştirme-gerilme ilişkisi (4.5) denklemini vermektedir. Bu bağıntı dokuz adet sabite sahiptir [34]. Elastik sabitler, genellikle mühendislik sabitleri olarak adlandırılır ve young modül sabiti (E), poisson oranı (ν) ve kayma modül sabiti (G) şeklindedir. Bunlar, tek eksene ait kayma veya çekme testleri ile belirlenebilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

Genel olarak deneylerdeki, malzeme üzerine uygulanmakta olan gerilme sebebine neden olduğu şekildeğişimleri ölçülmektedir. Bu sebeple, C_{ij} rijitlik matrisindeki bileşenlere nazaran S_{ij} elastik matrisi bileşenleri daha kolaylıkla belirlenebilmektedir [35].



Şekil 4.2. Temel malzeme yönleri, tek yönlü olan ve sürekli elyaf takviyeli kompozit tabakalar için [31].

Sürekli elyaf takviyeli tek yönlü ortotropik kompozit tabakanın temel malzeme eksenleri Şekil 4.3.'te tanımlanmıştır ve S_{ij} elastik matrisi bileşenin mühendislik sabiti şeklinde (4.6) bağıntısı ile ifade edilmektedir [35].

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

Sırasıyla 1, 2 ve 3 yönlerindeki Young modülleri E_1 , E_2 ve E_3 'dür.

ν_{ij} = Poisson oranı,

Sırayla 3-1, 2-3 ve 1-2 düzlemleri üzerindeki kayma modülleri G_{31} , G_{23} ve G_{12} 'dir [30].

4.1.2. Düzlemsel gerilme durumu için ortotropik bir malzemenin gerilme-şekil değiştirme ilişkileri

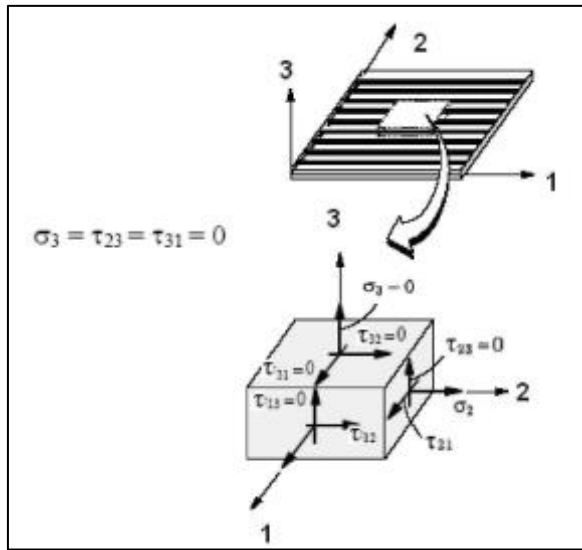
Tabakalı kompozitlerde ortotropik tabakaların 1-2 düzleminin gerilme üzerinde etkisinin kalması durumunda Şekil 4.4.'te görüldüğü gibi,

$$\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{31} = 0 \quad (4.7)$$

olacağından (4.5) bağıntısı ise,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

şeklinde kısılmaktadır [36].



Şekil 4.3. Düzlemsel gerilme durumunda olan ortotropik bir tabaka [37]

Mühendislik sabitleri cinsinden ifade edilirse, S_{ij} elastik matrisindeki bileşenler (4.8) bağıntısıyla ifade edilir.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

olarak yazılabilmektedir [38].

$$[\varepsilon_i] = [S][\sigma_k] \quad (4.10)$$

(4.10) bağıntısında tanımlanmış, S elastik matrisi ve k tabaka koordinatlarını, malzemenin temelleşmiş yönlerindeki uzama ve gerilme bileşenlerini tanımlamaktadır. (4.8) denklemi,

$$[\sigma_i] = [S]^{-1} [\varepsilon_k] \quad (4.11)$$

ya da

$$[\sigma_i] = [Q]^{-1} [\varepsilon_k] \quad (4.12)$$

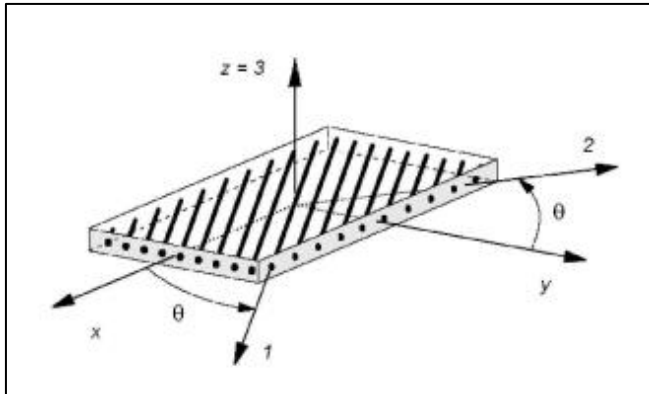
Denklemine dönüştürülebilmektedir. [Q] matrisi burada elastik matrisin tersidir ve rijitlik matrisi olarak da adlandırılır [31].

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{S_{22}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & \frac{S_{12}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & 0 \\ \frac{S_{12}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & \frac{S_{11}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{S_{66}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{S_{66}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

4.1.3. Ortotropik bir malzemenin keyfi yönlerde seçilen eksenlerdeki gerilme-şekil değiştirme ilişkileri

Elastik ve rijitlik matris değerleri, kompozitlerin temel malzemedeki yönlerde gerilim ve şekil değiştirmesiyle alakalıdır. Malzemenin davranışını bambaşka oryantasyona göre koordinatlar ile belirlenmesi açısından dönüşüm matrisleri malzemelerin rijitliklerinden kaynaklı geliştirilmelidir. İki koordinat sistemi için, şekil 4.5.'te tek yönlü olan elyaf takviyeli bir kompozit tabakada gösterilmektedir [38].



Şekil 4.4. Tek yönlü elyaf takviyeli genel ve malzeme koordinat sistemli kompozit tabaka [32]

Temel malzeme yönlerindeki en uygun olan koordinat 1-2 dir. Bir kompozit tabakanın x ve y koordinatı ise isteğe göre keyfi seçilmiş olmaktadır. Malzeme koordinatları sistemi olarak, θ açısı x-y keyfi koordinat sistemi açısından 1-2 dönüş açısı olarak tanımlanmaktadır.

(4.15) bağıntısıyla, gerilmelerin dönüşümü, 1-2 koordinat sisteminden x-y koordinat sistemine yapılmaktadır,

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

yada

$$[\sigma_x] = [\theta_1][\sigma_k] \quad (4.16)$$

kısa olan (4.16) bağıntısı ile ifadesi açıklanabilmektedir. Denklemdaki $n = \sin(\theta)$ ve $m = \cos(\theta)$ 'dır. Yer değiştirme bileşenleri matrisi için $[\theta_1]$, aynı dönüşüm matrisi olarak da kullanılabilir.

Bu şekilde,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = [\theta_2] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad \text{veya} \quad \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

veya

$$[\varepsilon_x] = [\theta_2][\varepsilon_l] \quad (4.18)$$

Kompozitin tabakalarındaki yer değiştirme ve gerilme için, gerilme ve yer değiştirmelere göre belirlenmekte olan keyfi koordinat sistemlerine verilen dönüşümlerle tanımlanabilir. (4.15) ve (4.17) bağıntıları, (4.11) bağıntısına yerleştirilebilir [38].

$$[\sigma_x] = [\theta_1][Q][\theta_2]^{-1}[\varepsilon_x] \quad (4.19)$$

(4.19) denklemi elde edilir. Denklem,

$$[\sigma_x] = [\bar{Q}][\varepsilon_x] \quad (4.20)$$

yada

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

Kısa şekilde yazılmış olan rijitlik matrisinin, kompozitlerin tabakalarındaki koordinat sistemlerinde olan yer değiştirme ve gerilme $[\bar{Q}]$ bileşenlerini kapsamaktadır ve (4.22) denklemiyle ifade edilebilmektedir [36].

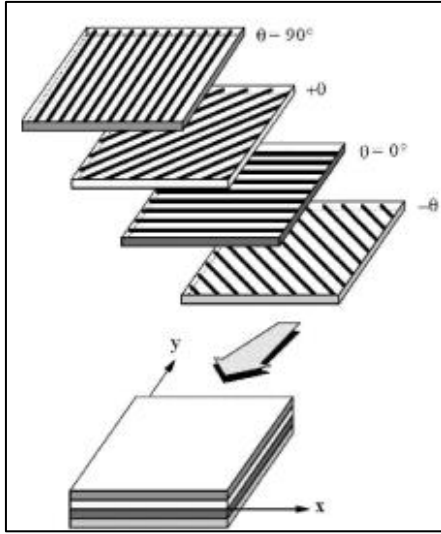
$$[\bar{Q}] = [\theta_1][Q][\theta_2]^{-1} \quad (4.22)$$

$[\bar{Q}]$ matris bileşenlerinin, eşitliklerin sağ tarafındaki matrislerin çarpımlarından elde edilmektedir;

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11}m^4 + Q_{22}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4) \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})nm^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})n^3m \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11}n^4 + Q_{22}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})n^3m + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})nm^3 \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})n^2m^2 + Q_{66}(n^4 + m^4) \end{aligned} \quad (4.23)$$

4.2. Tabakalı Kompozit Levhaların Makromekanik Davranışları

Kompozit malzemeler ile oluşmuş olan veya farklı elyafların oryantasyonlarına sahip olan kompozitlerin tabakaları ard arda olacak şekilde dizilimiyle şekillendirilen tabakalı kompozitlerdir. Böylece, tabakalandırılmış kompozitler düzlemsel ölçülerinin kalınlığından daha büyük olduğu için genel olarak ekstenel ve eğilme mukavemetleri önemlidir ve bu nedenle levha eleman olarak ele alınırlar. Bu nedenle, gerilme ve şekil değiştirme ilişkileri levha eleman kuramı kullanılarak analiz edilir [38]. Şekil 4.6.'da tipik tabakalı kompozitlerin levhalarının şematik olarak görülmektedir. Elyafların takviye yönünde üstün özelliklere sahip olduğu tabakalı kompozit levhalar, elyaflara dik olacak şekilde ise özellikleri zayıf olmaktadır [39].



Şekil 4.5. Elyaf açı oryantasyonları farklı tabakalar ile oluşmuş olan bir tabakalı kompozit levhanın görünüşü [38].

4.2.1. Tabakalı kompozitlerin istiflenme geometrisi

Çoğunlukla çok yönde takviyeye sahip çok sayıda ince ortotropik tabakalardan oluşan elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemeler, tabakaların istiflenme geometrisiyle belirlenir. Bu geometri, elyaf doğrultularının üstten alta doğru sıralanmasıyla ifade edilir. Aşağıda bu notasyona ait bazı örnekler verilmiştir [39].

- T, toplam anlamındadır. $[0^0/90^0/0^0]$ T, elyaf yönlerinin levhaların asal eksenine 0^0 ve 90^0 yerleştirilmiş üç adet tabakadan oluşmuş levhayı ifade eder.

S alt indis değeri simetrik yerleştirmelerde notasyon olarak kısaltılabilmektedir.

- $[0^0/45^0/45^0/0^0]$ T = $[0^0/45^0]$ S

Bu sayı, indis olarak verilebilir, levhada birden fazla aynı elyaf açısı varsa bunların sayısı ayrıca belirtilebilir.

- $[0^0/45^0/45^0/0^0]$ T = $[0^0/45^2/0^0]$ T

Açısı ters olan yerleştirmeler aşağıdaki gibi kısaltma kullanılabilmektedir:

- $[0^0/+45^0/-45^0]$ S = $[0^0/\pm 45^0]$ S

Orta düzlem, tek tabakalı olan levhalar, bir tabakanın ortasından geçmektedir ve tabaka üzerine çizgi çizilerek belirtilir.

- $[0^0/90^0/0^0]_T = [0^0/90^0]_S$

Hibrid tabakalandırılmış (farklı elyaf malzemeleri) kompozit levhaların durumlarında ise; K: Kevlar elyaf (aramid), C: Karbon elyaf (grafit), G: Cam elyafı olarak belirtilmektedir.

- $[0^K/0^K/+45^C/-45^C/90^G/45^C/45^C/0^K/0^K]_T = [0^K_2/\pm 45^C/90^G]_S$ [39]

4.2.2. Tabakalı kompozitlerde klasik laminasyon teorisi

Klasik laminasyon teorisi (KLT) ile bir levhanın davranışını incelemek için, keyfi yönde olan elyaflar ile takviye edilen tabakaların özelliklerinin ve ard arda dizilimlerinin bir fonksiyonu olarak elyaf takviye edilen tabakalı bir kompozit levha ortalama davranışı şeklinde incelenmektedir. Levhada belirli bir asal eksen olmayabilir çünkü tabakalar farklı yönlendirmelerle yerleştirilebilir. Klasik laminasyon teorisinde olan yaklaşım, temel malzeme mukavemetinde kullanılan yük-gerilme ilişkisinin geliştirilmesiyle benzerlik gösterir. Bir tabakadan yola çıkarak uygulanmış olan yükler önceki yer değiştirme alanı için sürekli olmuş olduğuna varsayılır. Gerilme ve yer değiştirme ilişkileri kullanılarak gerilmelerin durumları tanımlanmaktadır. Statik olan denge durumları bir yük ve uzama ilişkisi şeklinde tanımlanmaktadır ve her tabakanın bir sonraki gerilme durumu için belirlenir. Levhada tek sayıda tabaka bulunuyorsa, orta düzlem tabakanın geometriksel olarak ortasından geçmektedir ve bu orta tabakanın belirtilmesi için o tabakanın üzerine bir çizgi çizilir [38].

4.2.3. Tek bir tabakalı kompozitlerde gerilme-şekil değiştirme ilişkisi

Malzeme asal eksenlerdeki gerilme ve şekil değiştirme bağıntısı, gerilme altındaki bir ortotropik tabakanın düzlemdeki durumunda aşağıda olduğu gibidir:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

Rastgele bir eksen takımının gerilme ve şekil değiştirme denklemi, tabaka düzleminde olan bağıntı aşağıda olduğu gibidir:

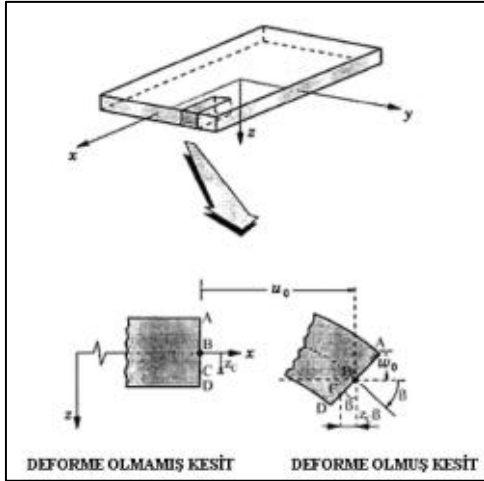
$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.25)$$

Farklı tabaka oryantasyonlarının bu bağıntıyla dönüşümü yapılabilir ve indirgenmiş olan rijitliğin matrisi $[Q_{ij}]$ hesaplanabilir. K. tabakasından oluşan çok katmanlı bir levhanın gerilme ve şekil değiştirme denklemi aşağıdaki şekilde yazılabilir [38]:

$$\{\sigma\}_k = [\bar{Q}]_k \{\varepsilon\}_k \quad (4.26)$$

4.2.4. Çok tabakalı kompozit levhalarda gerilme-şekil değiştirme ilişkisi

Kompozit tabaka boyunca gerilme-şekil değiştirme değerinin hesaplanabilmesi için, kompozit tabakanın eğilme ve uzama rijitliğinin belirlenmesi gerekmektedir. Klasik bir laminasyon teorisine göre, tabakaların arasındaki ideal bağlantılar olduğu ve bu bağlantıların kayma deformasyonuna yol açmadığı kabul edilmektedir. Bu durum, tabaka sınırlarının boyunca yer değişimi sürekli olmaktadır ve bu tabakalar birbirleri üstünde kaymamış olacaktır. Bu sayede bileşik tabaka, tek bir tabaka gibi davranırken kendi benzersiz özelliklerini korur. Kompozit levhalar için Kirchhoff varsayımına ve kabuklar için Kirchhoff-Love varsayımına benzer olacak şekilde, tek tabakanın davranışı bu varsayımlar temelinde tanımlanır. Şekil 4.7.'de, Kirchhoff varsayımlarının altta olan bir levhanın deformasyonsuz ve deforme olan geometriler gösterilmektedir. Varsayımların kullanılmasıyla, birleşik olan tabakaların orta düzlemlerine dik bir doğru, bileşik tabakaların deformasyonundan sonra tekrar orta düzleme dik kaldıkları şeklinde kabul edilmektedir [38].



Şekil 4.6. Kirchhoff varsayımı için altında kompozit bir levhada bir kenarı deforme olmamış ve olmuş geometrilerik şekilleri [38]

$\gamma_x = \gamma_z = 0$ olduğu için, orta düzleme dik yönde kayma deformasyonu meydana gelmez. Bunla bağlantılı olarak, orta düzlemin normali uzunluğu sabit kaldığı kabul edilmiştir ve bu neden ile orta düzleme dik olacak şekilde deformasyon ihmal edilmektedir, $\epsilon_z = 0$ eşitliği Şekil 4.7.'den yararlanarak, bileşik tabakalarda x, y ve z doğrultularında meydana gelen yer değişimleri belirlenebilir. Orta düzlemin deformasyonunda B noktasında meydana gelen x yönünde olan yer değişimi u_0 olmaktadır. Bileşik olan tabakaların deformasyonu olduğunda ABCD gösterimlerinin hala dik kaldığı kabul edilir, bu nedenle herhangi bir eğilme olmadığından z yönündeki yer değişimi ihmal edilir [38],

$$u_c = u_0 - z_c \beta \quad (4.27)$$

β , bileşik olan tabakalarda ise orta düzlemlerinin x yönünde olan eğimi olduğundan kaynaklı,

$$\beta = \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (4.28)$$

Bu eşitliğe göre, bileşik tabakaların kalınlıkları doğrultusunda rastgele bir z noktasında olan u yer değişimi,

$$u = u_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (4.29)$$

olmaktadır. Benzer olarak y doğrultusundaki v yer değişimi ise,

$$v = v_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (4.30)$$

Bileşik tabakaların ara yüzeyinde kayma deformasyonunun oluşmadığı, kalınlığı boyunca deforme olmadığı kabul edilir. Bu nedenle, deformasyonlar yalnızca y ve x yönlerindeki normal deformasyonlar olan ε_y ve ε_x ile birlikte x-y düzleminde olan γ_{xy} kayma deformasyonu meydana gelmektedir. Bu deformasyonların, yer değişimleri şeklinde ifade edilebilir [38].

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x} \\ \varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} \\ \gamma_{xy} &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{aligned} \quad (4.31)$$

u ve v yer değişimlerinin ise (4.29) ve (4.30) denklemlerindeki değerler alındığı zaman,

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\partial u_o}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w_o}{\partial x^2} \\ \varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w_o}{\partial y^2} \\ \gamma_{xy} &= \frac{\partial u_o}{\partial y} + \frac{\partial v_o}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w_o}{\partial x \partial y} \end{aligned} \quad (4.32)$$

yada

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.33)$$

Eşitlik ise düzlemin deformasyonları şeklinde,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (4.34)$$

orta düzlemlerin eğrilikleri şeklinde ise,

$$\begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ 2 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{bmatrix} \quad (4.35)$$

(4.35)'deki eşitlik ile ifade edilmektedir.

Bileşik tabakanın kalınlığı boyunca gerilme değişimi, (4.33) eşitliğine göre orta düzlemlerde deformasyonundan ve eğriliklerinden hesaplanabilmektedir. Bu deformasyonlar ise, (4.21) denkleminde yerine konulduğu zaman, bileşik tabakanın küçük deformasyonlarına karşılık gelir. Böylece, herhangi bir k. tabakadaki gerilme belirlenebilir [38].

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left[\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \right] \quad (4.36)$$

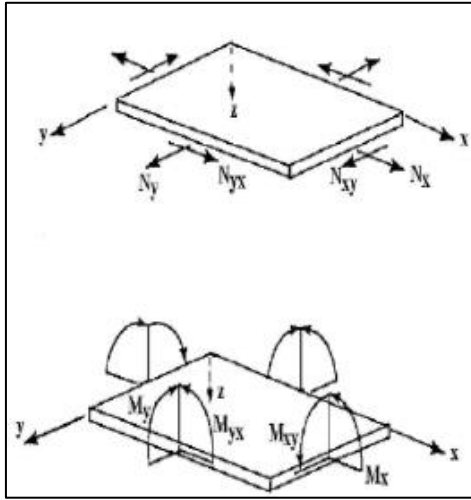
olur. Bu sayede, Eğrilik ve orta düzlem deformasyonu bilindiği zaman herhangi bir tabakada olan gerilme (4.36) eşitliğinden bulunabilmektedir.

4.3. Çok Tabakalı Kompozit Levhalarda Gerilme-Şekil Değiştirme İlişkisi

Bileşik tabaka kalınlıkları boyunca integrasyonu yaparak, gerilmelerin farklı tabakalarda farklı olduğu bileşik bir tabakada hesaplanabilir. Örneğin, bileşke kuvvet ve moment x yönünde şu şekildedir [38].

$$\begin{aligned}
 N_x &= \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x dz \\
 M_x &= \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x z dz
 \end{aligned}
 \tag{4.37}$$

Momentler ve bileşke kuvvet, bileşik tabakanın orta düzleminde birim uzunluğa etkimekte olan moment ve kuvvetler şeklinde tanımlanır (Şekil 4.8). (4.37) bağıntısıyla ifade edilebilir.



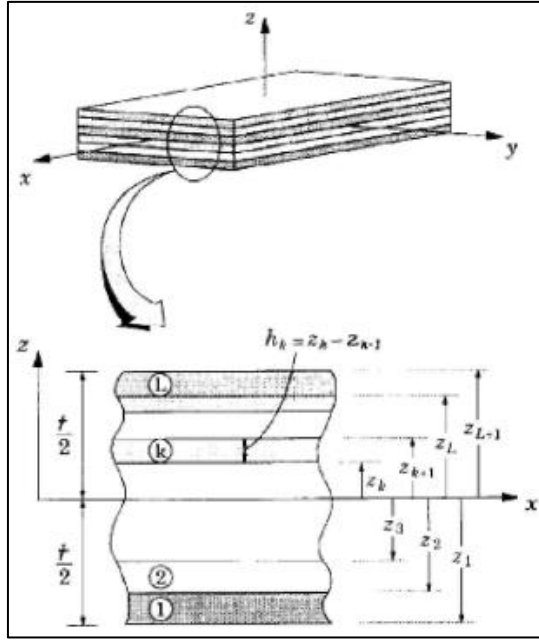
Şekil 4.7. Bileşik tabakadaki moment ve kuvvet bileşkeleri gösterimi [39, 38, 31]

N sayıdaki tabakadan oluşmuş bir kompozit levhanın moment ve bileşke kuvvetler,

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz
 \tag{4.38}$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k z dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k z dz
 \tag{4.39}$$

Her tabakada olan üst ve alt yüzeylerine ait orta düzlemlere göre olan uzaklıkları gösteren z_k ve z_{k-1} terimleri, (4.38) ve (4.39) denklemleri ile ifade edilmektedir. (Şekil 4.9) bu terimlerin açıklamasını yapar.



Şekil 4.8. N tabaka sayısından oluşmuş bileşik tabakaların geometrisinin gösterimi [38]

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left\{ \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} dz + \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} z dz \right\} \quad (4.40)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left\{ \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} z dz + \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} z^2 dz \right\} \quad (4.41)$$

İntegrasyonunda verilmiş olan her bir tabakanın içinde gerçekleşen gerilmelerin verildiği (4.36) eşitlik ile hesaplandığından kaynaklı tabakalara ait olan Q_{ij} rijitliklerinin z 'ye bağlı olmadıklarından kaynaklı,

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.42)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.43)$$

(4.42) ve (4.43) denklemleri elde edilir. Bu eşitliklerdeki A_{ij} , B_{ij} ve D_{ij} rijitlik değerleri ise aşağıdaki gibi ifade edilmektedir:

$$\begin{aligned} A_{ij} &= \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \\ B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \\ D_{ij} &= \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \end{aligned} \quad (4.44)$$

(4.42), (4.43) ve (4.44) eşitliklerinde olan A_{ij} genleşme rijitlik terimi, B_{ij} bağlantı (çakışma) rijitlik terimi D_{ij} ise eğme rijitliği terimi olarak adlandırılmaktadır [38].

B_{ij} rijitlik terim ifadesi, bileşik tabakalarda olan eğilme ile uzama arasındaki bağlantıyı göstermektedir. Bununla birlikte, çekme gerilmesinin bileşik olan tabakalarda uygulanan normal olan uzama ile birlikte kompozitlerde olan eğilme ve/veya burkulmaya neden olmaktadır. Benzer olarak, eğme momenti uygulanmış bileşik olan bir tabakaya ait orta düzlemin boyunca uzamasının deformasyonları gözlemlenebilmektedir [38].

(4.42) ve (4.43) denklemleriyle birlikte,

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.45)$$

Yada daha kısa şekilde,

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{Bmatrix} \quad (4.46)$$

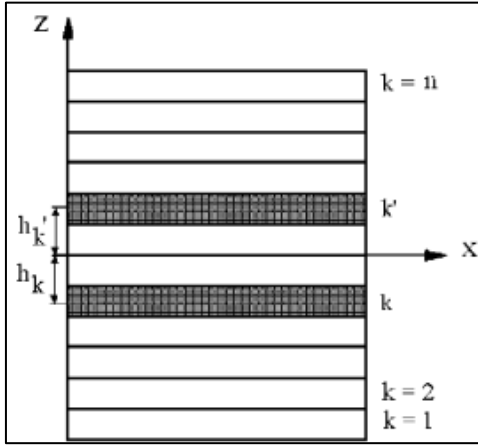
gösterilmektedir. Orta düzlem deformasyonu ve eğrilikleri bileşik tabakaya uygulanan kuvvet bileşikleri ile verildiği zaman deformasyonları,

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} \quad (4.47)$$

eşitliğinden belirlenebilmektedir [38].

4.4. Simetrik Kompozit Levhalar

(4.42), (4.43) ve (4.46) bağıntıları bileşik tabakanın orta düzlemine göre malzeme özellikleri ve geometrik özellikleri bakımından birbirlerinin simetriği olduğu için basitleştirilmiştir. Şekil 4.10.'da gösterildiği üzere, N adet tabakayla oluşmuş bir levhanın k' ve k benzer tabakalarının orta düzlemlerine göre simetriği olacak bir şekilde yerleştirildiğinden [39].



Şekil 4.9. k' ve k benzer tabakalı olan simetrik kompozit levha [37]

$$\begin{aligned} t_k &= t_{k'} \\ (\overline{Q}_{ij})_k &= (\overline{Q}_{ij})_{k'} \\ h_k &= -h_{k'} \end{aligned} \quad (4.48)$$

Eşitliği elde edilmektedir ve ek olarak (4.44) bağıntısına göre belirtilen $[Q_{ij}]_k$ 'nin simetrisinden kaynaklı t_k 'nin kalınlığı sebebiyle bütün birleşme rijitlikleri sıfır olmaktadır, $B_{ij} = 0$ [39];

$$\begin{aligned}
B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \\
B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k + z_{k-1})(z_k - z_{k-1}) \\
B_{ij} &= \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k h_k t_k
\end{aligned} \tag{4.49}$$

Olduğu için,

$$\begin{aligned}
h_k &= \frac{1}{2} (z_k + z_{k-1}) \\
t_k &= z_k - z_{k-1}
\end{aligned} \tag{4.50}$$

Elde edilir.

Genellikle diğer bileşik tabakalara kıyasla, simetrik levhaların incelenmesi daha kolaydır ve eğilme ile uzama arasındaki ilişkinin sifıra eşitlenmesi, iki önemli sonuç doğurur. İlk olarak, diğer bileşik tabakalara kıyasla simetrik levhaların incelenmesi genellikle daha kolaydır. İkinci olarak, simetrik levhalar sertleştirme işlemi sonrasında soğuma sırasında kaçınılmaz olan büzölmeler nedeniyle bir burkulma gözlemlenemez. Bundan dolayı özel şartlar simetrik olmayan bir levhanın kullanımını gerektmediği sürece, simetrik levhalar tercih edilir. Kuvvetler ve momentler simetrik levhalar için (4.51) ve (4.52) denklemleriyle bulunur. [30].

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} \tag{4.51}$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \tag{4.52}$$

4.4.1. Çok katlı özel ortotropik tabakalı simetrik levhalar

Bazı durumlarda analitik karmaşıklıklar nedeniyle A16, A26, D16 ve D26 rijitliklerine sahip olmak istenmeyebilir, dolayısıyla kompozit levhalar ortotropik tabakalardan yapılabilir ve temel malzeme yönleri levha eksenleri boyunca sıralanabilir. İnce tabaka olanların konumu, kalınlık durumları ve malzeme özellikleri levhanın orta düzlemi açısından simetrik olduğu durumda eğilme ve uzama arasındaki birleşme ortaya çıkmaz. Uzama ve eğilme rijitlikleri, (k.) tabakası için (4.44) bağıntısı kullanılarak hesaplanabilir [30].

$$\begin{aligned} (\bar{Q}_{11})_k &= \frac{E_1^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k}, & (\bar{Q}_{12})_k &= \frac{\nu_{12}^k E_1^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k}, & (\bar{Q}_{22})_k &= \frac{E_2^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k} \\ (\bar{Q}_{16})_k &= 0, & (\bar{Q}_{26})_k &= 0, & (\bar{Q}_{66})_k &= G_{12}^k \end{aligned} \quad (4.53)$$

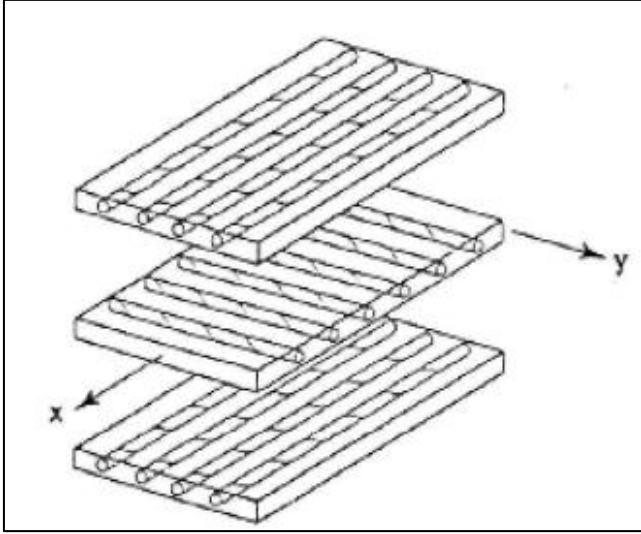
Kuvvet ve momentler (4.54) ve (4.55) ile hesaplanmıştır. A16, A26, D16 ve D26 rijitlikleri ortadan kalkar, çünkü $[Q_{16}]_k$ ve $[Q_{26}]_k$ sıfır olduğu durumda ve B_{ij} rijitliği de simetri

nedeniyle sıfırdır. Bu tür bir tabakası olan levha, özel ortotropik tabakaya benzer ve özel ortotropik bir tabakalı levha diye adlandırılmaktadır. [30].

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} \quad (4.54)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & 0 \\ D_{12} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.55)$$

Çok katlı özel ortotropik tabakalı simetrik levhalar, aynı malzeme özelliklerine ve kalınlığa sahip tabakaların olduğu durumda genel bir durumu temsil eder. Kompozit levhaların bu türünde tabaka eksenlerinin alternatifi olarak 0 derece ve 90 derece temel malzeme yönlerine sahiptir. Örnek olarak, $[0^0-90^0-0^0]$ tabaka düzeni olan kompozit levhaların, düzgün bir simetrik artı konumlu olan tabakalı kompozit bir levha olarak isimlendirilir. Şekil 4.11.'de, görüldüğü üzere düzgün simetrik artı konumuna sahip tabakalı bir kompozit levhanın ayrılmış görünümü bulunmaktadır [30].

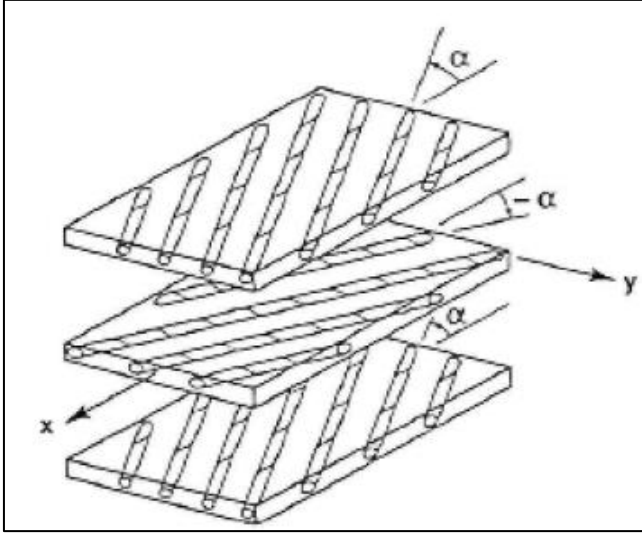


Şekil 4.10. Düzgün olan üç katmanlı simetrik artı konumlu bir kompozitin görünüşü [24, 30].

4.4.2. Çok katlı genel ortotropik tabakalı simetrik levhalar

Simetrik olarak düzenlenmiş çok katlı olan genel bir ortotropik tabakalı levhaların, eğilme-uzama arasında birleşme sergilemeyen ve B_{ij} sıfır olan levhalardır. Bu sebeple, moment ve kuvvetler (4.52) ve (4.51) denklemleriyle hesaplanmaktadır. Kayma uzaması ve normal kuvvetler ise, normal uzamalar ve kayma kuvveti, bükülme ve normal uzamalar, normal eğiklikler ve momenti arasında birleşme olduğundan D_{ij} ve A_{ij} 'lerin tamamı gereklidir. Bu birleşimler A_{16} , A_{26} , D_{16} ve D_{26} rijitlik sembolleri ile açıklanabilmektedir [31].

Eşit kalınlıkta ortotropik ince tabakalara sahip olan bu tip simetrik tabakalı kompozitler, $(+\alpha)$ ve $(-\alpha)$ açılardadır) kompozit levhanın temel eksen yönüne uygun düzgün simetrik açısal konuma sahip tabakalı kompozitler olarak adlandırılmaktadır. Bitişik tabakanın oryantasyon açılarının, kompozit tabakaların eksenine uyum sağlayan temel malzeme özelliklerine göre ters işaretlerini içerdiği için, $[+\alpha/-\alpha/+ \alpha]$ gibi bir sıralama yapılır ve tabakaların tek sayıda olması gerekir, çünkü simetri dolayısıyla tabakaların sayısı tek sayıdadır. Şekil 4.11.'de, üç katmanlı bir simetrik olarak düzgün açısal konuma sahip tabakalı bir kompozitin örneği yer almaktadır [31].



Şekil 4.11. Düzgün simetrik açısıl konumlu bir tabakalı kompozitin görünüşü [31]

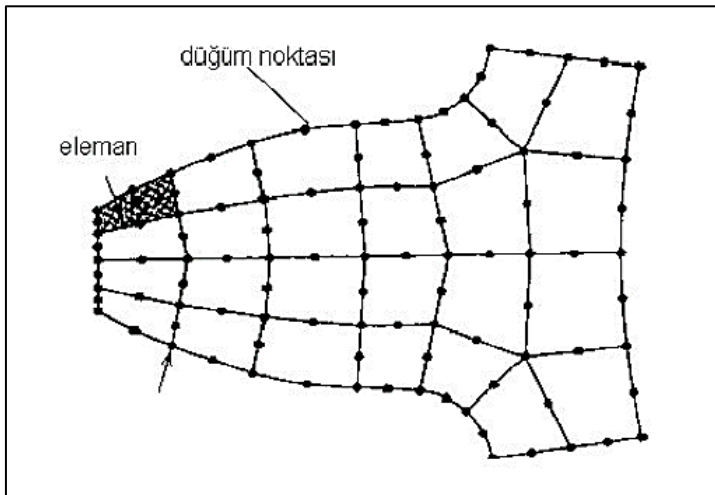
5. SONLU ELEMANLAR METODU

Simetrik artı konumlu tabakalı kompozitlerden farklı olarak, çok katmanlı simetrik konumlu ve açılara sahip tabakalı kompozit malzemelerin levhaların pratik olarak kolaylaştırıcı ve daha önemli avantajlar sunduğu bilinmektedir. Bu nedenle, daha fazla kayma rijitliği sunmaları nedeniyle daha çok tercih edilmektedir [41].

Sonlu Elemanlar Metodu (SEM) bir mühendislik problemi çözme yöntemidir. SEM, bir yapı veya sistemin davranışını matematiksel olarak modellemek için kullanılır ve genellikle karmaşık geometrileri ve yük dağılımlarını içeren sistemler için kullanılır. SEM, mühendislik tasarımı, yapısal analiz, akışkanlar dinamiği, termal analiz ve diğer birçok uygulamada kullanılır.

SEM, bir yapıyı sonlu elemanlara böler ve her elemanın davranışını modeller. Bu elemanlar, basit geometrik şekillere (örneğin, üçgenler ve dörtgenler) ayrılır ve her eleman, düğümleri olan noktalardan oluşur. Bu düğümler, yapıyı oluşturan noktaların konumlarını ve deformasyonlarını tanımlar.

Bu yöntem, yapıların davranışını matematiksel olarak modellemek için kullanılan denklemleri çözmek için bilgisayar programları kullanır. Çözümler, elemanların davranışının birleşik etkisini hesaplar. Bu yöntem, mühendislik tasarımcılarına, karmaşık yapıların davranışını daha iyi anlamalarına, tasarım seçeneklerini değerlendirmelerine ve yapıların performansını iyileştirmelerine yardımcı olur.



Şekil 5.1. Dişli diş için sonlu elemanlar metodu model örneği

5.1. Sonlu Elemanlar Metodunda Uygulanması Gereken Adımlar

Çeşitli şekiller, sonlu elemanlar metodu yapılarının tiplerine göre kullanılabilir (örneğin, üçgen, dörtgen, yamuk vb.). Eleman tipi, problemin çözümünde önemlidir çünkü hatanın büyüklüğünü etkiler. Üçgen elemanların boyutu, oluşabilecek üçgen eleman sayısı ile doğru orantılıdır, ancak dörtgen elemanlarda bu orantı küp ile artar. Bu nedenle dörtgen elemanlardaki hata, üçgen elemanlara kıyasla daha çok da az olmaktadır.

Seçilmiş olan eleman tipinin düğüm sayıları da oldukça önemlidir. Örnek olarak, lineer olan bir üçgen eleman için yapılan hata, kübik şekilde olan bir üçgen elemana göre yapılan hatadan büyüktür. Eleman sayıları artmaya devam ettikçe, çözüm daha da yaklaşık hale gelir. Bundan dolayı, mümkün olduğunca eleman sayısı yüksek tutulmalıdır.

Eleman sayısı kadar yoğunluğu da bir o kadar önemlidir. Örnek olarak, kompozit ve kompozit olmayan bir malzemenin belirli bir bölgesi önemliyse, o bölgedeki elemanlar sıkı tutulmalı ve diğer bölgelerde elemanlar seyrekleştirilebilir.

5.2. Sonlu Eleman Yönteminde Ağ Oluşturma

Bir model yapısının sonlu eleman ağını oluşturmak için aşağıda verilen adımlar izlenmelidir:

1. Ağ, sayısal sistemlerin geometri modelini ve yükün olağan durumunu en doğru şekilde temsil etmelidir.
2. Ağ, özellikle kritik bölgelerde büyük değişimlerin olduğu yerlerde, büyük olan uzun/kısa kenar oranına sahip elemanlar içermemelidir.
3. Kritik bölgelerde özellikle en büyük farklılıkların olduğu durumlar için, ağ içerisinde uzun/kısa kenar oranları büyük olan elemanlar yer almalıdır.

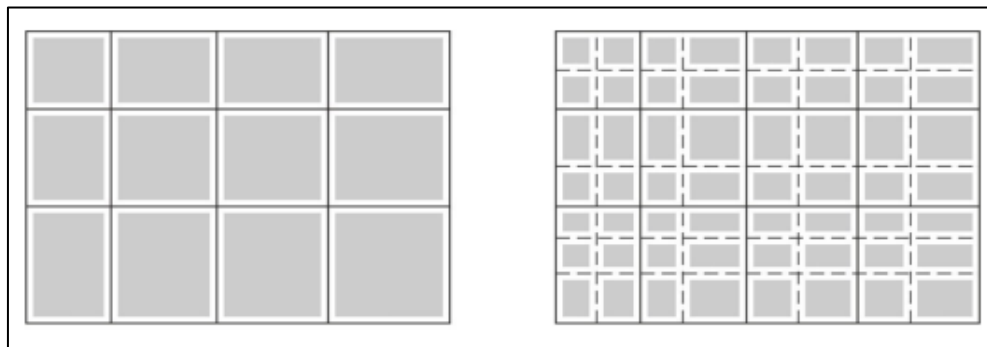
Yukarıda belirtilmiş olan esaslar dahilinde, ağ yüzeysel (az elemanlı ve iri) veya hassas (çok elemanlı ve küçük) olabilir. Ayrıca, farklı mertebelerde ve türde elemanlardan (dörtgen ve üçgen, ikinci dereceden ve lineer) oluşabilir. Doğru sonuçları elde etmek ve hesaplamaları kolaylaştırmak için uygun eleman ve ağ seçimi yapılmalıdır.

Eleman ve ağ seçimi probleme bağlı olarak değişir. İyi sonuçlar veren bir eleman veya ağ yapısı bir başka problem için tekrar aynı performansı sağlamayabilmektedir. Bu nedenle,

yüzeysel bir ağ oluşturulmasıyla başlanmalı, problemin simetrilerinden yararlanılmalı ve elde edilmiş olan sonuçlar fiziksel bilgi birikimi, yaklaşık analitik ve deneysel veriler doğrultusunda değerlendirilmelidir. Bu değerlendirmeler ışığında, bir sonraki ağ yoğunlaştırması ve analizlerin şekillendirilmesinde kullanılmaktadır [42].

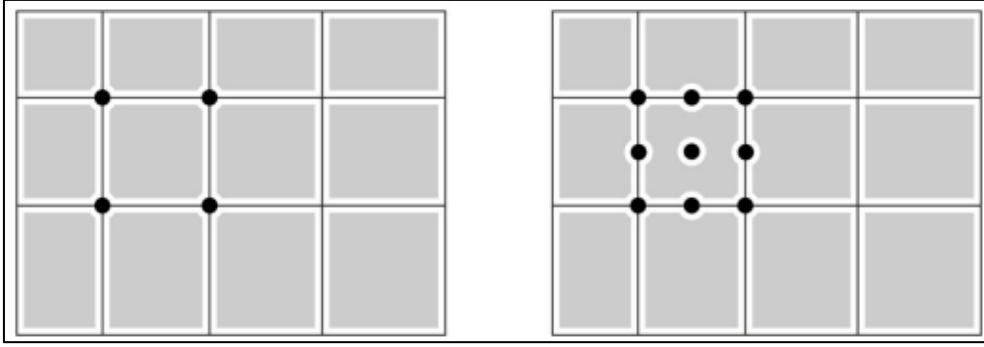
Varyasyonel olan metotlar için yaklaşımlar (Rayleigh-Ritz, Galerkin, en küçük kareler, kollokasyon, alt bölgelerde kollokasyon vb.), sonlu eleman metodu, yaklaşım fonksiyonlarının oluşturulmasının bir tekniği olarak ele alınabilir. Yaklaşım fonksiyonlarının oluşturulması, sistemin sonlu elemanlara bölünmesi ve seçimlerin polinomlarla kısıtlanmasıyla uygun hale getirilir. Temel denklemin varyasyonel metodu için yeterli olmasına bağlı olarak, bir tane sonlu eleman metodu mevcut olmasına rağmen, farklı birkaç sonlu eleman modeli kullanılabilir [42].

Tek tip elemanlardan (lineer veya ikinci dereceden gibi) oluşan ağların oluşturulması kolaydır çünkü aynı derecedeki elemanlar birbirleriyle uyumludur. Ağ sıkılaştırması için birkaç alternatif mevcuttur. Bunlardan biri h tipi ağ sıkılaştırmasıdır, bu yöntemde mevcut ağ elemanları aynı tipte iki veya daha fazla elemana bölünür. Diğer bir alternatif ise p -tipi ağ sıkılaştırmasıdır, burada mevcut ağ elemanları daha yüksek dereceli elemanlarla değiştirilir. h ve p tipi ağ sıkılaştırmaları, elemanların bazı yerlerde ikiye veya daha fazla elemana bölünmesiyle, diğer yerlerde ise daha yüksek dereceli elemanlarla değiştirilerek gerçekleştirilebilir. Yerel ağ sıkılaştırmasında, çok küçük ve çok büyük elemanlar yan yana gelmemelidir [42].



a) h tipi bir ağ sıkılaştırması

Şekil 5.2. Sonlu elemanlarda ağ sıkılaştırması

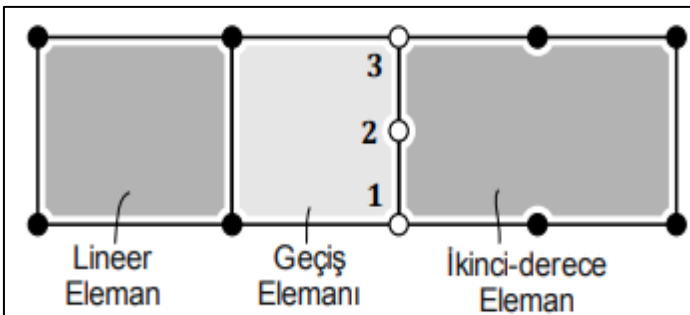


b) p tipi bir ağ sıkıştırması

Şekil 5.2. (devam) Sonlu elemanlarda ağ sıkıştırması

Farklı tipte elemanların bir arada kullanılmasının gerektiği katı cisim ve yapı mekaniğinde birçok problem mevcuttur. Örneğin, bir boyutlu kiriş elemanı ile iki boyutlu plak eğilme elemanı bir araya getirilebilir. Klasik plak teorisiyle modellenen plak elemanı ile Euler-Bernoulli kiriş teoremiyle modellenen kiriş elemanı aynı serbestlik derecelerine sahip olabilmeleri için bağlantı noktalarında birleştirilmelidir.

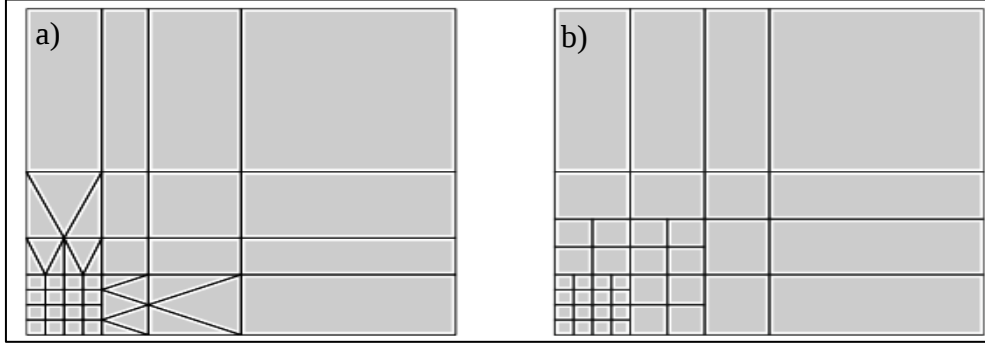
Bir düzlem elastik elemanın bir kiriş elemanına bağlanması durumunda, bu elemanların serbestlik dereceleri uyumsuz olabilir (çünkü kirişin dönme serbestlik derecesi düzlem elastik elemanda bulunmaz). Bu durumda, bir boyutlu kiriş elemanından iki boyutlu düzlem elastik elemana geçişi sağlayacak özel bir geçiş elemanı oluşturulmalıdır. Bu tür elemanlara geçiş elemanları adı verilir [42].



Şekil 5.3. Farklı dereceden elemanların bağlantılarının gösterimi

Farklı dereceden elemanları kombine etmek için lokal ağ sıkılaştırma yapılması gerekebilir. Bu durumda, lineer ve ikinci dereceden elemanlar gibi farklı dereceden elemanları birleştirmenin iki yolu vardır. İlk yöntem, elemanın farklı kenarlarında değişik sayıda düğüm noktalarına sahip geçiş elemanlarını kullanmaktır. İkinci yöntem ise farklı dereceli elemanlar

arasındaki ortak kenarlarda yüksek dereceli elemanın ara düğüm noktalarını, düşük dereceli elemanın karşılık geldiği noktayla aynı değerde sabitlemektir (2. düğüm değerini, 1 ve 3. düğüm değerlerinin ortalamasına eşitlemek).

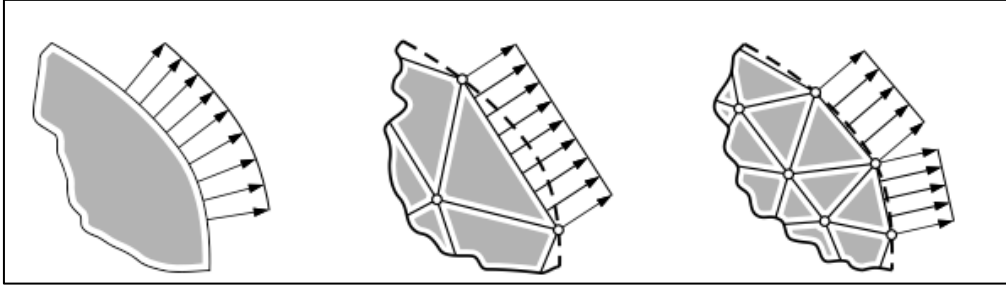


Şekil 5.4. Lokal ağ sıkılaştırmalarının gösterimi

5.3. Yüklerin Temsil Edilme Şekli

Yayılı yük altında bulunan katı bir cismin deplasmanını grup sonlu elemanlarla modellendiğimizi varsayalım. Bu durumda, yayılı yük de düğüm noktalarına etkiyen bir grup düğüm kuvveti olarak modellenmelidir. Düğüm noktalarının kuvvetleri, sonlu eleman düğüm noktalarındaki deplasmanlarla yayılı yükün yer değiştirme doğrultusundaki hareket arasındaki iş eşitliğini sağlamalıdır.

Çözümün doğruluğu, eleman tipine, sistem ağına ve asıl olan kuvvetlerin temsili şekline bağlı olmaktadır. Örneğin, eğrisel olan sınır modellenmesinde lineer elemanların kullanımı asıl kuvvetlerin dağılımını etkilemektedir. Bu durum, h veya p tipi ağ sıkılaştırmaları kullanılarak bu sınır kuvvetlerinin modellenmesi geliştirilebilmektedir. Yayılı kuvvetten kaynaklanmış yüklerin vektörü, çözümlerin yaklaşımı için kullanılan elemanın interpolasyon fonksiyonu ile hesaplanmaktadır. Örnek olarak, çözüm yaklaşımı ikinci dereceden dokuz düğümlü olan elemanların kullanımıyla yapıldıysa, yayılı kuvvetin düğüm noktası dağılımları için dört düğümlü lineer elemanlar kullanılarak değerlendirilmemesi gerekmektedir [42].



Şekil 5.5. Sınır kuvvetlerinin temsil edilişi

Farklı tipte olan yaklaşımlar için iki birbirine temas halindeki cisim arasında etkiyen sınır kuvveti de bir durumdur. Örneğin, bir plak ile dairesel bir diskin teması sonucunda bir tepki kuvveti oluşur, bu kuvvet noktasal bir yük veya lokal yayılı bir yük olarak modellenenebilir. Şekil değiştirebilen cisimler arasındaki temas kuvvetinin noktasal bir kuvvet olarak modellenmesi, aslında yayılı olan yükün bir yaklaşımıdır. Yükün modellenmesinde, yayılı yükün sinüsünü kullanmak daha gerçekçi bir yaklaşım olacaktır.

5.4. Tabakalı Kompozit Analizinde Sonlu Elemanlar Metodunun Kullanılması

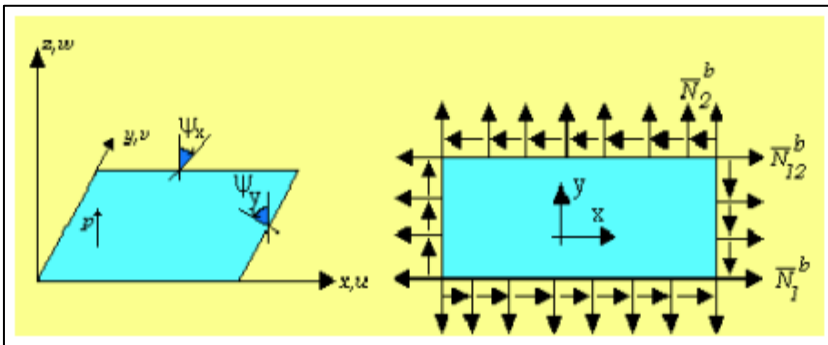
Beş adet şekil değiştirme boyutu kullanarak kompozit bir plakanın davranışı analiz edilebilir. Bu bağıntılar v , u , $\psi_x(x,y)$, w ve $\psi_y(x,y)$ şeklinde verilmektedir [37].

$$u(x,y,z) = u_0(x,y) + z\psi_x(x,y)$$

$$v(x,y,z) = v_0(x,y) + z\psi_y(x,y)$$

$$w(x,y,z) = w(x,y) \quad (5.1)$$

yüklemeye biçimi ise şekil 5.6.'deki gibi olmaktadır.



Şekil 5.6. Tabakalandırılmış bir kompozit plakada yükleme şekli

Doğal malzeme eksenleri ile asal malzeme eksenlerinin ortotropik plakalarda çakışır olduğu durumlar içindir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{44} & Q_{45} \\ Q_{45} & Q_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

Burada rijitlik dönüşümü Q_{ij} ; mühendislik sabitleriyle koordinat değişimleriyle ifade edilebilmektedir. Denklem (5.2)'de belirtilen şekildeki gibi şekil değiştirme boyutu ifade edilebilir [41].

Plakanın orta yüzeyindeki şekil değiştirmeler ve eğilmeler, Kirchhoff hipotezine göre bağıntı (5.3) tarafından belirlenmektedir.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \frac{\partial \psi_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \psi_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \psi_x}{\partial y} + \frac{\partial \psi_y}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (5.3)$$

Denklemde verilen ise çapraz kayma şekil değiştirmeleri sabitliğini korumaktadır ve kalınlık boyunca aynıdır [41].

$$\begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial w}{\partial y} - \psi_y \\ \frac{\partial w}{\partial x} - \psi_x \end{Bmatrix} \quad (5.4)$$

Denklem ile gösterildiği gibi şekil değiştirmede de dönmeler ve eğilmeler vektörel olmaktadır. Sonlu elemanlar metodu yöntemiyle de denge denklemlerinin oluşturulması için gerekli olan; potansiyel enerjinin toplamı (Π), dış kuvvetlerin yoğunluğunun değeri (p) ve düzlemlerin kuvvetlerin $\bar{Q}_n^b, \bar{Q}_s^b$ eşit olduğu kabul edilmektedir [41]. Düzlem etkileşimleri kayma rijitlik matrisleri ve eğilme yardımı ile potansiyel fonksiyonun toplamı böyle yazılmaktadır.

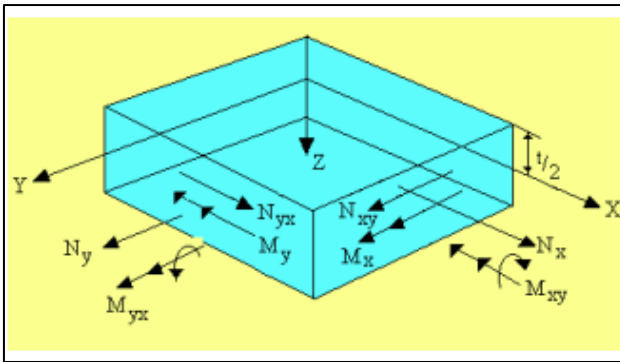
$$\begin{aligned} \Pi = & \frac{1}{2} \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \left[(\sigma_x \varepsilon_x + \sigma_y \varepsilon_y + \tau_{xy} \gamma_{xy}) dA \right] dz + \frac{1}{2} \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \left[(\tau_{yz} \gamma_{yz} + \tau_{xz} \gamma_{xz}) dA \right] dz - \int w p dA \\ & - \int_{\partial R} \left(\bar{Q}_n^b u_n^0 + \bar{Q}_s^b u_s^0 \right) ds \end{aligned} \quad (5.5)$$

Burda verilen, p: dış kuvvet yoğunluğu değerinin, $d_A = d_x d_y$ plaka alanının değeri, ∂_R : düzlem kuvvet sınırının değeri.

Toplam potansiyel enerjinin denkleminde, çeşitli şekil değiştirmelerin meydana geldiği dış kuvvetler altında, u ve v yer değişimleri farklı değerlerle karşılaştırılırken, sistemin toplam şekil değişimini sıfıra eşitlemesi sağlanır. Yani, sistem denge konumunda toplam potansiyel enerjisinin minimum veya maksimum olur [43]. Bu nedenle, denge durumunda olan toplam potansiyel enerjinin değişim değeri $\Pi = 0$ olur.

İnce tabakaya sahiplerin birleştirilmesiyle oluşturulmuş tabakalı kompozit plakalar, gelişmiş yapı örneklerindendir. Her bir plakaya uygulanmakta olan yük asal doğrultulara taşıdığından dolayı, plakada yükü taşıma kapasitesi artmaktadır. İnce plakaların tümü rijitlik matrisleri kullanılarak, genel bir rijitlik matrisi bulunmaktadır. [40]

Kalınlık boyunca gerilmelerin integrasyonu ile birim kesitindeki moment, sonuç ve kesme kuvvetleriyle tabakalı plakanın lineer olmayan gerilmeleri nedeniyle sürekli değildir (Kirchhoff hipotezi). Ancak şekil değiştirmesinden dolayı plakanın kalınlığı boyunca malzeme özelliğinden dolayı sürekliliğini koruyarak lineer davranış gösterir. [43]



Şekil 5.7. Düzlemsel laminat plakada yüklerin ve momentlerin tanımı

$$\begin{aligned}
\begin{Bmatrix} Q_x \\ Q_y \\ Q_{xy} \end{Bmatrix} &= \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz = \sum_{k=1}^n \int_{-Z_{k-1}}^{Z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad \text{ve} \quad \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^n \int_{-Z_{k-1}}^{Z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz \\
\begin{Bmatrix} N_{xz} \\ N_{yz} \end{Bmatrix} &= \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \begin{Bmatrix} \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{Bmatrix} dz
\end{aligned} \tag{5.6}$$

Q_x : Tabaka genişliği boyunca uygulanmakta olan çekme kuvveti değeri

M_x : Tabaka her iki kesiti boyunca uygulanmakta olan moment değeri

Plakanın şekil değiştirme oranı değeri küçük olmasından dolayı toplam rijitlik matrisi sabit alınmaktadır.

Minimum potansiyel enerji kullanılarak bulunan rijitlik matrisinin eğilme ve kayma rijitlik matrisleri ise aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned}
[K_b] &= \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} [B_b]^T [D_b] [B_b] dA \\
[K_s] &= \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} [B_s]^T [D_s] [B_s] dA
\end{aligned} \tag{5.7}$$

$$[D_b] = \begin{bmatrix} A_{ij} & B_{ij} \\ B_{ij} & D_{ij} \end{bmatrix}, \quad [D_s] = \begin{bmatrix} k_1^2 A_{44} & 0 \\ 0 & k_2^2 A_{55} \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned}
(A_{44}, B_{ij}, D_{ij}) &= \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} Q_{ij}(1, z, z^2) dz \quad (i, j = 1, 2, 6) \\
(A_{44}, A_{55}) &= \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} (Q_{44}, Q_{55}) dz
\end{aligned} \tag{5.8}$$

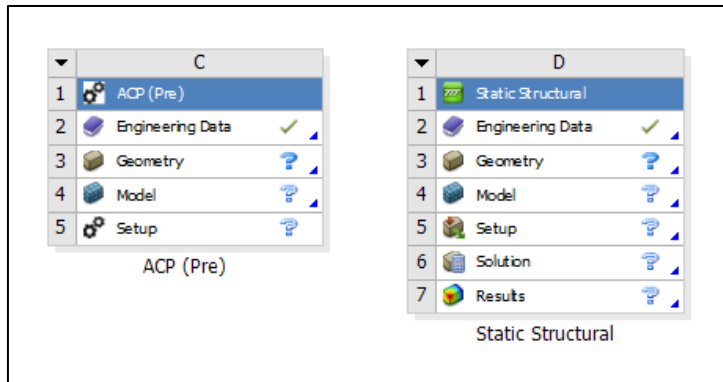
D_b ve D_s sırasıyla malzemenin eğilme ve kayma noktaları, k_1^2 ve k_2^2 ise kayma düzeltme faktörü olup, dikdörtgen kesitli olduğundan;

$$k_1^2 = k_2^2 = \frac{5}{6} \text{ dır [43].}$$

6. MATERYAL VE YÖNTEM

Araştırmalarda cam, karbon ve hem cam hem karbon elyaf takviyeli, termoplastik matrisli kompozit modeller üzerinde kuvvet-dayanım analizleri yapılmıştır. Otomotiv ve havacılık sektöründe çokça eğri (curve) kompozit modeller kullanılmaktadır. Birçok yönden avantaj sağlayan bu modellerin geliştirilebilirliği üzerine çalışılmıştır.

ANSYS 2023 R1 paket proramı ile yapılan bu çalışmada, modelleme ve analiz için kullanılan ANSYS modülleri ACP(Pre) ve Static Structural (Yapısal Analiz) kullanılmıştır. ACP(Pre) kompozit malzemeleri oluşturmak için kullanılan çok yönlü bir modelleme modülüdür. Bu yöntem ile kompozit yapı oluşturabilmek için öncelikle bir 2 boyutlu yüzey oluşturmak gerekmektedir ve elyafların serim açısına, tipine ve kalınlığına göre nasıl bir serim yapılacağına belirlendiği pakettir [44]. Static Structural yöntem ile ACP(Pre) ile oluşturulan kompozit malzemelere çekme, eğme ve 3 nokta dayanım gibi birçok mekanik özelliklerin teste sokulup, analizleri ve sonuçların incelenmesine olanak sağlamaktadır.



Şekil 6.1. ANSYS 2023 R1 model şeması

Bu çalışmada kullanılan kompozit malzemeyi oluşturan karbon elyaf takviyeli termoplastik matrisli prepreg ile cam elyaf takviyeli termoplastik matrisli prepreglerin mekaniksel özellikleri Çizelge 6.1. ve çizelge 6.2.'de gösterilmiştir. [44]-[45].

Çizelge 6.1. PLUSTEK PAT300R8BK mekaniksel özellikleri

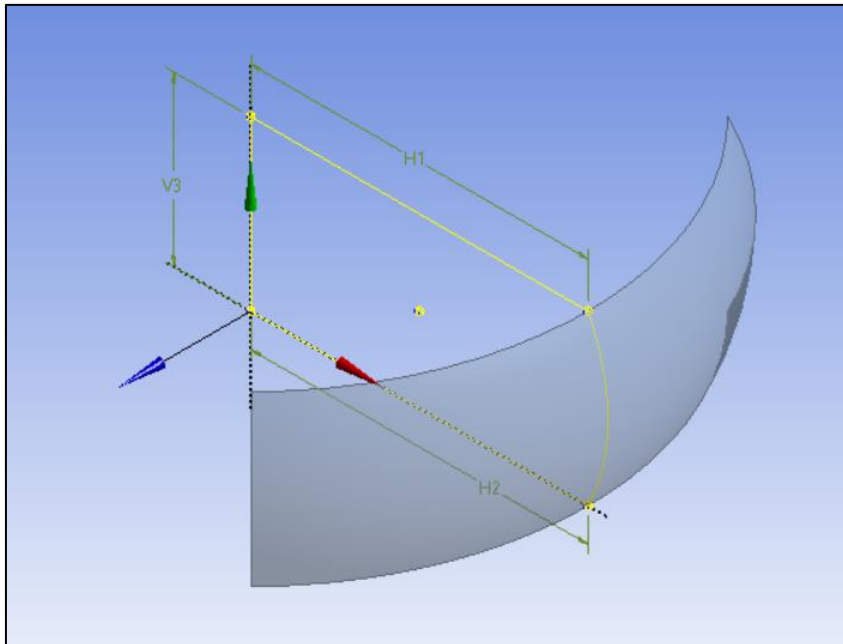
Yoğunluk (g/cm ³)	Gerilme Direnci (MPa)	Gerilme Modülü (MPa)	Bükülme Direnci (MPa)	Bükülme Modülü (MPa)
1.31	245	27300	360	25000

Çizelge 6.2. PLUSTEK PAT801G50BK10 mekaniksel özellikleri

Yoğunluk (g/cm ³)	Gerilme Direnci (MPa)	Gerilme Modülü (MPa)	Bükülme Direnci (MPa)	Bükülme Modülü (MPa)
1.23	195	15500	310	14500

6.1. Kompozit Modelin Oluşturulması

Analizleri yapabilmek için öncelikle eğri bir model oluşturulmuştur. Eğri model oluşturulmasının sebebi günümüz literatüründe eğri kompozit malzemeler için sonlu elemanlar tabanlı matematiksel modelleme ile analizlerinin fazla olmaması ve günümüz mühendislik sektörlerinde çok fazla eğri kompozit modellerin kullanılmasından dolayı oluşturulmuştur. Modelin yarıçap uzunluğu 200 mm, modelin genişliği 100 mm olarak verilmiştir. Parçanın başlangıç ve bitiş noktaları tam 90° olacak şekilde yüzey alanı oluşturulmuştur ve toplam yüzey alanı 172120 mm²'dir ve her bir katman kalınlığı 0.5mm olacak şekilde 10 katmanlı kompozit modelin kalınlığı 5 mm'dir. Modelin görüntüsü Şekil 6.2'de gösterilmiştir.

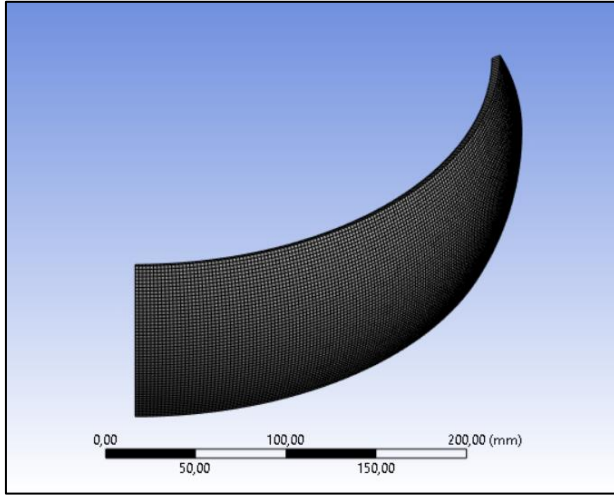


☐ H1	200 mm
☐ H2	200 mm
☐ V3	100 mm

Şekil 6.2. ANSYS 2023 R1 programı ile oluşturulmuş model görüntüsü

6.2. Mesh Yapısı

ACP(Pre) modeli üzerinden öncelikle mesh oluşturularak geometrik modelin simülasyonun yürütülebileceği en küçük parçalara ayrılmıştır. 2mm'lik parçalara ayrılarak toplamda 8374 parça oluşturulmuştur. Şekil 6.3'de tasarımın mesh modeli gösterilmektedir.



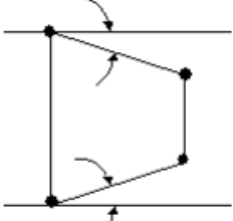
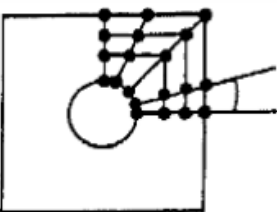
Şekil 6.3. Modelin mesh görüntüsü

6.2.1. Mesh yapımında dikkat edilmesi gereken hususlar

Eleman tipini ve boyutunu seçmek: Uygun element tipinin seçimi ve yeterli sayıda kullanımı, sonlu elemanlarda gerçeğe benzer sonuçlar bulmak için önemlidir. Kullanılmış olan element boyutları, hesaplama alanı içerisindeki değişimleri yansıtabilecek derecede küçük olması gerekmektedir. Aşırı sayıda fazla elemanın kullanılması istenmez çünkü daha çok hesaplama ve analiz zamanı ister bundan dolayı sayısal olarak hesaplamalar için hata riski artar. Element boyutları, yoğun gerilmelerin olduğu bölgelerdeki gibi olan analizin sonucunu daha da fazla etki eden bölgelerde azaltılması gerekmektedir.

Elementlerde şekil bozukluklarını tolere edecek biçimde dikkat edilmesi gerekmektedir: Geometrik model, elementler ile örülüp şeklinin karmaşıklaşmaması için veya daha müsait element ağlarının oluşturulamadıkları durumlar için ise, belirli bölgeler için elementler fazla boyutlarda şekil bozukluğu meydana gelir. Bunun gibi durumlarda, elementlerin bozuklukları olduğu benimsenebilmektedir ve sınırların içerisinde olup olmadığına özen gösterilmelidir. Mesh atımı yapılırken (element ağları yapılırken), kontrol tamamıyla programın inisiyatifine bırakmak ve manuel müdahale etmemek bazen bu sonucu verebilir.

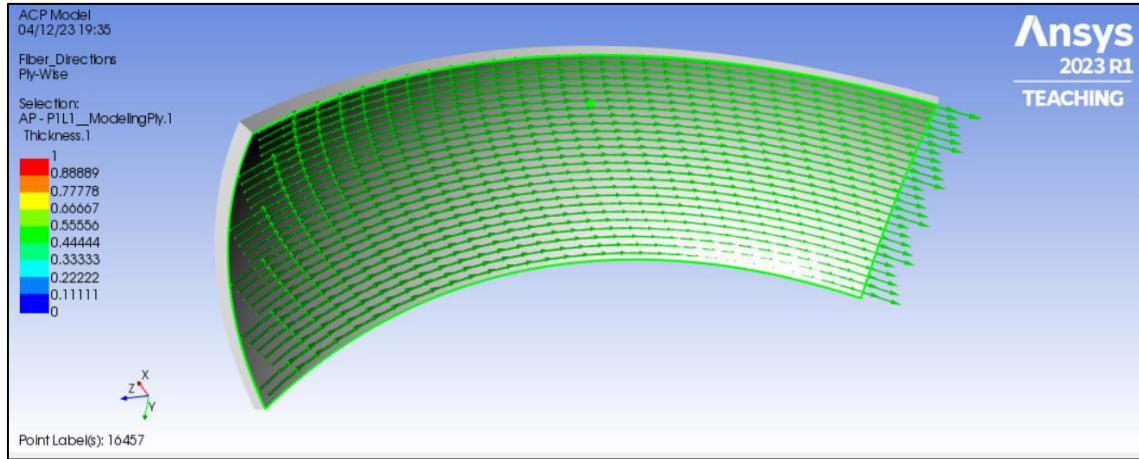
Bu sebeple, hangi kenarlarda ne boyutta parçalara ayrılacağı veya o kısımlar için kullanılan elementlerin boyutları ne olacağının bazı kararları program kullanıcısının almasının gerektiği için mesh atımı yapmadan önce dikkate alınmalıdır. Örüm yapılırken, birkaç dikkatli olunulması gereken noktalar aşağıda verilmiştir.

 b/a oranı için en fazla 1/10 oranı kabul edilebilir.	 Her iki açı da 20-30 dereceden daha küçük olması tavsiye edilir.	 B açısı 15° den daha küçük olması tavsiye edilir. Yani daire 24 dilimden daha fazla olacak şekilde dilimlenmelidir.
 Serbest mesh yerine kenarlar istenilen sayıda bölünerek daha kontrollü harita meshi (mapped mesh) oluşturulabilir.		

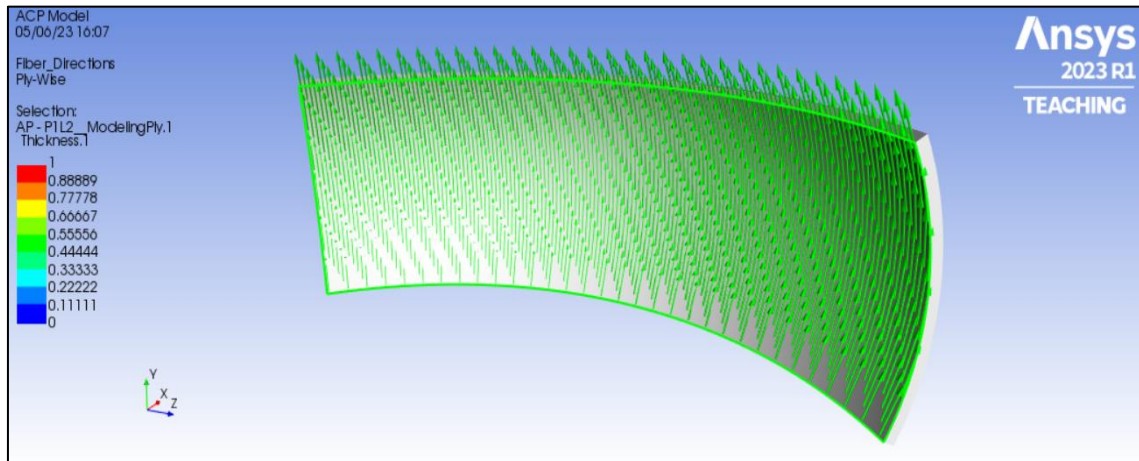
Şekil 6.4. Mesh modelleri

6.3. Kompozit Modelde Fiber Yerleşimi

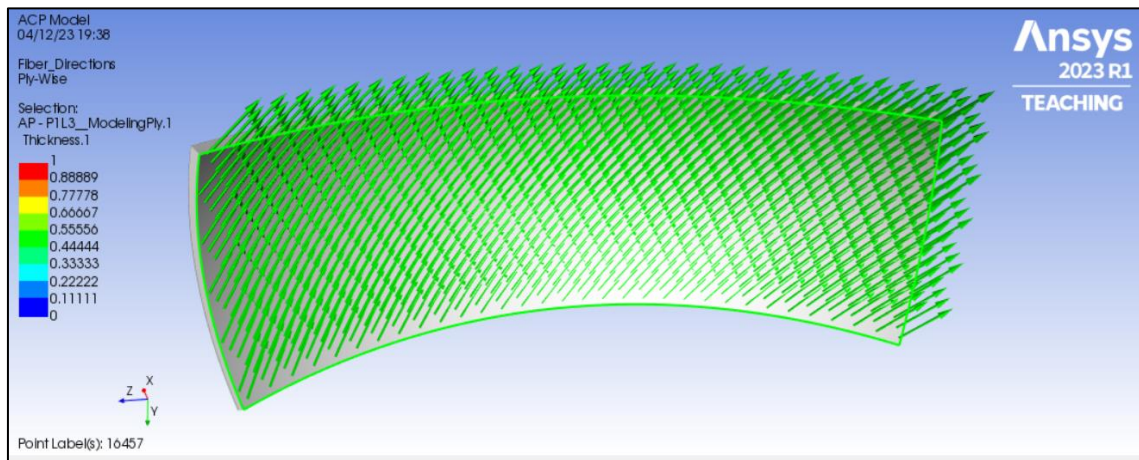
Kompozit tasarımın son aşamasında toplamda 9 adet kompozit model oluşturulmuştur. Karbon, cam ve karbon-cam fiberlerin kullanıldığı (0°) , $(0^\circ/90^\circ)$ $(0^\circ / \pm 45^\circ / 0^\circ)$ derece olarak şekilde toplam 9 adet kompozit model oluşturulmuştur. Şekil 6.5., Şekil 6.6. ve Şekil 6.7.'de sırasıyla (0°) , $(0^\circ/90^\circ)$ ve $(0^\circ / \pm 45^\circ / 0^\circ)$ fiber serimlerinin modellenışı gösterilmiştir.



Şekil 6.5. $[0^\circ]$ fiber serim gösterimi



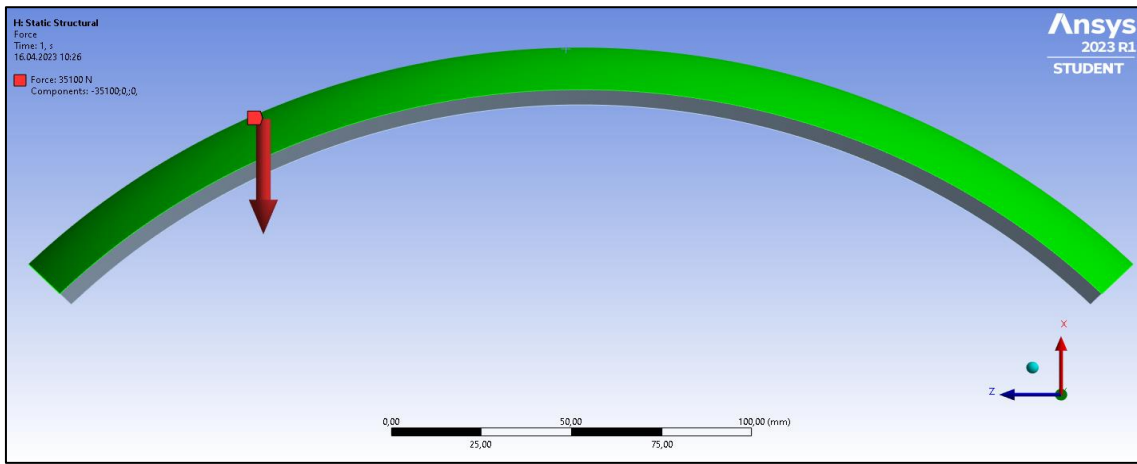
Şekil 6.6. $[90^\circ]$ fiber serim gösterimi



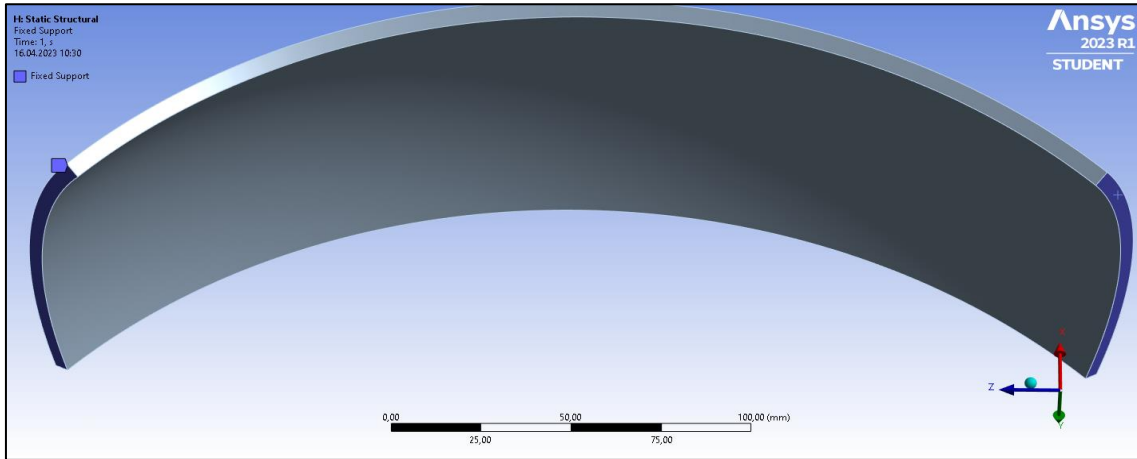
Şekil 6.7. $[45^\circ]$ fiber serim gösterimi

6.4. Kuvvet Doğrultusu ve Sabit Yüzeyler

Static Structural modülü kullanılarak kompozit modelin iki kısa kenarı sabitlenerek, eğri modele tam dik bir doğrultuda gelecek şekilde 35100 N kuvvet uygulanmıştır. Kompozit modelin kuvvet karşısında gösterdiği dayanım için Equivalent (Von-Mises) Stress değerleri incelenmiş olup Şekil 6.8. ve Şekil 6.9.'da sırayla modelin kuvvet doğrultusu ve sabitlenme yerleri gösterilmiştir.



Şekil 6.8. Kompozit modele gelen kuvvet değeri ve doğrultusu



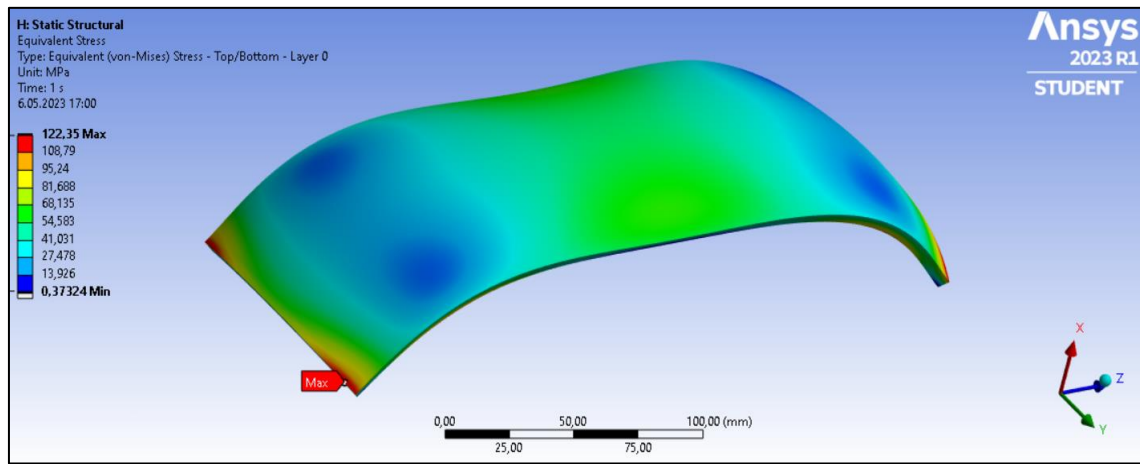
Şekil 6.9. Kompozit modelin sabit yüzeyleri

7. DENEY SONUÇLARI VE TARTIŞMA

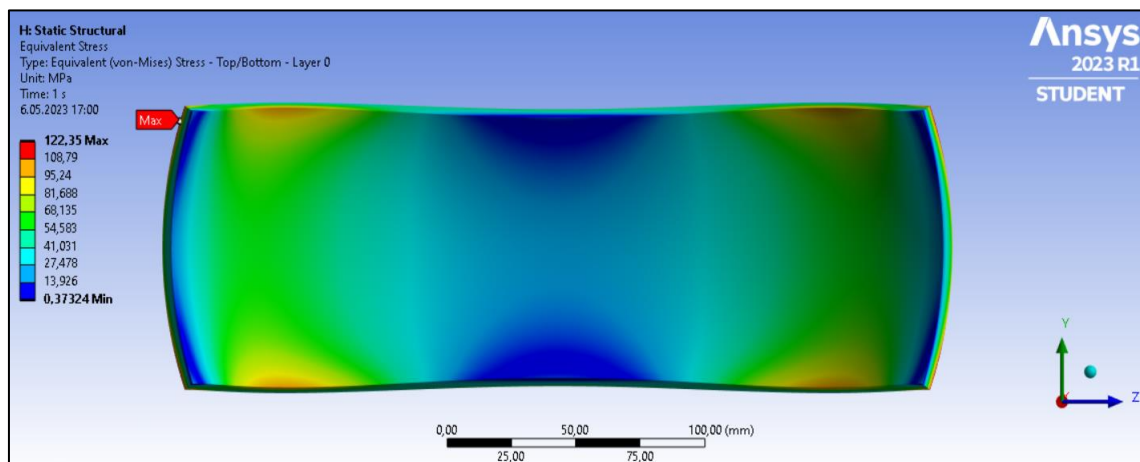
Kompozit modellerin kuvvet karşısında gösterdiği dayanım için Equivalent (Von-Mises) Stress değerleri ve yük altında kompozit modelde oluşan şekil değiştirme sonuçları incelenmiştir.

7.1. $[0^0]$ Serim Açılı Karbon Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları

Şekil 7.1. ve Şekil 7.2.'de $[0^0]$ serim açısına sahip karbon elyaf takviyeli, 10 katmanlı kompozit modelin yük altında gösterdiği davranış incelenmiştir.



Şekil 7.1. $[0^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi

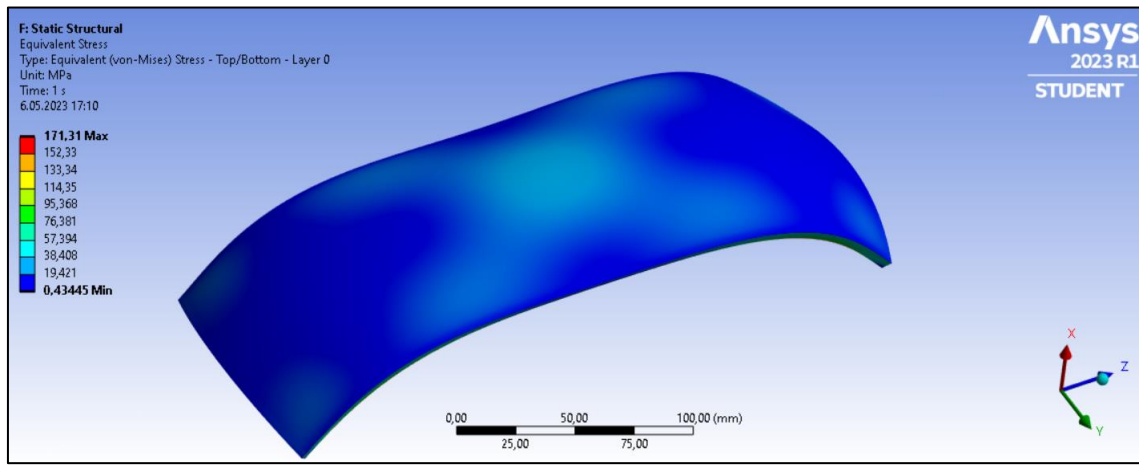


Şekil 7.2. $[0^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi

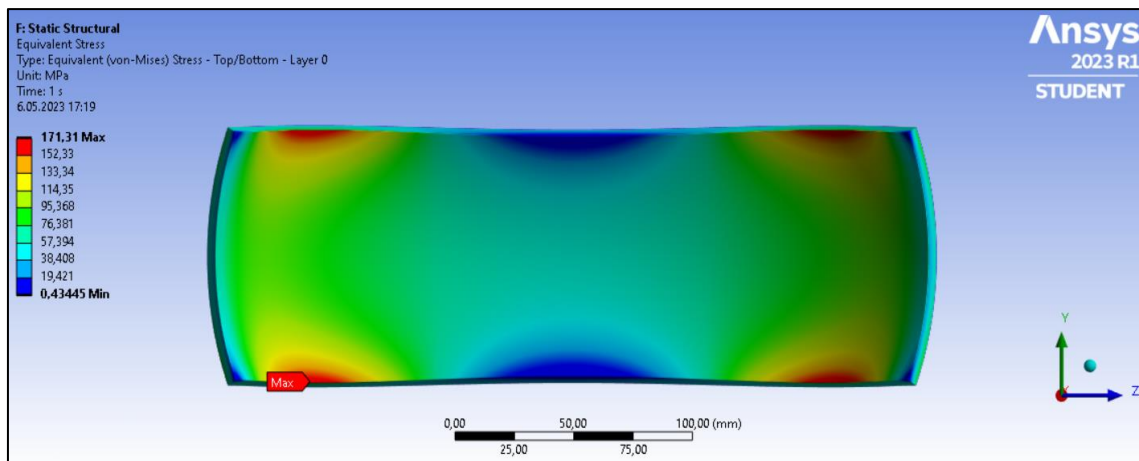
En yüksek dayanım değeri 122.35 MPa bulunmuştur. $[0^0]$ serim oryantasyonuna sahip sadece karbon elyaflı diğer 2 modele göre en düşük dayanım değeri bu modelde çıkmıştır. Tek eksenli serim açısına sahip olduğu için bu beklenen bir sonuçtur.

7.2. $[0^0/90^0]$ Serim Açılı Karbon Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları

Şekil 7.3. ve Şekil 7.4.'de $[0^0/90^0]$ serim oryantasyonuna sahip karbon elyaflar ile takviye edilmiş, 10 katmanlı kompozit modelin yük altında gösterdiği davranış incelenmiştir.



Şekil 7.3. $[0^0/90^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi

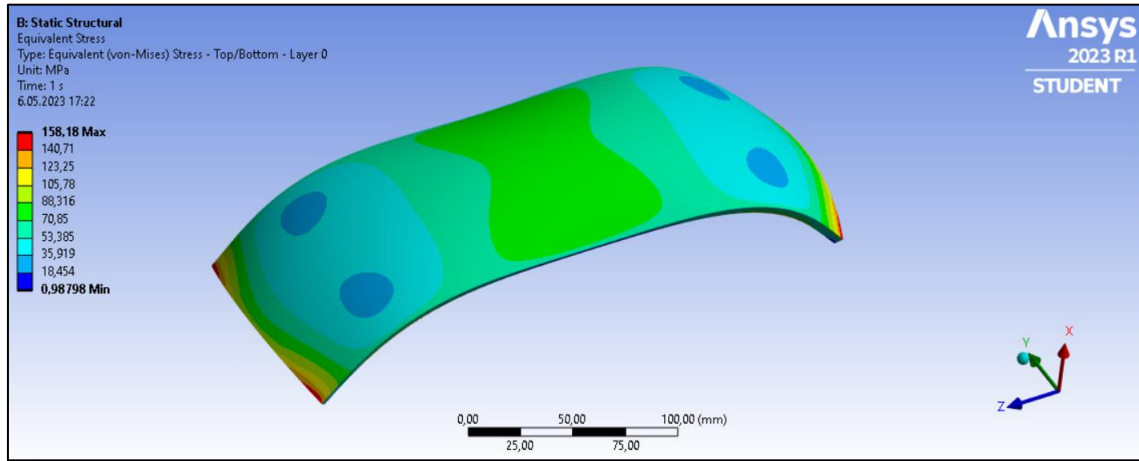


Şekil 7.4. $[0^0/90^0]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi

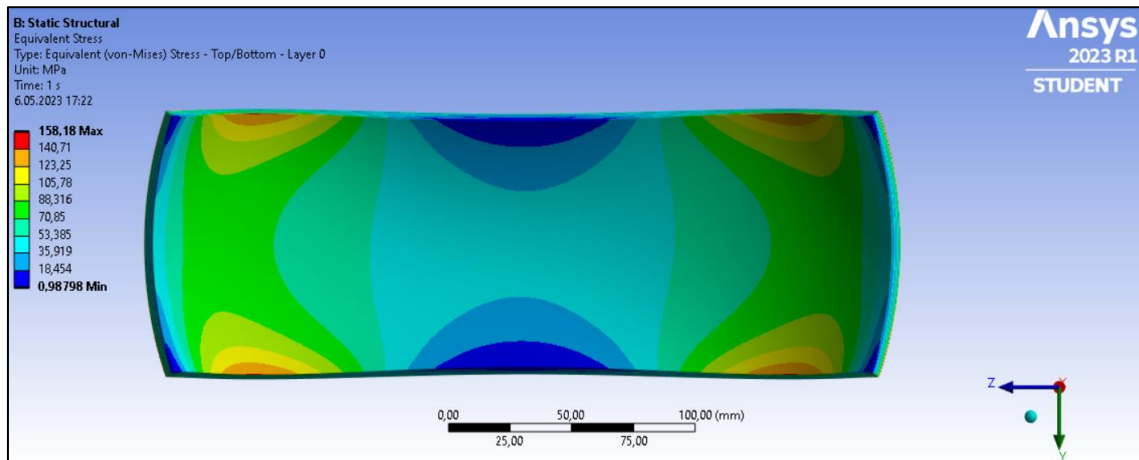
En yüksek dayanım değeri 171.31 MPa bulunmuştur. İki eksenli serim oryantasyonuna sahip olduğu için bu dayanım değerinin oluşması normaldir. Modelin kuvvet gelen yüzeyinde yüksek bir dayanım değeri oluşmuyorken, modelin altında en yüksek dayanım yerleri oluşmuştur.

7.3. $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ Serim Açılı Karbon Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları

Şekil 7.5. ve Şekil 7.6.'da $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ serim açısına sahip karbon elyaf takviyeli, 10 katmanlı kompozit modelin yük altında gösterdiği davranış incelenmiştir.



Şekil 7.5. $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi

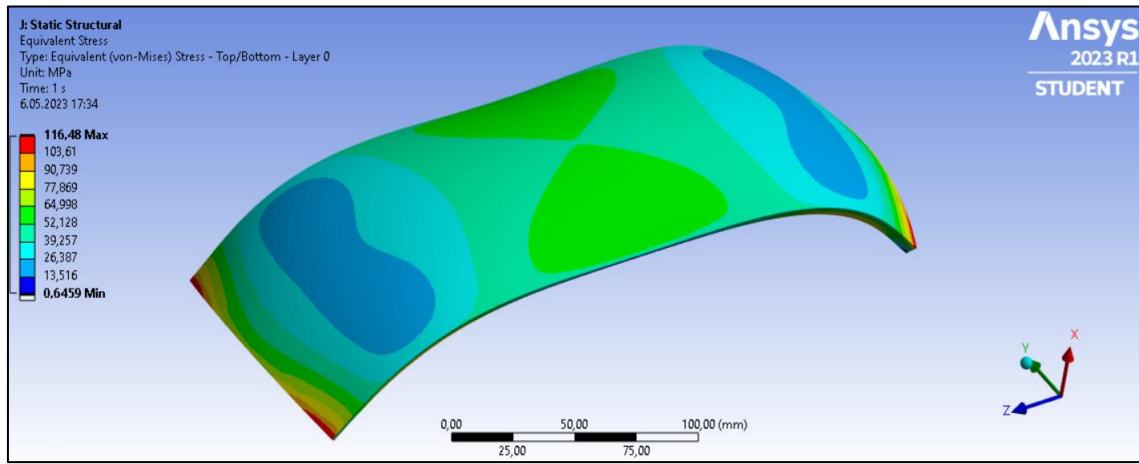


Şekil 7.6. $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi

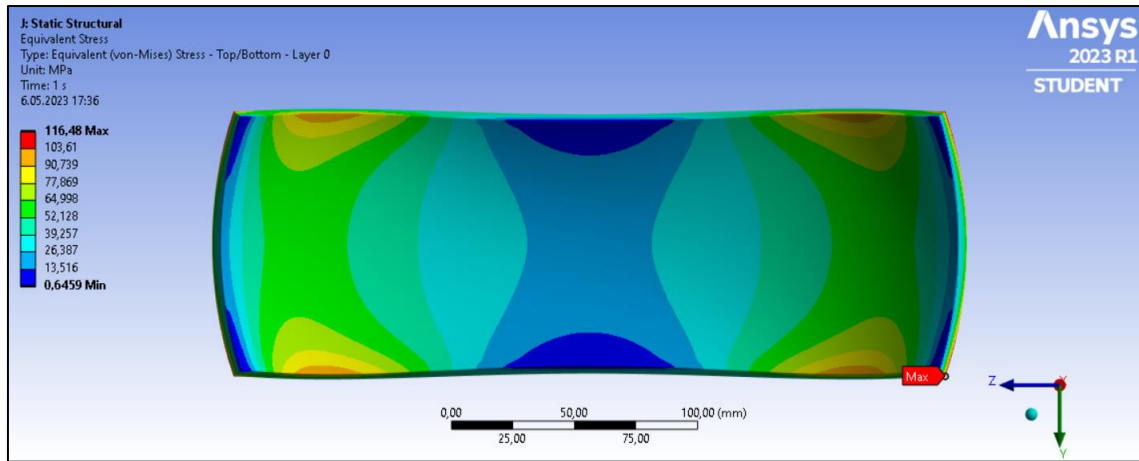
En yüksek dayanım değeri 158.18 MPa bulunmuştur. $[0^0]$ elyaf oryantasyonuna benzer bir yük oluşumu gözlemlenmiştir fakat serim açılarının tek eksenli olmamasından kaynaklı daha yüksek bir dayanım değeri oluşmuştur.

7.4. $[0^0]$ Serim Açılı Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları

Şekil 7.7. ve Şekil 7.8.'de $[0^0]$ serim açısına sahip cam elyaf takviyeli, 10 katmanlı kompozit modelin yük altında gösterdiği davranış incelenmiştir.



Şekil 7.7. $[0^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi

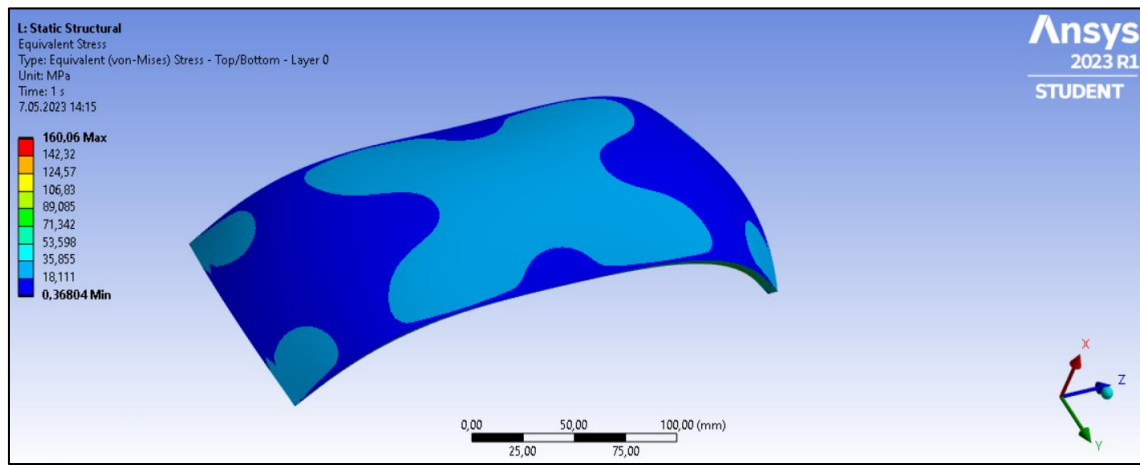


Şekil 7.8. $[0^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi

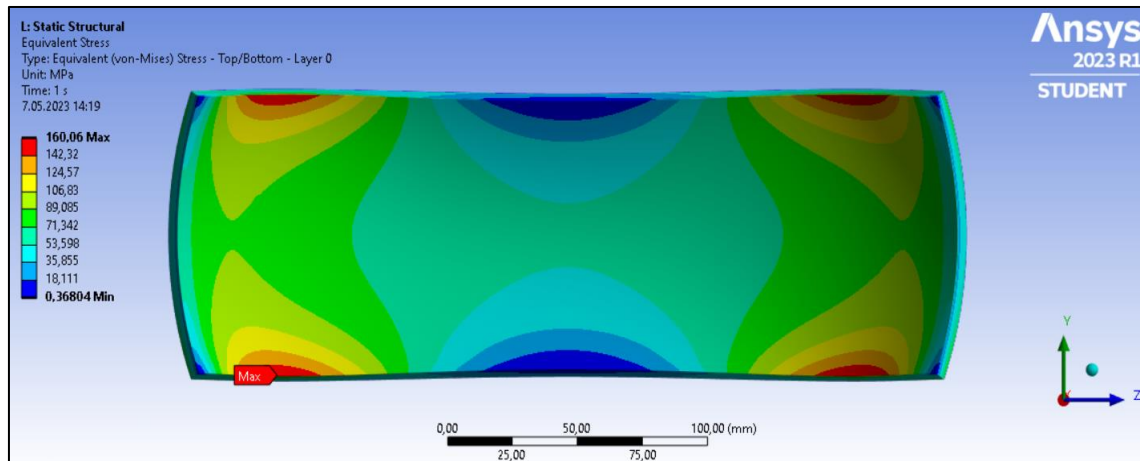
En yüksek dayanım değeri 116.48 MPa bulunmuştur. 9 adet model içinde en düşük dayanım değeri gözlemlenmiştir. Sadece cam elyaf olması ve tek eksenli bir elyaf serim açısının olmasından kaynaklı en düşük dayanım değeri oluştuğu görülmektedir.

7.5. $[0^0/90^0]$ Serim Açılı Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları

Şekil 7.9. ve Şekil 7.10.'da $[0^0/90^0]$ serim açısına sahip cam elyaf takviyeli, 10 katmanlı kompozit modelin yük altında gösterdiği davranış incelenmiştir.



Şekil 7.9. $[0^0/90^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi



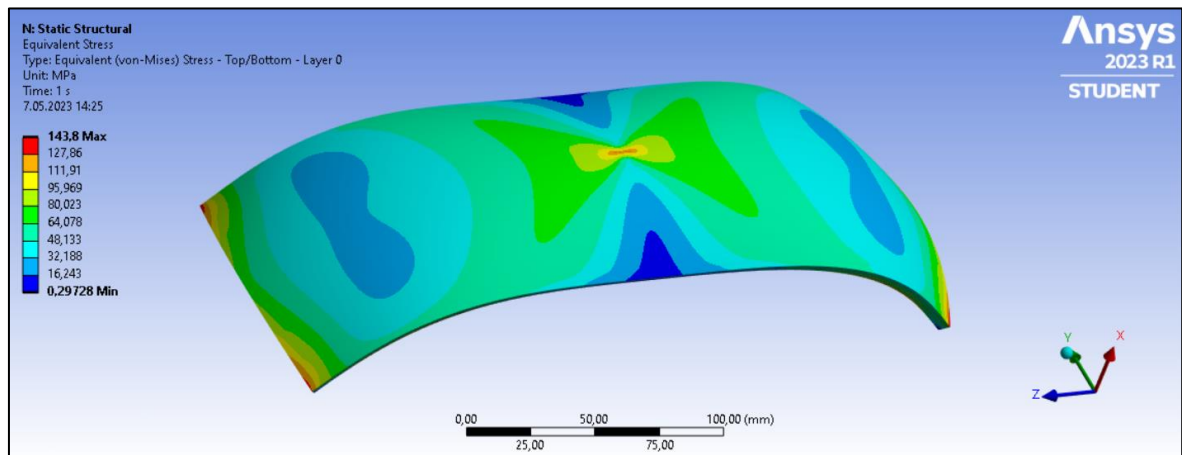
Şekil 7.10. $[0^0/90^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi

En yüksek dayanım değeri 160.06 MPa bulunmuştur. Cam elyafın karbon elyafa göre daha az dayanıklı bir malzeme olduğu için modelin yük gelen yüzeyinde belirgin bir şekilde

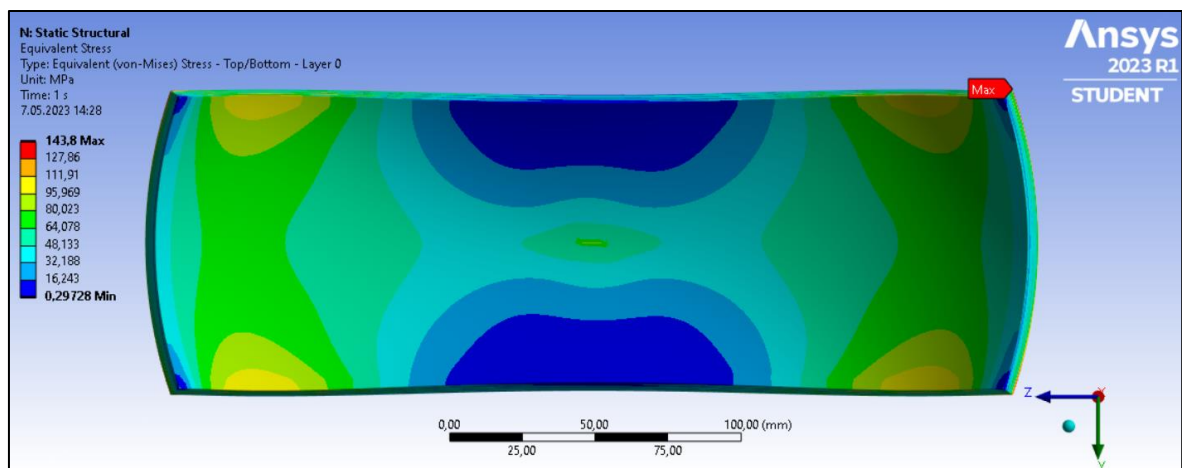
deformasyon gözlemlenmektedir. Sadece cam eyaflı modeller içerisinde en yüksek dayanım değerine sahip olması iki eksenli elyaf serim oryantasyonuna sahip olmasından kaynaklanmaktadır.

7.6. $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ Serim Açılı Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları

Şekil 7.11. ve Şekil 7.12.'de $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ serim açısına sahip cam elyaf takviyeli, 10 katmanlı kompozit modelin yük altında gösterdiği davranış incelenmiştir.



Şekil 7.11. $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi

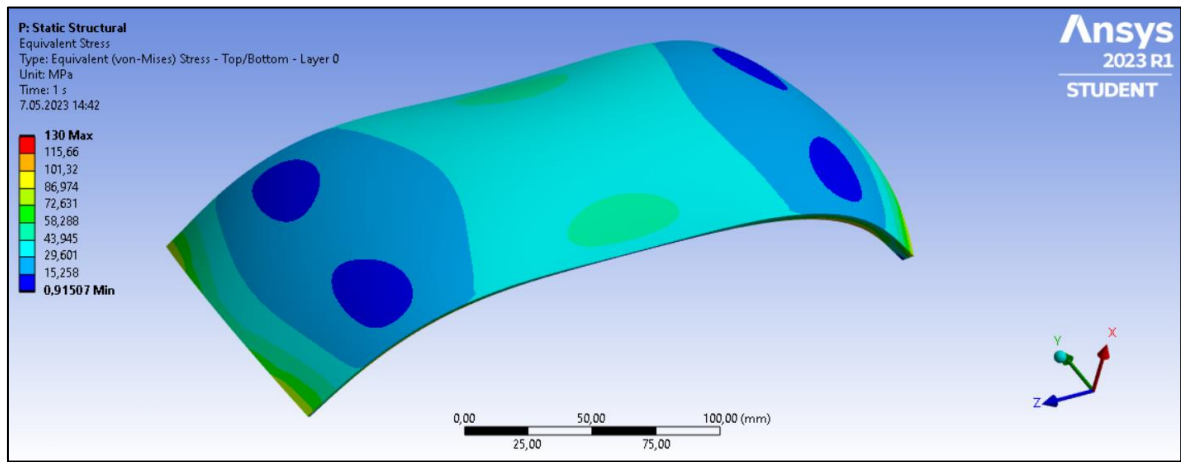


Şekil 7.12. $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi

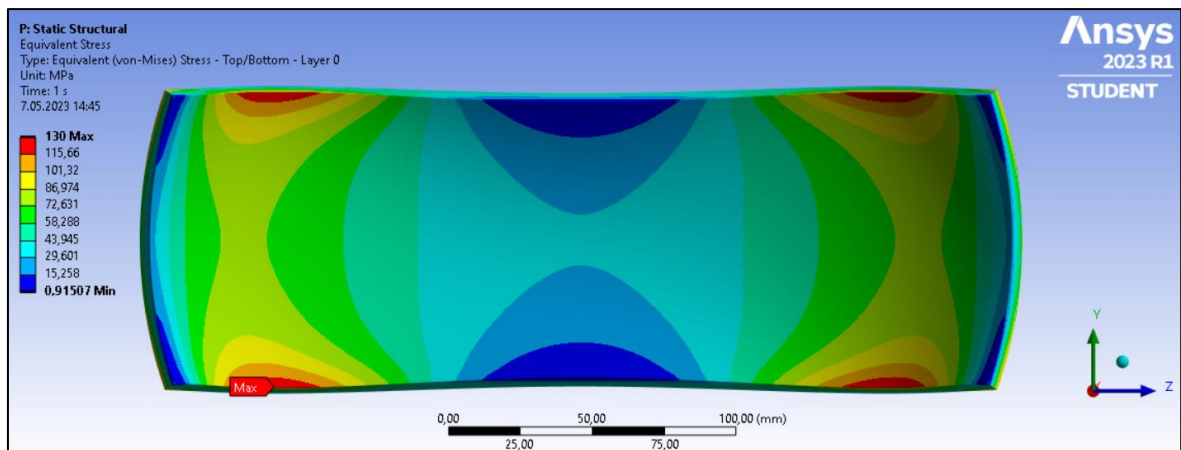
En yüksek dayanım değeri 143.8 MPa bulunmuştur. Elyaf serim açılarının yüke olan dayanımı bu modelde çok daha belirgin gözlemlenmektedir. 45^0 olan elyaf serim açılarından kaynaklı yükler bu doğrultuda diğer bölgelere nazaran daha yüksek çıkmıştır.

7.7. $[0^0]$ Serim Açılı Karbon-Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları

Şekil 7.13. ve Şekil 7.14.'te $[0^0]$ serim açısına sahip karbon-cam elyaf takviyeli, 10 katmanlı kompozit modelin yük altında gösterdiği davranış incelenmiştir.



Şekil 7.13. $[0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi

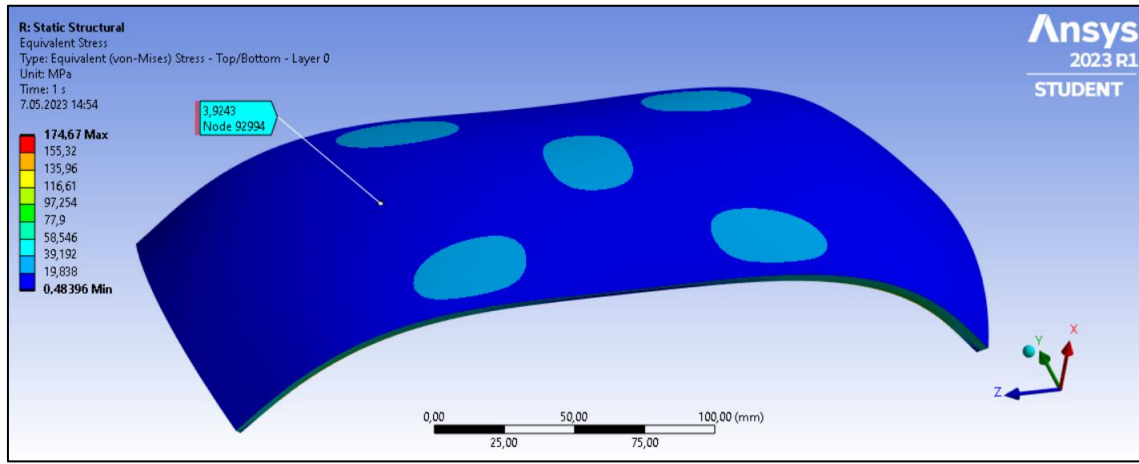


Şekil 7.14. $[0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi

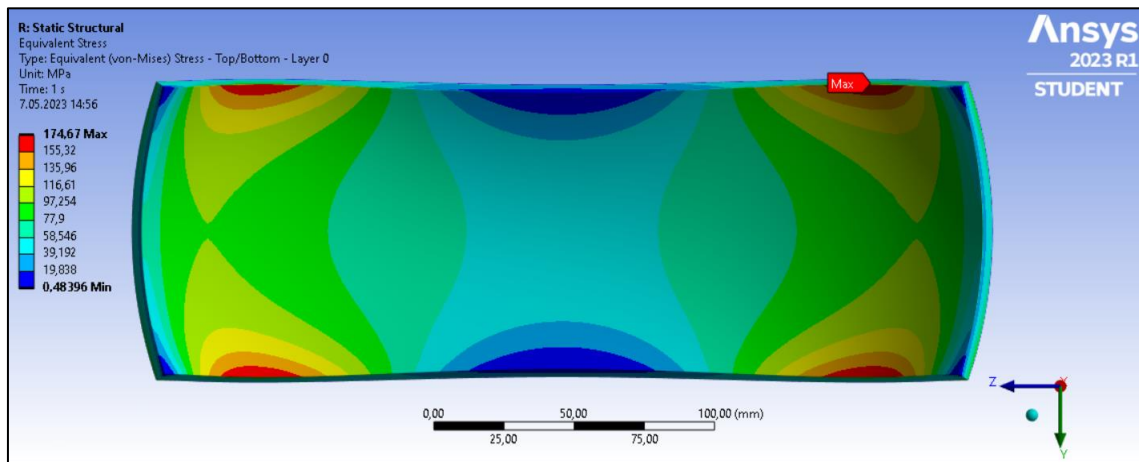
İlk katmanda karbon elyaf takviyesi olacak şekilde katmanlar yerleştirilmiştir. En yüksek dayanım değeri 130 MPa bulunmuştur. $[0^0]$ serim oryantasyonuna sahip 3 model içinde en yüksek dayanım değeri gözlemlenmiştir, cam ve karbon elyafların birlikte kullanımı modelin gelen yüke karşı dayanımını arttırmıştır.

7.8. $[0^0/90^0]$ Serim Açılı Karbon-Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları

Şekil 7.15. ve Şekil 7.16'da $[0^0/90^0]$ serim oryantasyonuna sahip karbon-cam elyaf takviyeli, 10 katmanlı kompozit modelin yük altında gösterdiği davranış incelenmiştir.



Şekil 7.15. $[90^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi

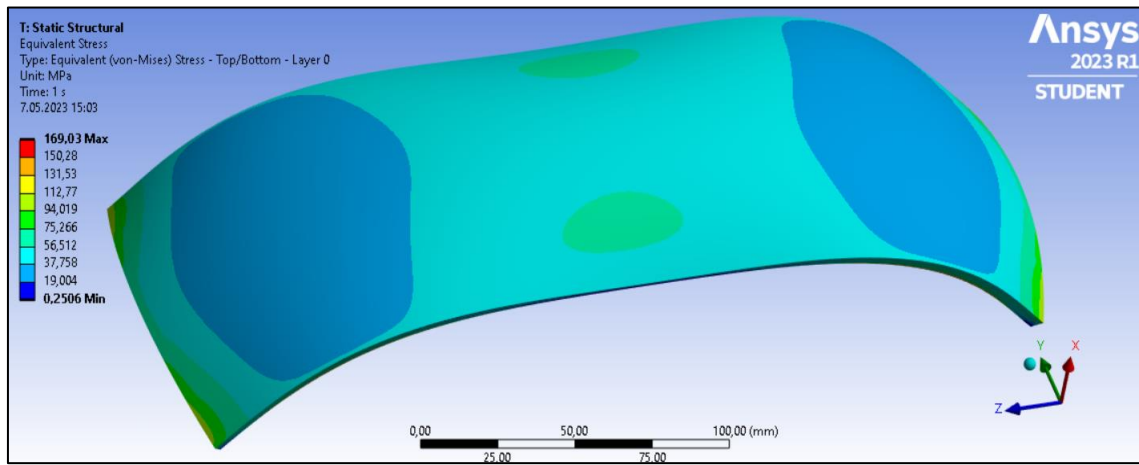


Şekil 7.16. $[90^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi

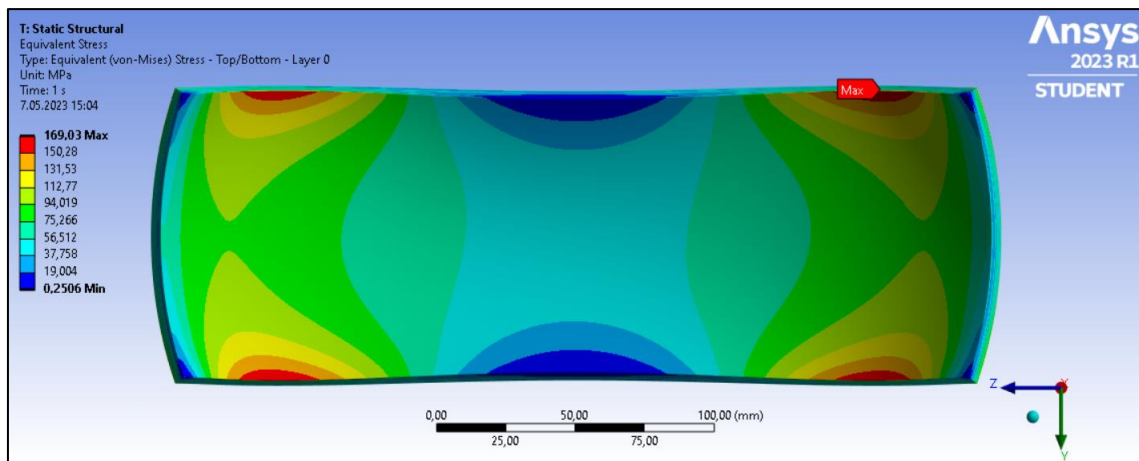
İlk katmanda karbon elyaf takviyesi olacak şekilde katmanlar yerleştirilmiştir ve karbon elyaflar $[0^0]$, cam elyaflar $[90^0]$ olacak şekilde katmanlar dizilmiştir. En yüksek dayanım değeri 174.67 MPa bulunmuştur.

7.9. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ Serim Açılı Karbon-Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Model İçin Analiz Sonuçları

Şekil 7.17 ve Şekil 7.18’de $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açısına sahip karbon-cam elyaf takviyeli, 10 katmanlı kompozit modelin yük altında gösterdiği davranış incelenmiştir.



Şekil 7.17. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının izometrik gösterimi



Şekil 7.18. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki dayanımının iç yüzey gösterimi

İlk katmanda karbon elyaf takviyesi olacak şekilde katmanlar yerleştirilmiştir. En yüksek dayanım değeri 169.03 MPa bulunmuştur. Tüm $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ serim oryantasyonuna sahip modeller içerisinde en yüksek dayanım değeri bu modelde elde edilmiştir.

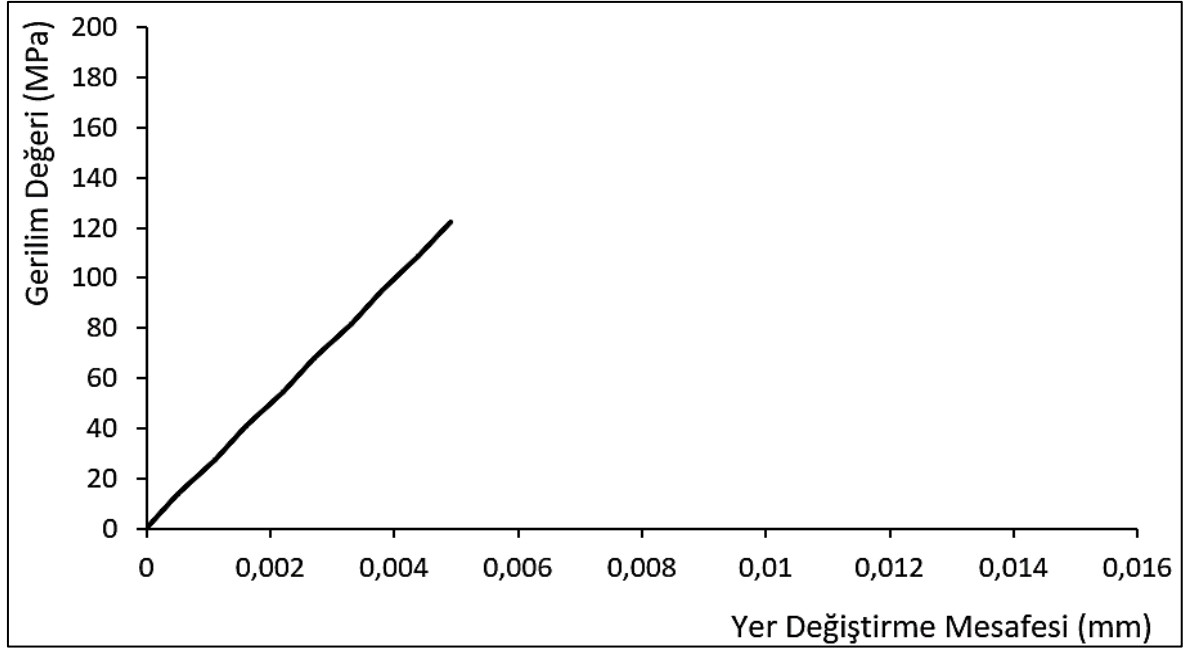
Yapılan tüm model analizlerinde en yüksek dayanım değerinin $[0^\circ/90^\circ]$ serim oryantasyonuna ait karbon-cam elyaf takviyeli termoplastik kompozit modelde olduğu ortaya çıkmıştır ve dayanım değeri 174.67 Mpa'dır. Modele gelen yükün 2 farklı koordinat yönünde elyafların birbirlerine dik olacak şekilde olması durumunda daha çok dayanım sağladığı gözlemlenmektedir. En yüksek dayanımın sebebi ise birbirine dik iki elyaf serim oryantasyonuna sahip olmasından kaynaklandığı düşünülmektedir.

7.10. Kompozit Modellerde Oluşan Gerilim-Yer Değiştirme Değerleri

Eşit kuvvet altındaki 9 adet kompozit tasarımın uygulanan kuvvet ile birlikte oluşturdukları gerilim ve yer değiştirme grafikleri üzerinden yorumlanacaktır.

7.10.1. $[0^\circ]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği

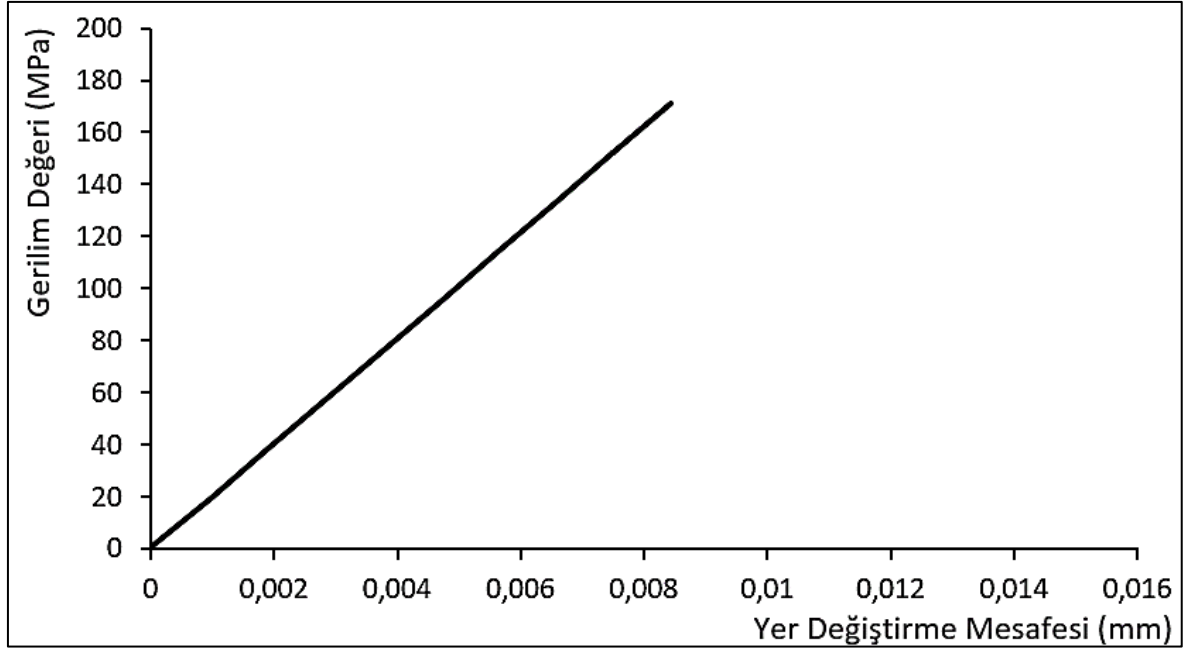
$[0^\circ]$ karbon elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modele ait verilerde görüldüğü üzere maksimum 0.0049 mm yer değiştirme değeri elde edilmiştir ve bu değer maksimum dayanım değerine ulaşmıştır. Tek eksenli elyaf oryantasyonuna sahip olduğu için gelen yüke karşı gösterilen dayanımın fazla olmaması, modelin yer değiştirme değerinin de diğer modellere göre daha az olmasına sebep olmuştur. 0.0042 mm değerine ulaşmaya kadar lineer olamayan gerilim-yer değiştirme doğrusu 0.0042 mm değerinden sonra lineer bir hal almıştır.



Şekil 7.19. $[0^\circ]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği

7.10.2. $[0^\circ/90^\circ]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği

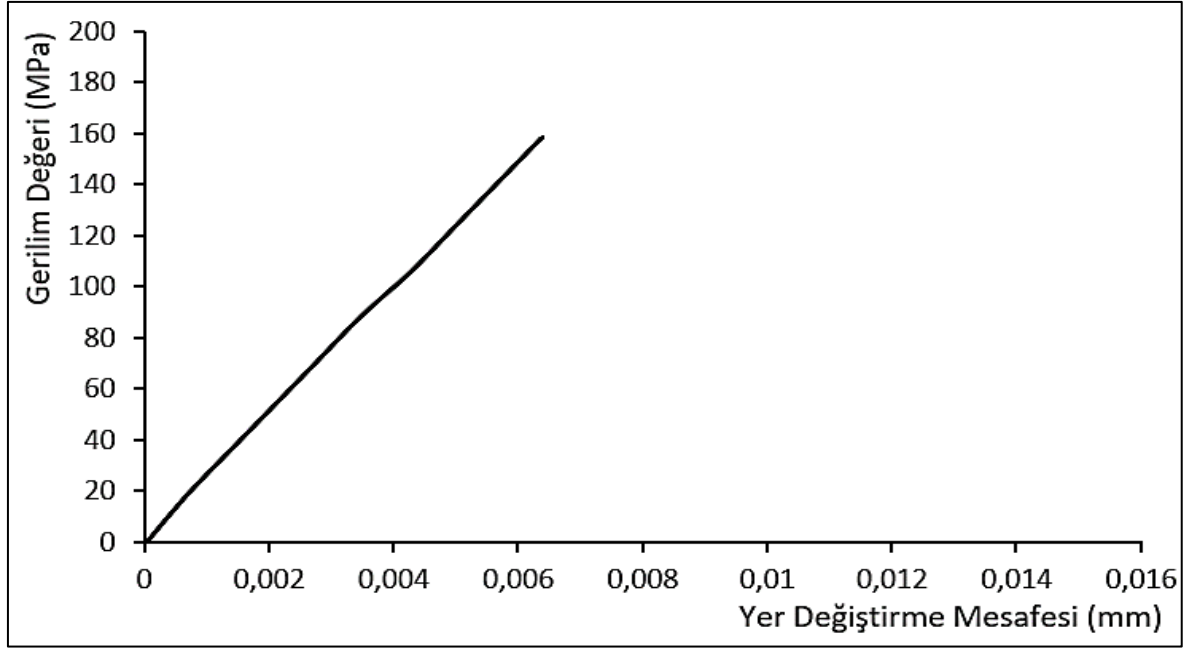
$[0^\circ/90^\circ]$ karbon elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modele ait verilerde görüldüğü üzere maksimum 0.0083 mm yer değiştirme değeri elde edilmiştir ve bu değerinde maksimum dayanım değerine ulaşmıştır. İki eksenli elyaf oryantasyonu modelin çok daha güçlü bir dayanım elde etmesine sebep olduğu gibi yer değiştirme değerinde daha fazla olmasına sebep olmuştur. $[0^\circ/90^\circ]$ elyaf oryantasyonunda gerilim-yer değiştirme doğrusu her bölgede lineerli korumuştur, yüke karşı gösterilen dayanım malzemenin aynı orantıda yer değiştirmesine sebep olmuştur. Sadece karbon elyaf kullanılan 3 model içinde en yüksek dayanım ve yer değiştirme değeri $[0^\circ/90^\circ]$ elyaf oryantasyonunda oluşmuştur.



Şekil 7.20. $[0^\circ/90^\circ]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği

7.10.3. $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği

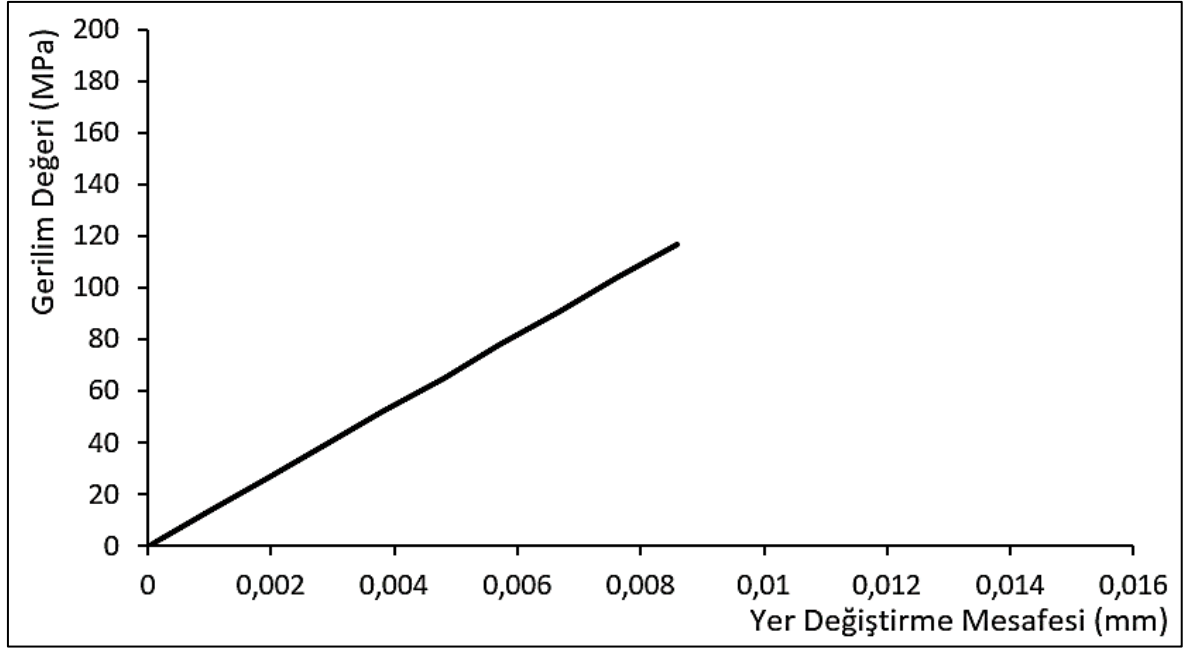
$[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ karbon elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modele ait verilerde görüldüğü üzere maksimum 0.0064 mm yer değiştirme değeri elde edilmiştir ve bu değerinde maksimum dayanım değerine ulaşmıştır. $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ elyaf oryantasyonunda, sadece karbon elyafli diğer iki modele göre dayanım ve yer değiştirme değerlerinin arasında çıkmıştır. 0.001 mm ve 0.0034 mm yer değiştirme bölgelerinde modelin yüke karşı gösterdiği dayanım değerleri lineer olmamıştır.



Şekil 7.21. $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ serim açılı karbon elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği

7.10.4. $[0^\circ]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği

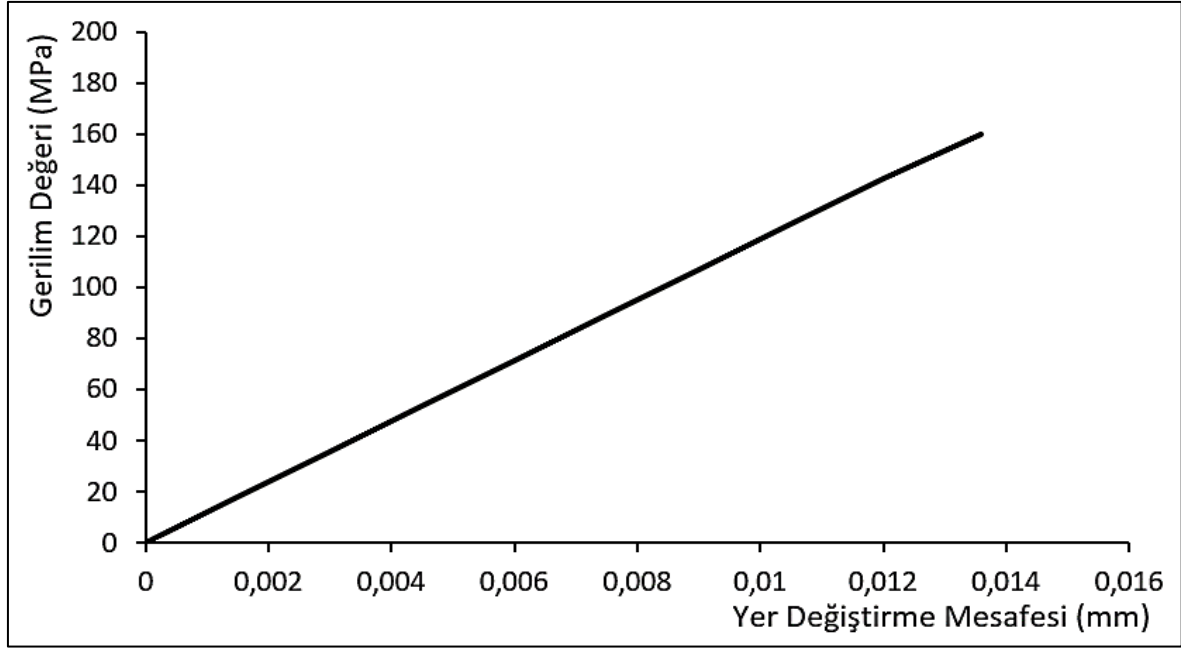
$[0^\circ]$ cam elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modele ait verilerde görüldüğü üzere maksimum 0.0086 mm yer değiştirme değeri elde edilmiştir ve bu değer maksimum dayanım değerine ulaşmıştır. $[0^\circ]$ elyaf oryantasyonuna sahip cam elyafli kompozit model en düşük dayanım değerine sahip olmasına rağmen çok yüksek bir yer değiştirme değerine sahiptir. Bunun sebebinin karbon elyafli kompozit malzemelere göre daha esnek bir yapıya sahip olmasından kaynaklandığı düşünülmektedir.



Şekil 7.22. $[0^\circ]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği

7.10.5. $[0^\circ/90^\circ]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği

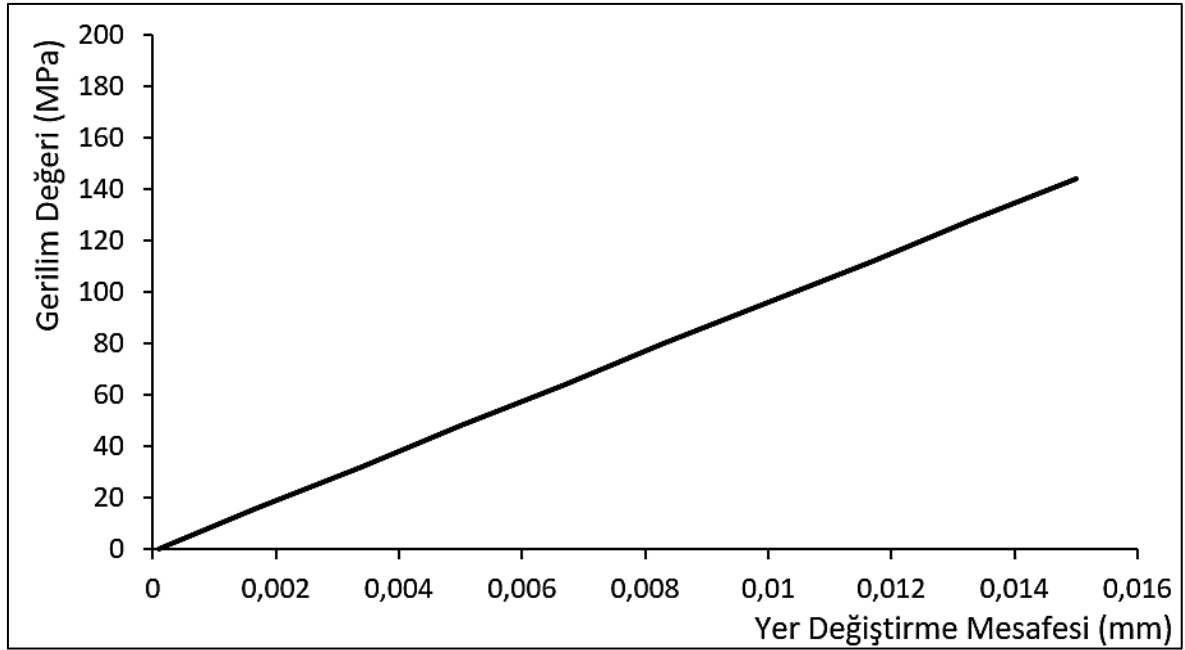
$[0^\circ/90^\circ]$ cam elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modele ait verilerde görüldüğü üzere maksimum 0.0136 mm yer değiştirme değeri elde edilmiştir ve bu değerinde maksimum dayanım değerine ulaşmıştır. $[0^\circ/90^\circ]$ elyaf oryantasyonuna sahip cam elyafli kompozit model iki eksenli elyaf serimine sahip olduğu için $[0^\circ]$ ve $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modellere göre daha yüksek dayanıma sahiptir ve en düşük yer değiştirme değeri 3 cam elyafli kompozit model içinde en düşük değere sahiptir.



Şekil 7.23. $[0^0/90^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği

7.10.6. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği

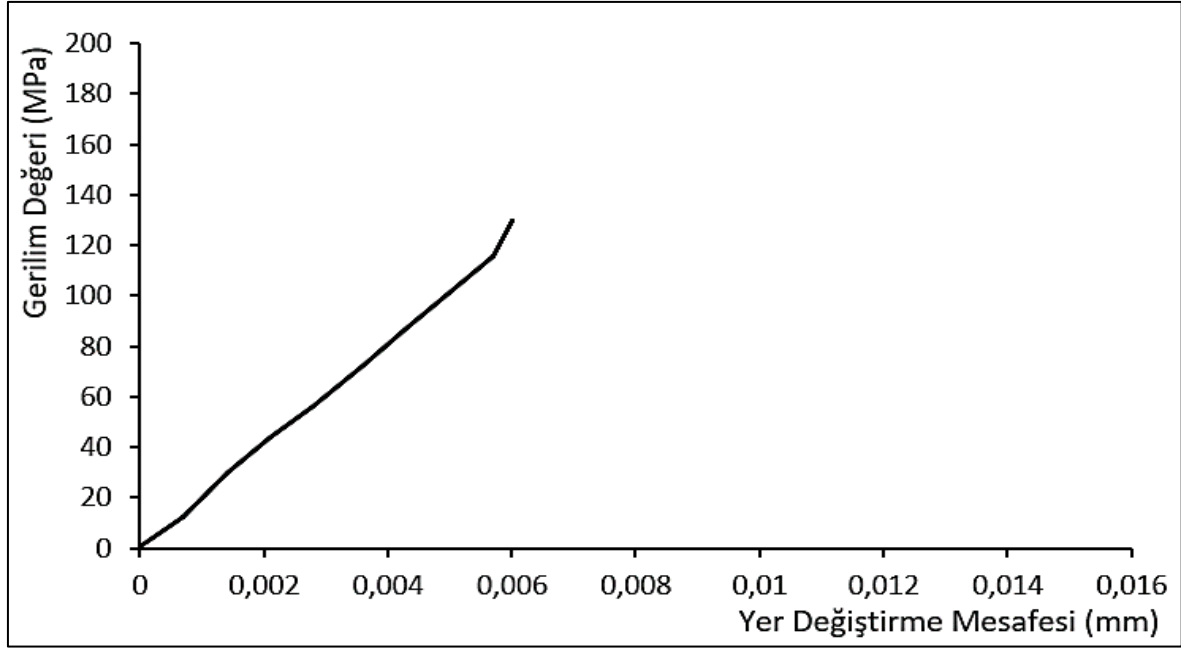
$[0^0/\pm 45^0/0^0]$ cam elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modele ait verilerde görüldüğü üzere maksimum 0.015 mm yer değiştirme değeri elde edilmiştir ve bu değer maksimum dayanım değerine ulaşmıştır. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ cam elyafli kompozit modelin yer değiştirme miktarı $[0^0]$ ve $[0^0/90^0]$ elyaf oryantasyonuna sahip cam elyafli kompozit modellerin arasındadır, gösterilen dayanım değeri de bu iki model arasında olduğu için yer değiştirme miktarının bu şekilde çıkması beklenen bir sonuçtur.



Şekil 7.24. $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]$ serim açılı cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği

7.10.7. 0° serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği

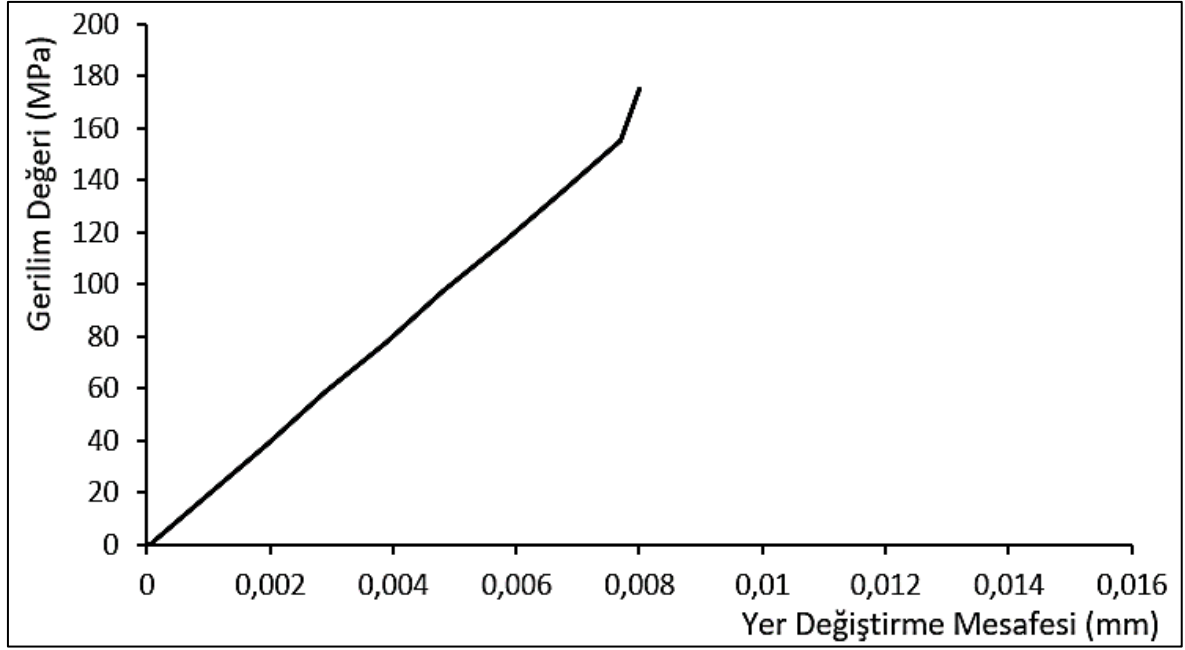
$[0^\circ]$ karbon-cam elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modele ait verilerde görüldüğü üzere maksimum 0.006 mm yer değiştirme değeri elde edilmiştir ve bu değerde maksimum dayanım değerine ulaşmıştır. Bu kompozit modelin yer değiştirme grafiğine bakıldığında zaman 0,0054 mm değerinden sonra yer değiştirme değeri çok az artarken dayanım değeri çok yükselmiştir. Kompozit model erişebileceği son dayanım değerine geleceği zaman yer değiştirme miktarı çok az olmuştur.



Şekil 7.25. $[0^\circ]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği

7.10.8. $[0^\circ/90^\circ]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim – yer değiştirme grafiği

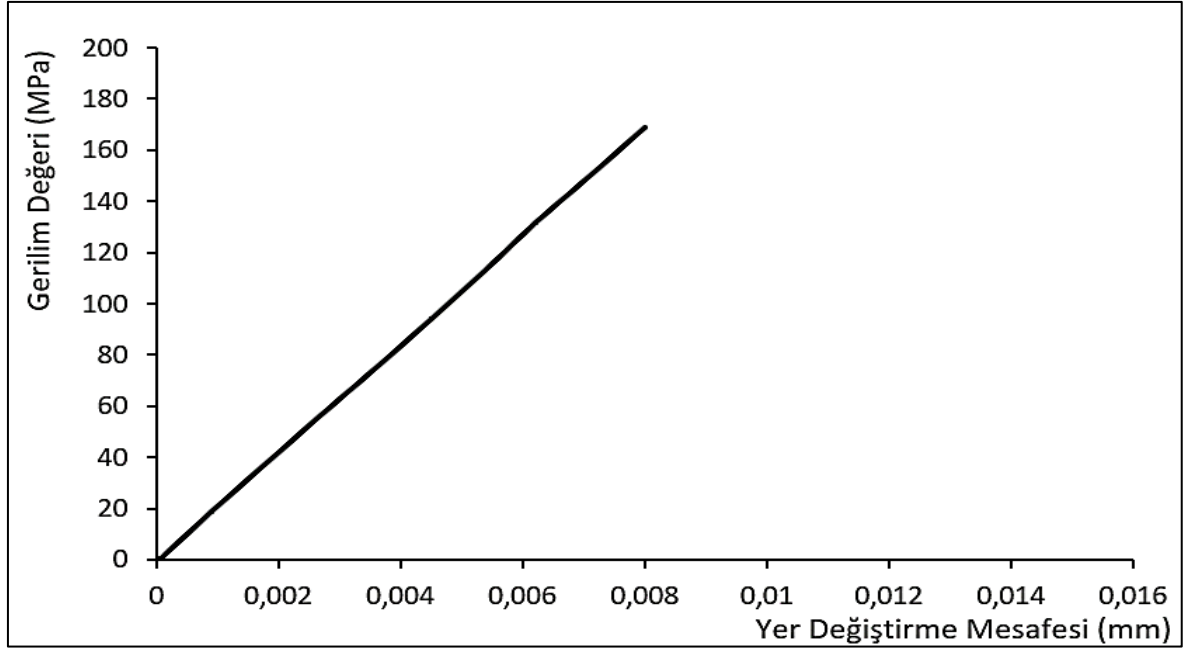
$[0^\circ/90^\circ]$ karbon-cam elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modele ait verilerde görüldüğü üzere maksimum 0.0087 mm yer değiştirme değeri elde edilmiştir ve bu değer maksimum dayanım değerine ulaşmıştır. Tüm 9 model içinde en yüksek yer değiştirme değeri $[0^\circ/90^\circ]$ karbon-cam elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modelde oluşmuştur. En yüksek dayanım değerinin çıktığı bu modelde en yüksek yer değiştirme miktarının çıkması beklenen bir sonuçtur.



Şekil 7.26. $[0^0/90^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği

7.10.9. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit model için gerilim-yer değiştirme grafiği

$[0^0/\pm 45^0/0^0]$ karbon-cam elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modele ait verilerde görüldüğü üzere maksimum 0.008 mm yer değiştirme değeri elde edilmiştir ve bu değerinde maksimum dayanım değerine ulaşmıştır. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ karbon-cam elyaf oryantasyonuna sahip kompozit modelin dayanım değeri $[0^0/90^0]$ elyaf oryantasyonuna sahip karbon-cam elyafli kompozit modelin dayanım değerine çok yakın çıktığı için yer değiştirme değerinin de yakın olması beklenen bir sonuçtur.



Şekil 7.27. $[0^0/\pm 45^0/0^0]$ serim açılı karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin yük altındaki gerilim-yer değiştirme grafiği

Yapılmış olan modellerin dayanım – yer değiştirme grafikleri incelendiğinde en az yer değiştirme değerine sahip modelin $[0^0/90^0]$ elyaf oryantasyonuna sahip karbon-cam elyaf takviyeli model olduğu gözlemlenmiştir. Yüksek elyaf dayanımı sayesinde gelen yüke karşı gösterilen yüksek mukavemet modelin yer değiştirme miktarının daha az olmasına sebep olmuştur.

7.11. DeneySEL Çalışmalar İle ANSYS Çalışmalarının Karşılaştırılması

Bu kısımda ANSYS ile yapılan çalışmaların, numunsel olarak yapılan çalışmalar ile kıyaslanması amacıyla yapılan çalışmalar yer almaktadır. Literatürde yer alan kompozit parçaların çekme testleri için kullanılan kompozit numunelerin aynı serim açısı, kalınlık, uzunluk, elyaf malzemesi ve matris malzemesinin tüm özelliklerini birebir modelleyerek aynı şartlar altında çekme testlerine tabi tutulmuştur. Bu çalışma ile numunsel çalışmaların sonuçları ile ANSYS ile yapılan testlerin sonuçları karşılaştırılmıştır.

7.11.1. Karbon elyaf takviyeli epoxy matrisli kompozit çekme testi

Yapılmış olan çalışmada kompozit numune çekme testine sokulmuştur. 250 mm x 25 mm x 2 mm ebatlarındaki kompozit numune HexPly® 8552 epoksi reçine esaslı, Magmamite®AS4

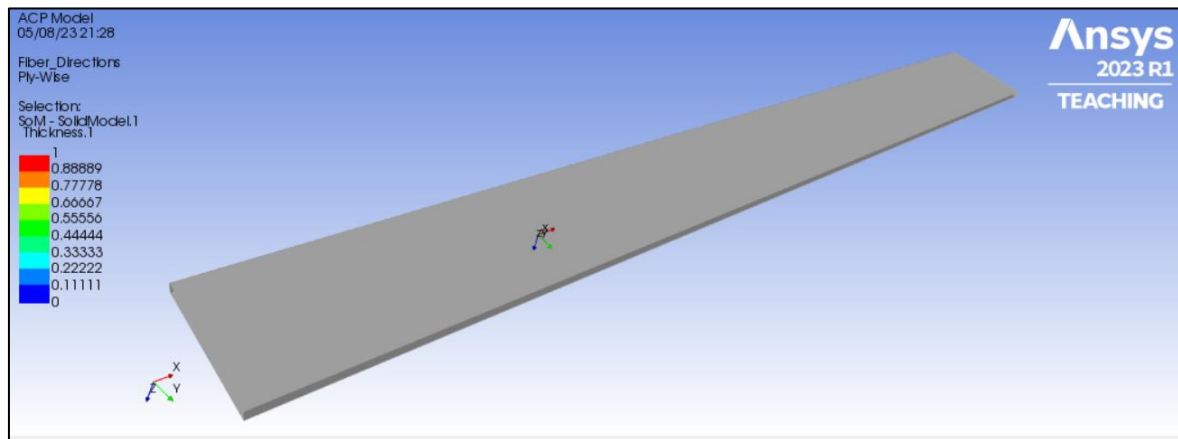
prepreg kullanılmıştır. Kompozit numune 0^0 serim açısıyla yönlendirilmiştir ve 10 katmanlıdır [46].

Yapılan çekme testi sonuçlarında bulunan maksimum gerilim değeri 1713,48 MPa bulunmuştur. Çizelge 7.1.'de gösterilmiştir.

Çizelge 7.1. Numunesel testin sonucu [40]

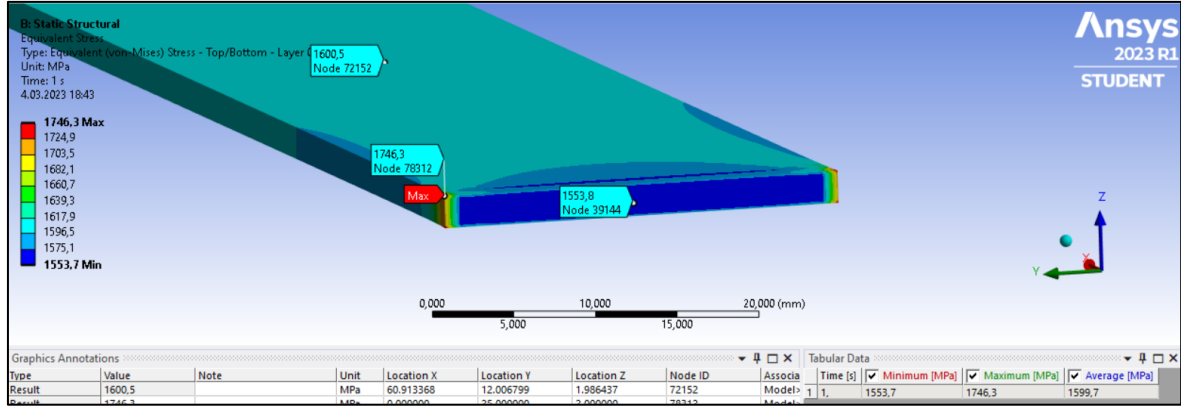
Uygulanan test	Numune grubu	Dayanım (MPa)	Modül (GPa)
Çekme testi	E_0	1713, 48 $\pm$ 6,31	127,12 $\pm$ 2,46

Deneyisel çalışmalarda kullanılan numunenin ANSYS 2023 R1'de oluşturulmuş model görüntüsü Şekil 7.28.'da verilmiştir.



Şekil 7.28. ANSYS 2023 R1 programı ile oluşturulmuş numunenin modeli

ANSYS ile yapılan çekme testi sonucu maksimum gerilme değeri 1746,3 MPa bulunmuştur. Şekil 7.29.'de görüldüğü gibi bir yüzeyi sabit, bir yüzeyinden de çekme kuvveti uygulanması sonucu sabit yüzeyin köşelerinde maksimum gerilemeye maruz kalmıştır ve bu malzeme için kompa noktası olmaktadır.



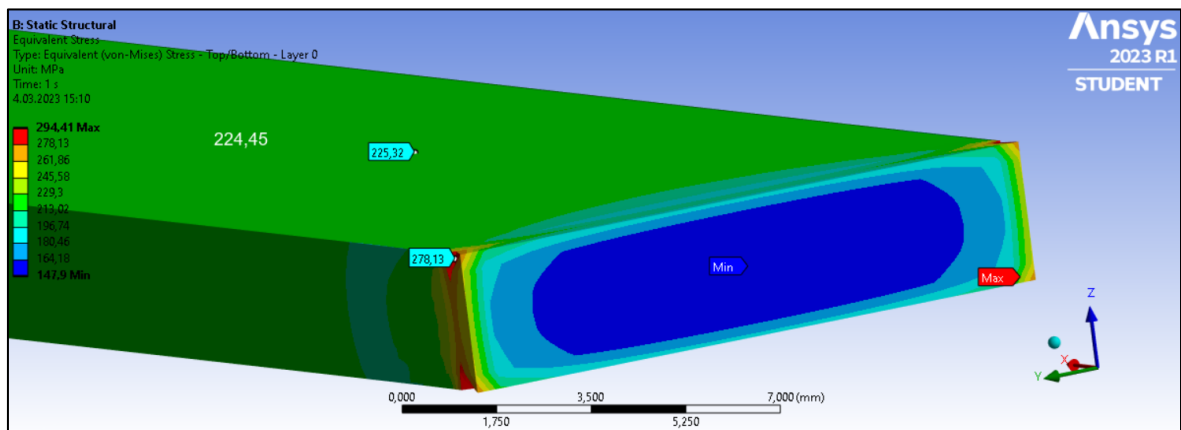
Şekil 7.29. Yük altında meydana gelen gerilim görüntüsü

7.11.2. Cam elyaf takviyeli termoplastik matrisli kompozit malzemenin çekme testi

Yapılan çalışmada kompozit numune çekme testine sokulmuştur. $[0^0/90^0]$ düzeninde yerleştirilen cam elyaflar laminasyon tekniğiyle 8-14 katman arası üretilmiştir. Kompozit numunelerin matris malzemesi poliyamid'dir. Kompozit numunelerin ebatları 140 mm x 12 mm x 2 mm olarak verilmiştir [47].

Yapılan numunesel çekme testleri sonucunda maksimum gerilme değeri 231 MPa bulunmuştur [47].

ANSYS ile yapılan çekme testi sonucu maksimum gerilme değeri 294,41 MPa bulunmuştur. Şekil 7.30.'da görüldüğü gibi bir yüzeyi sabit, bir yüzeyinden de çekme kuvveti uygulanması sonucu sabit yüzeyin köşelerinde maksimum gerilemeye maruz kalmıştır ve bu malzeme için kompa noktası olmaktadır.



Şekil 7.30. Yük altında meydana gelen gerilim görüntüsü

8. SONUÇ VE ÖNERİLER

1. Bu çalışmada eğri kompozit modellerin farklı elyaf türlerinde ve farklı elyaf serim oryantasyonlarında, belirli bir yüke karşı gösterdikleri dayanım ve yer değiştirme sonuçları sonlu elemanlar tabanlı matematiksel modellemeler ile analizleri incelenmiştir.
2. ANSYS 2023 R1 Student ile yapılan eğri kompozit sonuçlarında en yüksek dayanım değeri $[0^0/90^0]$ elyaf oryantasyonuna sahip, karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelde 174.67 MPa olarak bulunmuştur.
3. En düşük dayanım değeri 116.48 MPa olarak $[0^0]$ elyaf oryantasyonuna ait cam elyaf takviyeli kompozit modelde ortaya çıkmıştır.
4. Tüm elyaf türlerinde $[0^0/90^0]$ elyaf oryantasyonunda yük dağılımı kompozit modelin altında ve uzun kenarlara yakın yerlerde yüksek olduğu görülmektedir. Bunun sebebi 10 katmanlı kompozit modelde 2 eksenli elyaf oryantasyonunun olmasından kaynaklı kuvvetin etki ettiği yüzeyde yük dağılımının fazla olması ve kompozit modelin tamamına yaymasından kaynaklanmaktadır.
5. Tüm kompozit modeller incelendiğinde, karbon-cam elyaf takviyeli kompozit modelin $[0^0]$, $[0^0/90^0]$ ve $[0/\pm 45^0/0^0]$ elyaf serimlerinin aynı şekilde elyaf oryantasyonundaki karbon elyaf ve cam elyaf takviyeli kompozit modellerin gerilim değerlerinden daha yüksek çıkmıştır.
6. $[0^0]$ elyaf oryantasyonundaki 3 modelde de en yüksek gerilim değeri sabit tutulan kısa yüzeylerde oluşmuştur. Bu beklenmektedir çünkü tek eksenli serilim yapılan elyaflar yükü diğer elyaf oryantasyonlarında olduğu gibi dağıtamamış ve sabit tutulan yüzeylerde kırılma noktasındaki gerilim değerine gelmiştir.
7. Tüm kompozit modellerde gerilim-yerdeğiştirme grafiklerine bakıldığı zaman en az yer değişimine sahip kompozit model 0,0049 mm ile $[0]$ elyaf oryantasyonuna sahip karbon elyaf takviyeli kompozit model olmuştur. Kompozit model gösterebildiği en yüksek dayanım değerinde diğer kompozit modellere kıyasla çok daha az yer değişimine sahiptir.
8. Gerilim yer değişime grafiklerine bakıldığında $[0^0]$ ve $[0^0/90^0]$ elyaf oryantasyonuna ait modeller haricinde tüm modellerde lineer bir grafik gözlenmektedir, Kuvvet doğrultusunda sabit yer değiştirme gözlenmiştir. $[0^0]$ ve $[0^0/90^0]$ elyaf oryantasyonundaki modellerde ise maksimum dayanım noktasına kadar lineer iken maksimum dayanım noktasına geldiğinde yer değiştirme miktarı çok az olmuştur.

9. ANSYS 2023 R1 ile yapılan kompozit numuneler, fiziki olarak üretilmiş ve çekme testine sokulan kompozit numunelerin sonuçları karşılaştırılmış ve bir numune için %97'lik doğruluk yüzdesi olmuştur, diğer kompozit modelin doğruluk değeri yaklaşık %75 çıkmıştır. Bunun sebebi modellenen 2 farklı numunesel kompozitin birinde kullanılan elyaf ve matris malzemesinin tüm mühendislik parametreleri detaylı bir şekilde verildiği için modelleme aşamasında elyafın ve matris malzemesinin tüm özellikleri bire bir aynı tutulmuştur. İkinci deneysel modelde olan farklılığın sebebi ise matris malzemesi olarak kullanılan poliyamidin mühendislik parametreleri detaylı bir şekilde verilmediği için literatürde olan poliyemidlerin mühendislik parametreleri detaylı bir şekilde araştırıldı ve en uygun değerler seçildi.
10. Hem karbon hem cam elyaf kullanılarak yapılan kompozit numunelerin katmanların dizilişleri değiştirilerek tekrar teste tabi tutulması ile çok daha yüksek dayanım gösterip göstermeyeceği konusunda çalışmanın genişliği arttırılabilir.
11. Uzunluk ve çap ölçüleri değiştirilerek kompozit modellerin göstermiş oldukları dayanım ve yer değiştirme değerleri incelenebilir.
12. Kompozit modellerin sıcaklıklarının değiştirilmesiyle göstermiş oldukları dayanım ve yer değiştirme değerleri ileride yapılacak olan başka çalışmalar ile araştırılması günümüz kullanım koşullarıyla çok daha işlevel kompozit malzemelerin üretilmesine olanak sağlayacaktır.
13. Yapılmış olan 9 adet kompozit modelin, numunesel olarak aynı özellikler ile üretilerek deneysel testlere sokulması yapılmış olan modellerden elde edilen sonuçların daha da iyileştirilebilmesine olanak sağlayacaktır.

KAYNAKLAR

1. Pelegri, A.A., Maimí, P., Colomer, J.F., Cáceres, R., and González, C., (2018). A Review of Composite Materials in Aerospace Industry. *Procedia Manufacturing*, 21, 582-589.
2. Baig, F., and Khan, A.A., (2021). A review on thermoset and thermoplastic composites used in aerospace applications. *Materials Today: Proceedings*, 42, 157-162.
3. Pandey A., K. Shankar and Kundra, T. K., (June 2013). Structural Engineering Applications of Finite Element Method, *International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering*, vol. 3(6), 613-616.
4. Özgür, E. (2016). Kompozit Malzemelerin Yapısal Mühendislik Problemlerinde SEM ile Modellemesi. *Ege Akademik Bakış*, 16(4), 545-554.
5. Şahin, R., and Korkmaz, K. (2018). Finite Element Analysis of Thermoplastic Matrix Fiber Reinforced Steel Composite Plate. *Journal of Composites Science*, 2(3), 52-62.
6. Arriaga, A., Bortolotti, P., and de Moura, M. F. (2007). Experimental and numerical study of the mechanical behavior of composite laminates. *Journal of Materials Processing Technology*, 192, 102-107.
7. Dano, M.L., Gendron, G. and Picard, M., (2010). Finite Element Analysis of a Pinned Laminated Composite Plate under Transverse Shear Loadin. *Composite Structures*, cilt 92(6), 1331-1339.
8. Camanho, P.P. and Lambert, M., (2007). A Simple Strategy to Account for Ply-Interleaving Effects in the Simulation of Delamination Using Cohesive Zone Models. *Composites Science and Technology*, vol. 67(5), 1054-1063.
9. Ma, N., Li, Y., and Li, Y. (2018). Investigation of effects of fiber arrangement on flexural behavior of composite laminates. *Composite Structures*, 187, 9-17.
10. Nunes, A. C., Pouzada, A. S., and Bernardo, C. A. (2002). Non-destructive bending test for the study of the behavior of anisotropic polymeric composite disks under complex bending loading conditions. Finite Element Analysis using ALGOR. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 19(10), 728-734.
11. Turan, K., and Onur, M. (2010). Effect of Fiber Orientation Angle on the Failure Mode of Pin Jointed Laminated Composite Plates. *Pamukka*, 16(2), 213–220.
12. Aagaah, R, Mahinfalah, M., and Jazar, G. (2003). Linear static analysis and finite element modeling for laminated composite plates using third order shear deformation theory. *Composite Structures*, 62(1), 27–39.
13. Belinha, J., and Dinis, L. M. J. S. (2007). Nonlinear analysis of plates and laminates using the element free Galerkin method. *Composite Structures*, 78(3), 337–350.

14. Murugan R, Ramesh R, and Padmanabhan K, (2014). Investigation On Static And Dynamic Mechanical Properties Of Epoxy Based Woven Fabric Glass/Carbon Hybrid Composite Laminates. *Procedia Engineering*, 97, 459-468.
15. Gülmez, S., (2018). *Otomotiv Endüstrisinde Kullanılan Polimer Matrisli Kompozit Malzemeler*. Pamukkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Tezsiz Yüksek Lisans Projesi, 1-44, Denizli.
16. Ma, Y., Ueda, M., Yokozeki, T., Sugahara, T., Yang, Y., Hamada, H., 2017. A comparative study of the mechanical properties and failure behavior of carbon fiber/epoxy and carbon fiber/polyamide 6 unidirectional composites. *Composite Structures*, 160, 89–99.
17. Türkmen, İ., Köksal, N.S., (2013). Cam elyaf takviyeli polyester matrisli kompozit malzemelerde (CTP) elyaf tabaka sayısına bağlı mekanik özelliklerin ve darbe dayanımının incelenmesi. *C.B.Ü. Fen Bilimleri Dergisi*, 8 (2), 17-30.
18. Thanomsilp, C., Hogg, P.J., 2003. Penetration impact resistance of hybrid composites based on commingled yarn fabrics, *Composites Science and Technology*, 63–482.
19. Hull, D., and Clyne, T. W. (1996). *An introduction to composite materials (2nd ed.)*. Cambridge University Press.
20. Bakar, B. (2016). Çok Fonksiyonlu Kompozit Malzemeler ve Uygulamaları. *Uçak ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 13(1), 33-44.
21. Poveda, R. L. and Gupta, N. (2016). Carbon Nanofiber Reinforced Polymer Composites. *UK: Springer*, 1-6.
22. Singla, M., and Chawla, V. (2001). Review: Metallic composites. *Journal of materials science*, 36(14), 3481-3498.
23. Pinho, and Jones R.,(2018). Composite Materials, in *Materials Science and Engineering: An Introduction*, 10th Edition, J. Callister and D. Rethwisch, Eds. Hoboken, NJ: John Wiley and Sons, Inc., 631-669.
24. Mazumdar K, (2001). *Composites Manufacturing: Materials, Product, and Process Engineering*. Boca Raton, FL: CRC Press.
25. Çoban, O. (2007). *Polimer Kompozitlerde Çevresel Etkilerin Darbe Yüklemeleri Altındaki Davranışlarına ve Kırılma Morfolojisine Etkileri*. Kocaeli Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kocaeli.
26. Saçak, M., (2002). *Polimer Kimyası*, Gazi Kitabevi, Ankara, 85-89, 221-224, 275-297, 393-397.
27. Ma, J., and Fan, Y. (2021). The Research and Application of Metal Matrix Composites in the Field of High-End Manufacturing. *Journal of Materials Science and Technology*, 63, 1-16.
28. Şahin, Y. (2006). *Kompozit malzemelere giriş (2. Baskı)*. Ankara: Seçkin Yayıncılık.

29. Jones, R.M., (1999). *Mechanics of composite materials* (2th ed.). US: Taylor and Francis Inc.
30. Jones, R.M., (1975). *Mechanics of composite materials*, McGraw-Hill Kogakusha Ltd., Tokyo.
31. Tsai, S. W., and Hahn, H. T. (1980). Introduction to composite materials. *Technomic Publishing Company*.
32. Hull, D.; Clyne, T.W., (1996). *An Introduction to Composite Materials*, 2nd ed.; Cambridge University Press: Cambridge, UK.
33. Staab, G.H., (1999). *Laminar composites*, Butterworth-Heinemann., America.
34. Reinhart, T.J., (1994) *Engineered materials handbook Vol.1*, Composites, In C.A. Dostal (Eds.), ASM International handbook committe., New York.
35. Lubin, G., (1982). *Handbook of composites*, Basic configurations. Lancaster, Van Nostrand Reinhold Company.
36. Park, H.-J., (2001) Bearing failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates. *Composites Structures*, 199-211.
37. Reddy, J.N., (1997). *Mechanics of laminated composite plates theory and analysis* (1th ed.) US: CRC Press.
38. Okutan, B., (2001). *Stress and failure analysis of laminated composite pinned joints*, Dokuz Eylul University Institute of Science, Ph. D. Thesis, Izmir.
39. Daniel, I.M. and Ishai, O., (1994). *Engineering mechanics of composite materials*, Oxford University., New York.
40. Zienkiewicz O., (1995). Origins, milestones and directions of the finite element method – a personal view. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 2(1), 1–48.
41. Özer, D., Özbay, M., (2004). Düzlemsel Yüklenmiş Ortasında Dairesel Delik Bulunan Kompozit Plakta Oluşan Elastik Gerilmelerin Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Analizi, *Gazi Üniversitesi. Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 19(1), 51-57.
42. Xiong, J., Ma, L., Stocchi, A., Yang, J., Wu, L. and Pan S., (2013). Bending response of carbon fiber composite sandwich beams with three dimensional honeycomb cores. *Composite Structures*, 108(1), 234–242.
43. Xiong, J., Ma, L., Stocchi, A., Yang, J., Wu, L. and Pan S., 2013. Bending response of carbon fiber composite sandwich beams with three dimensional honeycomb cores. *Composite Structures*, 108(1), 234–242.
44. İnternet: Polyram Group, Plustek PAT300R8BK is Black, 40% Carbon Fiber Reinforced, Heat Stabilized, Electrical Conductive Aromatic Polyamide, Injection Molding Applications. Web: <https://polyram-group.com/product/plustek-pat300r8bk>. Son Erişim Tarihi: 22.02.2023.

45. İnternet: Polyram Group, Plustek Pat801g50bk10 is Black, 50% Glass Fiber Reinforced, Impact Modified, Improved Surface Appearance semi-crystalline Polyamide with partially aromatic copolyamide, Injection Molding. Web: <https://polyram-group.com/product/plustek-pat801g50bk10>. Son Erişim Tarihi: 14.04.2023.
46. Azime D., (2007). *Karbon elyaf takviyeli epoksi kompozit malzemelerin karakterizasyonu*. Yüksek Lisans Tezi. Gazi Üniversitesi.
47. Hakkı Ö., (2015). *Sürekli Cam Elyaf Takviyeli Termoplastik Kompozit Malzemelerin Geliştirilmesi ve Mekanik Özelliklerinin Deneysel Olarak Belirlenmesi*. Yüksek Lisans Tezi. Uludağ Üniversitesi.



Gazili olmak ayrıcalıktır