

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**HELİKOPTER ROTOR PALALARINDA KULLANILAN
POLİMER MATRİSLİ KOMPOZİT MALZEMELERİN
SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE MODELLENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Mak. Müh. Nevzat Hakan KARAASLAN**

Anabilim Dalı : MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ

Programı : MALZEME ve İMALAT

HAZİRAN 2007

**HELİKOPTER ROTOR PALALARINDA KULLANILAN
POLİMER MATRİSLİ KOMPOZİT MALZEMELERİN
SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE MODELLENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Mak. Müh. Nevzat Hakan KARAASLAN
(503021314)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 11 Temmuz 2007
Tezin Savunulduğu Tarih : 11 Haziran 2007

Tez Danışmanı: Doç.Dr. Haydar LİVATYALI
Diğer Jüri Üyeleri Yrd.Doç.Dr. Celaletdin ERGÜN
Doç.Dr. Halit Süleyman TÜRKMEN

HAZİRAN 2007

ÖNSÖZ

Yüksek lisans tez çalışmalarım sırasında bilgi birikimi ve tecrübesi ile bana yardımcı olan ve yol gösteren danışmanlarım Doç. Dr. Haydar LİVATYALI'ya öncelikli olarak teşekkürü bir borç bilirim. Yardım ve katkılarından dolayı Mak. Müh. Başar YALÇINER'e, Mak. Müh. Metin CEBE'ye ve tüm hayatım boyunca benden desteğini ve sevgisini esirgemeyen aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

Mayıs 2007

Nevzat Hakan KARAASLAN

İÇİNDEKİLER

KISALTMALAR	v
TABLO LİSTESİ	vi
ŞEKİL LİSTESİ	vii
SEMBOL LİSTESİ	x
ÖZET	xii
SUMMARY	xiii
1. GİRİŞ	1
1.1. Helikopter Rotor Palaları	1
1.2. Helikopter Rotor Palalarının Tarihi Gelişimi	2
1.3. Delaminasyon Kusuru	3
1.4. Tezin İçeriği	4
2. POLİMER MATRİSLİ KOMPOZİT MALZEMELER	6
2.1. Giriş	6
2.2. Kompozit Malzemeler	6
2.3. Fiber Türleri	9
2.3.1. Sentetik İnorganik Fiberler	12
2.3.1.1. Cam Elyaf	12
2.3.1.2. Karbon Elyaf	13
2.4. Matris (Reçine) Malzemeleri	15
2.4.1. Termoplastik Reçineler	16
2.4.2. Termoset Reçineler	17
2.4.2.1. Epoksi Reçineler	17
2.4.3. Reçinelerden Beklenen Özellikler	18
2.4.3.1. Fiziksel ve Kimyasal Özellikleri	18
2.4.3.2. Mekanik Özellikler	19
2.4.4. Termoset Reçinelerin Termoplastik Reçinelere Göre Avantajları	19
2.4.5. Termoset Reçinelerin Termoplastik Reçinelere Göre Dezavantajları	20
3. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK ÖZELLİKLERİNİN DENEYSEL TAYİNİ	22
3.1. Giriş	22
3.2. Ortotropik özellikler	23
3.3. Düzlem Gerilme Halinde Ortotropik Özellikler	26
3.4. Tabaka Özelliklerinin Belirlenmesi İçin Deneysel Yöntemler	27
3.4.1. E11 ve v12	27
3.4.2. E22	28
3.4.3. G12	29

4. SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİNİN KOMPOZİT MALZEMELERE UYGULANMASI	32
4.1. Giriş	32
4.2. Kompozit Malzeme Modellemede Kullanılan Eleman Tipleri	32
4.3. Sonlu Elemanlar Yönteminin Doğrusallığı	39
4.4. Kompozit Malzeme Analizi İçin Diğer Yararlı Modelleme Teknikleri	39
4.5. Eleman Sıklığının Değiştirilmesi	43
4.6. Kompozit Malzemelerin Modellenmesi	46
5. AMAÇLAR ve YAKLAŞIM	49
5.1. Amaçlar	49
5.2. Yöntem	49
5.3. Sonlu Elemanlar Yöntemi İle Simülasyon Yaklaşımı	49
5.3.1. Giriş	49
5.3.2. Kompozit Modeli Oluşturma Esasları	50
5.3.3. Tek Eksenli Çekme Deneyi	54
5.3.4. Eğme Deneyi	57
5.3.5. Delaminasyon	60
6. SİMÜLASYON SONUÇLARI ve TARTIŞMA	62
6.1. 3B Tabakalı Katı Eleman Yaklaşımı	62
6.2. Simülasyon Sonuçları	65
6.2.1. Tek Eksenli Çekme Simülasyonu Sonuçları	65
6.2.2. Eğme Simülasyonu Sonuçları	73
7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	78
KAYNAKLAR	81
ÖZGEÇMİŞ	83

KISALTMALAR

ASTM	: American Standarts of Testing Materials (Amerikan Malzeme Testi Standartları)
2B	: 2 Boyutlu
3B	: 3 Boyutlu
SEM	: Scanning Electron Microscobe (Tarayıcı Elektron Mikroskobu)
PAN	: Poliakriliknitril
TS	: Termoset
TP	: Termoplastik

TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 2.1. Bazı yapay fiberlerin tipik özellikleri.....	11
Tablo 2.2. Cam fiber bileşimleri ve özellikleri.....	13
Tablo 2.3. Çeşitli matris malzemelerinin seçilmiş fiziksel ve mekanik özellikleri	16
Tablo 2.4. Reçinelerin özelliklerinin karşılaştırılması.....	21
Tablo 5.1. Kesim açlarına göre numunelerin fiber yönelmeleri.....	51
Tablo 5.2. Ortotropik tabaka dayanım özellikleri	52
Tablo 5.3. Ansys v 10.0 sonlu elemanlar paket yazılımında yer alan elemanlar ve özelliklerinin karşılaştırılması.....	53
Tablo 5.4. Delaminasyon boyutları.....	60
Tablo 6.1. Simülasyonlarda kullanılan modeller ve eleman sayıları.....	65

ŞEKİL LİSTESİ

		<u>Sayfa No</u>
Şekil 2.1	Kompozit malzemelerin sınıflandırılması	8
Şekil 2.2	(a) Dokunmuş haldeki kumaş takviye malzemesinin reçine emdirilmeden önceki SEM fotoğrafı (b) aynı kumaşın kesit görünüşü	10
Şekil 2.3	Karbon fiberlerin şematik gösterimi	14
Şekil 2.4	PAN molekülünün polimer zincire dönüşümü	15
Şekil 2.5	Termoset ve termoplastik reçinelerin viskozitelerinin sıcaklığa bağlı değişimi	20
Şekil 3.1	Global x,y; yerel 1,2 koordinat sistemlerine sahip tek yönlü katlar	23
Şekil 3.2	ASTM D-3039'a göre hazırlanmış (0° yönlendirmeli elyaf takviyeli) çekme numunesi	28
Şekil 3.3	ASTM D-3039'a göre hazırlanmış (90° yönlendirmeli elyaf takviyeli) çekme numunesi	29
Şekil 3.4	Global Iopescu kayma testi (Tabakalar arasındaki kayma özelliklerini belirlemede kullanılır)	30
Şekil 3.5	Çevresel yönde fiberleri yerleştirilmiş burma tüpü numunesi	30
Şekil 3.6	AS4/3501-6 Karbon-Epoksi kompozit malzemenin düzlemsel kayma davranışı	31
Şekil 4.1	4 Düğüm noktalı 2B kabuk (plaka) elemanlar	33
Şekil 4.2	9 Düğüm noktalı mindlin kabuk eleman	34
Şekil 4.3	9 Düğüm noktalı Mindlin elemanındaki delme serbestlik derecesi	36
Şekil 4.4	8 Düğüm noktalı Semi-Loof eleman	37
Şekil 4.5	18 Düğüm noktalı katı düzlem eleman	38
Şekil 4.6	Rijit bağlantı elemanı	39
Şekil 4.7	Rijit bağlantı örneği	41
Şekil 4.8	Rijit bağlantı örneklerinin sonuçları	42
Şekil 4.9	Delaminasyon içeren yüzey	42
Şekil 4.10	İki alt-tabaka modeli	43
Şekil 4.11	a) P-disiplini, b) H-disiplini	44
Şekil 4.12	Eleman ağının yoğunluğunun değiştirilmesine ait örnekler	45
Şekil 4.13	Orta-düzlem kuvvet ve momentleri	46
Şekil 5.1	Birbirine 90° açılı olan fiber takviyesi içeren tabaka kesiti	50
Şekil 5.2	Ortotropik malzeme özellikleri	51
Şekil 5.3	Solid 46 tabakalı eleman modeli	53
Şekil 5.4	Gerçek sabitler (Real Constants) ara yüzü	54

Şekil 5.5	Tek eksenli çekme deneyi numunesi ASTM D3039 M	54
Şekil 5.6	Tek eksenli çekme deneyi numunesi ASTM D638	55
Şekil 5.7	ASTM 3039'ya uygun tek eksenli çekme deneyi numunesi	55
Şekil 5.8	Sınır koşulları ve yükler	56
Şekil 5.9	Cam elyaf takviyeli kompozit malzeme tek eksenli çekme deney simülasyonu sınır koşulları ve yük uygulaması	56
Şekil 5.10	Sınır koşulları ve yükler	58
Şekil 5.11	Üç noktalı eğme deney fikstürü	58
Şekil 5.12	Dört noktalı eğme deney fikstürü	59
Şekil 5.13	Dört noktalı ve üç noktalı eğme deney numune boyutları	59
Şekil 5.14	Dört noktalı eğme sınır şartları	61
Şekil 5.15	Üç noktalı eğme sınır şartları	62
Şekil 5.16	Delaminasyon oluşturma aşamaları	64
Şekil 6.1	0 yönlenmesine sahip cam/epoksi numunelerin SHELL181 ve SOLID46 elemanlar ile yapılan tek eksenli çekme simülasyonlarından elde edilen gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	63
Şekil 6.2	45 yönlenmesine sahip cam/epoksi numunelerin SHELL181 ve SOLID46 elemanlar ile yapılan tek eksenli çekme simülasyonlarından elde edilen gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	64
Şekil 6.3	90 yönlenmesine sahip cam/epoksi numunelerin SHELL181 ve SOLID46 elemanlar ile yapılan tek eksenli çekme simülasyonlarından elde edilen gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	64
Şekil 6.4	Delaminasyonsuz cam/epoksi numunelerine ait SOLID46 ve SHELL181 elemanlarıyla yapılan simülasyonların deneysel veriler ile karşılaştırılması	64
Şekil 6.5	Delaminasyonsuz karbon/epoksi numunelere ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	66
Şekil 6.6	Delaminasyonlu karbon/epoksi numunelere ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	66
Şekil 6.7	Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 0 yönlenmeli karbon/epoksi numunelere ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	67
Şekil 6.8	Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 45 yönlenmeli karbon/epoksi numunelere ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	68
Şekil 6.9	Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 90 yönlenmeli karbon/epoksi numunelere ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	68
Şekil 6.10	Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu karbon/epoksi simülasyon sonuçlarının deneysel çalışma sonuçları ile karşılaştırılması	69
Şekil 6.11	Delaminasyonsuz cam/epoksi numunelere ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	70
Şekil 6.12	Delaminasyonlu cam/epoksi numunelere ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	70

Şekil 6.13	Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 0 yönlenmeli cam/epoksi numunelere ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	71
Şekil 6.14	Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 45 yönlenmeli cam/epoksi numunelere ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	71
Şekil 6.15	Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 90 yönlenmeli cam/epoksi numunelere ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği	72
Şekil 6.16	Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu cam/epoksi çekme simülasyon sonuçlarının deneysel çalışma sonuçları ile karşılaştırılması	72
Şekil 6.17	Kalınlık doğrultusunda tek eleman	73
Şekil 6.18	Kalınlık doğrultusunda iki eleman	74
Şekil 6.19	Eğme deneyi simülasyon adımları	74
Şekil 6.20	0 yönlenmesine sahip delaminasyonlu cam/epoksi numunenin eğme simülasyonu sonucunda elde edilen kuvvet/sehim grafiği	76
Şekil 6.21	Karbon/epoksi numuneler için 4 noktalı eğme deneyi simülasyon sonuçları	76
Şekil 6.22	Cam/epoksi numuneler için 3 noktalı eğme deneyi simülasyon sonuçları	77

SEMBOL LİSTESİ

ρ	Yoğunluk
E_f	Elyafın elastiklik modülü
σ_{Tf}	Çekme dayanımı
K	Isıl iletkenlik
α	Isıl genleşme
E	Elastiklik modülü
ν	Poisson oranı
E_{11}	Katmanın elyaf yönündeki elastiklik modülü
E_{22}	Katmanın enine doğrultusundaki elastiklik modülü
ϵ_1	1 yönündeki birim şekil değiştirme
σ_1	1 yönündeki normal gerilme
ϵ_2	2 yönündeki birim şekil değiştirme
σ_2	2 yönündeki normal gerilme
G_{12}	1 ve 2 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki kayma modülü
γ_{12}	1 ve 2 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki kayma birim şekil değiştirmesi
ν_{12}, ν_{21}	1 ve 2 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki poisson oranı
ϵ_3	3 yönündeki birim şekil değiştirme
σ_3	3 yönündeki normal gerilme
E_{33}	Tabaka düzlemine dik doğrultudaki elastiklik modülü
ν_{31}, ν_{13}	1 ve 3 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki poisson oranı
ν_{32}	3 ve 2 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki poisson oranı
γ_{23}	2 ve 3 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki kayma birim şekil değiştirmesi
γ_{31}	3 ve 1 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki kayma birim şekil değiştirmesi
G_{23}	2 ve 3 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki kayma modülü
G_{31}	3 ve 1 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki kayma modülü
τ_{12}	1 ve 2 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki kayma gerilmesi
τ_{23}	2 ve 3 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki kayma gerilmesi
τ_{31}	3 ve 1 eksenlerinin oluşturduğu düzlemdeki kayma gerilmesi
S	Uyum matrisi
$\epsilon_{x'x'}$	Bükme birim şekil değiştirmesi
w'	Enlemesine yer değiştirme
$N_1, N_2, \dots, N_m$	Şekil fonksiyonları
$r_1, r_2, \dots, r_6$	1 numaralı düğüm noktasının yer değiştirme doğrultuları
$\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_6$	2 numaralı düğüm noktasının yer değiştirme doğrultuları
M	Moment çiftleri
N	Düzlemsel yükler

A	Düzlemsel dayanım özellikleri
D	Bükme dayanım özellikleri
B	Bükme ve membran (zar) hareketinin birleşimi
ε^o	Orta tabaka şekil değişimi
κ	Eğrilik
Q	Enine kayma kuvveti matrisi
ζ_1, ζ_2	Orta düzlem yerel koordinatları
ζ_3	Orta düzleme normal olan koordinat
u'	Orta düzlem yerel koordinatlarındaki yer değiştirme
Z	C-malzeme katılık matrisine bağlı, kalınlık doğrultusundaki kuvvet
ε_z	C-malzeme katılık matrisine bağlı, kalınlık doğrultusundaki birim şekil değişimi
Y_z	Enine kayma şekil değiştirmesinin doğrusal değişimleri
A_t	Malzeme özelliği matrisi

HELİKOPTER ROTOR PALALARINDA KULLANILAN POLİMER MATRİSLİ KOMPOZİT MALZEMELERİN SONLU ELEMENLAR YÖNTEMİ İLE MODELLENMESİ

ÖZET

Gelişmiş helikopter rotor palaları genellikle kompozit malzemelerden üretilmektedirler ve yapılarında çeşitli hasarlara neden olabilecek yüksek derecede dinamik ve kararsız aerodinamik çevresel yüklerde çalışmaktadırlar. Bu yükleme şartlarına tekrarlı olarak maruz kalınması kompozit rotor pala yüzey kaplamalarında delaminasyon, çatlak vb. hasarlara neden olabilir. Bu tezin amacı, farklı kompozit rotor pala malzemelerinin, sonlu elemanlar yöntemi ile modellenmesi ve döner kanat yüzey kaplamalarında yaygın olarak kullanılan $[(\pm 45/0/90)_2]$ yönlenmesinde dokunmuş karbon elyaf ve $[(\pm 45)_8]$ yönlenmesinde dokunmuş cam elyaf takviyeli epoksi matrisli kompozit levhaların çekme ve eğme yükleri altındaki davranışlarının incelenmesidir. Bununla birlikte delaminasyon kusuru içeren malzemelerin davranışları modellenerek kusursuz malzemeler ile karşılaştırılmıştır. Bu simülasyonlar yapılırken ASTM standartları esas alınmış ve buradaki geçerli deney fikstürleri ve numune boyutları kullanılarak simülasyondaki sınır şartları belirlenmiştir. Yapılan simülasyonlarda 2B kabuk ve 3B katı eleman tipleri karşılaştırılmış ve çok katmanlı katı eleman tipinin kullanılmasının daha uygun olduğu gösterilmiştir. Yapılan simülasyonlar neticesinde deneysel çalışmadan elde edilen sonuçlara yakın değerler elde edilmiş ve modelin çalıştığı gösterilmiştir. Aynı servis koşulları altında karbon elyaf takviyeli malzemenin cam elyaf takviyeli malzemeye göre daha yüksek elastiklik modülü değerleri elde edilmiştir. Cam elyafa kıyasla çok daha gevrek yapıdaki karbon elyaf kompozit delaminasyon hasarına karşı duyarlılığı sonlu elemanlar yöntemi ile başarılı olarak modellenmiştir.

MODELING OF POLYMER MATRIX COMPOSITE MATERIALS USED FOR HELICOPTER ROTOR BLADES USING FINITE ELEMENT METHOD

SUMMARY

Advanced helicopter rotor blades are generally made of composite materials and run under dynamic and instable loading conditions that may cause various damages within the structures. Delamination, fracture and other defects may occur as a result of these working conditions as well as manufacturing errors. The objective of this study is to model various composite materials used for helicopter rotor blades using finite element method. Uniaxial tension and three and four point bending of carbon fiber reinforced epoxy with an stacking sequence of $[(\pm 45/0/90)_2]$; and glass fiber reinforced epoxy with an stacking sequence of $[(\pm 45)_8]$, which are commonly used in rotor blade airfoils, are simulated. In addition, effects of delamination are simulated and compared with non-delaminated samples. As testing conditions, ASTM standards are predicated and boundary conditions are determined by means of fixture and sample geometries defined in these standards. As a result of comparison between 2D shell and 3D solid elements, it is found to be more appropriate to use multi-layered solid elements. In conclusion, the predicted elasticity modules are close to the experimental study results. Carbon fiber reinforced materials display higher elasticity modulus than glass fiber reinforced materials under the same working conditions. Delamination sensitivity of carbon fibers, which are more brittle than glass fibers, is simulated successfully.

1. GİRİŞ

1.1. Helikopter Rotor Palaları

Helikopterlerde kaldırma kuvveti; yatay düzlemde hareket eden ve bir veya birkaç güç üretici tarafından döndürülen pervaneler yardımıyla yaratılır. Bu pervanelere ana rotor palaları (pal, blade) denilmektedir. Ana rotorun hava içerisinde dönerek hareket etmesiyle kaldırma kuvveti yaratılır. Döndürülen ana rotor, kendi eksenini etrafında dönerken, helikopterin kendisi de ana rotor dönüş yönüne zıt yönde dönmeye çalışır. Buna dönme momenti tepkisi denir. Kuyruk rotorları, helikopterlerdeki ana rotorun oluşturduğu bu dönme momentini eşitleyerek helikopteri düz tutmaktadır. Kuyruk rotoru bulunmayan ve çift ana rotora sahip helikopterlerde, rotorlar zıt yönde dönerek birbirlerinin yarattığı dönme momentini eşitler.

Ana rotorda yer alan her bir pala, üretilen kaldırma kuvvetini eşit olarak paylaşır. Palalar, helikopterin statik ağırlığının yanında helikopter uçuşu sırasında meydana gelen dinamik yükleri de taşımak zorundadırlar. Bu nedenle yük taşımada kullanılan büyük helikopterlerin genelde dört veya daha fazla sayıda ana rotor palası bulunmaktadır. Aynı prensip kuyruk rotoru palalarında da geçerli olup, ana rotor pala adedi fazla ise kuyruk rotor pala adedi de aynı oranda artar. Kuyruk rotor palalarındaki sayıca fazlalık, ana rotorun üreteceği dönme momentini karşılayacak güçte olmasından kaynaklanmaktadır.

Aerodinamiğin aynı dört prensibi hem sabit kanatlı hava araçlarına; hem de döner kanatlı hava araçlarına uygulanmaktadır. Bir hava aracına her zaman dört kuvvet etki etmektedir. Bunlar; ağırlık, taşıma (kaldırma), itki ve sürüklenme kuvvetidir.

Ağırlık, yerçekimi etkisiyle hava aracına etkiyen kuvvettir. Bu kuvvet her zaman hava aracının ağırlık merkezinden etkimektedir. Bu kuvvetin şiddeti, ancak hava aracının kütlesi değiştiği zaman değişir.

Taşıma kuvveti, bir uçağın kanadı ya da bir helikopterin palasının üzerinden geçen hava akımı sayesinde oluşur. Bu kuvvetin nasıl yaratıldığı bazı kaynaklarda Newton'un üçüncü yasasıyla, bazılarında ise Bernoulli prensibiyle açıklanmıştır. Ancak en bilimsel açıklamalar her iki prensibin birleşimiyle yapılmaktadır.

İtki, aracın havada ileri hareket ettiren kuvvettir. Sabit kanatlı hava aracı olarak anılan uçaklarda, itki uçağın burnunda yer alan pervane yardımıyla elde edilirken, taşıma kuvveti de sabit kanatlarla elde edilir. Helikopter gibi döner kanatlı bir hava aracında ise hem itki, hem de taşıma kuvveti ana rotor palaları ile elde edilir.

Sürüklenme, aracın hava içerisinde ilerlemesine engel olan kuvvettir. İtki kuvveti hava aracını sürüklenme kuvvetine karşı havada hareket halinde tutar. Hava içerisinde hareket ettiğinde itki ya da kaldırma kuvveti yaratan, özel olarak tasarlanan ve belirli bir kesite sahip yüzeye kanat profili denir. Uçakların kanatları, uçak pervaneleri, helikopterlerin ana ve kuyruk rotor palalarının hepsi birer kanat profilidir.

1.2. Helikopter Rotor Palalarının Tarihi Gelişimi

Helikopter ana rotor palalarının tasarımı, imalatla kullanılan malzemeye göre sınıflandırılırsa ilk helikopter palalarından bu yana aşağıdaki değişimleri geçirerek bugünkü haline geldiği görülür.

- Ahşap palalar
- Metal palalar
- Karma yapıdaki palalar (metallerin ve kompozit malzemelerin beraber kullanıldığı palalar)
- Kompozit palalar

1900–1940 yılları arasında üretilen helikopter palaları ahşap, bez ve macundan üretiliyordu. Palaların tasarımı tamamen deneme yanılma yöntemine dayanıyordu. İskeleti ahşap, yüzey kaplaması da bez veya kontrplaktan üretilen bu palalar; henüz yeniyken servis yüklerini karşılarken çok çabuk yıprandığı için kısa zaman içinde kullanılmaz hale geliyordu. Ahşap palalarda, yapı elemanlarının birbirlerine hatasız bir şekilde yapıştırılması büyük bir öneme sahipti. Palaların yapısı çok yumuşak ve kırılgan olmakla birlikte çok düşük güvenli ömre sahipti. Ayrıca hava koşullarından dolayı ahşap palaların kısa sürede çürümesi yaygın bir sorundu.

1940–1960 yılları arasındaki helikopterlerin ana rotor palaları, yapılarının büyük bir bölümünde metal malzeme kullanılarak üretildi. Metal palalar, ahşap pala sorunlarını ortadan kaldıran bir teknolojik hamleydi ve gelişimlerini iki aşamada tamamlamışlardır. Birinci aşamada, palalar metal iskelete sahipti. Bu tip metal palalara iskelet-tipi pala denilmiştir. Bu palalar, birçok parçadan oluşmuş boru biçimindeki yük taşıyıcı eleman ile güçlendirici kirişler, dayanma profilleri ve kaplamalardan oluşan bir yapıya sahipti. Metal iskelete sahip palalar, yeterli bir güvenli ömre sahip değildi. Bunun nedeni, ayrı parçaların birbirlerine perçin, lehim ya da kaynak ile tutturulmasıydı. Su geçirmeyen ve yüksek yorulma dayanımına sahip yapıştırıcıların bulunmasıyla bu tür palaların ömrü bariz bir şekilde arttırıldı. Kompozit malzeme kombinasyonları kullanılarak üretilen palalar ise tamamen metalden yapılan palaların dayanım-ağırlık oranını arttırmaya yönelik olarak ortaya çıkmışlardır. Bu tip palalarda yük taşıyıcı elemanın çevresi plastik bir köpük veya bir bal peteği yapı ile kaplanıyordu. Palanın hücum kenarının aerodinamik şekli de bu sayede oluşturuluyordu. Bu şekilde üretilen palalar, tamamen metalden üretilmiş palalara oranla daha hafifti.

1.3. Delaminasyon Kusuru

Kompozit malzemelerden imal edilen tabakalı yapıya sahip şerit, çubuk ve plakalar uçaklarda ve uzay taşıtlarında birincil yük taşıyıcı yapı elemanlarıdır. Kompozit malzemeden imal edilen yapı elemanları genellikle, imalat aşamasından ya da çalışma koşullarından kaynaklanan kusurlar içerirler. Delaminasyon (lamina tabakalarının ayrışarak aralarında ince düzlemsel boşluklar oluşması), bu kusurlardan en önemlisidir. Kalınlık doğrultusunda takviye eksikliğinden dolayı, delaminasyon, düzlemsel basma gerilmesi altında kompozit tabakalı yapı elemanının yük taşıma kapasitesinde önemli bir azalmaya neden olabilir.

Delaminasyon oluşumunun sebeplerini aşağıdaki gibi gruplandırmak mümkündür:

- Malzemeden kaynaklanan sebepler: Düşük kaliteli ham malzeme ya da matriste aşırı çözücü olması.
- Üretimden kaynaklanan sebepler: Fiberlerin ıslanmaması ya da reçine yetersizliği.

- Sıcaklıktan kaynaklanan sebepler: Düzensiz kürleme (olgunlaştırma) ya da tabaka içinde düzgün olmayan sıcaklık artışı nedeniyle ısıl gerilmeler oluşması.
- Çevresel sebepler: Nemlilik, titreşim gibi uygun olmayan çevre koşulları.

Bu kusurlar dış yüzeyde kendini göstermez, çoğunlukla operasyon boyunca büyüyebilir ve parçanın bazı tabakalarının toplam delaminasyonu (ayrışması) ile sonuçlanabilir [1].

1.4. Tezin İçeriği

Bu tez çalışmasının amacı, kompozit helikopter rotor palasında karbon ve cam elyaf takviyeli polimer malzemeden imal edilecek yüzey kaplamasının servis koşullarındaki yüklere kusursuz ve delaminasyonlu halde nasıl cevap vereceğinin sonlu elemanlar yöntemiyle incelenmesidir. Bunun yanı sıra karbon ve cam yüzey kaplama malzemelerinin İTÜ HTH (hafif ticari helikopter) projesinde hangisinin daha uygun olduğuna karar vermektir.

Bu çalışmanın hedefi polimer matrisli kompozit helikopter rotor palasında kullanılan $[(\pm 45/0/90)_2]$ elyaf yönlenmesine sahip karbon elyaf takviyeli polimer ile $[(\pm 45)_8]$ yönlenmesine sahip cam takviyeli polimer malzemenin tek eksenli çekme ve eğme yüklerinin altındaki davranışını sonlu elemanlar yöntemi ile incelemektir.

Bölüm 2’de, polimer matrisli kompozit malzemeler hakkında genel bilginin yanı sıra çalışmaya konu olan fiber ve matris malzemeleri hakkında açıklamalara yer verilmiştir.

Bölüm 3’te ise, kompozit malzemelere ait mekanik özelliklerin deneysel yollar ile tespiti anlatılmaktadır. Vurgulanan ortotropik (yöne bağlı) malzeme özellikleri ile birlikte deneysel yöntemler ve ilgili temel bağıntılara değinilmiştir.

Bölüm 4’te, sonlu elemanlar yönteminin kompozit malzemelere uygulanması hakkında temel bilgilere yer verilmiştir. Burada şimdiye kadar kullanılan eleman türleri & kıyaslamalı üstünlükleri, sonlu elemanlar yönteminin doğrusallığını etkileyen faktörler ile modelleme esnasında kullanılabilecek bazı yararlı teknikler üzerinde durulmuştur.

Bölüm 5’te, tez amaçları ve araştırmalarda benimsenen yaklaşımdan söz edilmiştir. Simülasyonun aşamaları, parametrelerin yöntemin gerçekleştirilmesi üzerindeki etkisinin tespiti ve simülasyonların nasıl yapıldığı hakkında bilgi verilmiştir.

Bölüm 6’da simülasyonlardan elde edilen sonuçlar sunulmuş ve değerlendirilmiştir. Simülasyon yaklaşımı, sonlu elemanlar yöntemi ile modelleme yaparken dikkat edilmesi gereken noktalar, yapılan simülasyonların sonuçlarının ortaya konulması ve tartışmalar yer almaktadır.

Bölüm 7’de ise kompozit malzeme simülasyonları hakkında nihai sonuçlar ve öneriler yer almaktadır.

2. POLİMER MATRİSLİ KOMPOZİT MALZEMELER

2.1 Giriş

Bu bölüm, yapılan çalışmaya konu olan polimer matrisli kompozit malzemeler hakkında temel teşkil edecek konuları içermektedir. Bu bölümde esas olarak üç kısım yer almaktadır. Birinci bölümde kompozit malzemeler ve polimer matrisli kompozit malzemeler hakkında genel bilgi yer almaktadır. İkinci bölümde ise çalışmaya konu olan takviye malzemeleri incelenmektedir. Son bölümde kompozit malzemelerin ikinci bileşeni olan matris malzemelerinden termoset ve termoplastik reçineler ile bu reçinelerden beklenen kimyasal ve fiziksel özellikler konu edilmiştir.

2.2 Kompozit Malzemeler

Kompozisyonları veya biçimleri farklı, iki ya da daha fazla sayıdaki malzemenin kendi özelliklerini kaybetmeden ve birbiri içerisinde çözünmeden kimyasal ya da mekanik olarak bir araya getirilmesiyle oluşmuş heterojen yapısal malzemelere kompozit malzeme denilmektedir. Bu tanım çok geneldir ve metal alaşımları, mineralleri, ahşap ve insan kemiği gibi malzemeleri de içerisine alır ve çok geneldir. Kompozit malzemeler için yapılmış çeşitli bilimsel tanımlamalar vardır. Kompozit malzemeler iki ya da daha fazla malzemenin üçüncü bir yararlı malzemeyi meydana getirmek için makroskopik ölçüde bir araya gelmesiyle oluşur. Makroskopik kelimesinin altında yatan anlam, bileşenlerin çıplak gözle görülebilecek boyutta olmasıdır. Birçok malzeme –metal alaşımları gibi- mikroskobik ölçekte heterojen olarak bir araya getirilebilir, ancak sonuçta ortaya çıkan yapı makroskopik ölçekte homojendir ve bileşenler çıplak gözle ayırt edilemez [2].

Kompozit malzeme iki ve ya daha fazla bileşenin bir araya gelerek oluşturduğu yapısal malzemelerdir. Bu bileşenler makroskopik seviyede bir araya gelirler ve birbiri içinde çözünmezler [3].

Bütün bu tanımlamaların yanı sıra herhangi bir malzemenin kompozit malzeme olarak adlandırılabilmesi için aşağıda bahsedilen üç kriteri daha yerine getirmesi gerekmektedir.

- Her iki bileşen de makul oranlarda olmalıdır.
- Bileşen fazlar birbirinden tamamen farklı özelliklere sahip olmalıdırlar; öyle ki kompozit malzemenin özellikleri gözle görülür derecede bileşen fazların özelliklerinden farklı olmalıdırlar.
- Sentetik bir kompozit malzeme; bileşenlerin çeşitli şekillerde karıştırılmasıyla üretilirler.

Uygun tasarlanması halinde kompozit malzemelerin avantajı, bileşenlerinin üstün özelliklerini bir araya getirerek toplamda optimal nitelikte malzeme özellikleri göstermeleridir. Kompozit malzemeler ile elde edilen üstün özelliklerden bazıları:

- Kompozit malzemeler akma göstermezler.
- Kompozit malzemelerin yüksek yorulma dayanımları vardır.
- Kompozit malzemeler korozyona uğramaz (Karbon elyaflı alüminyumun galvanik pil (hücre) karşısında hızla korozyona uğraması dışında).
- Kompozit malzemeler motorlarda kullanılan petrol ürünleri, hidrolik sıvılar, boyalar ve solventler, gres, yağlar gibi kimyasallara karşı duyarlı değildirler (Havacılık Endüstrisi).

Kompozit malzemeler, aynı kalınlıktaki hafif alaşımlara göre çok daha iyi ateşe karşı dayanım özellikleri sergilerler. Ancak bazı matrislerin yanmasından açığa çıkan duman zehirli olabilir.

Bunların yanı sıra kompozit malzemeler şu üstün özellikler bakımından geleneksel mühendislik malzemelerinden ayrılırlar;

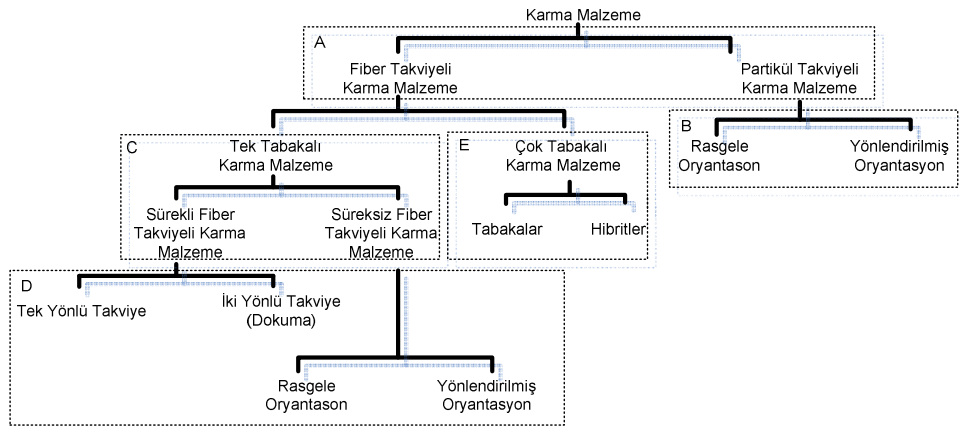
- Mukavemet
- Isıl iletkenlik
- Isı yalıtkanlığı
- Ses yalıtkanlığı
- Ağırlık

Doğal olarak sayılan tüm bu özellikleri aynı anda elde etmek mümkün değildir. Bunun yanı sıra burada yer alan bazı özellikler birbirine zıttır (Isıl iletkenlik, Isı yalıtkanlığı gibi). Bu nedenle kompozit malzemelerin üretiminden önce ihtiyaç duyulan özelliklere bağlı olarak tasarım çalışması yapılır.

İleri kompozit malzemeler gösterdikleri üstün yapısal özelliklerin yanı sıra geleneksel metal malzemelere nazaran hafif olmaları sebebiyle önemli avantajlar sunmaktadırlar. Modern kompozit malzemeler hem yapıların, hem de malzemelerin tasarımına büyük değişiklikler getirmişlerdir.

Kompozit malzeme, mikroskopik ölçekte kimyasal olarak farklı en az iki farklı yapı bileşeni ve bu bileşenleri ayıran bir ara faz veya geçiş bölgesinden ibarettir. Bileşenlerden sürekli (kesintisiz) hacimli ve (genellikle) daha fazla miktarda bulunanına matris denilir. Temel mantık olarak matris malzemeleri içerisine karıştırılan takviye elemanları vasıtasıyla özelliklerin iyileştirilmesi sağlanır. Matris malzemeleri seramik, metal ve polimer olmak üzere üç çeşittir. Genişletirsek, polimer düşük dayanımlı ve elastiklik modüllü, seramikler yüksek mukavemetli, rijit ve kırılğan, metaller ise orta değerlerde dayanım ve modül değerine ve iyi süneklik değerlerine sahiptir.

Kompozit malzemelerdeki ikinci bileşen ise takviye edici faz olarak tanımlanır. Matris malzemesinin özelliklerini yükseltir ve iyileştirir. Genellikle takviye malzemeleri matris malzemesinden daha sert, mukavemetli ve rijittir. Fakat bu her zaman geçerli değildir. Bu duruma örnek olarak sünek metal takviyesi ile seramik matris ya da kauçuk elastomer takviyesi ile kırılğan polimer matris sünek hale getirilebilir. Takviye edici fazın geometrisi, takviye malzemesinin etkisini belirleyen önemli bir parametredir. Başka bir deyişle kompozit malzemenin mekanik özellikleri takviye edici parçacıkların geometri ve boyutunun bir fonksiyonudur. Takviye malzemeleri partikül ya da elyaf olarak tanımlanır. Şekil 2.1’de takviye edici fazın türüne göre kompozit malzemelerin sınıflandırılması görülmektedir.



Şekil 2.1. Kompozit malzemelerin sınıflandırılması

Partikül takviyelerin boyutları tüm yönlerinde yaklaşık olarak aynıdır. Takviyenin şekli küresel, kübik, düzlemsel ya da herhangi bir düzgün ya da düzgün olmayan bir geometrik şekil olabilir. Partikül takviyesinin dağılımı tesadüfî ya da yönlendirilmiş olabilir. Bu karakteristik aynı zamanda kompozit malzemelerin sınıflandırılmasında kullanılır (Şekil 2.1 B Kutusu).

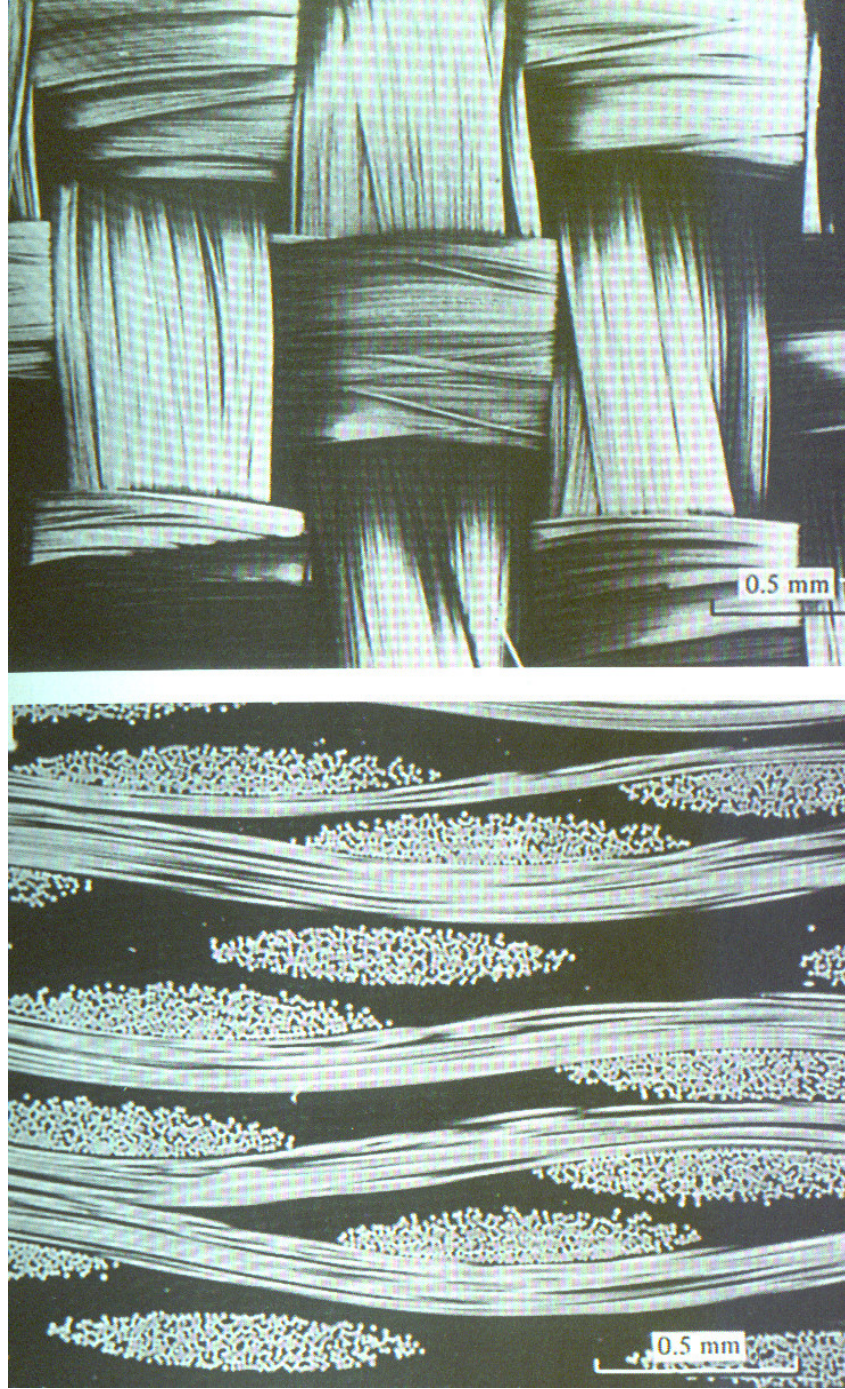
Elyaf takviyeli kompozit malzemeler, kesit alanlarına göre çok daha uzun olan boyları ile karakterize edilirler. Bununla birlikte, en-boy oranı olarak da bilinen, kesit alanındaki elyaf oranı da bir başka değerlendirme parametresidir. Tek tabakalı kompozit malzemelerde en-boy oranı büyük olanlarına sürekli elyaf takviyeli kompozit malzemeler, elyaf yönlenmesinde süreksizlikler gösterenlerine ise kısa elyaf takviyeli kompozit malzemeler denir (Şekil 2.1 C Kutusu). Kısa elyaf takviyesinin yönlenmesi tesadüfî ya da yönlendirilmiş olabilir. Sıklıkla tercih edilen yönlenme türü sürekli elyaf takviyesidir ve ilgili tesadüfi durum iki yönlü (dokuma) şeklinde elyaf takviyesi olarak adlandırılır.

Çok tabakalı kompozit malzemeler ise başka bir kategori olarak ele alınmalıdırlar ve tabakalı ve hibrit olarak sınıflandırılırlar (Şekil 2.1 E Kutusu). Bir tabakalı kompozit malzeme içinde 4 ila 400 arasında değişen sayıda, genellikle tek yönlü ve her birinde farklı açıda yerleştirilmiş tabaka olabilir.

2.3. Elyaf Türleri

Elyaf, elyaf takviyeli kompozit malzemelerin temel bileşenidir. Kompozit malzeme, tabaka içerisindeki hacimsel olarak en geniş yeri kaplar ve yapıya etkileyen yükün çoğunu taşırlar. Elyafın tipine, miktarına ve yönlenmesine doğru olarak karar verilmesi, aşağıda adı geçen özellikleri etkilemesi bakımından, büyük önem taşır.

- Özgül ağırlık
- Akma/Çekme dayanımı ve elastiklik modülü
- Basma dayanımı ve elastiklik modülü
- Yorulma dayanımı
- Elektrik iletkenliği
- Isıl iletkenlik
- Maliyet



Şekil 2.2. (a) Dokunmuş haldeki kumaş takviye malzemesinin reçine emdirilmeden önceki SEM fotoğrafı (b) aynı kumaşın kesit görünüşü [4]

Kompozit malzemelerde elyaflar matris malzemesi tarafından, elyafların istenilen yönlenmede kalmaları ve etki eden yükün tüm elyaflara düzgün olarak dağıtılması için, ince bir film halinde sarılır. Bunun yanı sıra, kompozit malzemenin çevresel etkilere karşı dayanımının belli olmasında da matris malzemesi belirgin rol oynamaktadır. İmalat sırasında takviye edici elyafların istenildiği gibi

yönlendirilebilmesi sayesinde kompozit malzemenin istenilen yöndeki yük dayanımını arttırmak mümkündür. Bir araya getirilen elyaf-matris sistemi, mekanik özellikleri artırmak için tasarlanmış malzemelerdir.

Yüksek performanslı elyaflar ile geleneksel malzemeler karşılaştırıldığında önemli, ancak genel olarak iyi anlaşılamayan husus geliştirme süresidir. Kompozit malzeme iki bileşeni bulunan kompozitşik bir sistemdir ve özel bir uygulama için yeni yüksek performanslı elyaflar geliştirmek ve optimize etmek için gerekli süre geleneksel malzemeler için gerekli olandan daha fazladır. Kompozit malzeme uygulamaları için yeni, yüksek performanslı takviye elyafları geliştirmek normalde 5–10 yıl almaktadır.

Elyafların diğer bir malzemeden yapılmış matris içine dağılmasıyla, malzeme kendi özelliklerini korumakla birlikte elyaf takviyesiyle elde edilen özellikleri de yapısına katmaktadır. Bazı yapay elyafların tipik özellikleri Tablo 2.1’de verilmiştir. Buna örnek olarak, yüksek sıcaklık dayanımı sebebiyle seçilen bir metal alaşıma, çalışma sıcaklığındaki düşük sürünme dayanımı sebebiyle inorganik oksit elyaf takviyesi yapılır. Bu sayede hem yüksek sıcaklık dayanımı göstermeye devam eder, hem de sürünme dayanımı arttırılır. Kompozit malzemeleri seçmedeki diğer bir önemli neden de aynı mekanik özellikler sağlanırken ağırlığı azaltmalarıdır.

Tablo 2.1. Bazı yapay elyafların tipik özellikleri

	Yoğunluk (Mg/m ³) ρ	Elastiklik Modülü (GPa) E_f	Çekme Dayanımı (MPa) σ_{Tf}	Kopma Uzaması %
E-Camı	2.54	70	2200	3.1
Aramid (Kevlar 49)	1.45	130	2900	2.5
SiC (Nicalon)	2.60	250	2200	0.9
Alumina (FP)	3.90	380	1400	0.4
Boron	2.65	420	3500	0.8
Polyethylene (S 1000)	0.97	172	2960	1.7
Carbon (HM)	1.86	380	2700	0.7

Yüksek dayanımlı kompozit malzemeleri meydana getiren düşük yoğunluklu takviye edici elyafların doğasını ve menşelerini biraz daha incelemekte fayda vardır [5]. Bu çalışmada yer alan elyaf türleri, cam ve karbon elyaflar, bir sonraki bölümde ele alınmıştır.

2.3.1. Sentetik İnorganik Elyaf

2.3.1.1.Cam Elyaf

Cam elyaf takviyeli, polimer matrisli kompozit malzemelerin boru tesisatları, sıvı depoları, basınçlı kaplar, spor ekipmanları ve deniz tekneleri gibi çok geniş bir şekilde ticari kullanım alanları mevcuttur. Çoğu durumdaki etkili üretim potansiyeli, korozyon dayanımı, düşük maliyeti sebebiyle cam elyaf en yaygın takviye malzemesidir. Buna karşılık diğer kompozit malzemelere göre daha düşük rijitliğe sahip, daha sünek, makul derecede dayanıklı ve hafif, genellikle düşük maliyetlidirler. Denizcilikte ve kimyasal uygulamalarda boru tesisatları gibi korozyon dayanımının yüksek olmasının istendiği yerlerde geniş çapta kullanılmaktadırlar. Daha az kritik olan uygulamalarda sakalcık (kısa elyaf) takviyesi ve dokuma olarak sürekli elyaf takviyesi halinde kullanılmaktadırlar [6]. Cam elyaf takviye elemanının özellikleri, camın kimyasal bileşimini değiştirmek suretiyle, belli bir seviyeye kadar yükseltilebilir.

E-Camı sürekli elyaf, rastgele dağılımlı kısa elyaf ya da yönlendirilmiş dağılımlı kısa elyaf takviyesi halinde bulunabilir olması açısından reçine emdirmesi ve kompozit malzeme imalatında kullanılan birçok metot için uygundur. Esasında havacılıkta ve füzelerde kullanmak üzere geliştirilen S-Camı, kullanılan tüm elyaflar arasında en yüksek çekme dayanımına sahip olanıdır. Bununla birlikte, yüksek üretim maliyeti ve bileşimindeki farklılık nedeniyle E-Camından daha pahalıdır. S-Camının daha ucuz bir versiyonu olan S-2 Camı son yıllarda kullanılmaya başlanmıştır. S-2 Camı askeri olmayan teknik özelliklerle üretilmesine rağmen, çekme dayanımı S-camına yakındır. S-camı elyafları grafit ve aramid elyaflarla hibrid takviyeli olarak kullanılırlar. Cam elyaf bileşimleri ve özellikleri Tablo 2.2’de gösterilmiştir.

Tablo 2.2. Cam elyaf bileşimleri ve özellikleri [4]

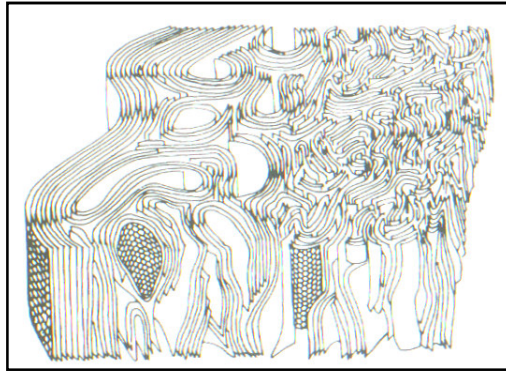
Bileşim	E- Camı	C-Camı	S-Camı
SiO ₂	52.4	64.4	64.4
Al ₂ O ₃ +Fe ₂ O ₃	14.4	4.1	25.0
CaO	17.2	13.4	-
MgO	4.6	3.3	10.3
Na ₂ O+K ₂ O	0.8	9.6	0.3
B ₂ O	10.6	4.7	-
BaO	-	0.9	-
Özellikler			
ρ (Mg m ⁻³)	2.60	2.49	2.48
K (W m ⁻¹ K ⁻¹)	13	13	13
α (10 ⁻⁶ K ⁻¹)	4.9	7.2	5.6
ρ^* (GPa)	3.45	3.30	4.60
E (GPa)	76.0	69.0	85.5
T _{max} (°C)	550	600	650

2.3.1.2 Karbon Elyaf

Karbon elyaflar polimer matrisli kompozit malzemelerin ileri mühendislik malzemeleri olarak kullanılması ve geliştirilmesinde diğer elyaf takviyelerine göre daha fazla temel teşkil etmişlerdir. Karbon elyaflar ticari olarak 207 MPa dan 1035 MPa'a kadar çeşitli çekme dayanımlarında temin edilebilmektedirler. Genel olarak, düşük modüllü elyaflar düşük yoğunluğa sahip, az maliyetli, yüksek çekme ve basma dayanımına sahiptirler ve yüksek modüllü elyaflara göre daha yüksek çekme uzamalarında kırılmaya uğrarlar. Bunun sebebi karbon atomlarının bileşiği oluştururken meydana getirdiği geometridir. Elmasın üç boyutlu bir geometrisi varken; karbon elyaf iki boyutlu gibi düşünebilir. Burada iki boyut ile anlatılmak istenilen şekil tel örgülerinki gibi bir geometridir.

Karbon elyafların avantajları arasında ağırlığa oranla yüksek çekme dayanımı, elastiklik modülüne sahip olmaları ve yorulma dayanımları sayılabilir. Dezavantajları ise düşük darbe dayanımı ve koruması olmayan elektrikli makinelerde kısa devreye sebep olan yüksek elektrik iletkenliğidir.

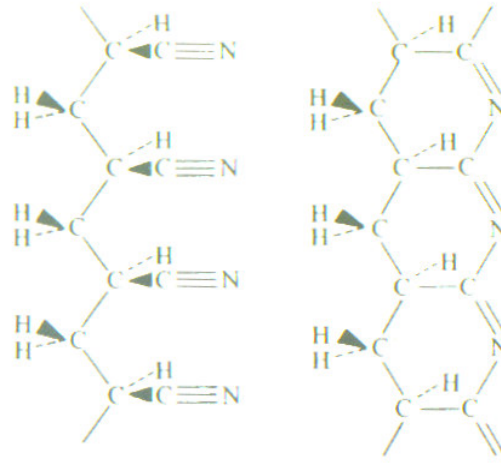
Karbon elyaf, yüzde doksandan fazla oranda karbon atomlarından oluşur. Genellikle 8 μm çapında olan karbon elyaf, turbostratik grafit kristalitlerinden oluşurlar. Şekil 2.3'te şematik olarak karbon elyafların yapısı gösterilmiştir. Eksenel yönde yüksek modül ve dayanım istenmesi halinde bazal düzlemlerin eksene paralel olması istenir.



Şekil 2.3. Karbon elyafların şematik gösterimi [4]

Karbon elyaflar havacılıkta ve bazı spor ekipmanları uygulamalarında ağırlıklarına göre yüksek dayanım ve rijitlik göstermeleri sebebiyle yaygın olarak kullanılmaktadırlar [6]. Hem elastik hem de güçlü yapılarından ötürü birçok alanda (örneğin arabaların lastikleri ve bazı parçaları, ev ve ofislerde kullanılan çeşitli araçlar, lityum pillerin kaplanması vs.) kullanılır hale gelmişlerdir. Genelde plastik malzemelerle karıştırılarak kullanılır. Karbon elyafların geri dönüşümü ile ilgili olarak da son zamanlarda önemli gelişmeler kaydedilmiştir.

Karbon elyaflar üç yolla elde edilir. Bunlardan birincisi; poliakriliknitril (PAN) elyaflardan elde edilmesi yoludur (Şekil 2.4). Yüksek modüllü karbon elyaf üretmede bu yol tercih edilmektedir. Rolls Royce ve Royal Aircraft kuruluşunda, Watt ve yardımcılarının desteği ile geliştirilmiştir. İkinci yöntem ise mezofaz katranı yöntemidir. İlk olarak Otani (1965) tarafından kullanılan yöntem daha sonraları birçok çalışan tarafından geliştirilmiştir. Buradaki katran, binlerce farklı hidrokarbon ve heterosiklik moleküllerden oluşan karmaşık bir karışımdır. Son yöntem ise irolitik tortulaşmadır. Karbon elyaflar hidrokarbonların pirolitik tortulaşmasıyla elde edilebilir.



Şekil 2.4. PAN molekülünün polimer zincire dönüşümü [4]

2.4. Matris (Reçine) Malzemeleri

Matris malzemesine, performansı etkileyen hayati fonksiyonları yerine getirmesi sebebiyle ihtiyaç duyulur. Matris malzemesi, elyaflar ile karşılaştırıldığında, tek başına düşük mekanik özelliklere sahip olmasına karşın kompozit malzemenin birçok mekanik özelliğini etkilemektedir [3]. Matrisin görevi elyaf takviyeli kompozit malzemeler ile parçacık takviyeli kompozit malzemelerde farklılık gösterir. Parçacık takviyeli kompozit malzemelerde matris, malzemeyi bir arada tutan katı bir form görevi görürken, elyaf takviyeli kompozit malzemelerde elyafları bir arada tutmak, yükü elyaflara dağıtmak ve elyafları çevresel etkilerden korumaktır. Aynı anda matris elyafların birbirinden izole edilmesini sağlayarak ayrık hareket etmelerine imkân verir. Matris, elyaf ipliklerini çevresel etkilerden ve mekanik hasarlardan korur. Sünek bir matris sayesinde bir elyaftan kaynaklanan çatlak ilerlemesi yavaşlar ya da durur.

İdeal bir matris malzemesi başlangıçta düşük viskoziteli bir yapıda iken daha sonra elyafları sağlam ve uygun bir şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçebilmelidir. Matris malzemesi, termoset veya termoplastik polimer malzeme olarak sürekli fazı oluşturur. Termosetler, epoksi de dâhil, kimyasal reaksiyonlar ile kurutulur ve bu kurutma işlemi tersinmezdir. Diğer yandan termoplastikler, yumuşamanın görüldüğü yüksek bir sıcaklığa yükseltilerek tekrarlanabilir şekilde şekillendirilebilirler. Termoset ve termoplastikler için uygulanan kompozit malzeme imalat yöntemleri tamamen birbirinden farklıdır [6].

2.4.1. Termoplastik Reçineler

Yüksek moleküler ağırlığa sahip, dayanıklı katılardır. Isıtıldıklarında yumuşar soğutulduklarında orijinal mekanik özelliklerini yeniden kazanırlar. Termoplastikler birçok kez yeniden eritilebilirler ve bu yüzden onarımları kolaydır. Yüksek camısı geçiş sıcaklığına (T_g) sahiptirler aynı zamanda erime sıcaklıkları da yüksektir. Düşük yüzey enerjilerinden dolayı ıslatabilme (kompozit imalatında önemli bir detay) özellikleri zayıftır. Bazı termoplastik reçineler şunlardır: polipropilen, poliamid, polietereterketon-PEEK, sülfon vb.

Tablo 2.3. Çeşitli matris malzemelerinin seçilmiş fiziksel ve mekanik özellikleri

Matris	Yoğunluk ρ (Mg m^{-3})	Elastiklik Modülü E (GPa)	Poisson Oranı ν	Çekme Dayanımı σ_s	Kopma Uzaması ϵ_s (%)	Isıl Genleşme α (10^{-6} K^{-1})	Isıl İletkenlik K ($\text{W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$)
Termosetler							
Epoksi Reçineler	1.1-1.4	3.6	0.38- 0.40	0.035-0.1	1-6	60	0.1
Poliesterler	1.2-1.5	2.0-4.5	0.37- 0.39	0.04-0.09	2	100-200	0.2
Termoplastikler							
Naylon 6.6	1.14	1.4-2.8	0.3	0.06-0.07	40-80	90	0.2
Polipropilen	0.90	1.0-1.4	0.3	0.02-0.04	300	110	0.2
PEEK	1.26-1.32	3.6	0.3	0.17	50	47	0.2
Metaller							
Al	2.70	70	0.33	0.2-0.6	6-20	24	130-230
Mg	1.80	45	0.35	0.1-0.3	3-10	27	100
Ti	4.5	110	0.36	0.3-1.0	4-12	9	6-22
Seramikler							
Borosilikat Camı	2.3	64	0.21	0.10	0.2	3	12
SiC	3.4	400	0.20	0.4	0.1	4	50
Al_2O_3	3.8	380	0.25	0.5	0.1	8	30

2.4.2. Termoset Reçineler

Düşük moleküler ağırlığa sahip reçinelerdir. Kimyasal çapraz-bağlanma ile sertleştirilirler. Bu işleme olgunlaştırma (kürleme) adı verilmektedir. Çapraz-bağlanma tersinmez bir işlemdir ve bu reçineler eritilemezler. Isıtıldıklarında az miktarda yumuşama gösterebilirler, aşırı ısıtıldıklarında yanarlar, ancak erimezler. Birçok termoset reçine sistemi oda sıcaklığında veya daha alt sıcaklıklarda olgunlaşır ve ekzotermik olarak dışarıya ısı verirler. Diğer termoset reçine olgunlaştırma sıcaklıkları 93, 120 veya 180 °C'tır. Çok düşük sıcaklıklar kimyasal reaksiyon ya da olgunlaşma işlemini ya yavaşlatır ya da engeller. Tüm termoset reçinelerde ısı uygulandığında olgunlaştırma süresi kısalmır. En çok kullanılan termoset reçineler şunlardır: fenol formaldehit, polyester, vinilester, epoksi, akrilik, poliüretan, silikon, poliamid vb.

2.4.2.1.Epoksi Reçineler

Yüksek viskoziteye sahip olan epoksi reçineler, havacılık sektöründe yapıştırma amacıyla kullanıldıkları gibi kompozit uygulamalarında da geniş kullanım alanına sahiptir. Genellikle yüksek sıcaklıklarda (50–100 °C) tabakalı yapılarda kullanılırken inert çözücü yardımıyla viskoziteleri düşürüldükten sonra oda sıcaklığında da tabakalı kompozit malzeme imalatında kullanılabilirler. Düşük sıcaklıklarda kullanılan sertleştiriciler kullanıldığında ise karşılaşılan sorunlardan birisi ise, tüm çözücü buharlaşmadan önce reçinenin olgunlaşmasıdır. İki bileşenli, oda sıcaklığında olgunlaşan yapıştırıcı macunları ve 150°C gibi sıcaklıklardaki servis koşullarında dayanımı düşmeyen sıcakta olgunlaştırılan film yapıştırıcılar epoksi reçinelerin çeşitleri arasındadır.

Epoksi reçineler genel olarak dört gruba ayrılır:

1. 177 °C (350 °F)'de olgunlaştırılan epoksi: Bu epoksi sistemleri, yapısal sistemlerin yüksek sıcaklıklarda etkileyici mekanik özelliklere sahip olmaları amacıyla yüksek sıcaklıklarda olgunlaştırma işlemine gereksinim duyarlar. Uzun süre neme maruz kalmaları halinde özelliklerinde düşme söz konusudur. Matris malzemesi olarak bu tür epoksi kullanılan yapılar genellikle katı kompozit tabakalardır.
2. 120 °C (250 °F) olgunlaştırılan epoksi: Bu tür epoksi sistemleri, ses hızının altında uçan askeri veya sivil helikopter/uçakların dış ikincil yapılarında kullanılmaktadır.

Bu reçineyi kullanan sistemlerin uzun süreli servis koşullarında çalışma sıcaklığı 93 °C'yi geçmez ve ikincil yapısal elemanlar ile sınırlıdır.

3. 93 °C (200° F) olgunlaştırılan epoksi: Bu sistem, 80 °C'de istenilen ıslak basma dayanımı değerlerini sağlaması amacıyla elle ıslak serme yönteminde kullanılmak üzere üretilmiştir.

4. Oda sıcaklığında olgunlaştırılan epoksi: Genellikle kompozit malzeme onarımlarında kullanılan bu reçine sistemleri sertleştirilmeleri için katalizör ya da sertleştirici olarak adlandırılan ikinci bir kimyasala ihtiyaç duyarlar.

2.4.3. Reçinelerden Beklenen Özellikler

2.4.3.1. Fiziksel ve Kimyasal Özellikler

Reçineler, kompozit malzemelerde elyafları bir arada tutarak yükün eşit biçimde elyaflara dağıtılmasını sağlar. Kompozit malzemelerde son derece önemli bir bileşen olduğu için bazı özelliklere sahip olmaları istenir. Bu özellikler aşağıdaki gibi özetlenebilir:

- Elyafları ıslatabilme özelliği iyi olmalı,
- Olgunlaştırma sırasında veya sonrasında kesinlikle uçucu yan ürünler açığa çıkmamalı
- Basit bir olgunlaştırma işlemi gerektirmeli
- Hatalı işleme ve imalata toleranslı olmalı
- Olgunlaştırma sırasında boyutlarında çekme veya büzüşme meydana gelmemeli,
- Aşırı sıcaklığa veya neme maruz kaldığında oda sıcaklığındaki özellikleri korunmalı,
- Düşük su emme özelliğine sahip olmalı,
- Yangın gibi durumlarda doğrudan ateşe maruz kaldığında olgunlaştırılmamış halde veya bozunma esnasında zehirli tehlike oluşturmamalı,
- Ürünün imalatı süresince işi bitirmeye yetecek kadar çalışma süresi olmalı,
- Oda sıcaklığında ıslak serme yapılırken 10-20 poise viskoziteye sahip olmalıdır.

Kompozit malzeme imalatında olası en yüksek elyaf miktarını sağlamak genelde istenen bir durumdur. Ancak yalnızca elyaf miktarına göre karar vermek yanlış bir yaklaşımdır. Elyaf miktarı gibi reçine miktarı da kompozit malzemelerin

dayanımında önemli bir paya sahiptir. Optimum değerden az olması reçineden yoksun bölgeler meydana getirir ki, bu durum çok daha düşük mekanik özelliklere sahip kompozit malzeme üretilmesine neden olur. Doğru miktarda reçine gerekli olduğu kadar bu reçinenin doğru şekilde dağıtılması da çok önemlidir. Sıkıca dokunmuş kumaş takviyeleri ya da çok viskoz reçine, reçinenin kuru elyaf demetlerini ıslatmasını zorlaştırır. İyi bir ürün elde edebilmek için kumaş dokumanın çeşidi, reçine viskozitesi, basınç ve olgunlaştırma sıcaklığı gibi parametreler çok önemlidir. Düşük viskoziteli reçineye ihtiyaç duyulması halinde reçinenin yeterli tokluğa sahip olması ve hasara uğramadan önce büyük şekil değişimi geçirebilmesi istenir.

2.4.3.2.Mekanik Özellikler

İdeal matris malzemesi olarak bir reçinenin sahip olması gereken mekanik özellikler aşağıdaki gibi olmalıdır.

- Çekme dayanımı: 56–70 MPa
- Çekme modülü: 4140 MPa
- Kopma uzaması : %3–6
- Kırılma enerjisi : > 0,5 kJ/m²
- Reçinelerin iyi basma özelliklerine sahip olması istenirse çekme modülünün yüksek olması istenmektedir.

2.4.4. Termoset Reçinelerin Termoplastik Reçinelere Göre Avantajları

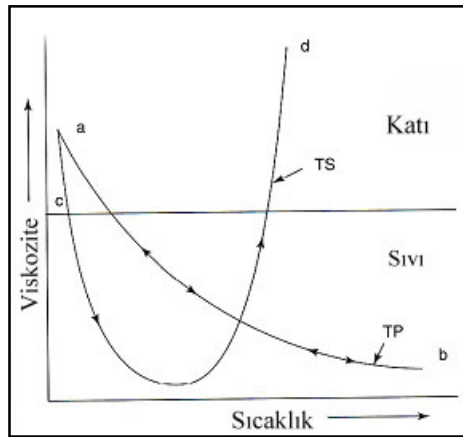
Termosetler, birçok termoplastiğin erime sıcaklığından daha düşük sıcaklıklarda olgunlaştırılır ve böylece termoplastiklerden daha düşük sıcaklıklarda işlem görürler. Birçok iki bileşenli reçine sistemi oda sıcaklığında olgunlaştırılabilir, ayrıca olgunlaştırmaları yaklaşık olarak 80 °C'ye ısıtılarak hızlandırılabilir ve kimyasal dirençleri termoplastik reçinelere kıyasla daha iyidir.

Özellikle epoksi sistemlerinde olgunlaştırma sıcaklık aralığının geniş olması sayesinde onarımlarda olgunlaştırma sıcaklıklarından daha düşük sıcaklıklarda işlem yapılmasını sağlar.

2.4.5. Termoset Reçinelerin Termoplastik Reçinelere Göre Dezavantajları

- İşlem hızı yavaştır (soğuk havada muhafaza / eritme / olgunlaştırma).
- Göreceli olarak düşük tokluk, dayanıma sahiptirler.
- Potansiyel sağlık sorunlarına yol açmaları mümkündür.
- Onarımları yavaştır.

Termoset (TS) ve termoplastik (TP) reçinelerin genel olarak viskozitelerinin sıcaklıkla değişimi Şekil 2.5'te verilmiştir. Şekilde her iki reçine de oda sıcaklığı veya yakın bir sıcaklıkta sıvı olarak bulunmaktadır. Bu durum, renk verici maddelerin, takviyelerin kolayca karıştırılmasını ya da sertleştirici gibi kimyasalların reçineye katılmasını kolaylaştırmaktadır. Termoplastik reçinelerin sıvı halde termoset reçinelerden daha yüksek viskoziteye sahip olduğu kolayca görülmektedir. Şekil 2.5'te a noktasında TP reçine oda sıcaklığında veya olabilecek en soğuk sıcaklıkta katı haldedir. b noktasında ise aynı TP reçine en ılık sıcaklıkta ve sıvı haldedir. C noktasında TS reçine oda sıcaklığına yakın bir sıcaklıkta ne sıvı ne de katı haldedir, yarı jel halindedir. D noktasında ise TS reçine en ılık sıcaklıkta katı haldedir. TP reçinenin eğrisi üzerindeki çift ok işareti, reçinenin sıcaklığa bağlı olarak fiziksel halinin değişebileceğini göstermektedir. TS reçinenin eğrisindeki tek yönlü ok işareti ise bu tür reçinelerin ısıtıldıklarında olgunlaştırılarak katı hale geçtiklerini ve işlemin tersinmez olduğunu göstermektedir [4].



Şekil 2.5. Termoset ve termoplastik reçinelerin viskozitelerinin sıcaklığa bağlı değişimi

Tablo 2.4. Reçinelerin özelliklerinin karşılaştırılması

	Termosetler		Termoplastikler		
Özellik	Epoksi Reçine	Poliester Reçine	Naylon 6.6	Polipropilen	PEEK
Erime Sıcaklığı (°C)	-	-	265	164	334
Distorsiyon Sıcaklığı (°C)	50-200	50-110	120-150	80-120	150-200
Olgunlaştırmadaki Çekme (%)	1-2	4-8	-	-	-
Su Emme Oranı (24s @ 20°C) (%)	0.1-0.4	0.1-0.3	1.3	0.03	0.1
Kimyasal Dayanım	İyi, Güçlü asitler etkidi	Güçlü asitler ve alkaliler etkidi	İyi, Güçlü asitler etkidi	Mükemmel	Mükemmel

3. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK ÖZELLİKLERİNİN DENEYSEL TESPİTİ

3.1 Giriş

Tek yönlü sürekli elyaf takviyeli malzemelerin statik yük altındaki mekanik özelliklerinin deneysel olarak tespiti, kompozit malzemeler hakkında yapılan araştırmalarda her zaman için anahtar rol oynamıştır. Kompozit malzeme çeşitliliğinin artmasıyla birlikte, özelliklerini tespit etmek için etkin ve güvenilir sonuçlar veren yöntemlere olan ihtiyaç gün geçtikçe artmıştır. Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin, özellikle sürekli elyaf takviyeli kompozit malzemelerin, metaller gibi diğer konvansiyonel mühendislik malzemelerinden farkı; mekanik özelliklerinin yöne bağımlı oluşudur. Bu yöne bağımlılık, malzemenin çalışma şartlarından her bir tabakadaki elyaf yönlenmesine kadar birçok parametreyi etkilemektedir. Dahası, bir yöndeki gerilme değeri, diğerine göre daha düşük olduğu için, en yüksek gerilme değeri tasarıma yön veren değer olmayabilir. Bu nedenle, gerçek gerilme hali ile izin verilebilir gerilme hali arasında bir karşılaştırma yapılması gereklidir.

Bu bölümde, tek katmandaki gerilme-şekil değiştirme bağıntısı incelenmiştir. Burada yer alan bağıntı müteakip analiz ve tasarım prosedürleri için temel teşkil etmektedir. Burada, malzemenin ortotropik (özellikleri yöne bağlı olarak değişen) ancak simetrik olduğu varsayılmıştır. Özellikle, ortotropik malzeme simetri düzlemlerine sahiptir ve malzeme eksenleri öyle ki, bu asal eksenler boyunca çekme ya da basma yönündeki yüklemeler kayma gerilme ve birim şekil değiştirmesine sebep olmaz ve kayma gerilmesinin uygulanması normal birim şekil değiştirme oluşturmaz. Bir kompozit malzeme ortotropik malzeme olarak düşünüldüğünde, elyaf ve matris bileşenlerinin özellikleri ayrı ayrı düşünülmez, farklı yönlerdeki özellikleri “birlikte” göz önüne alınır. Burada söz konusu olan teori iki boyutlu gerilme teorisidir. Çünkü kompozit malzemelerin çoğunluğu kalınlık doğrultusunda ince malzemelerdir.

Bu bölümün amacı, yönlendirilmiş elyaf dağılımına sahip ince katmanlar için gerilme ve şekil değiştirme bağıntılarını ortaya koymaktır. Bu bağıntılar tüm sürekli elyaf takviyeli ve yönlendirilmiş kısa elyaf takviyeli kompozit malzemeler için geçerlidir. Rastgele elyaf yönlendirilmesine sahip kısa elyaf takviyeli kompozit malzemelerin sürekli elyaf takviyelilere göre, daha az yöne bağımlı dayanım özellikleri olduğundan konvansiyonel isotropik malzeme gibi düşünülebilir. Bu nedenle sadece yönlendirilmiş elyaf takviyeli sistemler ele alınacaktır.

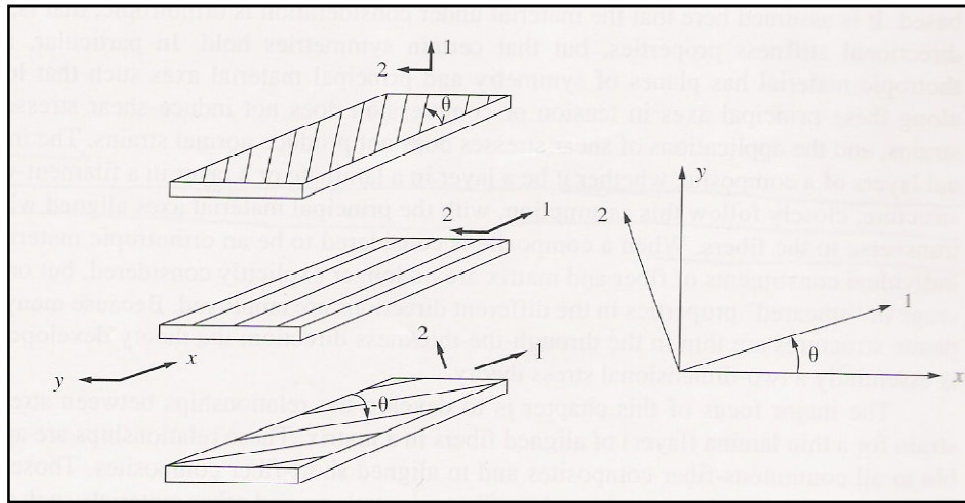
3.2. Ortotropik Özellikler

Şekil 3.1’de işaretlendirmeleri gösteren tek yönlü tabaka koordinat sistemi ile birlikte yer almaktadır. Burada 1 ve 2 yönleri sırasıyla elyaf yönü ve tabaka düzleminde elyaf yönüne dik doğrultuyu, 3 yönü ise kalınlık doğrultusunu işaret etmektedir. Katmanın elyaf yönündeki elastiklik modülü E_{11} , katmanın enine doğrultusundaki elastiklik modülü E_{22} dir. Tek eksenli gerilme halindeki şekil değiştirme

$$\epsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_{11}} \quad (3.1)$$

Genişlik doğrultusundaki şekil değiştirme

$$\epsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_{22}} \quad (3.2)$$



Şekil 3.1. Global x,y; yerel 1,2 koordinat sistemlerine sahip tek yönlü katlar

şeklindedir. 1 ve 2 sayıları sadece yönleri ifade etmektedir. Asal gerilmelerle ilgisi yoktur. Benzer şekilde, düzlem içinde G_{12} kayma gerilmesi tanımlanabilir ve bu durumda kayma şekil değişirmesi

$$\gamma_{12} = \frac{\tau_{12}}{G_{12}} \quad (3.3)$$

ile ifade edilebilir. Poisson oranı da aynı yoldan hareketle ifade edilebilir. Yine 1, elyaf doğrultusunda, tek yönlü gerilme hali olması durumunda Poisson etkisi sebebiyle 2, enine doğrultuda şekil değiştirme meydana gelecektir. Uygun Poisson oranı

$$\varepsilon_2 = -\nu_{12}\varepsilon_1 \quad (3.4)$$

ile ifade edilebilir. Aksine, 2 yönünde tek eksenli gerilme uygulandığında, 1 yönündeki şekil değişiminin Poisson oranı cinsinden aşağıdaki gibi ifade etmek mümkündür:

$$\varepsilon_1 = -\nu_{21}\varepsilon_2 \quad (3.5)$$

Kalınlık doğrultusundaki gerilme ve şekil değiştirme benzer şekilde ifade edilebilir:

$$\varepsilon_3 = \frac{\sigma_3}{E_{33}} \quad (3.6)$$

ve

$$\varepsilon_1 = -\nu_{31}\varepsilon_3 \text{ ve } \varepsilon_2 = -\nu_{32}\varepsilon_3 \quad (3.7)$$

Son olarak, bu basit işaretlendirmeler süper-pozisyon yöntemiyle bir araya getirilebilir. 1 yönündeki şekil değiştirme σ_1 ve Poisson etkisi sebebiyle σ_2 ve σ_3 gerilmeleri sebebiyle oluşmaktadır. Böylece, σ_1 , σ_2 ve σ_3 gerilmelerinin uygulandığını düşünebiliriz. 1 yönündeki şekil değişimi bu üç gerilmenin etkimesi sonucunda oluşur ve her bir gerilmenin ayrı ayrı uygulanmasının sonucu oluşan şekil

değişikliklerin toplamıdır. Her bir gerilmenin ayrı uygulanması sonucu 1 yönündeki şekil değişimleri

$$\sigma_1 \text{ Yükleme: } \varepsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_{11}}$$

$$\sigma_2 \text{ Yükleme: } \varepsilon_1 = -\nu_{21}\varepsilon_2 = -\nu_{21}\sigma_2/E_{22}$$

$$\sigma_3 \text{ Yükleme: } \varepsilon_1 = -\nu_{31}\varepsilon_3 = -\nu_{31}\sigma_3/E_{33}$$

şeklin de ifade edilir. Bu yüklemeleri bir araya getirip, 1 yönündeki şekil değişiklikleri süper-pozisyon yöntemiyle bir araya getirirsek

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_{11}} - \nu_{21} \left(\frac{\sigma_2}{E_{22}} \right) - \nu_{31} \left(\frac{\sigma_3}{E_{33}} \right) \quad (3.8)$$

ve benzer şekilde

$$\varepsilon_2 = -\nu_{12} \left(\frac{\sigma_1}{E_{11}} \right) + \left(\frac{\sigma_2}{E_{22}} \right) - \nu_{32} \left(\frac{\sigma_3}{E_{33}} \right) \quad (3.9)$$

elde edilir. Bunları bir matris içinde düzenlemek daha uygundur. Standart matris işaretlendirmesi kullanılarak

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_{11} & -\nu_{21}/E_{22} & -\nu_{31}/E_{33} & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_{11} & 1/E_{22} & -\nu_{32}/E_{33} & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{13}/E_{11} & -\nu_{23}/E_{22} & 1/E_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{31} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

ya da

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

şeklinde düzenleme yapılabilir. S matrisi malzeme özelliklerinin, şekil değişikliklerin bağımsız değişkenler halinde olduğu gerilme-şekil değiştirme formudur ve uyum matrisi olarak ifade edilir. Elastik bir malzemenin gerilme-şekil değiştirme halini veren matrisin simetrik olması gerektiği gösterilebilir. Bu nedenle

$$E_{11}\vartheta_{21} = E_{22}\vartheta_{12} \quad \text{ya da} \quad \vartheta_{12}/E_{11} = \vartheta_{21}/E_{22} \quad (3.12)$$

gibi bağıntılar köşegen dışında kalan terimler için elde bulunduğundan, tabakanın 3B gerilme ve şekil değiştirme davranışını karakterize etmek için sadece dokuz malzeme özelliğinin bilinmesi gereklidir. Uyum matrisi içerisinde yer alan sıfırlar, bize ortotropik bir malzemenin gerilme-şekil değiştirme halini tanımladığımızı ve tanımlamanın malzemenin asal eksenlerine bağlı olarak yapıldığını gösterir.

3.3 Düzlem Gerilme Halinde Ortotropik Özellikler

Mühendislikte kullanılan tabakalı yapıların birçoğu kalınlık doğrultusunda ince olduğundan, iki boyutlu gerilme hali sık olarak kullanılır. $\sigma_3 = \tau_{13} = \tau_{23} = 0$ varsayımı yapılarak;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_{11} & -\vartheta_{21}/E_{22} & 0 \\ -\vartheta_{12}/E_{11} & 1/E_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Elde edilir. 3-13 aşağıdaki hale dönüştürülerek gerilme-şekil değiştirme dayanım matrisi elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

ya da

$$\{\sigma\} = [Q]\{\varepsilon\} \quad (3.15)$$

Matris elemanları

$$Q_{11} = E_{11}/D$$

$$Q_{12} = \vartheta_{21}E_{11}/D$$

$$Q_{21} = \vartheta_{12}E_{22}/D$$

$$Q_{22} = E_{22}/D$$

$$Q_{66} = G_{12}$$

$$D = 1 - \vartheta_{12}\vartheta_{21} \quad (3.16)$$

eşitliklerinden elde edilir. Bu sayede

$$[Q] = \begin{bmatrix} \frac{E_{11}}{1-\vartheta_{12}\vartheta_{21}} & \frac{\vartheta_{21}E_{11}}{1-\vartheta_{12}\vartheta_{21}} & 0 \\ \frac{\vartheta_{12}E_{22}}{1-\vartheta_{12}\vartheta_{21}} & \frac{E_{22}}{1-\vartheta_{12}\vartheta_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

elde edilir. Q_{66} terimi, düzlem gerilme hali uygulanmadan önceki 6 X 6 matristen gelen işaretlendirmeden kaynaklanmaktadır. Burada tabakanın gerilme-şekil değiştirme tepkisini tanımlamak için beş bağımsız değişkene ihtiyaç varmış gibi gözükse de, S ve Q matrisleri simetrik olmak zorundadır. Sonuç olarak, sadece dört bağımsız değişkene ihtiyaç vardır ve karşılık bağıntısı

$$E_{11}\vartheta_{21} = E_{22}\vartheta_{12} \quad \text{ya da} \quad \vartheta_{12}/E_{11} = \vartheta_{21}/E_{22} \quad (3.18)$$

kullanılır.

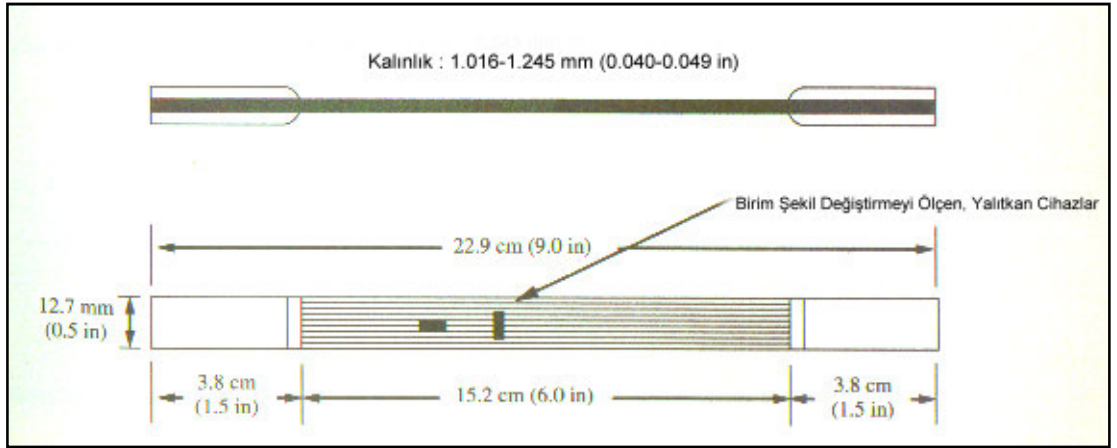
3.4 Tabaka Özelliklerinin Belirlenmesi İçin Deneysel Yöntemler

Düzlem gerilme analizi için gerekli olan dayanım özellikleri; E_{11} , elyaf doğrultusundaki modül, E_{22} , elyaf doğrultusuna dik yöndeki modül (tabaka düzlemindeki), G_{12} , düzlemsel kayma gerilmesi ve düzlemsel Poisson oranlarından (ϑ_{12} ya da ϑ_{21}) biridir. Bu özellikler laboratuvar deneyleriyle belirlenir. Bu bölümde sık olarak kullanılan deneysel yöntemlerden bazıları yer almaktadır.

3.4.1 E_{11} Ve ν_{11}

Elyaf doğrultusundaki modül E_{11} ve Poisson oranı ϑ_{12} ; üzerine uzama-kısalmayı ölçen, yalıtkan cihazların (strain gage) adapte edildiği, tek yönlü deney numunelerine uygulanan çekme testi ile belirlenebilir. (Şekil 3.2). Numuneler genellikle ASTM standartlarına göre hazırlanır ve test edilir (İlgili standart numarası: D-638). Elyaf doğrultusundaki tek yönlü gerilme hali sebebiyle, aynı doğrultudaki modül gerilmenin şekil değiştirmeye oranıdır. Poisson oranı $\vartheta_{12} = -\varepsilon_2 / \varepsilon_1$ dir. Bu testlerde

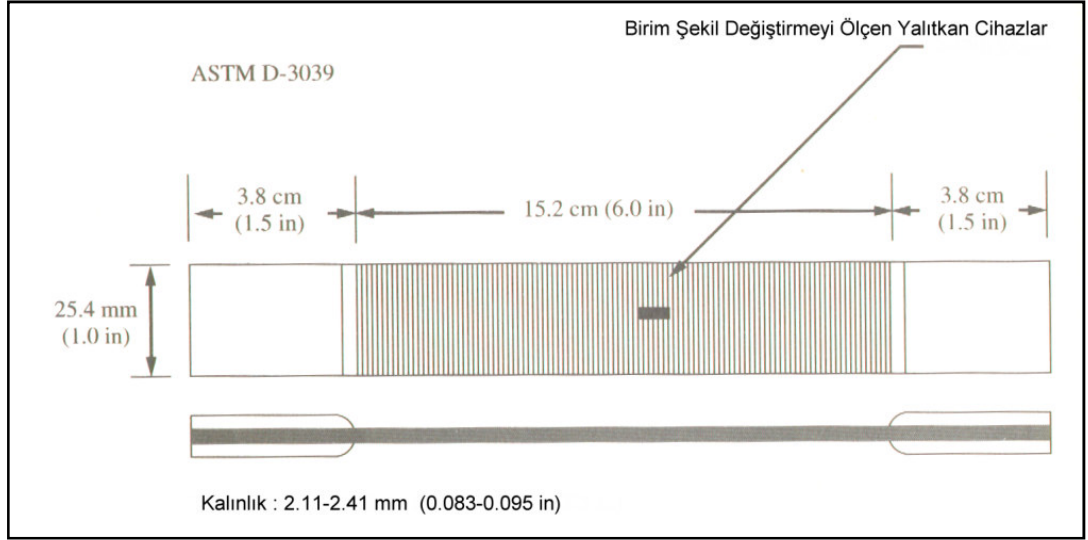
doğrusal olmama durumu gözlenebilir. Örneğin, karbon-elyaf tabaka çekme esnasında bir miktar pekleşir. Bu nedenle, modülün kesin ölçümü veri azaltmasına yönelik kullanılan yöntemle bağlıdır. Nihai modül değeri, düşük şekil değiştirme miktarında ölçülen değerden %15 daha yüksek olabilir. Ayrıca, veri azaltma prosedüründeki gerilme ölçümü, elyaf ve matristen oluşan kesit alanına bağlıdır ve polimer matrisli kompozit malzemeler için elyaflar dayanıma esas olarak katkıda bulunmaktadır. Böylece, belirli bir miktar elyaf ve matris bileşimi için gözlenen modül, kesit alandaki elyafların oranına bağlıdır. Bu aynı zamanda hacimsel elyaf oranına eşittir.



Şekil 3.2. ASTM D-3039'a göre hazırlanmış (0° yönlendirmeli elyaf takviyeli) çekme numunesi [6]

3.4.2 E_{22}

Uygulanan yüke dik yönlenme yapılmış elyaflar içeren çekme numuneleri aynı zamanda E_{22} 'yi belirlemek için kullanılabilir. Matris ve elyaf arasındaki dayanım farkının yansıması olarak, enine doğrultuda aşırı kırılma olduklarından bu numuneler ile çalışılırken dikkat edilmelidir. Teorik olarak ν_{21} Poisson oranının numune üzerindeki boy uzama-kısalmasını ölçen cihazlardan ölçülebilir olmasına rağmen, E_{11} ve ν_{12} 'in elde edilmesi için bahsedilen test yönteminde gözlenen değerlerin tutarlılığının kontrolü olarak, ν_{21} çok düşük değerlere sahip olduğundan bu durumda doğrusal sonuçlar elde etmek zordur. Sık kullanılan yöntem ν_{12} 'nin E_{11} 'i tayin etmek için kullanılan deneyden elde edilmesi ve sonrasında $\nu_{21} = \nu_{12} E_{11} / E_{11}$ bağıntısından yararlanmaktır.



Şekil 3.3. ASTM D-3039'a göre hazırlanmış (90° yönlendirmeli elyaf takviyeli) çekme numunesi [6]

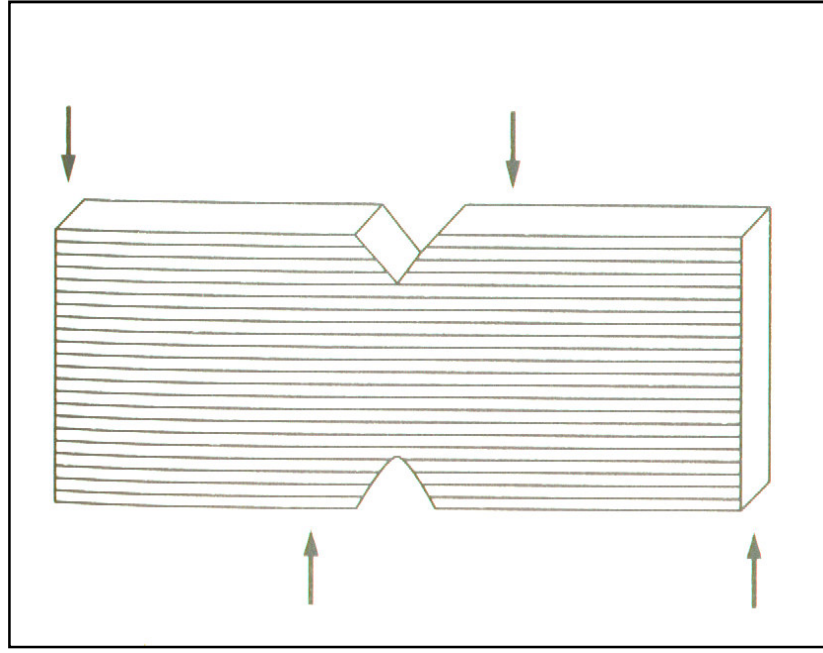
3.4.3 G_{12}

Düzlemsel kayma gerilmesi birkaç farklı yöntem ile tayin edilebilir. Bunlardan biri, numune eksenine göre farklı açılarla yerleştirilmiş elyaflardan oluşan tabakalardan elde edilmiş numuneler kullanmaktır. $\pm 45^\circ$ tabaka için gerilme ve şekil değiştirme arasındaki ilişki aşağıdaki gibi yorumlanabilir.

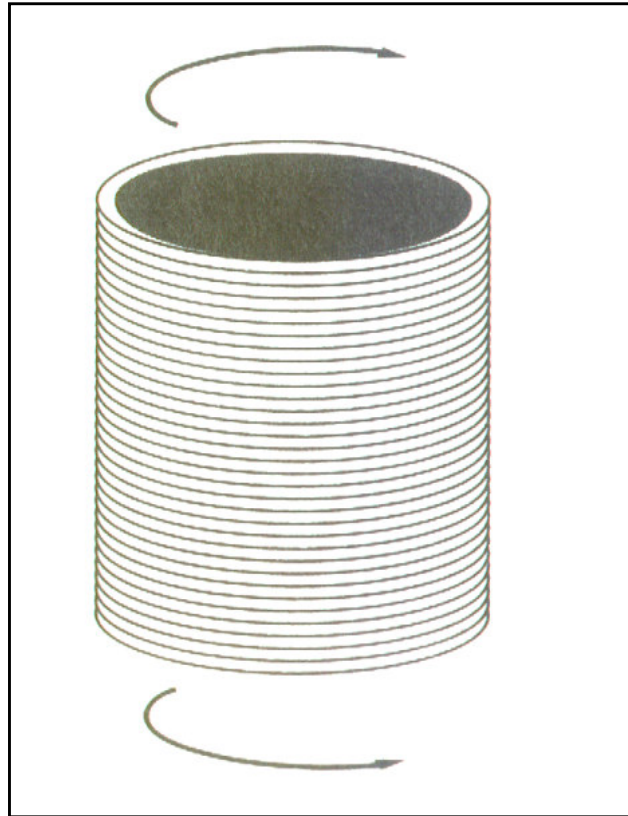
$$G_{12} = \frac{4}{\frac{4}{E_x} - \frac{1}{E_1} - \frac{1}{E_2} + \frac{2\theta_{21}}{E_1}} \quad (3.19)$$

Alternatif bir test kalın numunelerin enine testini gerektirir. Iosipescu kayma testi denilen bu yöntemde (Şekil 3.3) numunenin, şekil değiştirmenin 45° açıyla yerleştirilen şekil değiştirmeyi ölçen cihazların yerleştirildiği, orta kısmında kayma gerilmesi hali oluşturabilmek için enine yük uygulanır[6].

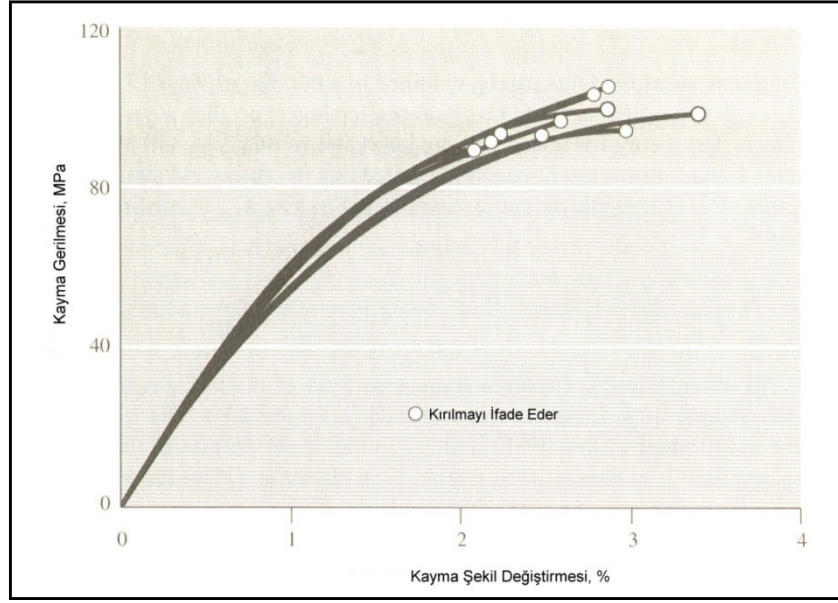
Diğer bir test ise çevresel yönde elyafları yerleştirilmiş bir burma tüpü numunesi hazırlamaktır (Şekil 3.4). Çevresel yönde elyaf takviyesi olan ince cidarlı tüplerin bükme testleri, iyi tanımlanmış gerilme hali ve karmaşık kenar etkilerini azaltması yönünden, düzlemsel kayma dayanımını belirlemek açısından doğrusal sonuçlar vermektedir. Düzlemsel kayma tamamıyla doğrusal olmayan bir durumdur. AS4/3501-6 Karbon-Epoksi kompozit malzemenin düzlemsel kayma davranışı Şekil 3.6 da gösterilmiştir[6].



Şekil 3.4. Global Iopescu kayma testi (Tabakalar arasındaki kayma özelliklerini belirlemede kullanılır.) [6]



Şekil 3.5. Çevresel yönde elyafları yerleştirilmiş burma tüpü numunesi [6]



Şekil 3.6. AS4/3501-6 Karbon-Epoksi karma malzemenin düzlemsel kayma davranışı [6]

4. SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİNİN KOMPOZİT MALZMELERE UYGULANMASI

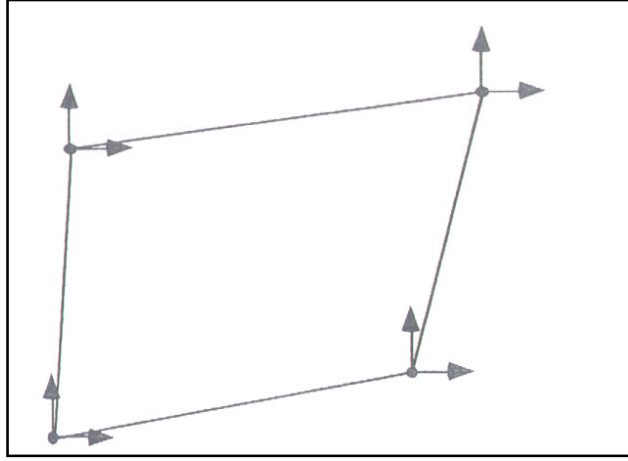
4.1 Giriş

Kompozit malzemelerin modellenmesi, yöne bağımlı dayanım özellikleri göstermeleri sebebiyle, demir ya da çelik gibi isotropik malzemelerden daha zordur. Her bir tabakanın farklı malzeme özelliklerine sahip olması sebebiyle modelleme yapılırken her bir tabakanın fiber yönü ve bu yöne bağlı malzeme özellikleri dikkatle tanımlanmalıdır.

4.2 Kompozit Malzeme Modellemede Kullanılan Eleman Tipleri

Sonlu elemanlar yöntemi ile kompozit malzeme modellemesinde sadece belirli tipte elemanlar analiz yapılırken etkin olarak kullanılabilir. Teoride, kompozit malzemenin her bir tabakası katı (katı; 3B hacimsel) eleman ifade edilecek şekilde, 3B tabakalı kompozit malzeme modellemek mümkün olmasına karşın, bu elemanların iki nedenden dolayı pratikte uygulaması zordur. Tabakalı malzemenin tabaka sayısının birkaç kattan fazla olması ve aynı anda söz konusu yapının tamamının modellenmek istenmesi halinde her bir tabakanın katı eleman ifade edilmesi hem analiz süresinin gereğinden fazla uzamasına, hem de pahalı sistem gereksinimi ihtiyacına yol açmaktadır. Buna ek olarak, katı elemanlar, ince tabakalarda, kalınlık doğrultusunda pek de doğru sonuçlar vermeyen eşitliklerin kurulmasına sebep olmaktadır. Katı elemanlar sadece kompozit malzemenin çok kalın olduğu veya malzeme içinde üç boyutlu gerilme durumu söz konusu olması halinde kullanılmalıdır.

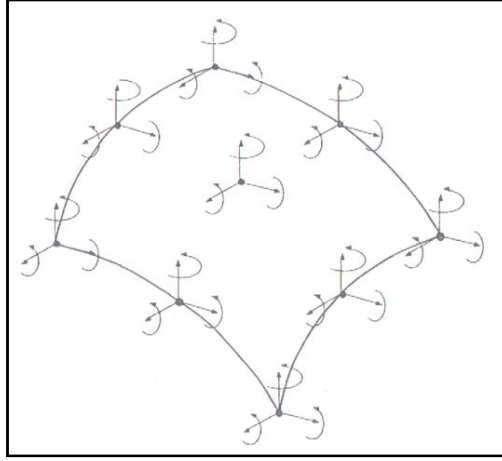
Düzlem gerilme hali söz konusu olduğunda 2B kabuk (plaka) elemanlar kullanılmaktadır. Bu tip elemanların en tipik örneği dört düğüm noktalı düzlem katı elemandır (Şekil 4.1).



Şekil 4.1 4 Düğüm noktalı 2B kabuk (plaka) elemanlar

2B kabuk (plaka) elemanlar, kompozit malzemelerin analizinde çoğunlukla ince, düzlem levhaların modellenmesinde düzlem içindeki davranışları modellemek için kullanılır. Burada dikkat edilmesi gereken eleman düzlemi dışındaki gerilme ve şekil değiştirme değerlerinin sıfır olmasıdır. Aksi halde model geçersiz olmaktadır. Bunların yanı sıra 2B kabuk elemanların kullanılması sonucu tabakalar arası oluşan gerilme göz ardı edilmiş olur. Çok tabakalı kompozit malzemelerde bu durum tabakalardaki yönlenmeye bağlıdır. Yönlenmenin dengeli olmaması halinde 2B kabuk eleman kullanılamaz.

Pratikte, farklı formlardaki kabuk elemanların kullanımı daha yaygındır. Kenar – kalınlık oranının 10 kat ya da daha fazla olduğu durumlarda [7] kabuk elemanlar kullanılabilir. Bu elemanın kullanılması, kompozit malzemeden oluşan yapıların modellenmesinde uygulanan en kolay yöntemdir. Yapı, kabuk eleman modeli oluşturulabilmesi için, tarafsız eksenini takip edilerek modellenmelidir. Kullanılan ticari yazılımların birçoğu tabakanın kalınlığındaki değişiklikleri kullanıcının tanımlayabilmesine izin vermektedir. Kabuk, hacmin tamamı yerine orta yüzey düzlemine dayanarak modellenir. Buna göre birim şekil değiştirmenin sadece kabuğun kalınlığı boyunca sabit ve doğrusal değişimi olduğunu öngören standart bükme teorisi kullanılır (Şekil 4. 2). Bu, kabuğun orta kalınlık yüzeyinin dönmesi ve gerilmesi ile kabuğun deformasyonunun tanımlanması anlamına gelir.



Şekil 4.2 9 Düğüm noktalı Mindlin kabuk eleman

2B katı eleman da, genel kabuk eleman da üçgen ve dörtgen geometrilere sahip olabilir. Her birinin köşelerinde, bazılarının ek olarak kenar orta noktalarında da olmak üzere düğüm noktaları vardır. Nadiren yüzeyde (iç) düğüm noktaları bulunmaktadır (Şekil 4.2). Yüzey düğüm noktaları ile kabuk elemanların bükülme davranışlarının eğriselliğinin artması ile geometriyi temsil yeteneğinin artması sağlanır.

Genellikle, sonlu elemanlar çözümünde kullanılan eleman ne kadar fazla düğüm noktası içeriyorsa o kadar az sayı ve yoğunlukta bir eleman ağı kullanarak çözüm yapmak mümkündür.

Kabuk teorisinde, kabuğun ince olması halinde çok iyi sonuçlar alınır. Burada orta yüzeyde, yüzey normali doğrultusunda birim şekil değiştirmenin olmadığı varsayılmaktadır. Bu ideal durumda sadece yapılması gereken elemanın orta yüzey düzlemindeki dönme ve ötelenmeleri serbestlik derecesi cinsinden ifade etmektir. Diğer taraftan Klasik Kirchhoff İnce Kabuk Teorisi kullanılması durumunda çok basit dörtgen geometriler dışındaki şekiller için sonlu elemanlar oluşturmak zorlaşır. Rasgele şekil almış elemanlar için şekil fonksiyonlarının tanımlanması ve Jacobian matrisin tayini kolay değildir. Bu nedenle Mindlin gibi diğer kabuk teorilerinin kullanımı daha uygundur. Bu durumda enine kayma gerilmeleri ortaya çıkar ve bükme birim şekil değiştirme (4.1) deki gibi olur [8].

$$\varepsilon_{x'x'} = \frac{\partial u'}{\partial x'} + z' \frac{\partial \theta_{y'}}{\partial x'} \quad (4.1)$$

Buradaki üstel işaret orta kalınlık yüzeyine dik ve düzlem içinde yerel koordinatlardaki yeri ve yer değiştirmeleri ifade etmektedir. Diğer eğilme birim şekil değiştirmeleri için başka benzer tanımlar vardır. Birim şekil değiştirmenin bu tanımı sadece ilk türevlerin bulunmasını gerektirir. Bu Jacobian matrisin oluşturulmasını kolaylaştırır. Buna ek olarak, formülleme ile enine yer değiştirme w^1 ve rotasyonlar θ_x^1 ve θ_y^1 'nin bağımsız olarak interpolasyonunun yapılması mümkün olmaktadır. Bu şekil fonksiyonunun tanımlanmasını büyük ölçüde kolaylaştırmaktadır. Standart şekil fonksiyonları

$$w' = [N_1 N_2 N_3 \dots N_m] \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ w_m \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

ve

$$\theta_{x'} = [N_1 N_2 N_3 \dots N_m] \begin{bmatrix} \theta_{x^1} \\ \theta_{x^2} \\ \cdot \\ \cdot \\ \theta_{x^m} \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

şeklinde kullanılabilir. Mindlin teorisiyle kayma gerilmesi ortaya çıkar ve bunlar elemanın davranışına (kalınlık boyunca sabit) dâhil edilmelidir.

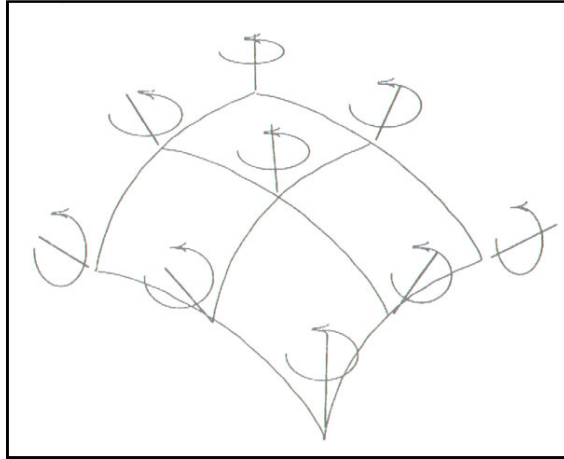
$$\varepsilon_{x'z'} = \frac{\partial w'}{\partial x'} + \theta_{y'} \quad (4.4)$$

Gerçekte enine birim şekil değiştirme alt ve üst yüzeylerde sıfır olması nedeniyle kalınlık boyunca sabit olamaz. Kalınlık doğrultusunda parabolik bir formda değişen değerler alır. Bu nedenle, Mindlin teorisine göre enine şekil değiştirme kalınlık doğrultusunda ortalama değerler ifade eder. İnce plakalar için kalınlık doğrultusunda değerlerin değişimi ikinci derecedendir.

Tipik Mindlin kabuk elemanı dokuz düğüm noktalı dörtgen bir yapıdadır (Şekil 4.2). Her bir düğüm noktasında üçü öteleme, üçü de dönme olmak üzere altı serbestlik derecesi vardır ve kabuk elemanların global koordinat sisteminde olağan bir şekilde bir araya gelmelerine müsaade edecek şekilde hareket ederler. Aynı elemanı

ortasındaki düğüm noktası olmadan da, sekiz düğüm noktalı olarak tanımlamak mümkündür. Ancak ortada yer alan düğüm noktası genel kabuk bükülmesi durumunda şekil fonksiyonlarının daha iyi tanımlanmasına izin vermesi açısından yararlıdır. Geometrinin daha iyi tanımlanması açısından aynı etkiye sahiptir; sekiz düğüm noktalı formülleme elemanın orta kısmında geometriyi düzlemselleştirmeye meyillidir. Bu da küresel şekillerde, şekil bozukluklarına yol açar.

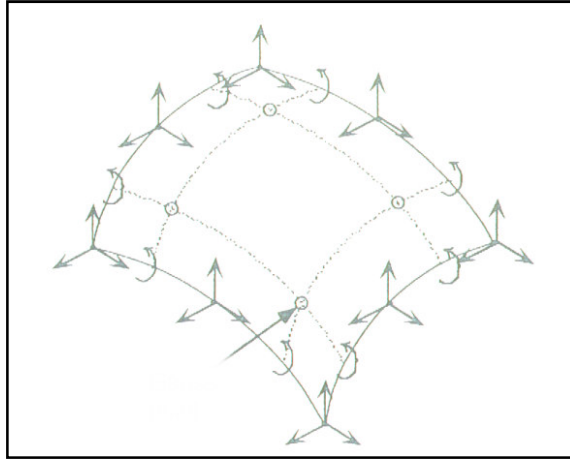
Öte yandan, Mindlin elemanında önemli bir problem ortaya çıkmaktadır. Şöyle ki temel formülleme için sadece düzlemin bükülmesini sağlayan dönme serbestlik derecelerine ihtiyaç duyulmaktadır. Modellemesi yapılan yapı düz bir yüzeyden ibaret olursa üç ötelenme ve iki de bükme dönme serbestlik derecesine ihtiyaç duyulur. Ancak genellikle durum böyle değildir ve dönme hareketini sağlayan bütün dönme serbestlik derecelerine ihtiyaç vardır. Buradaki üçüncü dönme, düzleme dik ancak düzlem içindeki harekettir. Buna genel olarak delme dönmesi adı verilir (Şekil 4.3). Bu doğal olmayan bir düzlemsel serbestlik derecesidir. Birçok sonlu eleman sisteminde bu delme rotasyonunun gerçek olmayan bir serbestlik derecesi olduğu varsayılır ve elemandaki diğer hiçbir serbestlik derecesi ile birlikte hareket edemez.



Şekil 4.3 9 Düğüm noktalı Mindlin elemanındaki delme serbestlik derecesi

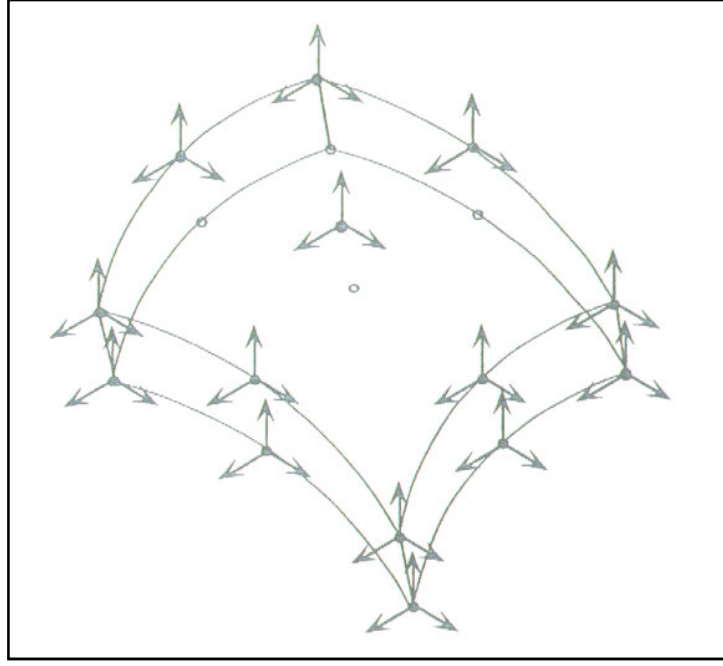
Delme şeklindeki serbestlik derecesi problemini çözmek için yarı-esnek (semi-loof) elemanlar kullanılır (Şekil 4.4). Bu elemanda, düğüm noktalarında, üç global yer değiştirme serbestlik derecesi olan sekiz düğüm noktası bulunmaktadır. Bunlara ek olarak her bir kenar boyunca, Gauss entegrasyon noktalarından geçen doğrultunun kenarları böldüğü noktalarda, iki yerel dönme serbestlik dereceleri vardır. Bu durumda eleman otuz iki serbestlik derecesine sahip olur. Dönme serbestliklerinin

köşelerde olmaması ve yalnız yerel dönme serbestliklerinin kullanılması sebebiyle global yönler dönüşürülmesi gerekmez. Bu durumda delme rotasyonu serbestliğine olan ihtiyaç ortadan kalkar. Burada ortaya çıkan problem, düğüm noktaları dışında serbestlik derecelerinin ortaya çıkması ve standart olmayan bir birleştirme işleminin gerekliliğidir. Bunun yanı sıra, yarı esnek enine kayma birim şekil değiştirme etkisi vardır. Mindlin ve yarı esnek eleman tipleri doğrusallık ve etkinlik yönünden karşılaştırılabilir.



Şekil 4.4 8 Düğüm noktalı yarı-esnek eleman

Diğer bir kabuk eleman ise katı kabuk elemanlardır (Şekil 4.5). Bu eleman, 3B katı elemanın özelliklerini taşımakla birlikte kabuk eleman gibi davranmaktadır. Yapılan uygulamaya bağlı olarak herhangi bir sayıda düğüm noktası içerebilen bu elemanın kalınlık doğrultusunda sadece iki düğüm noktası bulunmaktadır. Şekil 4.5'te gösterilen elemanın üst ve alt yüzeylerinde on sekizer adet düğüm noktası vardır. Diğer yandan, orta kalınlık düzleminde düğüm noktası bulunmamaktadır. Her bir düğüm noktasının sadece öteleme serbestlik derecesi vardır ve dönme serbestliği tanımlı olmadığı için delme rotasyonu ile ilgili problem ortadan kalkmaktadır. Şekil 4. 2'de yer alan Mindlin kabuk elemanı ile aynı sayıda serbestlik derecesine sahiptir. Eleman düzlemindeki yer değiştirme serbestliğinin bileşenleri, elemanın bükme ve gerilmesini tanımlamaktadır. Elemanın alt ve üst yüzeyinde yer alan bir çift düğüm noktasının ortalama değeri düzlem gerilmeye eşittir ve aralarındaki farkın kabuk kalınlığına bölünmesiyle orta yüzey rotasyonu elde edilir.



Şekil 4.5 18 Düğüm noktalı katı düzlem eleman

Mindlin kabuk elemanı ile katı kabuk eleman kesinlikle eş değer serbestlik derecelerine sahip değildir. Katı kabuk eleman, delme serbestliğine sahip değildir. Ancak Mindlin elemanının sahip olmadığı, kalınlık doğrultusunda gerilme şekil değiştirmelerinin görülmesine izin veren, kalınlık doğrultusunda iki öteleme serbestlik derecesine sahiptir. Modellemesi yapılacak olan yapının basit katı elemanlarla modellenmesi oldukça kolay olmasına rağmen, konvansiyonel katı elemanın aşırı katı olması ve plakanın inceldikçe katılığıının daha da aşırı boyutlara ulaşması sebebiyle sakınca doğurmaktadır. Bu sorunu katı kabuk elemanda önlemek amacıyla modifiye edilmiş gerilme/şekil değiştirme bağıntısı kullanılmaktadır.

Katı kabuk eleman, dokuz düğüm noktalı Mindlin kabuk elemanı ile benzer bir davranış göstermektedir. Katı kabuk eleman Mindlin kabuk elemanına nazaran birçok üstünlük sergilemektedir: sanal (gerçek olmayan) bir delme serbestliği yoktur ve istenilmesi halinde kalınlık doğrultusunda dizilebilir. Tek dezavantajı ise kalınlık doğrultusundaki bükülmezlik, çözüm esnasında yuvarlama hatasına sebep olur. Bu nedenle 2B katı elemanlar çeki altında başarılı, ancak bası modellemek için uygun değildir. Modelin köşelerinde ve diğer kabuk elemanlar ile birleştiği noktalarda hantal durur. Bunun yanında, diğer standart katı elemanlarla birleşebilme kabiliyeti vardır.

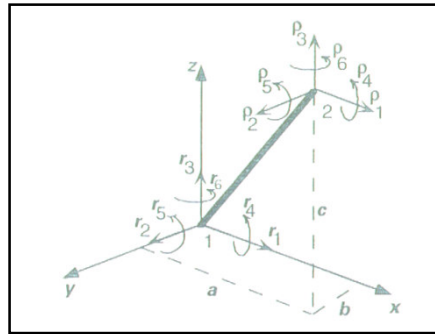
4.3 Sonlu Elemanlar Yönteminin Doğruluğu

Sonlu elemanlar yöntemi doğası gereği yaklaşık bir çözümdür. Sadece eşitliğin bir eleman üzerinde ortalama olarak sağlanmasını garantiler. Bir elemanın hacminden daha küçük bir hacimde bu eşitliği sağlayamaz. Buradan anlaşıldığı gibi, elemanlara ayırma yoğunluğu arttırıldıkça söz konusu eşitliklerin daha küçük parçalar üzerinde sağlanmasını yapmak mümkündür. Sonlu elemanlar çözümünü kullanmanın inceliği, pahalıya mal olmayacak, ancak kabul edilebilir doğrulukta sonuç almaya yetecek eleman sayısı ve uyumu tasarlayabilmektir.

Elemanlara ayırma işlemini iyi bir şekilde uygulanması, lineer statik problemlerde önemli olmakla birlikte, denklemlerin sonuçlarının tekrarlanması gerekliliği olduğu lineer olmayan ve dinamik problemlerde daha da önem kazanmaktadır.

4.4 Kompozit Malzeme Analizi İçin Diğer Yararlı Modelleme Teknikleri

Sonlu elemanlar yöntemini kompozit malzeme analizine uygulamadan önce, sonlu elemanlar ile ilgili, simülasyonu yapılacak kompozit malzemeler için yararlı bazı diğer konulara değinmekte yarar vardır. Kompozit malzemeler genellikle tabaka halinde malzemeler olarak kullanılır ve delaminasyon nedeniyle hasar oluşabilir. Delaminasyonun etkisi bazı yöntemlerle modellenmelidir ve bükülme elemanları kullanılıyorsa bazı özel teknikler gerekir. Bu yöntemlerden birisi delaminasyonun olduğu bölgede malzeme, kalınlığın yarısı olacak şekilde, iki alt model halinde modellenmesi ve delaminasyon olmayan bölgede tek parça halinde modellenmesidir. Bu durumda oluşturulan alt modelleri rijit-bağlantı elemanlarıyla birbirine tanıtmak zorunluluğu ortaya çıkar.



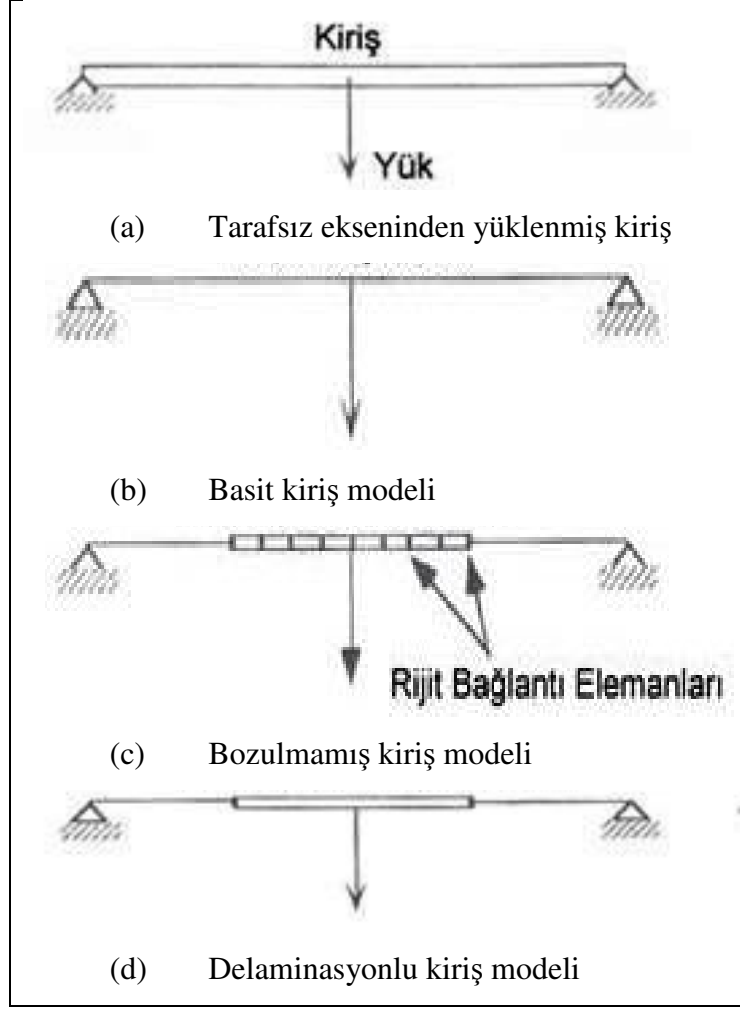
Şekil 4.6 Rijit bağlantı elemanı

Rijit-bağlantı elemanı Şekil 4.6’da görüldüğü gibidir. Burada, rijit-bağlantı elemanı 1 ve 2 düğüm noktalarını birbirine bağlar. Bu yüzden r 1’den r 6’ya kadar 1 numaralı düğüm noktasının, ρ_1 ’den ρ_6 ’ya kadar 2 numaralı düğüm noktasının yer değiştirme doğrultularıdır. Burada bağlantı rijit olduğuna göre r ve ρ Denklem 5.5’deki gibi bir bağlantı halinde yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \rho_3 \\ \rho_4 \\ \rho_5 \\ \rho_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & c & -b \\ 0 & 1 & 0 & -c & 0 & a \\ 0 & 0 & 1 & b & -a & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \\ r_3 \\ r_4 \\ r_5 \\ r_6 \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

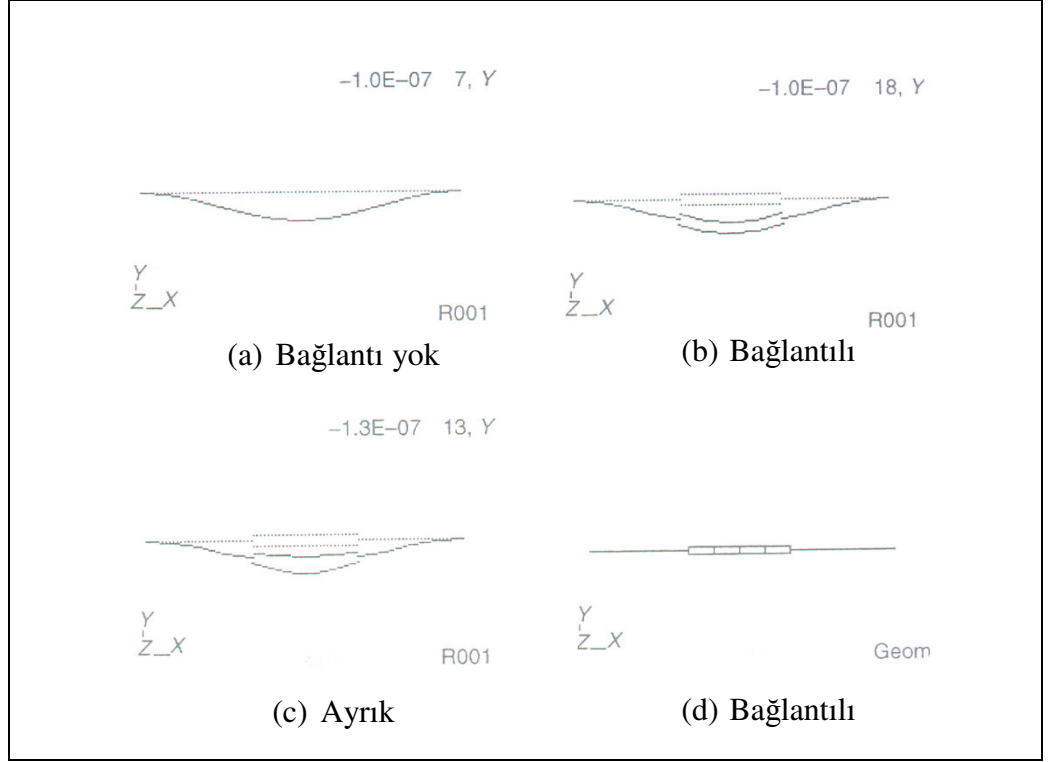
Yukarıdaki eşitlik, serbestlik derecelerini birbiriyle ilişkilendiren “çok noktalı sınırlama” ı ifade eder. Bu iki plakayı (ya da çubuğu) birbirine bağlar. Bu sayede birlikte hareket ederler.

Çok Noktalı Sınırlamanın kullanılış şeklini vermek amacıyla Şekil 4.7’deki örnek gösterilmektedir. Burada merkezi bir kuvvetle, basitçe sabitlenmiş bir kirişin tarafsız ekseninden yüklenmesi görülmektedir. Modellemesi yapılan kiriş konvansiyonel kiriş elemanlarıyla modellenmiştir. Ayrıca mesnetler arasındaki açıklık, üst kısmın merkez eksen ve alt kısmın merkez eksen boyunca uzanan kirişler vasıtasıyla, ikiye bölünmüştür. Bu iki kirişin toplam kalınlığı bölünmemiş haldeki kirişin kalınlığına eşittir. Tüm modelde alt ve üst yarıda yer alan tüm düğüm noktaları rijit-bağlantı elemanlarıyla birbirine bağlanmıştır. Bunlar Şekil 5.9’da yer alan dikine kalın çizgilerle ifade edilmiştir. Şekil 4.7(d)’de yer alan şekilde ise destekler arası açıklığın ortasında yer alan delaminasyon içeren kısmın bu elemanlar ile hasarsız kısma bağlanması şematik olarak gösterilmiştir.



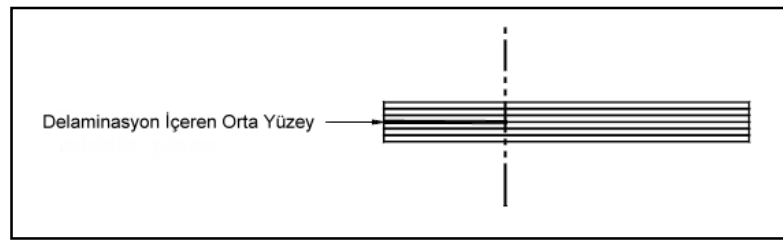
Şekil 4.7 Rijit bağlantı örneği

Şekil 4.8’de yük uygulanması sonucu düğüm noktalarının yer değıştirmesi sonuçları gösterilmiştir. Şekil 4.8(a)’da basit kiriş modelinin yer değıştirmiş şekli gösterilmektedir. Kirişin merkez noktasındaki maksimum yer değıştirme 1.0×10^{-7} birimdir. Şekil 4.8(b)’de yer alan bağlantı modelinde üst ve alt kirişlerin birbirine tamamen bağlanması sonucu merkez noktada meydana gelen yer değıştirme neredeyse basit kiriş modeli ile aynıdır. Şekil 4.8(c)’de yer alan ayırık modelde delaminasyon içeren kısım sadece uçlarında rijit-bağlantı elemanlarıyla bağlandığından, alt kısımda yer alan kiriş daha fazla yer değıştirmeye maruz kalmıştır. Bu kiriş elemanlar kullanılarak bir delaminasyonun nasıl modelleneceğini göstermektedir. Yine aynı işlemle, fakat daha fazla bağlantı kullanılarak plakalardaki delaminasyonlar da modellenebilir.



Şekil 4.8 Rijit bağlantı örneklerinin sonuçları

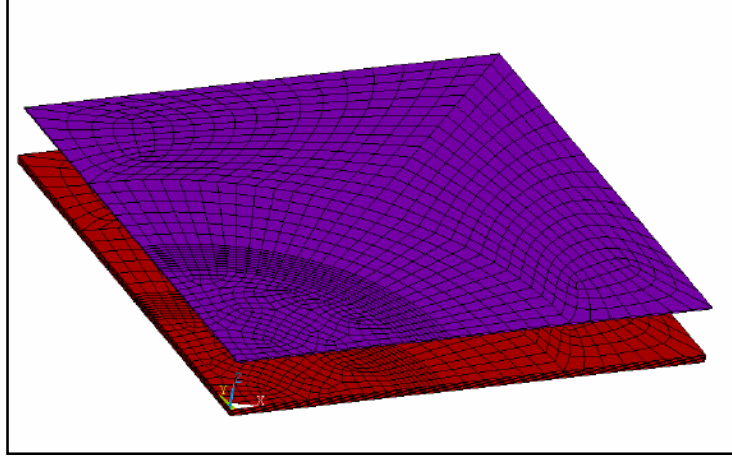
Delaminasyonun kompozit malzeme modeline uygulanmasında rijit bağlantı elemanı kullanımı en sık uygulanan yöntemdir. Bir başka yöntem de alt modellere ayırma yöntemidir. Rajedran ve Song [9] tarafından uygulanan modelde; 3B panel, delaminasyonu içeren, farazi bir düzlem ile ikiye ayrılır. Bu nedenle elde ettiğimiz model “iki alt-tabaka modeli” olarak tanımlanır (Şekil 4.9).



Şekil 4.9 Delaminasyon içeren yüzey

Her iki alt tabaka uygun kabuk eleman tipiyle eleman ağına ayrıldıktan sonra, tabakaların birbirine dönük yüzeylerindeki düğüm noktaları kusurlu bölgedekiler ve kusursuz bölgedekiler ayrı olmak üzere uygun yüzey sınırı koşulları ile birbirine bağlanırlar. Delaminasyon içermeyen bölgedeki alt ve üst tabakaya ait düğüm noktaları birbiriyle çiftler haline getirilerek, yük uygulanması anında beraber hareket etmesi sağlanırken, delaminasyon içeren bölgedeki düğüm noktaları arasına temas

(kontak) elemanları tanımlanması suretiyle birbiri ile ilişkilendirilir. Sonuç olarak alt modeller kusursuz bölgede beraber (tek vücut) hareket ederken, kusurlu bölgede birbirinden bağımsız halde hareket etme özgürlüğüne sahip olmaktadır [7].



Şekil 4.10 İki alt-tabaka modeli [7]

Diğer bir yöntem de iki alt-tabaka modeline benzer şekilde, sonlu elemanlar modelini 3B katı elemanla oluşturmaktır. Bu çalışmada sonlu elemanlar modeli oluşturulurken bu yöntem uygulanmıştır. Katı eleman kullanımı, kabuk eleman kullanımına göre daha uzun hesaplama zamanı gerektirse de elde edilen sonuçlar açısından daha tatminkârdır ve her türlü delaminasyon boyut ve geometrisini modele uygulamak daha kolaydır. Kabuk elemanlarla delaminasyon modellendiğinde (bükmede) tarafsız eksenin üst kısmında kalan tabaka bası altında kaldığı için burkulma riski vardır.

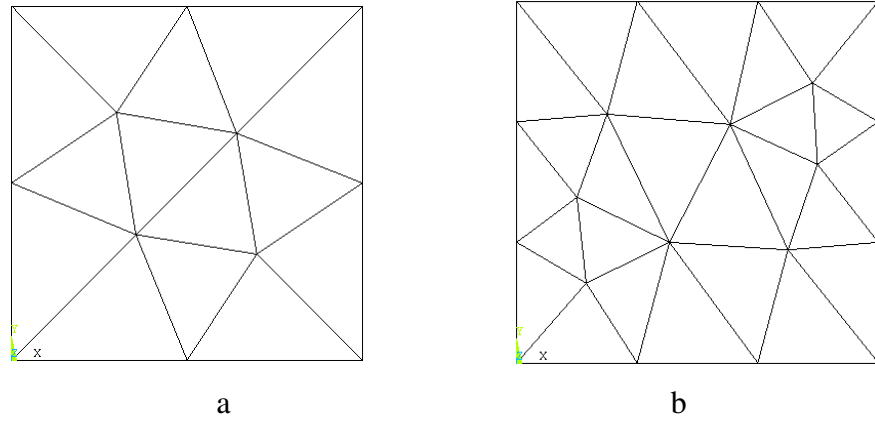
4.5 Eleman Sıklığının Değiştirilmesi

Genellikle sonlu elemanlar yönteminin doğrusallığını yerel olarak arttırmak, özellikle kenar etkilerinin analize dâhil edildiği durumlarda ya da gerilme yığılmasının olduğu bölgelerde, gereklidir. Çözümün doğrusallığını artırmak için ya p-disiplini seçilerek yüksek seviyeden şekil fonksiyonlarına sahip elemanlar kullanılmalı ya da h-disiplini seçilerek daha sık bir şekilde elemanlara ayrılmalıdır. P-disiplini seçilmesi halinde h-disiplinine göre daha kaba elemanlar gözlenmektedir.

P-disiplini kullanıcının belirlediği doğrusallık derecesine bağlı olarak yer değiştirme, gerilme, birim şekil değiştirme sonuçları gözlenir. Bu sonuçları elde etmek için p-disiplini sonlu eleman şekil fonksiyonlarını polinomyal derecede işler. Bu yöntemin

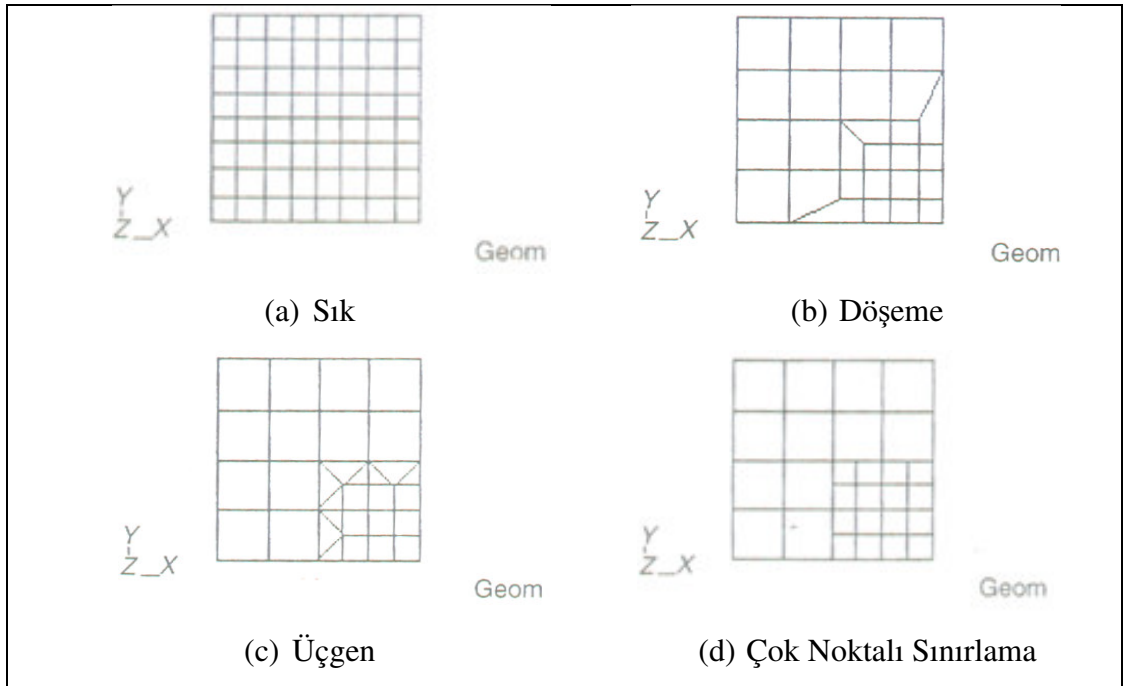
en büyük avantajı, sonlu elemanlar yönteminde eleman ağını oluşturmada yeteri kadar deneyim sahibi olmayan kullanıcılar için çok fazla özen gerektirmeden, istenilen seviyede doğruluk oranıyla modeli eleman ağına ayırmasıdır. H-metodunda ise p-disiplinine göre modeli daha iyi bir şekilde eleman ağına bölmek gereklidir. Bunun yanı sıra bu yöntem sadece doğrusal, statik analizler için kullanılabilirken, h-disiplini her analiz türü için kullanılabilir.

Sonlu elemanlar yöntemiyle analiz yapan bazı ticari yazılımlarda elemanlara ağı oluşturulduktan sonra çözüm esnasında elemanların şekilsel olarak distorsiyona uğraması halinde otomatik olarak tekrar eleman ağı oluşturulmaktadır (remeshing). Ancak bu çalışmada kullanılan ANSYS yazılımı böyle bir seçenek sunmamaktadır



Her iki disipline yönelik örneklemeler Şekil 4.11’de gösterilmiştir. Her ikisi de pratikte ayrı ayrı kullanılmakla birlikte iki disiplinin birleşim halinde kullanılması daha etkili sonuçlar vermektedir. Bazı ticari yazılımlarda p-disiplini kullanılmakta ve otomatik olarak yüksek gerilmenin görüldüğü kısımlarda yüksek seviyeli şekil fonksiyonlarına sahip elemanlar kullanılmaktadır. Eğer h-disiplini kullanılırsa, yerel olarak eleman yoğunluğunu arttırmak amacıyla birkaç farklı yöntem kullanılabilir. Bu yöntemlerden bazıları Şekil 4.12’de görülmektedir. Buradan da açıkça anlaşılacağı gibi sık olarak elemanlara ayrılan yapıda (Şekil 4.12.a) homojen bir şekilde aynı boyutta elemanlar mevcuttur. Ancak pratikte bu sıklıkta eleman yoğunluğu kullanmak hem pahalıdır (Zaman yönetimi ve donanım açısından) hem de çoğunlukla yerel olarak bu ağ yapısında iyileştirmeler yapılmak zorunluluk halini alır. Döşeme yönteminde ise (Şekil 4.12.b) eleman ağının yoğunluğu dörtgen elemanlar kullanmak suretiyle değiştirilmektedir. Burada bazı elemanlar, elemanın

kare şekline uygun değer derecede benzeyecek şekilde, şekil değişikliklerine maruz kalmaktadır. Bu teknik diğerlerine göre, kullanılan ticari yazılımın eleman ağı oluşturma modülü tarafından otomatik olarak oluşturulmadığı sürece, hantal kalmaktadır. Üçgen formda (Şekil 4.12.c) üçgen ve dörtgen şekle sahip elemanlar kullanılmakta ve geçiş bölgelerinde üçgen elemanlar yer almaktadır. Çok noktalı sınırlama tekniğinde ise (Şekil 4.12.d) eleman ağı yoğunluğunda ani bir değişiklik gözlenmektedir. Bu durum, eleman ağının devamsızlık gösterdiği noktalarda boşluklar oluşmasına neden olması sebebiyle, tercih edilmemelidir. Ancak kullanılan programın uygun özellikleri olması halinde bu tekniğin uygulamasında problem çıkmaz. Eleman ağı sıklığının kaba olduğu bölgedeki elemanların şekil fonksiyonları ile sınırlamalar tanımlanır. Bu teknik, sürecin çözümü ve eleman ağı oluşturulması açısından etkili olabilir. Bütün sınırlamalar elemanlar seviyesinde tanımlanabilir ve gerçekleştirilebilir.

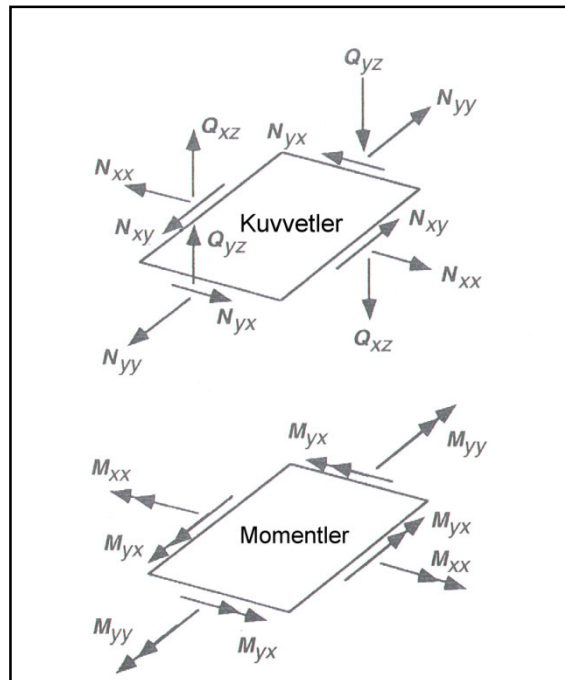


Şekil 4.12 Eleman ağının yoğunluğunun değiştirilmesine ait örnekler

4.6 Kompozit Malzemelerin Modellenmesi

Tabakalı kompozit malzemeler; üst üste dizilmiş katlardan oluşan yapıları, her bir katın izotropik olmayan ancak fiber doğrultusunda, yöne bağlı daha yüksek dayanım değerlerine sahip olması gibi özellikleri ile geleneksel mühendislik malzemelerinden ayrılırlar.

Birçok durumda malzemenin kalınlığı diğer boyutlarına göre küçük olduğundan, tanımı basitleştirmek amacıyla, düzlem gerilme hali göz önüne alınır. Plakanın kalınlığı doğrultusundaki şekil değiştirme değeri, yerel kalınlık doğrultusu, z' , ile doğrusal olarak değişir. Toplam şekil değiştirme, orta düzlem şekil değiştirmesi ε^0 , ve eğrilik κ , değerleri cinsinden ifade edilebilir. Kalınlık doğrultusundaki gerilme değişimi şekil değiştirme değerlerine göre, malzeme özelliklerinin bir kattan diğer kata değişmesi sebebiyle, çok daha karmaşıktır. Genelde, gerilmede bir kattan diğer kata süreksiz değişiklik olması sebebiyle sıradan malzemelere ait dayanım katılık matrisleri tabakalı kompozit malzemeler için kullanılamaz. Gerilme değerlerinin ortalaması düzlemsel yükleri (N), doğrusal değişimi ise moment çiftlerini (M) verir. Bu yük ve momentler Şekil 4.13'de gösterilmiştir.



Şekil 4.13 Orta-düzlem kuvvet ve momentleri

Tabakanın katılık matrisini elde etmek amacıyla, her bir katın elastik özelliklerini kullanarak, N yükleri ve M momentleri orta tabaka şekil değişimi ε^o , ve eğrilik, κ , değerleri cinsinden ifade edilirse

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^o \\ \kappa \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

elde edilir. Bu eşitlikte; A düzlemsel dayanım özelliklerini, D bükme dayanım özelliklerini, B de bükme ve membran (zar) hareketinin birleşimini işaret eder. Eğer analizi yapılan tabakalı kompozit malzeme simetrik bir yapıya sahip ise B, 0 matrisi halini alır ve bükme&membran hareketi arasında bir ilişki kalmaz. A, B ve D matrisleri [3x3] matrislerdir ve A ve D simetriktir. Tabakalı kompozit malzemeler için B matrisinin simetrik olmasına gerek yoktur.

Enine kayma gerilmesi içeren kabuk elemanlar için, Mindlin ya da yarı esnek elemanlar gibi, enine gerilmenin etkileri (γ_{xz} ve γ_{yz}) klasik plaka matrisinin içine katılması gerekir. Bu durumda tabaka dayanım matrisi

$$\begin{bmatrix} N \\ M \\ Q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B & 0 \\ B & D & 0 \\ 0 & 0 & A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^o \\ \kappa \\ \gamma \end{bmatrix} \quad (5.7)$$

halini alır. Burada; A, [2x2] tabaka enine malzeme özelliği matrisidir. Q ise enine kayma kuvveti matrisidir (Şekil 5.12 Qxz ve Qyz).

Kabuk elemanın, kabuğun kalınlığı doğrultusundaki şekil değiştirmelerinden gelen ilave terimleri vardır. Bu özel elemanların kalınlık doğrultusunda sadece iki düğüm noktaları vardır ve geometrik tanımları ve düğüm noktalarındaki serbestlikleri standart katı elemanlara benzemektedir. Standart katı elemanlar ile ‘katı’ kabuk elemanların ayrıldığı nokta ise iç şekil değişimi tanımlamalarında. 16 ve 18 düğüm noktalı katı elemanların şekil değişimleri orta yüzey düzleminin yerel yönleri ile tanımlıdır. Malzemenin gerilme/şekil değişimi özellikleri değişir ve bu yüzden orta düzlemde bulunan gerilme ile bu yüzeye normal olan şekil değişimi arasında Poisson bağlantısı yoktur.

Bu idealleştirme ile katı elemanın benzer düzlem eleman ile hemen hemen aynı tepkiye sahip olduğu bulunur. Orta düzlem yerel koordinatlarının ζ_1 ve ζ_2 ve bu

yüzeye normal olan koordinatın ζ_3 olduğu varsayılırsa, 18 düğüm noktalı katı eleman için eleman interpolasyon fonksiyonları aşağıdaki gibi yazılır.

$$\begin{aligned}
 u' = & (a_0 + a_1\zeta_1 + a_2\zeta_2 + a_3\zeta_1^2 + a_4\zeta_1\zeta_2 + a_5\zeta_2^2 + a_6\zeta_1^2\zeta_2 + a_7\zeta_1\zeta_2^2 + a_8\zeta_1^2\zeta_2^2) \\
 & + \zeta_3(b_0 + b_1\zeta_1 + b_2\zeta_2 + b_3\zeta_1^2 + b_4\zeta_1\zeta_2 + b_5\zeta_2^2 + b_6\zeta_1^2\zeta_2 + b_7\zeta_1\zeta_2^2 \\
 & + b_8\zeta_1^2\zeta_2^2)
 \end{aligned} \tag{5.8}$$

Burada u' , orta düzlem yerel koordinatlarındaki yer değiştirmedir. ϑ' ve w' 'nin interpolasyonları birbirine benzer şekildedir. Bu denklem çözüldüğü zaman birinci satır; (a sabitleri), ε_0 - orta düzlem şekil değiştirmelerini, ikinci satır; (b sabitleri), κ - eğriligi verir. Şekil değiştirme, orta düzlem şekil değiştirmeleri ve eğrilik cinsinden ifade edilirse, malzeme özellikleri ABD matrisi cinsinden ifade edilebilir. Katı eleman, üç düzlemsel şekil değiştirme, iki enine kayma şekil değiştirmesi ve ek olarak kalınlık doğrultusunda şekil değiştirme içerir. Eşdeğer ABD matrisi

$$\begin{bmatrix} N \\ Z \\ M \\ Q \\ P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 & B & 0 & 0 \\ 0 & C & 0 & 0 & 0 \\ B & 0 & D & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & A_s & A_c \\ 0 & 0 & 0 & A_c & A_t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ \varepsilon_z \\ \kappa \\ \gamma \\ \gamma_z \end{bmatrix} \tag{5.9}$$

halini alır. Burada, Z ve ε_z , C -malzeme katılık matrisine bağlı, kalınlık doğrultusundaki kuvvet ve şekil değiştirmelerdir. Ayrıca, γ_z , enine kayma şekil değiştirmesinin doğrusal değişimleri ve P kuvvetlerini veren enine kayma şekil değiştirmesinin doğrusal değişim bileşenleri vardır. Bunlar A_t -malzeme özelliği matrisi ile bağlanmıştır. Ayrıca A_c bağlama terimleri olabilir. Ancak simetrik tabaka dizilimleri için bunlar sıfır olur. Kalınlık doğrultusundaki gerilmeler ve şekil değiştirmeleri ile düzlemsel gerilme ve şekil değiştirmeleri arasındaki sıfır bağlantısı doğru eğilme davranışını vermesi için korunmuştur.

Ayrıca, kompozit malzemelerin ısı yüklemesi durumundaki açılımının farklı sabitlerinin etkisini ifade etmek için kullanılan farklı eşdeğer tabaka matrisleri vardır. Bu açılım matrislerinin eşdeğer sabitleri, elastiklik matrisleri ile benzer davranış içerisindedirler.

5. AMAÇLAR VE YAKLAŞIM

5.1. Amaçlar

Bu çalışmada kompozit malzemeden imal edilmiş helikopter rotor palası kanat yüzey kaplamasında kullanılan $[(\pm 45/0/90)_2]$ elyaf yönlenmesine sahip karbon elyaf takviyeli epoksi levha ile $[(\pm 45)_8]$ yönlenmesine sahip cam elyaf takviyeli epoksi levhanın tek eksenli çekme ve eğme yüklerinin altındaki davranışını sonlu elemanlar yöntemi ile simüle edilmiştir.

Araştırmada temel amaç kompozit malzemelerin sonlu elemanlar yöntemiyle incelenmesinde kullanılmak üzere tek eksenli çekme, 3 noktalı eğme ve 4 noktalı eğme modellerinin oluşturulması; delaminasyon kusurunun modele doğru bir şekilde tanıtılmasıdır. Delaminasyon kusurunun malzemenin global elastiklik modülüne olan etkisi incelenecektir.

5.2. Yöntem

Delaminasyon kusuru oluşturulmuş deney numuneleri ile delaminasyon içermeyen numunelerin tek eksenli çekme deneyi simülasyonları yapılarak gerilme-birim uzama eğrisi, Young (elastiklik) modülü, maksimum uzama gibi malzeme özellikleri; 3 ve 4 noktalı eğme deneylerinin sonlu elemanlar analizi sonucu elde edilen eğme modülü, eğme dayanımı, maksimum sehim değerleri incelenecektir.

5.3. Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Simülasyon Yaklaşımı

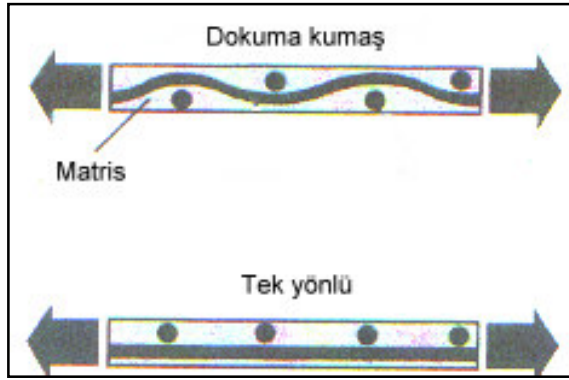
5.3.1. Giriş

Kompozit malzemelerin sonlu elemanlar yöntemi ile modellenmesi isotropik malzemelere göre daha zordur. Bunun başlıca sebebi, çok tabakalı yapıya sahip kompozit malzemelerin her bir tabakasının farklı ortotropik özelliklere sahip olabilmesidir. Bunun yanı sıra, geometrik doğrusallıktan sapmalar, malzeme

doğrusalsızlıkları ve –yapının delaminasyon içermesi gibi durumlarda- değişken durumlardan kaynaklanan doğrusalsızlıklar sebebiyle simülasyonlarda yakınsama problemleri ortaya çıkmaktadır. Bu durumun giderilebilmesi için uzun analiz sürelerine ve pahalı sistemlere gereksinim vardır.

5.3.2. Kompozit Malzeme Modeli Oluşturma Esasları

Yüzey kaplaması olarak kullanılacak olan kompozit malzemeler dokunmuş kumaş formunda 8 tabakalı cam ve 4 tabakalı karbon elyaf takviyesine sahip epoksi matrisli kompozit malzemelerdir. Bu çalışmada kullanılan ANSYS v 10.0 sonlu elemanlar ticari yazılım paketinde dokuma tip elyaf takviyesi modelleme özelliğini desteklememektedir. Bu nedenle tek yönlü elyaf takviyesi ile modelleme yapılmıştır. Dokuma kumaş formundaki fiber takviyesine sahip tabaka çekme yönünde tek yönlü fiber takviyelerinin 90° ile üst üste gelmesi ile elde edilen tabakaya göre %15 daha az dayanım gösterir (Şekil 5.1). Bu durum dokuma kumaş formundaki takviyede dokuma esnasında oluşan eğriliklerden kaynaklanmaktadır. Bu eğrilikler nedeniyle yükleme anında deforme olma eğilimi artmaktadır [1].



Şekil 5.1 Birbirine 90° açılı olan fiber takviyesi içeren tabaka kesiti [1]

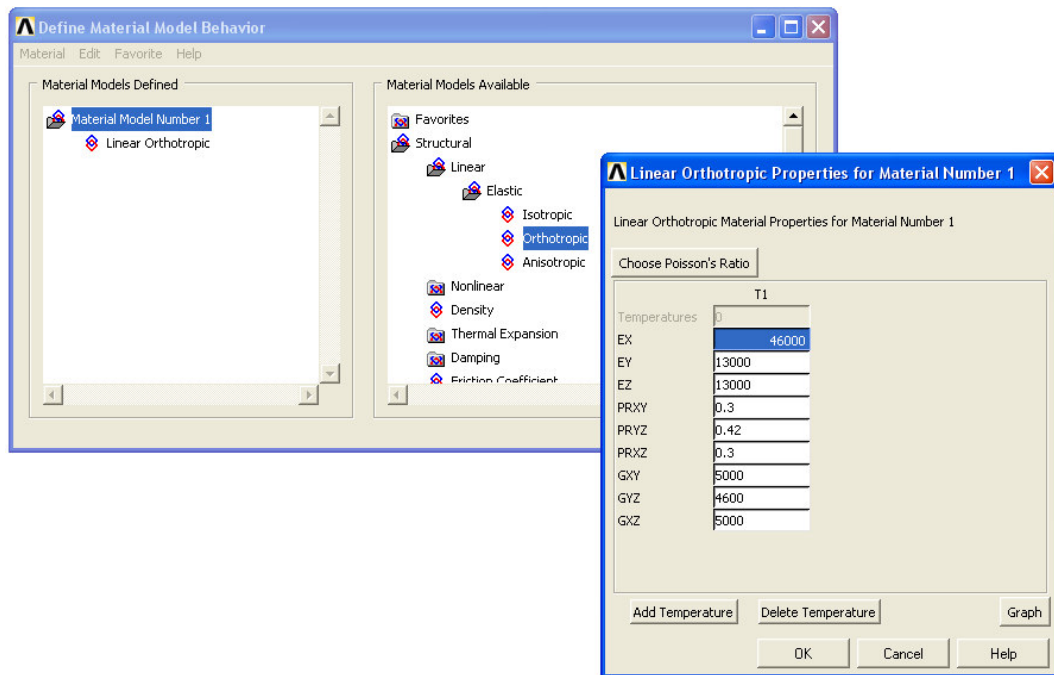
Bu durumda modelde eleman sabiti olarak tanıtılması gereken tabaka sayısı iki katına çıkmaktadır. Böylece karbon elyaf takviyesi $[(\pm 45/0/90)_2]$ şeklinde 8 kat olarak, cam elyaf takviyesi ise $[(\pm 45)_8]$ 16 kat olarak modelleme yapılmalıdır.

Malzeme modelleri oluştururken 0°, 45° ve 90° kesim açılarıyla kesilmeleri göz önünde bulundurularak her bir numune için 3 adet elyaf yönlenmesi ortaya çıkmıştır. Bu sayede aynı yükleme koşullar halinde, farklı yönlenmelere sahip malzemelerin davranış farklarını da ortaya koymak mümkün olmaktadır (Tablo 5.1).

Tablo 5.1 Kesim açılarına göre numunelerin fiber yönlenmeleri

Malzeme	Elyaf Yönlenmesi	Kesim Açısı
K/E	0/90/-45/45/0/90/-45/45	0
K/E	45/-45/0/90/45/-45/0/90	45
K/E	90/0/45/-45/90/0/45/-45	90
C/E	-45/45/-45/45/-45/45/-45/45/-45/45/-45/45/-45/45	0
C/E	0/90/0/90/0/90/0/90/0/90/0/90/0/90/0/90/0/90/0/90	45
C/E	45/-45/45/-45/45/-45/45/-45/45/-45/45/-45/45/-45/45	90

Kompozit malzeme modellemesinde isotropik malzemelerin modellemesine nazaran göze çarpan en önemli fark malzeme özelliklerinin tanıtılmasıdır. Kompozit malzemeler ortotropik yani yöne bağımlı dayanım özellikleri gösteren malzemelerdir ve bu özelliklerin simülasyonda belirtilmesi gerekir. ANSYS v 10.0 sonlu elemanlar yazılımında kompozit malzeme özelliği tanıtılırken, 0 doğrultusundaki bir tek ortotropik tabakanın dayanım özelliklerini girmek yeterlidir (Şekil 5.2). Bu çalışmaya konu olan malzemelerin dayanım özellikleri Tablo 5.2’de gösterilmiştir. Karbon elyaf takviyeli malzeme için T300/5208 karbon-epoksi [10], cam elyaf takviyeli malzeme için E camı/epoksi [11] malzeme özellikleri alınmıştır.



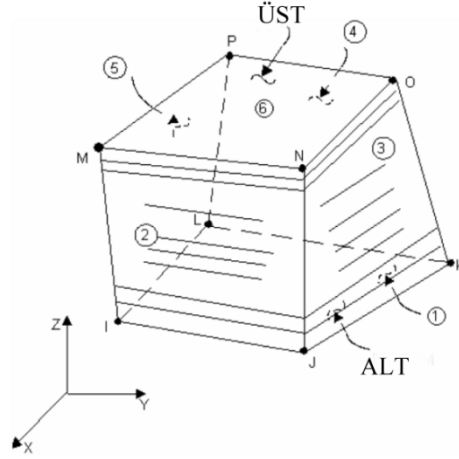
Şekil 5.2 Ortotropik malzeme özellikleri

Tablo 5.2 Ortotropik tabaka dayanım özellikleri [10, 11]

	CAM / EPOKSİ	KARBON / EPOKSİ
EX	46.000 MPa	181.000 MPa
EY	13.000 MPa	10.300 MPa
EZ	13.000 MPa	10.300 MPa
PRXY	0,30	0,28
PRYZ	0,42	0,51
PRXZ	0,30	0,28
GXY	5.000 MPa	7.170 MPa
GYZ	4.600 MPa	4.130 MPa
GXZ	5.000 MPa	7.170 MPa

Kompozit malzemeleri sonlu elemanlar ile modellerken dikkat edilmesi gereken önemli hususlardan biri malzeme simetrisidir. Çoğu zaman analiz süresini kısaltmak amacıyla kullanılan simetrik modelleme tekniği -malzeme geometrisi ve yükleme koşulları simetrik olsa dahi- tabakaların dizilimi eğer simetrik değilse, yer değiştirme ve gerilmelerin simetrik olmama olasılığı sebebiyle kullanılamaz.

Modelin kenar kısmındaki tabakalar arası kayma gerilmeleri önemli olduğundan, bu noktalarda doğru kayma gerilmesi değerlerini elde edebilmek için, modelin sınırlarındaki eleman boyutu toplam tabaka kalınlığına yaklaşık olarak eşit olmalıdır. Kompozit malzemelerin modellenmesinde kabuk tipi ve 3B katı elemanlar kullanmak mümkündür. ANSYS v 10,0 sonlu elemanlar ticari paketinde kompozit malzeme modellemede kullanılmak üzere yer alan eleman tipleri ve özellikleri Tablo 5.2’de gösterilmiştir. Eleman seçimindeki önemli hususlardan biri elemanın kabuk tipte ya da 3B katı tipte olacağına karar vermektir. Buradaki kriter, yapılacak modellemede delaminasyon kusurunun olmasıdır. Delaminasyon olması halinde kabuk tipi elemanlarla model kurmak mümkün değildir. Bu nedenle delaminasyon içeren yapılar modellenirken 3B katı elemanlar tercih edilmelidir. Diğer bir durumda 3B gerilme halidir. Kabuk elemanlar sadece düzlem gerilme halinde kullanılır. Eleman düzlemi dışındaki gerilmeler sıfır olarak alınır [7]. Bu nedenle bu çalışmada Solid 46 eleman tipi kullanılmıştır (Şekil 5.3).



Şekil 5.3 Solid 46 tabakalı eleman modeli [12]

Tablo 5.3 Ansys V 10.0 sonlu elemanlar paket yazılımında yer alan elemanlar ve özelliklerinin karşılaştırılması [12]

Eleman	Shell 99	Shell 91	Shell 181	Solid 186	Solid 190	Solid 46	Solid 191
Düğüm Noktası	8	8	4	20	8	8	20
Serbestlik Derecesi	6	6	6	3	3	3	3
Geometri	2B	2B	2B	3B	3B	3B	3B
Tabaka Sayısı (Azami)	250	100	255	250	250	250	100

Model oluşturulurken elyaf yönlenmesi, ANSYS v10,0 sonlu elemanlar yazılımında, seçilen eleman tipine bağlı olarak iki farklı yöntemle tanımlanabilmektedir; gerçek sabitler sekmesi (Real Constants), kesitler sekmesi (Sections). Bu çalışmada kullanılan Solid 46 tabakalı elemanı için gerçek sabitler (Real Constants) sekmesi ile elyaf yönlenmesi modele tanımlanmıştır (Şekil 5.4). Burada elyaf yönlenmesi girilirken önemli olan tabaka 1 (Layer 1) olarak işaret edilen yer, malzemede en alt sıradaki tabakayı göstermektedir.

Real Constant Set Number 1, for SOLID46

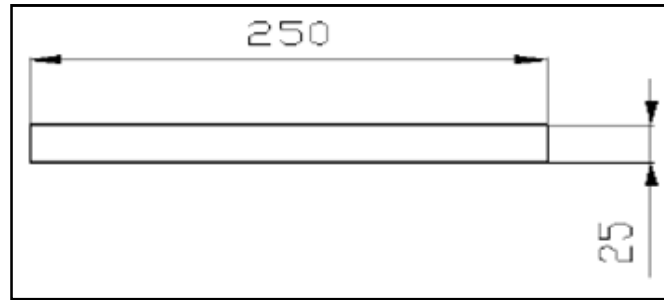
Mat no., X-axis rotation, layer thk	MAT	THETA	TK
Layer number 1	1	90	0.125
Layer number 2	1	0	0.125
Layer number 3	1	-45	0.125
Layer number 4	1	45	0.125

OK Cancel Help

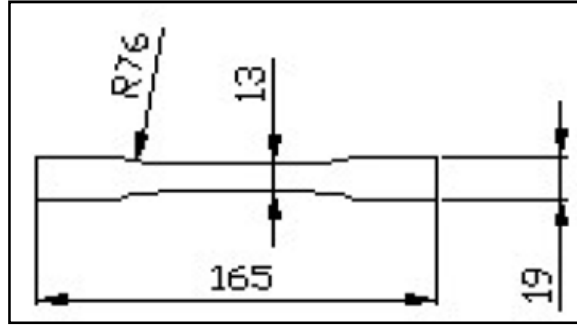
Şekil 5.4 Gerçek sabitler (Real Constants) ara yüzü

5.3.3. Tek Eksenli Çekme Deneyi

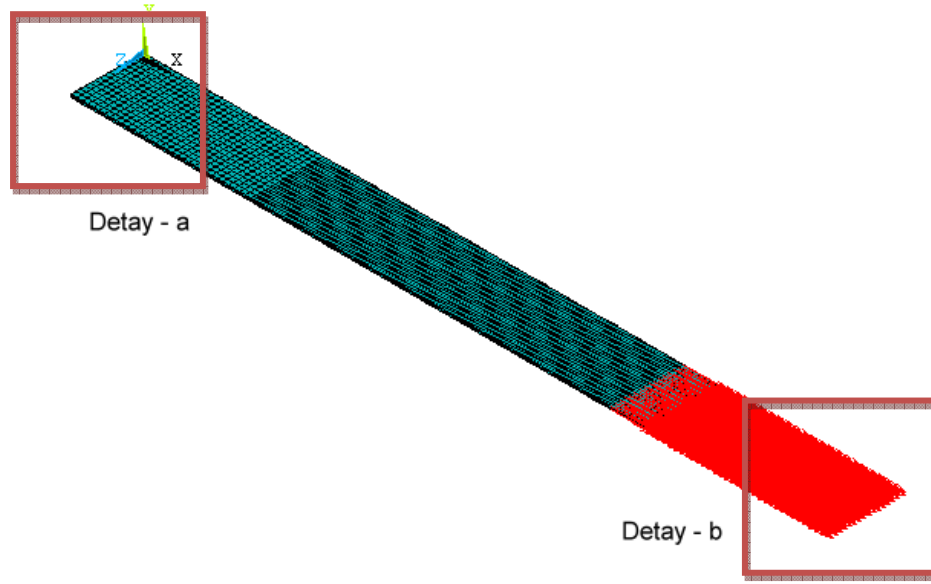
Tek eksenli çekme deneyi simülasyonunda modellenen numune boyutları ve geometrisi Şekil 5.5 ve Şekil 5.6’de gösterilmiştir. İki farklı malzeme özelliği belirleneceği için, deney standartlarının tavsiye ettiği iki farklı numune geometri ve boyutu mevcuttur. Bu numuneler ASTM D 638 (cam elyaf takviyeli) ve D3039 (karbon elyaf takviyeli) standartlarına göre boyutlandırılmıştır. Çekme deneyinde iki farklı deney standardı kullanılmasının sebebi karbon’un elastiklik modülü 20 GPa’dan büyük olması sebebiyle ASTM D3039/3039 M standardının seçilmiş olmasıdır. Karbon elyaf takviyeli kompozit malzemenin modellenmesi esnasında malzemenin tamamı simülasyona dâhil edilmiştir (Şekil 5.7).



Şekil 5.5 Tek eksenli çekme deneyi numunesi ASTM D3039 M [13]

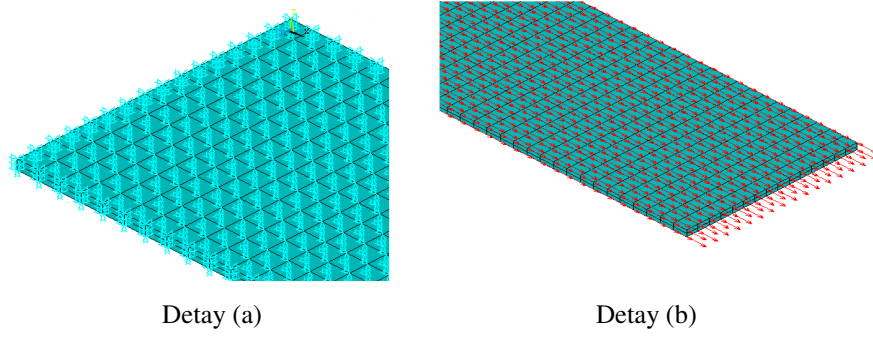


Şekil 5.6 Tek eksenli çekme deneyi numunesi ASTM D638 [14]

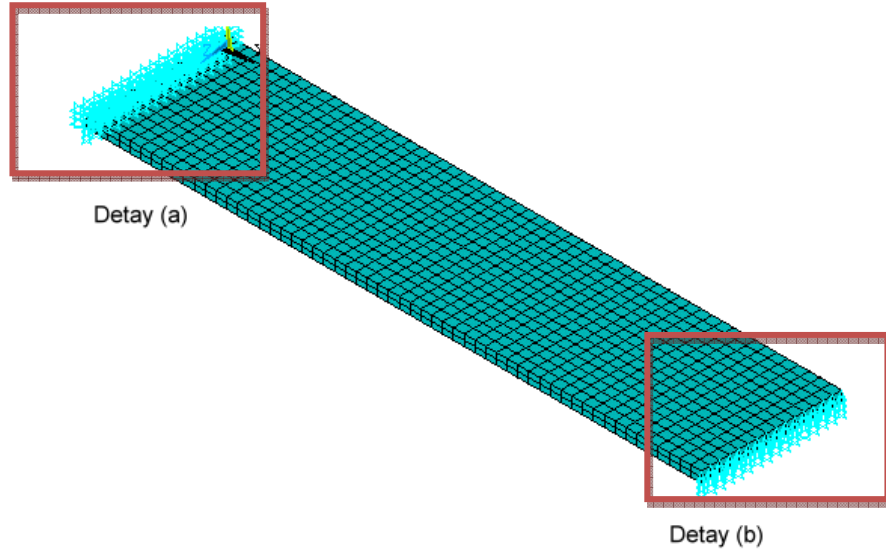


Şekil 5.7 ASTM 3039'ya uygun tek eksenli çekme deneyi numunesi

Karbon numunede sınır koşulları uygulanırken, çekme deneyinde sadece numunenin modellenmesi göz önünde bulundurularak, fiziki koşulları tam olarak oluşturmak amacıyla; sabit uçta, 62.5 mm uzunluğundaki mesafede dış yüzeydeki yan alanlar normalleri yönlerinde ve çekme doğrultusunda yer değiştirme serbestlikleri sabitlenmiştir (Şekil 5.8-a). Aynı zamanda malzemenin doğrusal hareket etmesini sağlamak amacıyla hareketli uçta orta alana bağlı olarak yer alan düğüm noktalarının çekme yönüne dik olan hareket serbestliği de sabitlenmiştir. Hareketli olan uçta ise çenenin tuttuğu geniş alanlardaki düğüm noktaları seçilerek 1056 düğüm noktası olduğu belirlenmiş ve toplam etki eden 10.000 N'luk yükün her bir düğüm noktasına 9.46 N olarak etkimesi sağlanmıştır (Şekil 5.8-b). Cam elyaf takviyeli kompozit malzemede ise Şekil 5.4'deki geometriye sahip malzeme kullanılmasına rağmen, analiz sırasında doğrusallıktan sapmalar sebebiyle oluşan olumsuzlukları gidermek için sadece şekil değişimi gözlenecek olan 57 mm'lik orta kısmı modellenmiştir (Şekil 5.9).

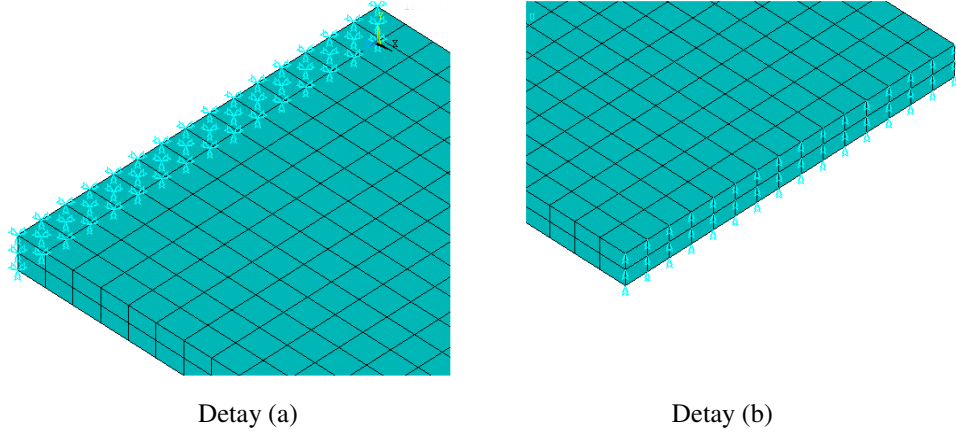


Şekil 5.8 Sınır koşulları ve yükler



Şekil 5.9 Cam elyaf takviyeli kompozit malzeme tek eksenli çekme deney simülasyonu sınır koşulları ve yük uygulaması

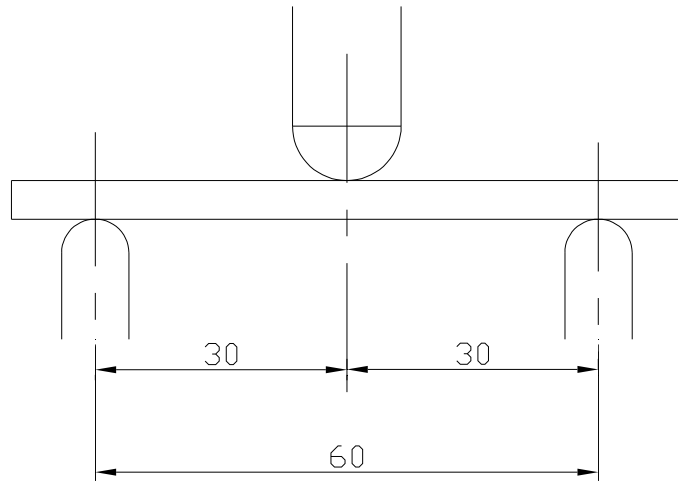
Cam numunede sınır koşulları uygulanırken, karbon numuneden farklı olarak deneyde kullanılan tutucu çenelerin numuneye temas ettiği kısım modellenmediği için sabit uçtaki alanın tüm yönlerdeki yer değiştirme serbestlikleri sabitlenmiş olup, yine numunenin şekil değiştirmesi esnasında doğrusal olarak hareket edebilmesi amacıyla hareketli olan uça da çekme yönüne dik doğrultudaki yer değiştirme serbestliği sabitlenmiştir (Şekil 5.10). İki malzemenin de aynı koşullar altındaki davranışlarını karşılaştırmak amacıyla cam elyaf takviyeli numuneye de 10.000 N yük uygulanmıştır. Hareketli uçtaki alan seçilerek bu alana bağlı olan toplam 48 düğüm noktasına 208.4 N'luk yük etkimesi sağlanmıştır. Her iki simülasyon da zamana bağlı olarak gerçekleştirilmiş olup, toplam yük kademeli olarak 194.3 sn sonunda etmiştir.



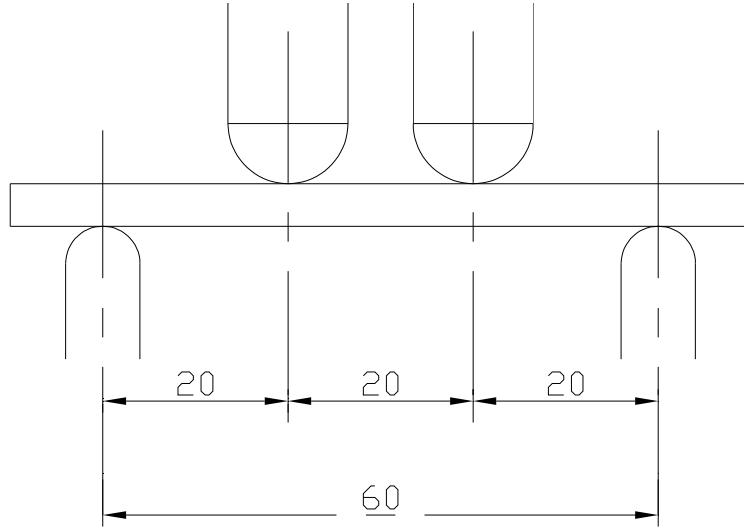
Şekil 5.10 Sınır koşulları ve yükler

5.3.4. Eğme Deneyi

Eğme deneyi simülasyonları cam elyaf takviyeli kompozit malzeme için 3 noktalı eğme deneyi, karbon elyaf takviyeli kompozit malzeme içinse 4 noktalı eğme deneyi halinde gerçekleştirilmiştir. İki malzemede farklı eğme deneylerinin yapılmasının sebebi, birim şekil değişimi oranlarının farkından kaynaklanmaktadır. Test numunesinin dış yüzeyinde, %5 birim şekil değiştirme limitinin altında, kırılma ya da hasar gözlenmeyen malzemelerde ASTM D 6272 standardı uygulanır. Diğer durumlarda ASTM D 790 standardı kullanılabilir [15]. Şekil 5.11 ve Şekil 5.12’de, simülasyonda kullanılan yükleme ve sınır şartlarını belirlemek amacıyla, deney düzenekleri gösterilmiştir.

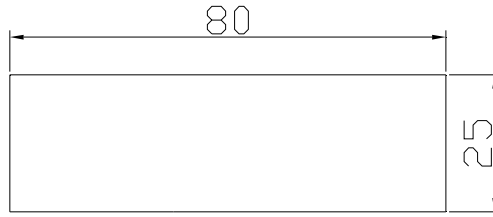


Şekil 5.11 Üç noktalı eğme deney fikstürü [15]



Şekil 5.12 Dört noktalı eğme deney fikstürü [16]

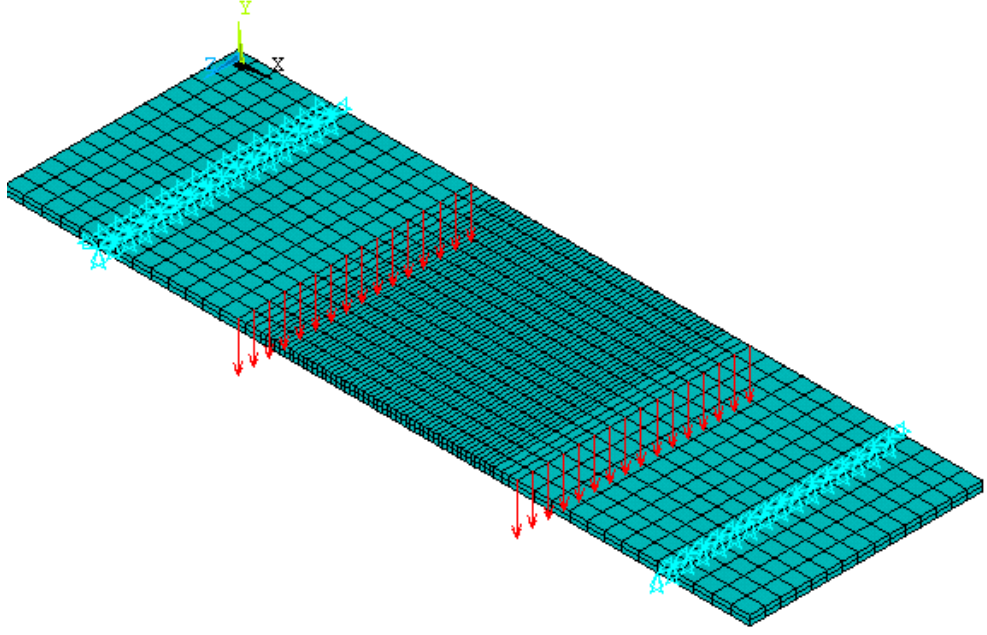
Bu çalışmada cam ve karbon elyaf takviyeli malzemelerinin eğme deneylerinde aynı boyutlarda numuneler kullanılmıştır. Numune boyutları Şekil 5.13 deki gibidir.



Şekil 5.13 Dört noktalı ve üç noktalı eğme deney numune boyutları

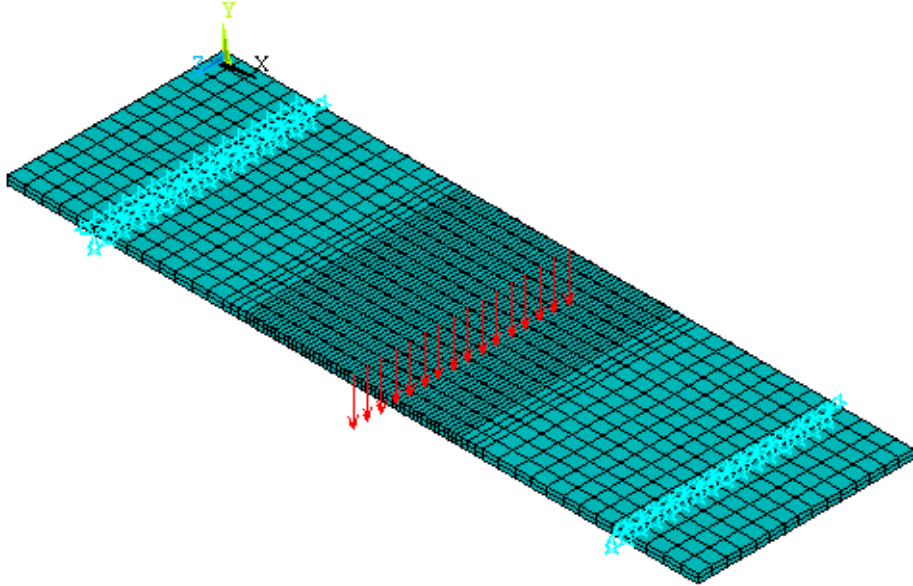
Her iki simülasyonda da aynı şartlar dâhilinde iki farklı malzemenin davranışını incelemek için 250 N yük uygulanmıştır. Karbon numunede toplam 32 düğüm noktasına yük etkimekte olup, her birine yaklaşık olarak 7.81 N, cam numunede ise toplamda 16 düğüm noktasına yük etkimiş olup bunlardan her birine 15.62 N yük zamana bağlı olarak etki etmiştir.

Karbon numunede sınır koşulları uygulanırken desteklerden biri her iki ekseninde, diğer taraf ise dikey ekseninde hareket serbestliği kısıtlanmıştır. Bunun yanı sıra, simülasyon esnasında malzemenin yükleme yönüne dik ekseninde kayma eğilimi olduğu görüldüğünden her iki destek noktasında da hareket yönüne dik ekseninde sınırlama getirilmiştir (Şekil 5.14).



Şekil 5.14 Dört noktalı eğme sınır şartları

Cam numunede üç noktadan eğme uygulanmıştır. Burada da destek noktaları aynı mesafede olduğundan, Karbon numune ile aynı noktalara sınır şartları uygulanmıştır (Şekil 5.15).



Şekil 5.15 Üç noktalı eğme sınır şartları

5.3.5. Delaminasyon

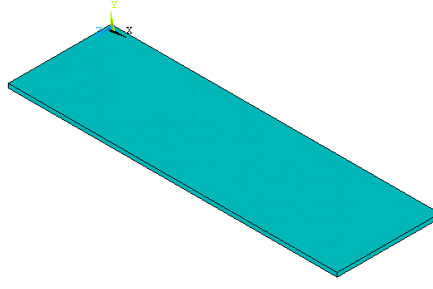
Kompozit malzemelerde üretimden ya da üretim sonrası dış etkenler sebebiyle meydana gelen yapışma kusurlarına delaminasyon denilir. Bu çalışmanın bir amacı da delaminasyon içeren kompozit malzemenin yük etkisi altındaki davranışını incelemek, delaminasyonsuz malzeme ile arasındaki mekanik davranış farkını ortaya koymaktır.

Delaminasyon, bölüm 4.4’de açıklandığı gibi birden fazla yöntemle yapılacak olan modele uygulanması mümkündür. Bu çalışmada 3B tabakalı katı elemanlar kullanılması sebebiyle aşağıda açıklanan yol izlenmiştir.

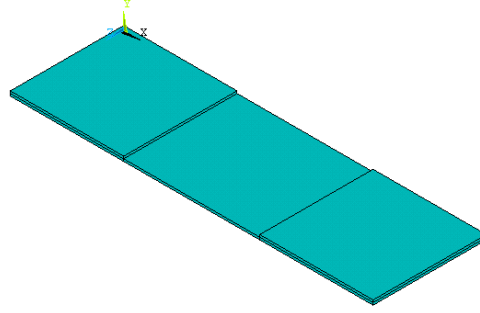
Temel olarak delaminasyon bir yapışma kusuru olması sebebiyle, tüm hacim oluşturulduktan sonra (Şekil 5.16a), kusur boyutu kadar olan hacim yapıdan silinir (Şekil 5.16b). Bu bölgede üst kısımda kalan hacimle beraber hareket eden ve alt hacim ile arasında, yükleme sırasında hacimlerin bir biri içine geçmesini ya da istenmeyen hacimsel deformasyonların oluşumunu engellemek amacıyla, temas tanımlaması yapılmış alan oluşturulur. Burada atlanmaması gereken önemli hususlardan biri delaminasyon oluşturulan yüzeylerin, yüzey normallerinin birbirine dönük olup olmadığının kontrol edilmesidir. Aksi halde yapılan kontak tanımlaması hatalı sonuçlara sebebiyet verecektir. Bu çalışmada incelenen numunelerdeki delaminasyon boyutu Tablo 5.4’de gösterilmiştir.

Tablo 5.4 Delaminasyon boyutları

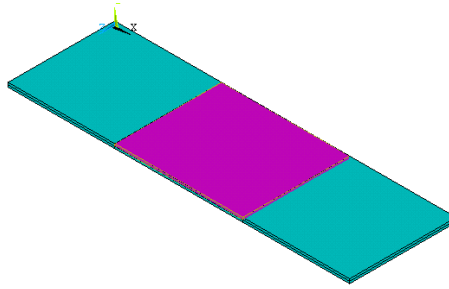
Model / Malzeme	Cam/Epoksi (mm)	Karbon/Epoksi (mm)
Çekme Modeli	13x25	25x25
Eğme Modeli	25x25	25x25



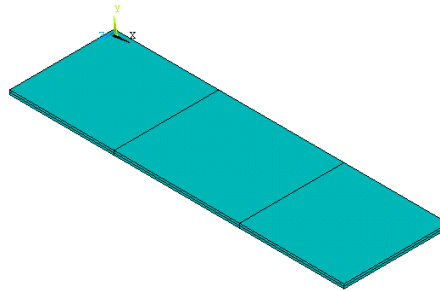
a) Hacmin oluşturulması



b) Delaminasyon hacmi kadar alanın silinmesi



c) Üst hacimde yanal alanları ile konuşan yeni hacmin oluşturulması



d) Kontak tanımlaması yapılmış Delaminasyonlu yapı

şekil 5.16 Delaminasyon oluşturma aşamaları

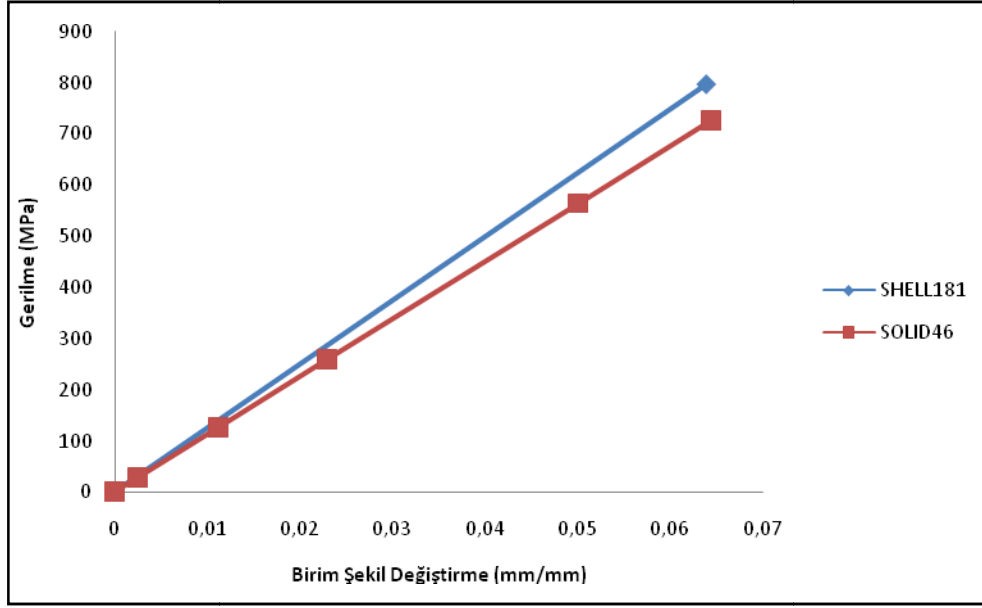
6. SİMÜLASYON SONUÇLARI VE TARTIŞMA

6.1 3B Tabakalı Katı Eleman Yaklaşımı

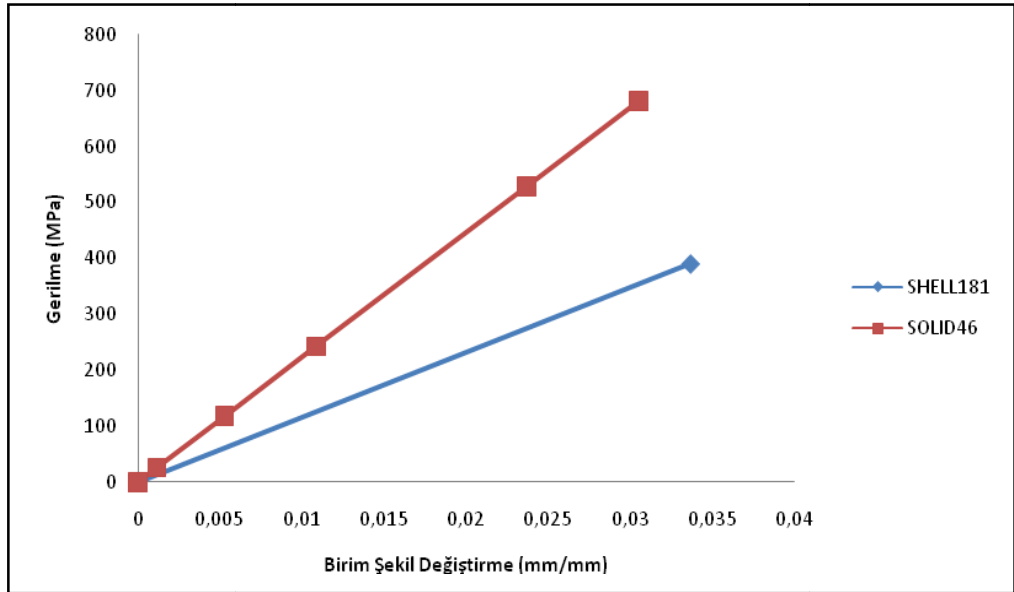
Sonlu elemanlar hesaplaması, gerilme yığılması olan bölgedeki eleman sayısı ile doğrudan ilişkili olması sebebiyle, gerilme yığılmasının oluşacağı tahmin edilen şekil değişiminin diğer bölgelere göre daha çok olduğu yerlerde eleman sıklığı arttırılmış modeller kullanılmıştır.

Cam elyaf takviyeli malzeme simülasyonunda tabaka kalınlığı 0,0625 mm olan 16 tek yönlü, ortotropik tabakalı, $[\pm 45]_8$ yönlenmeli malzeme modellenmiştir. Karbon elyaf takviyeli malzeme simülasyonunda ise tabaka kalınlığı 0,125 mm olan 8 tek yönlü, ortotropik tabakalı, $[0/\pm 45/90]_2$ yönlenmeli malzeme modellenmiştir.

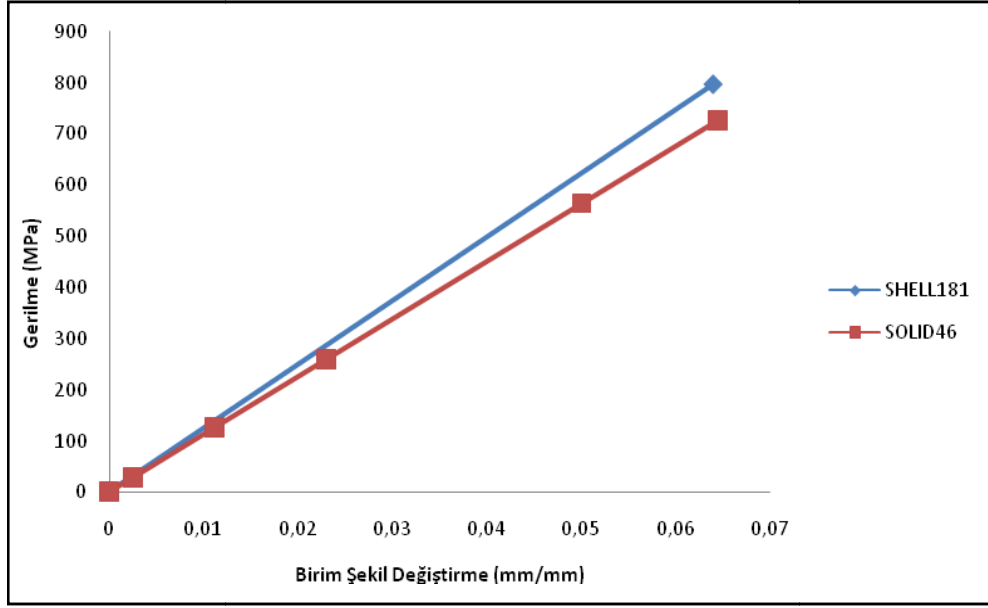
Karma malzeme modellemede kullanılan tabakalı kabuk eleman yaklaşımına karşı, gerçek gerilme durumunu görmek açısından, 3B katı elemanlar kullanmak, simülasyon sürelerini aşırı miktarda uzatsa da, çok daha gerçeğe yakın sonuçlar vermektedir. Bu çalışmada SOLID46 elemanının kullanılması sebebi daha önce ANSYS v.10 sonlu elemanlar ticari yazılımında SHELL99 kabuk elemanı ile yapılan modellemelerin gerilme profilleri bakımından güvenilir sonuçlar vermediğinin görülmesidir [11]. Karşılaştırma yapma amacıyla SHELL99'dan daha gelişmiş başka bir kabuk eleman türü olan SHELL181 ile cam/epoksi delaminasyonsuz malzemeye ait tek eksenli çekme simülasyonları yapılmış ve SOLID46 elemanı ile karşılaştırılmıştır. Şekil 6.1, Şekil 6.2 ve Şekil 6.3'de 0, 45 ve 90 derece kesim açlarına sahip numunelerin gerilme-birim şekil değiştirme diyagramları görülmektedir. Bu grafiklerden elde edilen sonuçlar Şekil 6.4'de karşılaştırmalı olarak gösterilmektedir.



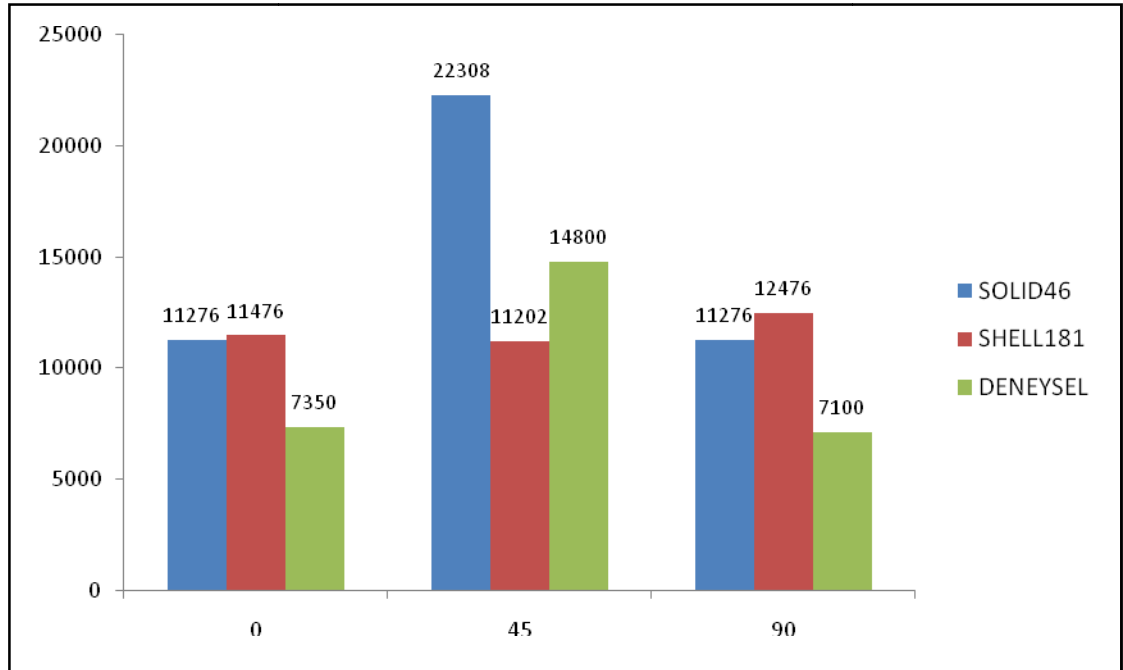
Şekil 6.1 0 yönlenmesine sahip cam/epoksi numunelerin SHELL181 ve SOLID46 elemanlar ile yapılan tek eksenli çekme simülasyonlarından elde edilen gerilme-birim şekil değiştirme grafiği



Şekil 6.2 45 yönlenmesine sahip cam/epoksi numunelerin SHELL181 ve SOLID46 elemanlar ile yapılan tek eksenli çekme simülasyonlarından elde edilen gerilme-birim şekil değiştirme grafiği



Şekil 6.3 90 yönlenmesine sahip cam/epoksi numunelerin SHELL181 ve SOLID46 elemanlar ile yapılan tek eksenli çekme simülasyonlarından elde edilen gerilme-birim şekil değiştirme grafiği



Şekil 6.4 Delaminasyonsuz cam/epoksi numunelerine ait SOLID46 ve SHELL181 elemanlarıyla yapılan çekme simülasyonlarının deneysel veriler ile karşılaştırılması

Şekil 6.4’de SOLID46 elemanlar ile yapılan sonlu elemanlar çözümünün deneysel verilere, SHELL181 elemanlara göre daha yakın olduğu görülmektedir. Deneysel veriler ile simülasyon sonuçları arasındaki %54,3 farklılık malzeme verilerinden kaynaklanmaktadır. SHELL181 elemanları ile elde edilen sonuçlar hem SOLID46 elemanlar ile elde edilen sonuçlarla hem de deneysel çalışmadan elde edilen sonuçlarla çelişki göstermektedir.

Yapılan simülasyonlarda kullanılan modellerin eleman sayıları bakımından bir karşılaştırılması Tablo 6.1’de verilmiştir. Sonlu elemanlar ile yapılan analizlerde eleman sayısı ile doğru orantılı olarak düğüm noktası sayısı da artmaktadır. Belirli bir hacim için ne kadar çok eleman kullanırsa, sonuç o kadar yakınsamaktadır. Bununla birlikte elemanların boyutundaki küçülme, kuvvet uygulanması esnasında elemanların şekil bozukluğuna uğrama olasılığını da azaltmaktadır. Ancak bu durum analiz süresinin artmasına yol açmaktadır. Bu nedenle optimum sayıda eleman kullanılmalıdır.

Tablo 6.1. Simülasyonlarda kullanılan modeller ve eleman sayıları

Simülasyon	Malzeme	Eleman Sayısı	
		Delaminasyonlu	Delaminasyonsuz
Tek eksenli Çekme	Karbon/Epoksi	7920	5670
4 Nokta Eğme	Karbon/Epoksi	3960	2400
Tek eksenli Çekme	Cam/Epoksi	3960	870
3 Nokta Eğme	Cam/Epoksi	3960	2100

6.2. Simülasyon Sonuçları

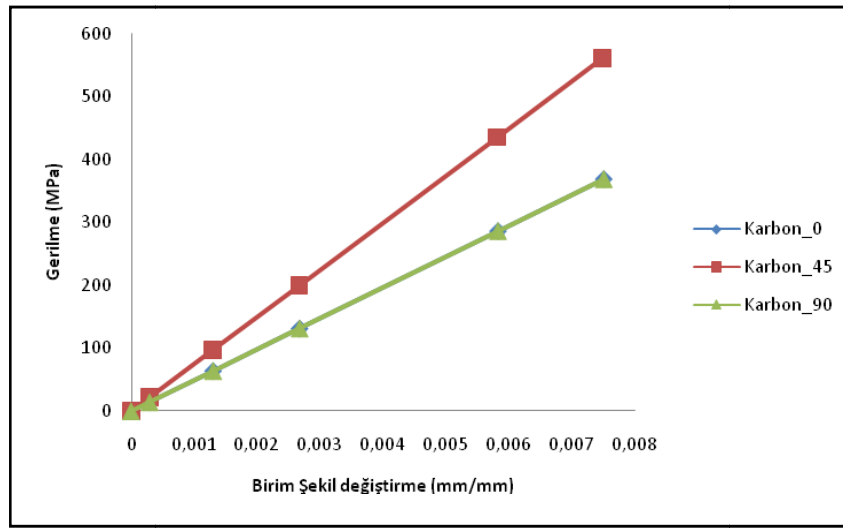
Bölüm 4’te de bahsedildiği gibi farklı kesme açılarında numune elde edilerek elyaf yönlenmesinin sıralaması değiştirilmiş 6 adet delaminasyonlu çekme, 6 adet delaminasyonsuz çekme, 6 adet delaminasyonlu eğme ve 6 adet delaminasyonsuz eğme olmak üzere toplam 24 numunenin simülasyonu gerçekleştirilmiştir.

6.2.1. Tek Eksenli Çekme Simülasyonları Sonuçları

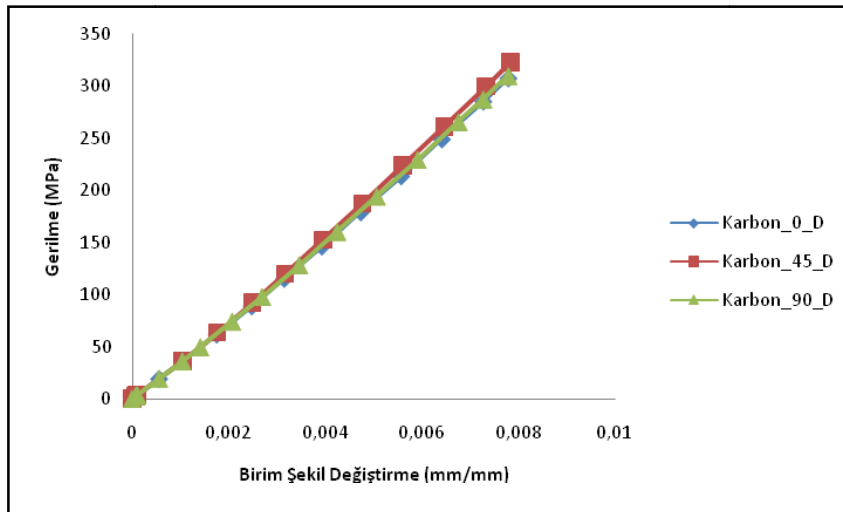
$[0/\pm 45/90]_2$ yönlü tabakalara sahip karbon elyaf takviyeli delaminasyonsuz kompozit malzemelerin simülasyonundan elde edilen (çekme) gerilme-birim şekil değiştirme

grafiği Şekil 6.5'deki gibidir. Buradan 0 ve 90 yönlenmesine sahip numunelerin aynı özellikleri sergilediği ve elastiklik modüllerinin aynı olduğu görülmektedir. Buna karşılık en yüksek elastiklik modülü değerini 45 yönlenmesine sahip numune göstermektedir. Delaminasyon içermeyen karbon/elyaf takviyeli kompozit numunelerde 0/90 ve 45 yönlenmeleri arasında %52 mertebesinde farklılık görülmektedir. Üç farklı yönlenmenin ortalama elastiklik modülü 57.748 MPa'dır.

[0/±45/90]₂ yönlü tabakalara sahip karbon elyaf takviyeli delaminasyonlu kompozit malzemelerin simülasyonundan elde edilen (çekme) gerilme-birim şekil değiştirme grafiği Şekil 6.6'daki gibidir.

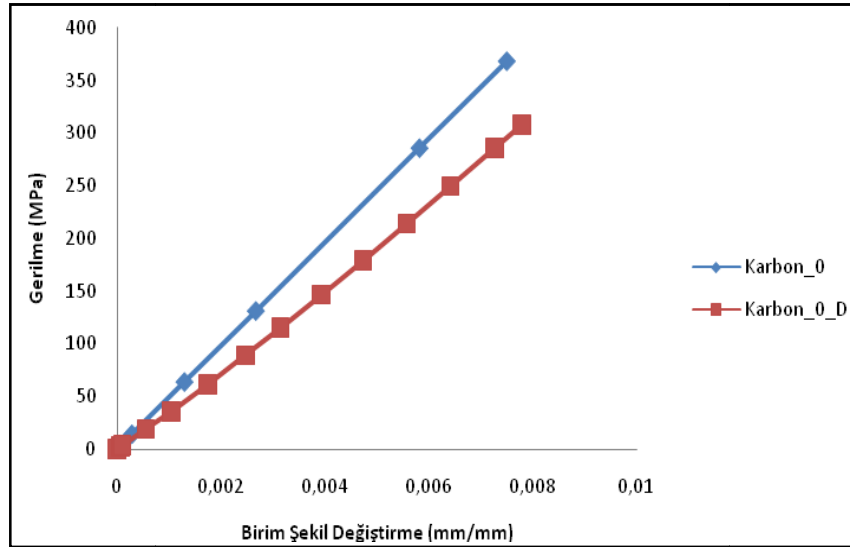


Şekil 6.5 Delaminasyonsuz karbon/epoksi numunelerine ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği

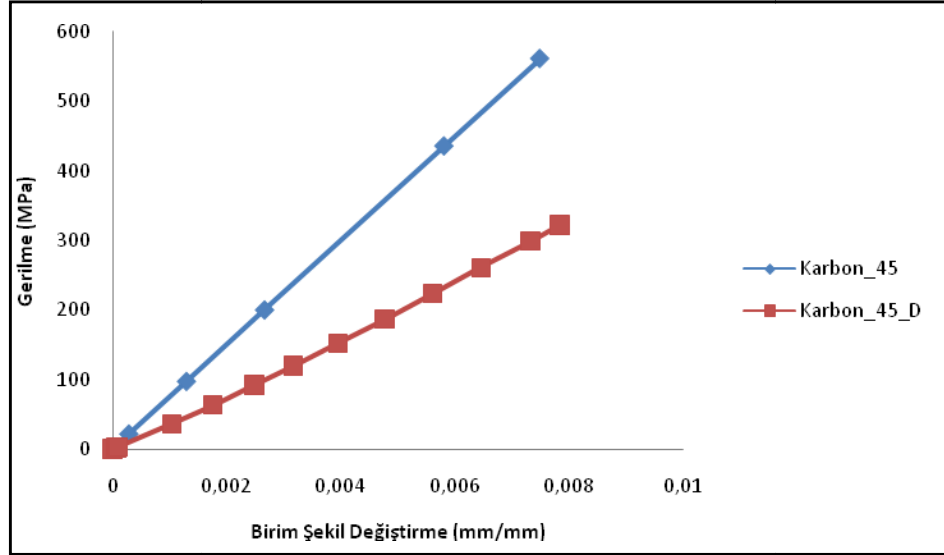


Şekil 6.6 Delaminasyonlu karbon/epoksi numunelerine ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği

Delaminasyonun etkisi her bir numunede ayrı olarak Şekil 6.7, Şekil 6.8 ve Şekil 6.9 da gösterilmiştir. Delaminasyon içeren karbon/elyaf numunelerin tek eksenli çekme simülasyonu sonucunda yaklaşık olarak aynı elastiklik modülü elde edilmiştir ve bu değer ortalama 39.912 MPa seviyesindedir. Bununla beraber delaminasyonun etkisi açıkça gözlenmektedir ve en fazla 45 yönlenmesine sahip numunede (%45 mertebesinde) etkilidir. Delaminasyonun etkisi her bir numunede ayrı olarak Şekil 6.7, Şekil 6.8ve Şekil 6.9 da gösterilmiştir. Elde edilen sonuçlar karbon elyaf takviyesine sahip numunelerin delaminasyona karşı ortalama %28 mertebesinde duyarlı olduğunu ortaya koymaktadır. 0, 45 ve 90 yönlenmesine sahip numunelerin delaminasyon karşısında farklı davranışlar sergilemesinin sebebi elyaf yönlenme sıralamasıdır.

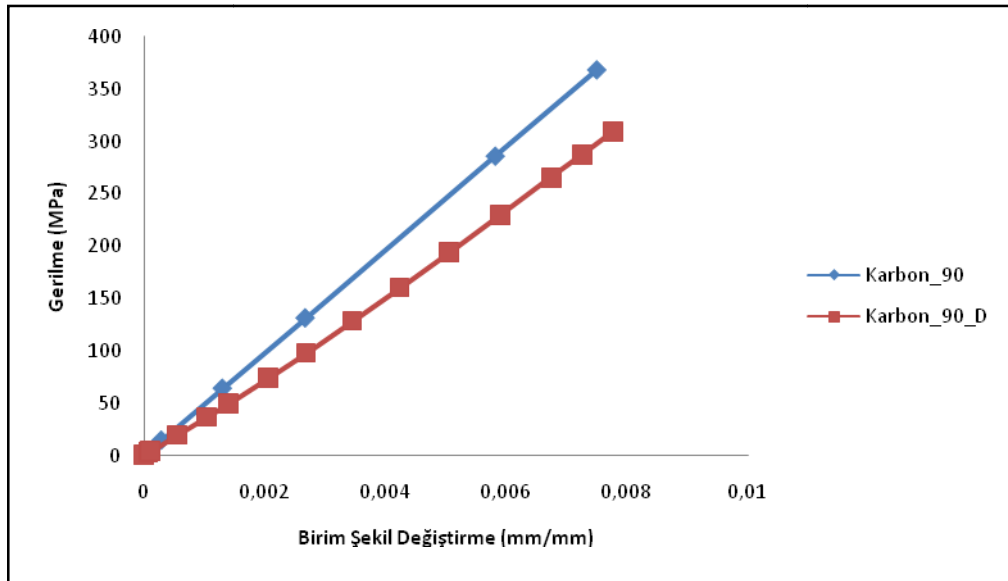


Şekil 6.7 Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 0 yönlenmeli karbon/epoksi numunelerine ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği

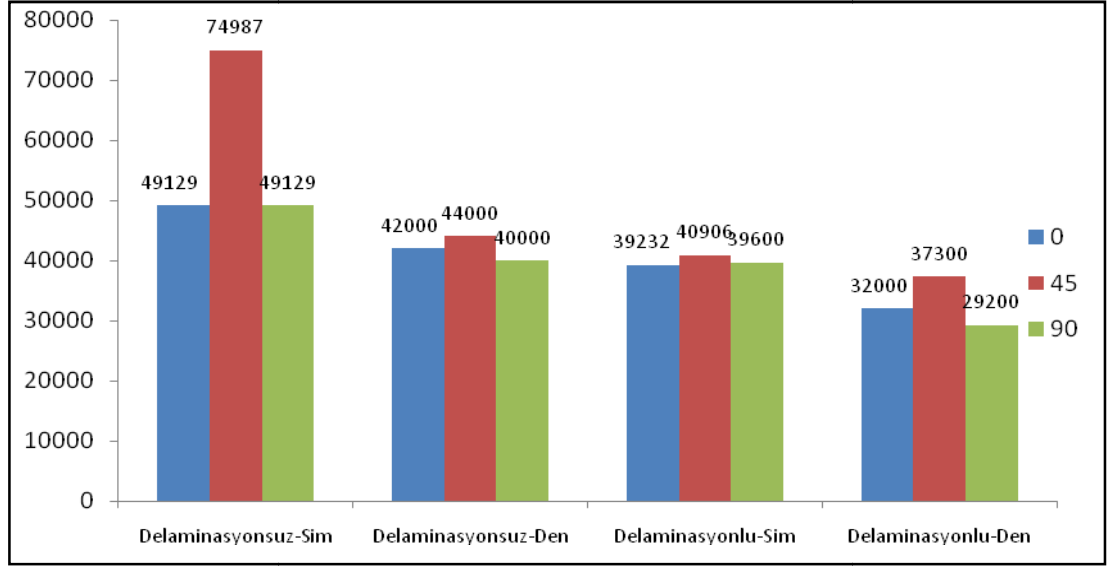


Şekil 6.8 Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 45 yönlenmeli karbon/epoksi numunelerine ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği

Şekil 6.10’da simülasyonu yapılan delaminasyonsuz ve delaminasyonlu karbon/epoksi çekme numunelerinin yapılan deneysel çalışma ile karşılaştırması yer almaktadır. Deneysel çalışmadan elde edilen elastiklik modülü değerleri ile simülasyondan elde edilen değerler arasında delaminasyonsuz numunelerde %24,8, delaminasyonlu numunelerde %18,5 fark görülmektedir. Bu farklılığın oluşmasındaki sebeplerden birincisi, simüle edilen malzemenin tek yönlü olduğunun kabulü, diğer bir sebebi de malzeme özellikleri arasındaki farklılıktan kaynaklanmaktadır.



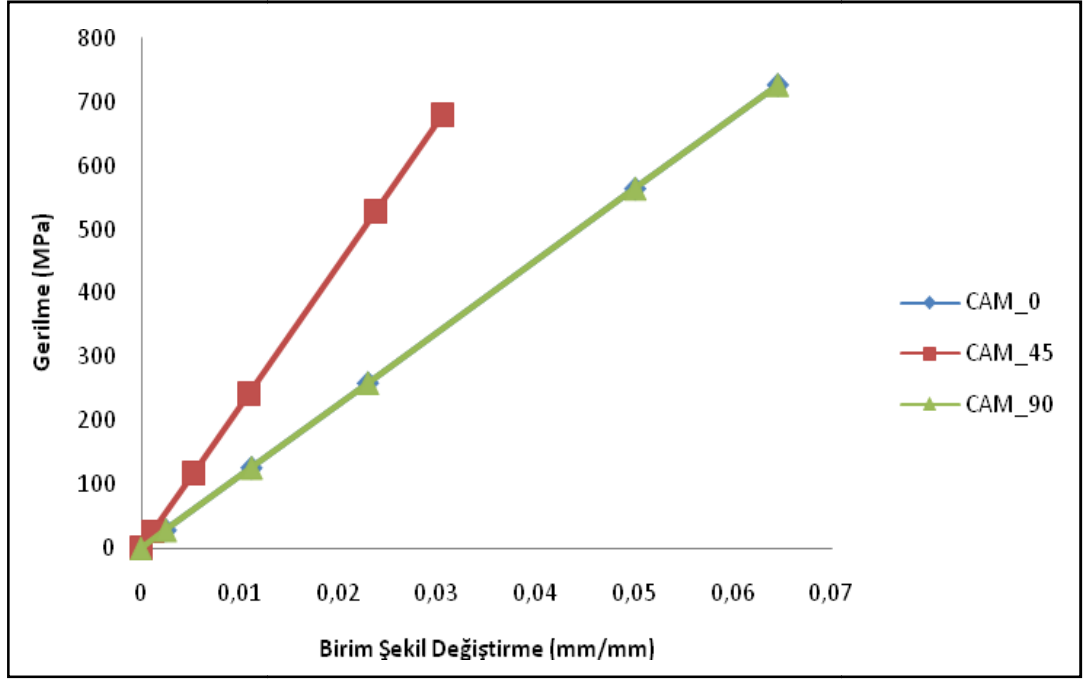
Şekil 6.9 Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 90 yönlenmeli karbon/epoksi numunelerine ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği



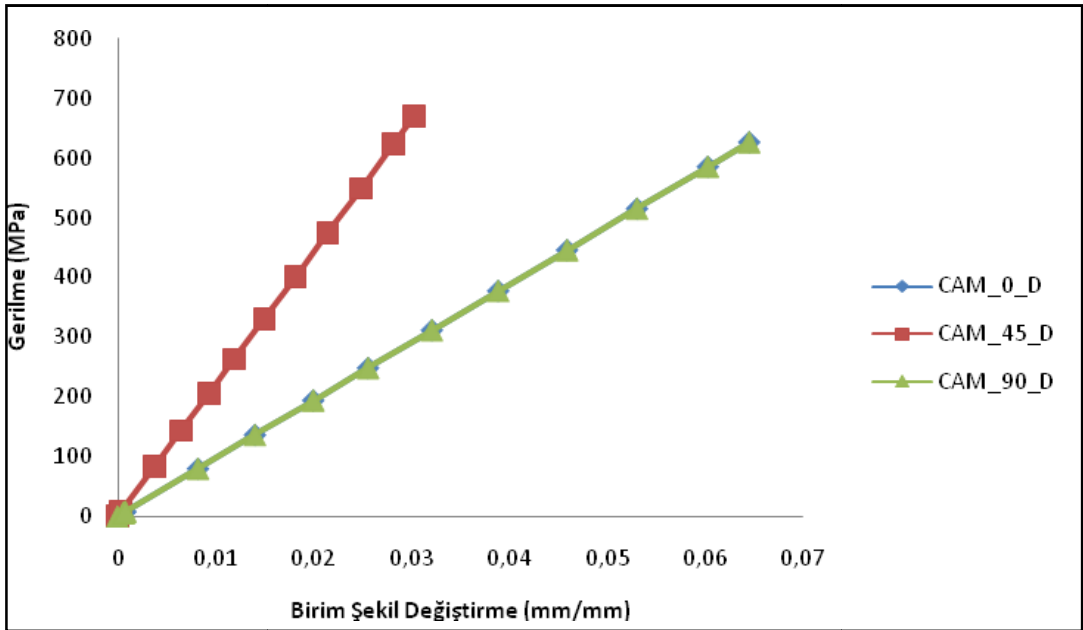
Şekil 6.10 Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu karbon/epoksi simülasyon sonuçlarının deneysel çalışma sonuçları ile karşılaştırılması

$[\pm 45]_8$ yönlü tabakalara sahip cam elyaf takviyeli delaminasyonsuz kompozit malzemelerin simülasyonundan elde edilen (çekme) gerilme-birim şekil değiştirme grafiği Şekil 6.10'daki gibidir. Buradan 0 ve 90 yönlenmesine sahip numunelerin aynı özellikleri sergilediği ve elastiklik modüllerinin aynı olduğu görülmektedir. Bu durum 0 ve 90 yönlenmesine sahip kompozit malzemelerin elyaf yönlenmelerinin birbirinin aynı olmasından kaynaklanmaktadır. Tek eksenli çekme deneyinde asıl yükü 0 (Çekme doğrultusu) yönlü elyaflar taşır ve 45 yönlenmesine sahip numunede 8 tabaka 0, 8 tabaka da 90 yönlenmesine sahiptir. Bu nedenle en yüksek elastiklik modülü değerini 45 yönlenmesine sahip numune göstermektedir. Delaminasyon içermeyen cam/elyaf takviyeli kompozit numunelerde 0/90 ve 45 yönlenmeleri arasında %49 mertebesinde farklılık görülmektedir. Üç farklı yönlenmenin ortalama elastiklik modülü 14.953 MPa'dır.

$[\pm 45]_8$ yönlü tabakalara sahip cam elyaf takviyeli delaminasyonlu kompozit malzemelerin simülasyonundan elde edilen (çekme) gerilme-birim şekil değiştirme grafiği Şekil 6.12'deki gibidir. 45 yönlenmesine sahip cam elyaf takviyeli numunelerde tabaka yönlenmeleri 0° ve 90° şeklindedir ve maksimum yük 90° 'lik elyaflar tarafından taşınmaktadır. Bu nedenle diğer numunelere göre daha yüksek elastiklik modülüne sahiptir. Buna bağlı olarak toplam şekil değiştirme miktarı daha %3 seviyelerinde kalmıştır.



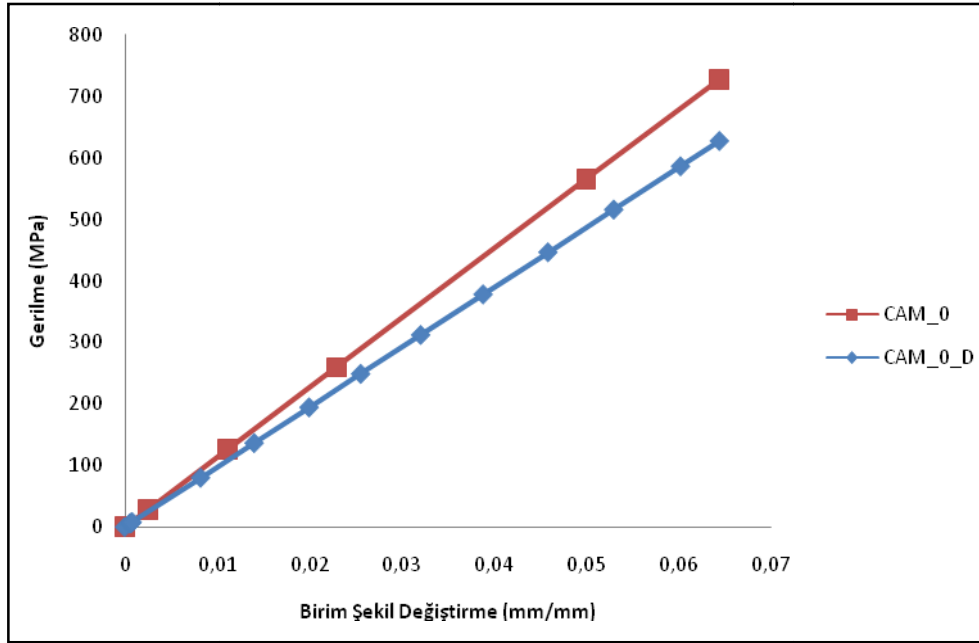
Şekil 6.11 Delaminasyonsuz cam/epoksi numunelerine ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği



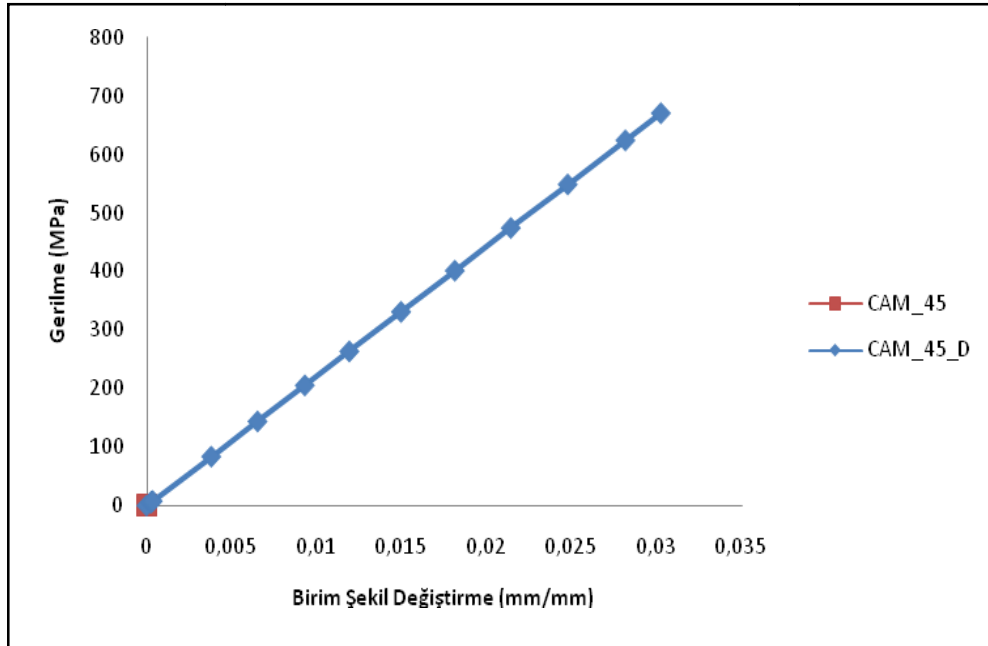
Şekil 6.12 Delaminasyonlu cam/epoksi numunelerine ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği

Delaminasyon içeren cam/elyaf numunelerin tek eksenli çekme simülasyonu sonucunda 0 ve 90 yönlenmesine sahip numunelerin elastiklik modülleri yaklaşık olarak elde edilmiş, en yüksek elastiklik modülü değeri 45 yönlenmesinde elde edilmiştir. Cam elyaf takviyesine sahip numunelerde delaminasyonun etkisi karbon

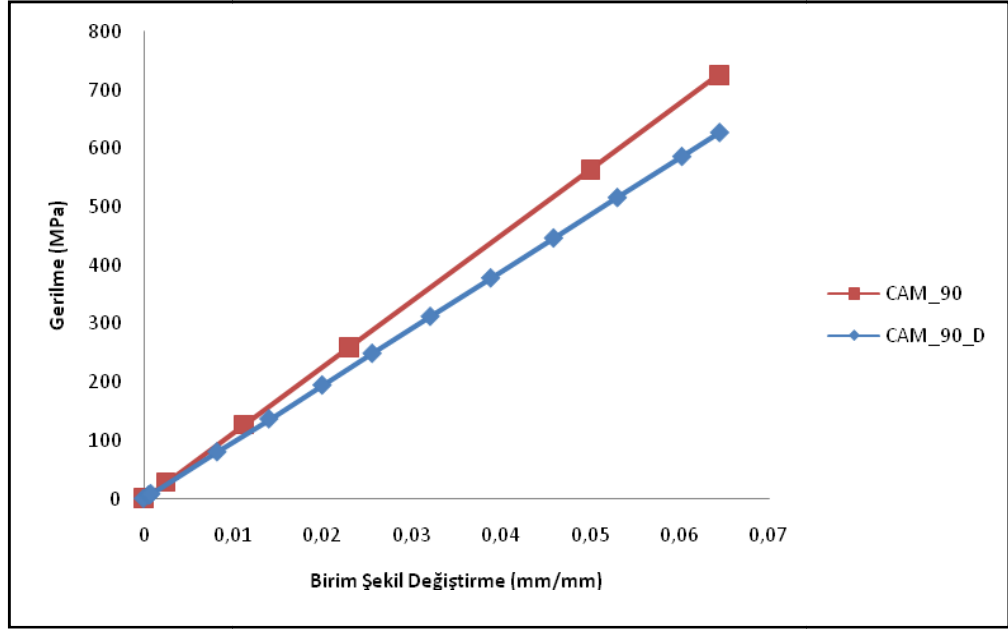
numunelerdeki kadar dikkat çekici seviyede olmadığı grafiklerden görülmektedir. Bunun sebebi karbonun doğası gereği cama nazaran daha gevrek oluşudur. Delaminasyonun etkisi her bir numunede ayrı olarak Şekil 6.13, Şekil 6.14 ve Şekil 6.15 de gösterilmiştir.



Şekil 6.13 Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 0 yönlenmeli cam/epoksi numunelerine ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği

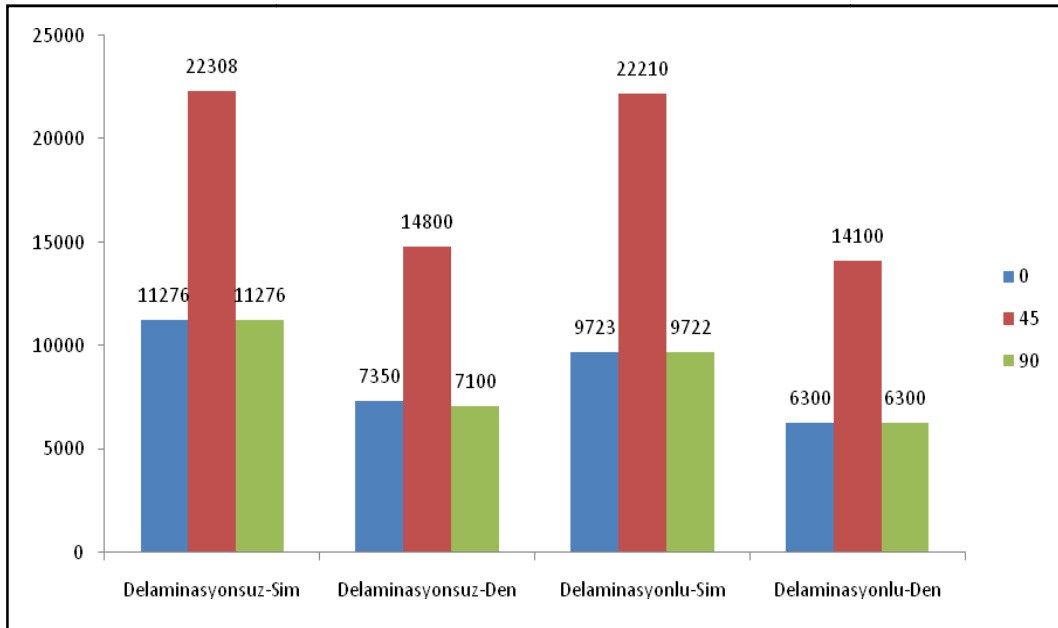


Şekil 6.14 Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 45 yönlenmeli cam/epoksi numunelerine ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği



Şekil 6.15 Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu 90 yönlenmeli cam/epoksi numunelerine ait gerilme-birim şekil değiştirme grafiği

Şekil 6.16’da simülasyonu yapılan delaminasyonsuz ve delaminasyonlu cam/epoksi çekme numunelerinin yapılan deneysel çalışma ile karşılaştırması yer almaktadır. Deneysel çalışmadan elde edilen elastiklik modülü değerleri ile simülasyondan elde edilen değerler arasında delaminasyonsuz ve delaminasyonlu numunelerde %35 fark görülmektedir. Bu farklılığın oluşmasındaki karbon numunede olduğu gibi

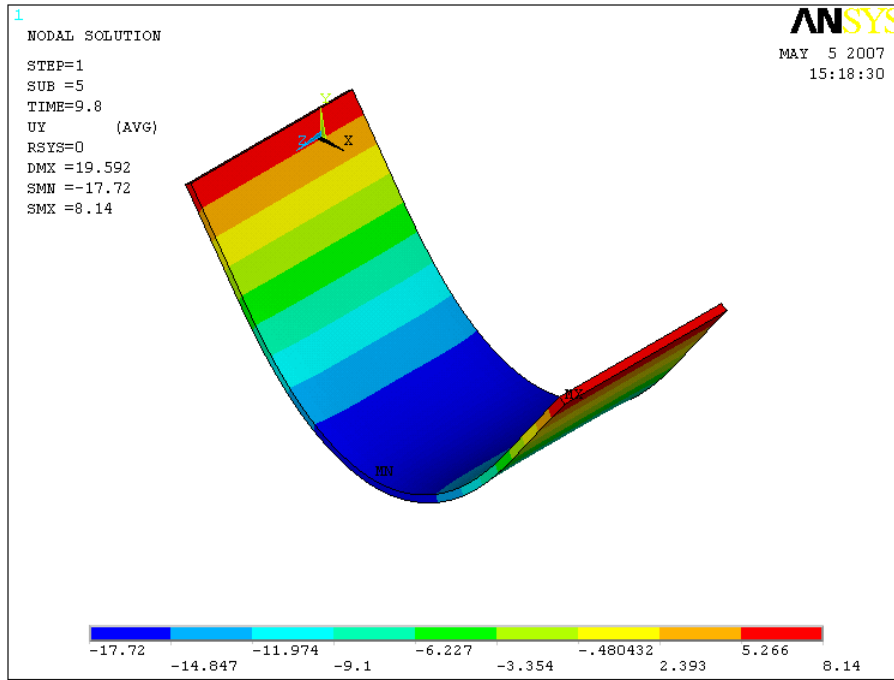


Şekil 6.16 Delaminasyonsuz ve delaminasyonlu cam/epoksi çekme simülasyon sonuçlarının deneysel çalışma sonuçları ile karşılaştırılması

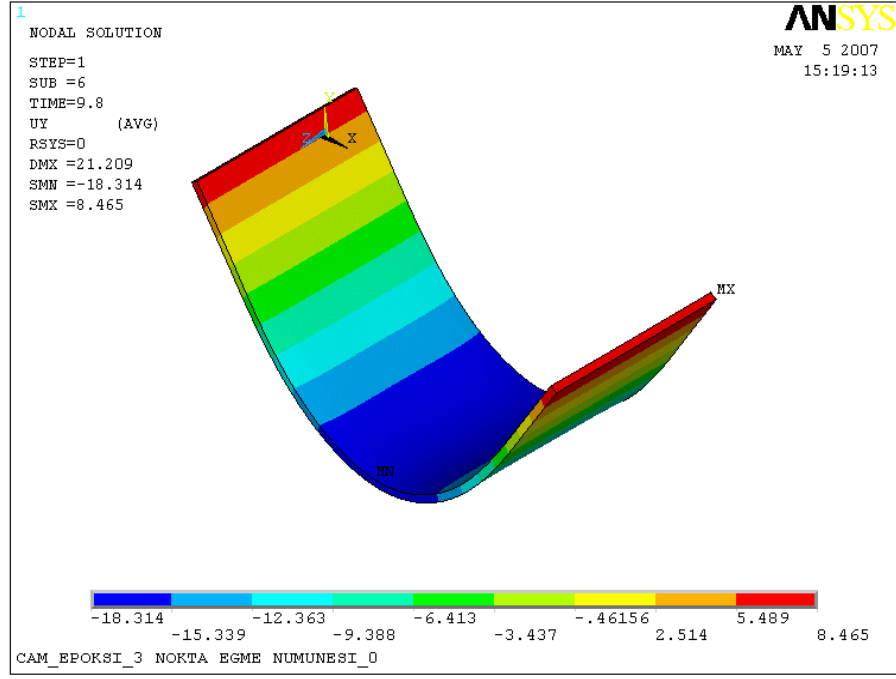
simülasyonda kabul edilen malzeme özellikleri ile deneysel çalışmada kullanılan malzeme arasındaki farklılık ve modellenen malzemenin tek yönlü sürekli elyaf takviyesine sahip olmasıdır.

6.2.2. Eğme Simülasyonu Sonuçları

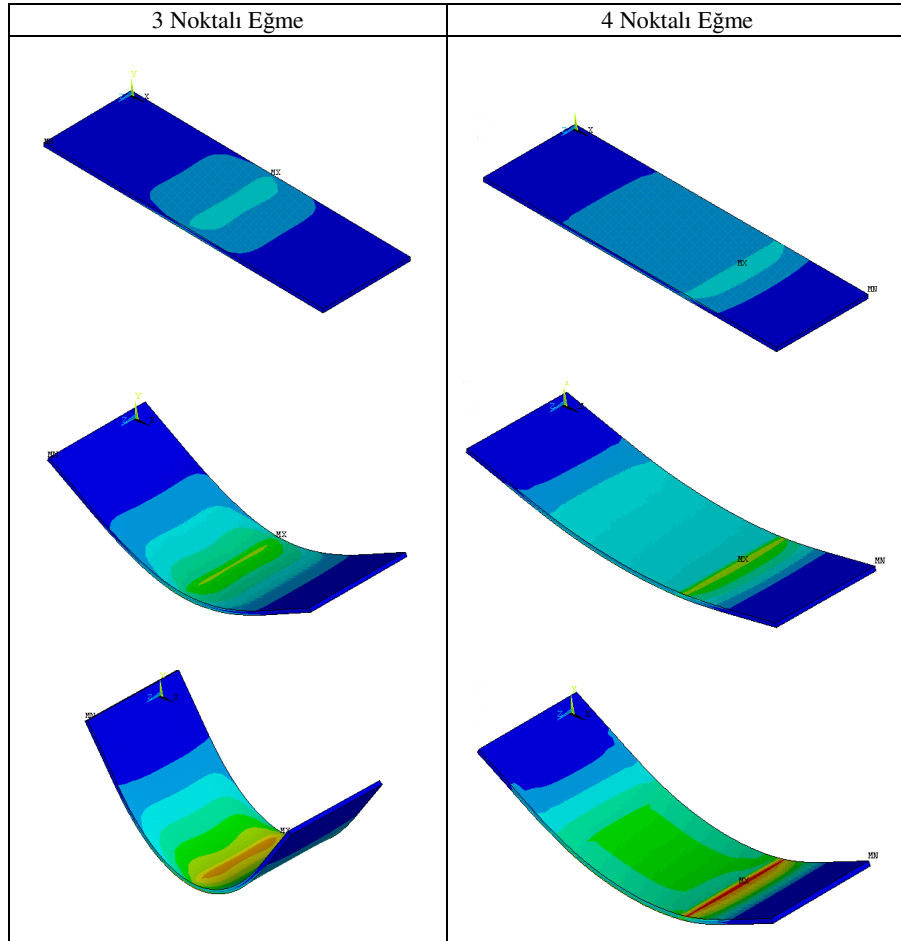
Eğme simülasyonları yapılırken öncelikle 0° kesim açılı cam elyaf takviyeli karma malzemenin kalınlığı boyunca tek bir eleman yerleştirilerek, bu elemanın gerçek sabitlerine (real constant) bütün tabakalar tanımlanıp, 3 noktalı eğme simülasyonu yapılmış ve kalınlık doğrultusunda, toplam tabaka sayısının yarısı kadar tabaka özelliği tanımlanmış, 2 eleman yerleştirilerek oluşturulan modelden elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Buradan kalınlık doğrultusuna iki eleman yerleştirilen modelin sehim miktarının %4 daha fazla olduğu görülmüştür (Şekil 6.17 ve Şekil 6.18). Şekil 6.19’de 3 noktalı ve 4 noktalı eğme deneyi simülasyon adımları gösterilmiştir.



Şekil 6.17. Kalınlık doğrultusunda tek eleman.



Şekil 6.18. Kalınlık doğrultusunda iki eleman.



Şekil 6.19 Eğme deneyi simülasyon adımları.

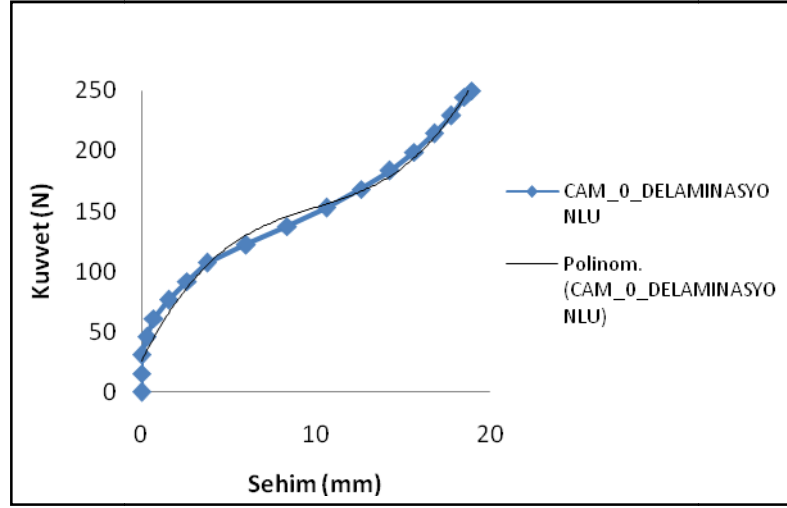
4 noktalı eğme deney simülasyonunda sınır şartları sebebiyle sadece iki yöndeki hareket serbestliği kısıtlanmış olan uçtan taraftaki yük uygulama noktasında birim şekil değişimi dağılımının diğer kısımlara göre daha yoğun olduğu gözlenmektedir. Eğer simetrik sınır şartları ve yükleme koşulları olan yarım modelleme yapılsaydı böyle bir sorunla karşılaşılmazdı. Ancak simülasyonu yapılan malzemelerin elyaf yönlenmesi simetrik olmadığı için yarım model kullanılmamıştır.

Simülasyon sonunda elde edilen verilerin değerlendirilmesi amacıyla cam numuneler için ASTM D790-03, karbon numuneler içinse ASTM D6272-02 standartlarından yararlanılarak eğme modülü hesaplanmıştır. Eğme modülü, elastik limit içerisinde gerilmenin birim şekil değiştirmeye olan oranıdır. Eğme modülü kuvvet-sehim diyagramında, eğrinin doğrusallık gösterdiği ilk kısımdaki en dik noktaya bir teğet çizilmesi ve dört noktalı eğme deneyi için ASTM D6272-02 standardında yer alan [6-1] eşitliğiyle, üç noktalı eğme deneyi için ASTM D790-03 standardında yer alan [6-2] eşitliğiyle hesaplanır.

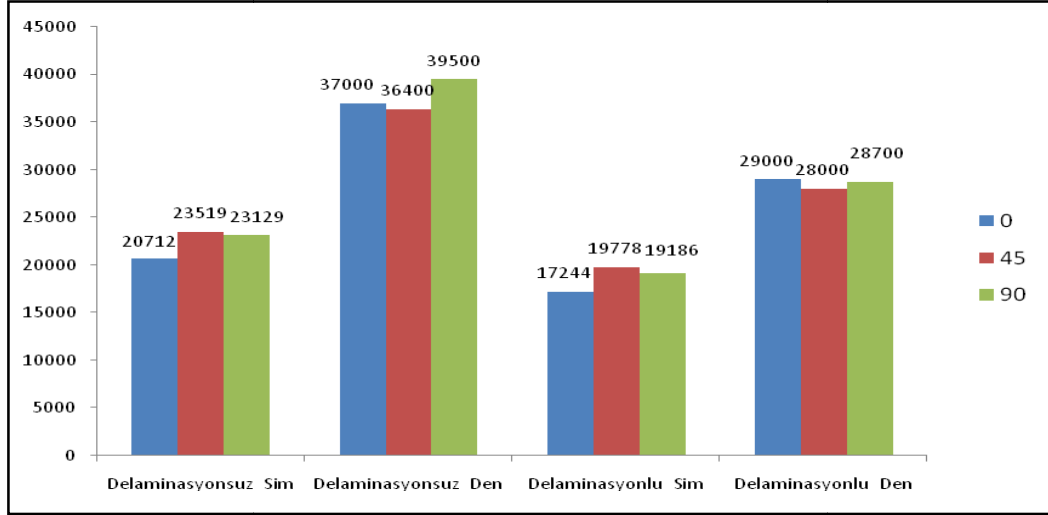
$$E_B = \frac{0,21L^3m}{bd^3} \quad (6.1)$$

$$E_B = \frac{L^3m}{4bd^3} \quad (6.2)$$

Burada L alt destekler arasındaki boşluk, m kuvvet-sehim grafiğinin eğimi, b numune genişliği, d ise numune kalınlığıdır. Simülasyonu yapılan numunelerde numune kesiti 25mm x 1mm (bxd) boyutlarındadır. Şekil 6.20’de 0 yönlenmesine sahip delaminasyonlu cam elyaf takviyeli kompozit numunenin 3 noktalı eğme simülasyonundan elde edilen kuvvet-sehim grafiği gösterilmektedir. Denklem 6.1’de m ile ifade edilen eğimi tespit etmek için mevcut eğriye eğim çizgisi adapte edilir. Elde edilen eğilim çizgisinin 3. dereceden denkleminde yararlanılarak, eğrinin doğrusallık gösterdiği başlangıç kısmındaki eğim hesaplanır. Karbon numunelerin 4 noktalı eğme simülasyon sonuçları Şekil 6.21’de deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır.



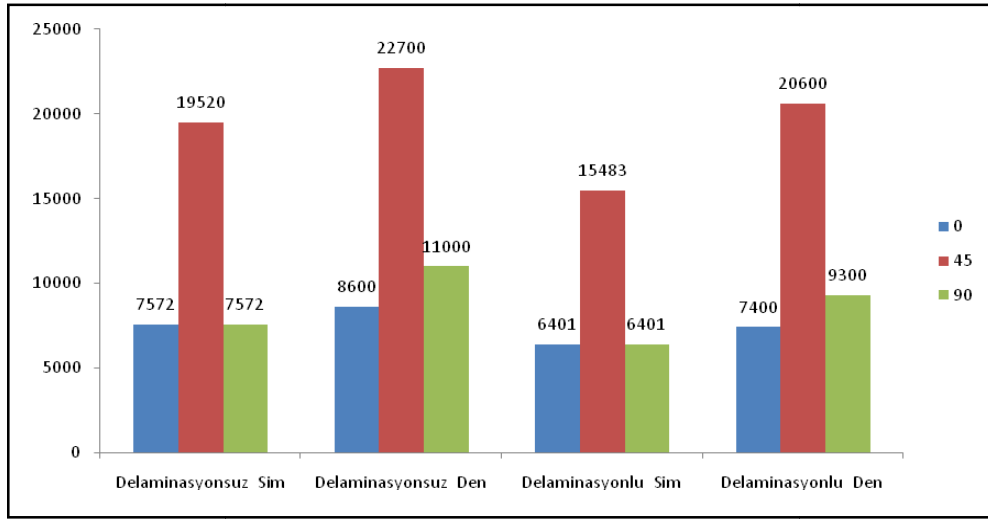
Şekil 6.20 0 yönlenmesine sahip delaminasyonlu cam/epoksi numunenin eğme simülasyonu sonucunda elde edilen kuvvet-sehim grafiği



Şekil 6.21 Karbon/epoksi numuneler için 4 noktalı eğme deneyi simülasyon sonuçları

Simülasyon sonuçlarına göre karbon elyaf takviyeli kompozit malzemede delaminasyonun etkisi %17 olarak gözlenmiştir. Aynı malzeme için deneysel çalışmalardan elde edilen sonuçlara göre delaminasyonun malzemenin eğme modülüne etkisi %24 mertebesinde olduğu görülmektedir. Simülasyon ile deneysel çalışma arasında oluşan farklılık malzeme özellikleri ve malzemenin modele tek yönlü sürekli elyaf takviyeli olarak tanıtılmasının yanı sıra delaminasyonun sonlu elemanlar modeline tanıtılmasındaki eksiklikten kaynaklanmaktadır. Bununla birlikte eğme modülü hesaplanırken kuvvet-sehim grafiklerinin oluşturulmasında simülasyondan elde edilen sehim verileri kullanılmıştır. Elde edilen grafiklerin

doğrusal kısımdaki eğimi elde etmek için uydurulan eğim çizgisi mevcut grafik ile tam olarak uyuşmamaktadır. Bu nedenle Denklem (6.1) ve (6.2) ile yapılan hesaplamalar deneysel çalışma sonuçları ile farklılık göstermektedir. Delaminasyon kusuru deneysel çalışmada teflon bant kullanmak marifetiyle malzemede oluşturulmuştur. Bu nedenle 25x25 boyutlarında bant kullanılsa da yapışma kusurları sebebiyle gerçek delaminasyon boyutu oluşturulması istenen boyutun üzerindedir. Cam numunelerin 3 noktalı eğme simülasyon sonuçları deneysel çalışmadan elde edilen sonuçlar ile Şekil 6.22’de karşılaştırılmıştır.



Şekil 6.22 Cam/epoksi numuneler için 3 noktalı eğme deneyi simülasyon sonuçları

Simülasyon sonuçlarına göre cam elyaf takviyeli kompozit malzemede delaminasyonun etkisi %17 olarak gözlenmiştir. Aynı malzeme için deneysel çalışmalardan elde edilen sonuçlara göre delaminasyonun malzemenin eğme modülüne etkisi %13 mertebesinde olduğu görülmektedir. Karbon numuneler ile cam numuneler arasındaki en önemli farklılık karbon’un üç farklı yönlenme durumu için de yaklaşık olarak aynı değerlere sahipken cam numunelerde 45 yönlenmesine sahip olanların eğme modüllerinin diğerlerine göre daha yüksek olduğu görülmektedir. Bu sonuç malzemelerin kesim açısına bağlı olarak yönlenme sırasının farklılıklarından kaynaklanmaktadır. Diğer bir farklılık da, delaminasyonun cam numunelerde eğme modülüne olan etkisinin karbon numunelere göre daha az oluşudur. Bu durum karbon ve camın doğal farklılıklarından kaynaklanmaktadır. Karbon elyaflar cam elyaflara göre daha gevrek ve kırılgandırlar. Bu nedenle delaminasyon olmadı halinde cam numunelerden daha hassas davranış göstermektedirler.

7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Kompozit (karma) malzemelerden imal edilen yapı elemanları genellikle üretim aşamasından ya da servis koşullarından kaynaklanan kusurlar içerirler. Üst üste dizili tabakaların ayrışması anlamına gelen delaminasyon bu kusurların en önemlisidir. Kalınlık doğrultusunda takviye eksikliğinden dolayı düzlemsel basma gerilmesi altında tabakalı kompozit yapı elemanının rijitliğinde ve yük taşıma kapasitesinde önemli bir azalmaya neden olabilir. Hava taşıtlarındaki hasar toleransı kavramı bu yaklaşımla değerlendirilmektedir.

Bu çalışmada delaminasyonun karbon ve cam elyaf takviyeli epoksi malzemeden imal edilen helikopter rotor palası yüzey kaplama malzemesinin mekanik davranışı üzerindeki etkileri sonlu elemanlar yöntemiyle incelenmiştir. Helikopter rotor palasının, taşıt dururken ve hareketli haldeyken maruz kaldığı servis koşulları incelendiğinde çekme ve eğme (bükme) zorlamalarının dominant biçimde etkin olduğu görülmüştür. Bu nedenle her iki malzemenin basma ve çekme zorlamaları altındaki davranışları modellenerek simüle edilmiştir. Delaminasyon kusuru içeren malzemelerin davranışları incelenerek kusursuz malzemeler ile karşılaştırılmıştır. Bu simülasyonlar yapılırken ASTM standartları esas alınmış ve buradaki geçerli deney fiktürleri ve numune boyutları kullanılarak simülasyondaki sınır şartları belirlenmiştir.

Simülasyona geçmeden önce mevcut kompozit malzeme modelleme teknikleri incelenmiş ve yararlı görülen nitelikler bir araya getirilmiştir. Model geliştirilmesi esnasında ilk sorun malzemenin elyaf takviyesinde yaşanmıştır. Deneysel çalışma dokuma ya da kumaş (woven) adı verilen, her bir tabakasında 0-90 yönlenmelerine sahip elyaf takviyeli malzemeler ile gerçekleştirilmiştir. Ancak kullanılan sonlu elemanlar ticari paket programında bu tip malzemelerin modellenmesi mümkün olmadığından, literatür taramasından elde edilen veriler ışığında bir yaklaşım yapılmıştır. Tek yönlü ortotropik tabakaların elyaf doğrultuları birbirine dik olacak şekilde yerleştirilerek elde edilen yapının, dokuma tip takviyeli malzemeye göre yaklaşık %15 daha fazla dayanım göstereceği kabul edilmiştir [4].

Modellemede karşılaşılan bir diğer sorun ise ASTM D 638 standardında belirtilen malzeme geometrisinin (papyon veya halter numune) modellenmesi esnasında radyuslu kısımlarda geometrik süreksizlikler oluşması ve bunun simülasyonda yakınsama problemine yol açmasıdır. Bu durumda malzeme şekil değişiminin ve gerilme yığılmasının yoğunlaşacağı ön görülen ölçü (gage) kısmı modellenmiştir.

Kullanılan sonlu elemanlar yazılımında malzeme özellikleri 0° yönlenmesine sahip tek bir tabakanın özellikleri dikkate alınarak tanıtılmaktadır. Bu çalışmada yeterli malzeme özelliği bilinmediğinden literatürde yer alan benzer malzeme özellikleri ile simülasyon yapılmıştır. Bundan sonra bu çalışmayı ileri götürmek amacıyla yapılacak olan çalışmalara 0° yönlenmesinde elyaf takviyesine tek bir tabakanın tek eksenli çekme testinin yapılması ve malzeme esas özelliklerinin belirlenmesi ile başlanmalıdır.

Modellemede kullanılan eleman tipi, delaminasyonlu ve düzgün modellerin aynı koşullarda incelenmesi ile uygun bir kıyaslama yapılabileceği var sayılarak 3B tabakalı katı yapı elemanları (SOLID 46) seçilmiştir. Önceki çalışmalarda kullanılan kabuk tipi elemanın doğruya yakın sonuçlar vermediği yapılan denemelerde anlaşılmıştır. Karşılaştırma yapma amacıyla SHELL99'dan daha gelişmiş başka bir kabuk eleman türü olan SHELL181 ile cam/epoksi delaminasyonsuz malzemeye ait tek eksenli çekme simülasyonları yapılmış ve SOLID46 elemanı ile karşılaştırılmıştır. Ayrıca bu çalışmada kullanılan eleman tipinin karma malzeme modellemede en sık kullanılan eleman tipi olmasının yanı sıra 3B gerilme halini de incelemeye müsaade etmesi açısından avantajlıdır. Daha gelişmiş ve fazla düğüm noktası sayısı içeren SOLID 191 elemanı ile de deneme yapılmış ancak hem daha uzun hesap süreleri ve yüksek maliyetli donanım gereksinimleri ortaya çıkmış hem de SOLID 46 ile yapılan simülasyon ile aynı sonuçlar elde edilmiştir.

Karma malzemeler doğaları gereği doğrusal olmayan (nonlinear) özelliklere sahip malzemelerdir. Ayrıca modele delaminasyon kusuru tanıtılıp, kusurlu bölgelerde kontak tanımlaması yapılıncı doğrusallıktan uzaklaşma daha da artmaktadır. Bu nedenle oluşacak yakınsama problemlerini bertaraf etmek amacıyla yapılan zamana bağlı analiz yeterli sayıda alt adımlara bölünmelidir. Aksi halde, özellikle delaminasyon olan bölgede eğme simülasyonunda düğüm noktalarında diğer elemanların içinden geçme eğilimi ortaya çıkacaktır. Bu durumda elde edilen sonuçlar gerçeklikten uzak olacaktır.

Sonlu elemanlar simülasyonunda elde edilen sonuçların deneysel sonuçlar ile gösterdiği farklılıkları gidermek amacıyla yapılabilecek diğer bir çalışma da delaminasyon kusurunun oluşturulması esnasında uygulanan sürtünme katsayısıdır. Bu çalışmada sürtünme katsayısı 0,15 olarak alınmıştır. Teflon malzemenin cam ve karbon elyaf takviyeli kompozit malzemeler ile arasındaki sürtünme katsayısı belirlenerek daha yakın sonuçlar elde etmek mümkündür.

Deneysel çalışmalar ile yapılan simülasyon sonuçlarının farklılık göstermesinde bir başka sebep de kullanılan eleman sayısından kaynaklanabilir. İleride yapılacak çalışmalarda, çalışma süresinin uzun olmasına ve pahalı bilgisayar donanımı gerektirmesine rağmen her bir tabakayı bir tek 3B eleman temsil edecek şekilde kalınlık doğrultusuna yerleştirilen eleman sayısı artırılarak bu sorun giderilebilir. Burada eleman sayısına bağlı olarak artan analiz süresini kısaltmak amacıyla lokal modellemeler yapmak mümkündür.

Bu tez çalışmasının bir başka boyutu da farklı kesim açıları ile numune elde edilmesi sayesinde aynı ortotropik tabakalara sahip, ancak elyaf yönlenme sıralaması değişik numuneler elde edilerek, elyaf yönlenmesinin mevcut koşullardaki etkisi incelenmiştir. Yapılan çalışma sonucunda bu sıralama değişiminin simetrik olması halinde malzeme dayanımına etkisi olmadığı ancak cam malzeme için asimetric olan durumlarda dayanımı dramatik olarak etkilediği ortaya konulmuştur.

KAYNAKLAR

- [1] **Gay, D., Hoa, S.V., Tsai, S.W.**, 2003, Composite materials design and applications, CRC Press, Paris.
- [2] **Jones, R.M.**, 1999, Mechanics of composite materials, Taylor & Francis, Philadelphia.
- [3] **Kaw, A.K.**, 1997, Mechanics of composite materials, CRC Press LLC, New York.
- [4] **Hull, D., Clyne, W.T.**, 1996, An introduction to composite materials, University of Cambridge, England.
- [5] **Harris, B.**, 1999, Engineering composite materials (2nd Edition), Maney Publication, U.K.
- [6] **Swanson, S.R.**, 1997, Introduction to design and analysis with advanced composite materials, Prentice Hall, New Jersey.
- [7] **Short, G.J., Guild, F.J., Pavier, M.J.**, 2001, The effect of delamination geometry on the compressive failure of composite laminates, Composite Science and Technology, Vol 61, 2075-2086.
- [8] **Matthews, F.L., Davies, G.A.O., Hitchings, D., Soutis, C.**, 2000, Finite element modeling of composite materials and structures, Woodhead Publishing, England.
- [9] **Rajendran, S., Song, D.Q.**, 1998, Finite element modeling of delamination buckling of composite panel using Ansys, Proceedings of 2nd Asian Ansys User Conference, Singapore, November 11-13.
- [10] **Sancho, J., Miravete, A.**, 2006, Design of composite structures including delamination studies, Composite Structures, Vol 76, 283-290.
- [11] **Wang, X.W., Pont-Lezica, I., Harris, J.M., Guild, F.J., Pavier, M.J.**, 2005. Compressive failure of composite laminates containing multiple delaminations, Composite Science And Technology, Vol 65, 191-200.
- [12] **Ansys**, 2005, Tutorials, Ansys 10.0 Software.

- [13] **ASTM D 3039/D 3039/M-00**, 2000, Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials, ASTM International, West Conshohocken, United States.
- [14] **ASTM D 638-03**, 2003, Standard test method for tensile properties of plastics, ASTM International, West Conshohocken, United States.
- [15] **ASTM D 790-03**, 2003, Standard test method for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials, ASTM International, West Conshohocken, United States.
- [16] **ASTM D 6272-02**, 2003, Standard test method for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials by four point bending, ASTM International, West Conshohocken, United States.
- [17] **Armstrong, K., Bevan, L.G., Cole, W.F.**, 2005, Care and repair of advanced composites, Second edition, SAE International, U.S.A.
- [18] **Feraboli, P., Kedward, K.T.**, 2003, Four-point bend interlaminar shear testing of uni- and multi-directional carbon/epoxy composite systems, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol 34, 1265-1271.,
- [19] **Morozov, E.V., Morozov, K.E., Selvarajalu, V.**, 2003, progressive damage modeling of SMC composite materials, Composite Structures, Vol 62, 361-366.
- [20] **Yalçmer, B.**, 2007, Kişisel görüşme.

ÖZGEÇMİŞ

Nevzat Hakan KARAASLAN, 26.11.1980 tarihinde İstanbul'da doğdu. 1998 yılında lise öğrenimini Üsküdar Halide Edip Adivar Lisesi'nde tamamladı. Temmuz 2002'de Kocaeli Üniversitesi Mühendislik Fakültesinden Makine Mühendisi unvanı ile mezun oldu. 2002 Eylül'de İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü'ne yüksek lisans öğrencisi olarak kabul edildi. 2006 Temmuz'da başladığı Uzel Otomotiv Sistemleri A.Ş.'de halen üretim mühendisi olarak çalışmaya devam etmektedir.