

**BURKULMAYA MARUZ TABAKALI KOMPOZİT
PLAKLARIN DENEYSEL VE NÜMERİK ANALİZİ**

MUSTAFA ŞAHİN
YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİMDALI
2008

**BURKULMAYA MARUZ TABAKALI
KOMPOZİT PLAKLARIN DENEYSEL VE NÜMERİK ANALİZİ**

**MUSTAFA ŞAHİN
YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİMDALI**

Yrd. Doç. Dr. Züleyha ASLAN

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ MÜDÜRLÜĞÜNE

Bu çalışma, jürimiz tarafından, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Başkan Yrd. Doç. Dr. Mehmet ŞİMŞİR

Üye Yrd. Doç. Dr. Ahmet AKKUŞ

Üye Yrd. Doç. Dr. Züleyha ASLAN

ONAY

Yukarıdaki imzaların, adı geçen öğretim üyelerine ait olduğunu onaylarım.

.../.../2008

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ MÜDÜRÜ

Prof. Dr. Hasan Hüseyin BAŞIBÜYÜK

Bu tez, Cumhuriyet Üniversitesi Senatosunun 05.01.1984 tarihli toplantısında kabul edilen ve daha sonra 30.12.1993 tarihli C.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürlüğünce hazırlanan ve yayınlanan “Yüksek Lisans ve Doktora Tez Yazım Kılavuzu” adlı yönergeye göre hazırlanmıştır.

İÇİNDEKİLER

İÇİNDEKİLER	i
ÖZET	iv
SUMMARY	v
ÖNSÖZ ve TEŞEKKÜR	vi
ŞEKİLLER DİZİNİ	vii
TABLolar DİZİNİ	ix

BÖLÜM I

1. GİRİŞ	1
----------	---

BÖLÜM II

2. KOMPOZİT MALZEMELER	5
2.1. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	5
2.1.1. Kompozit yapıdaki malzeme formuna göre	5
2.1.1.1. Elyafli kompozitler	6
2.1.1.2. Parçacıklı kompozitler	6
2.1.1.3. Karma (Hibrid) kompozitler	7
2.1.1.4. Tabakalı kompozitler	7
2.1.2. Kompozit yapıyı oluşturan matriks malzemelere göre kompozit malzemelerin sınıflandırılması	8
2.1.2.1. Polimer kompozitler	8
2.1.2.2. Metal matriksli kompozitler	9
2.1.2.3. Seramik kompozitler	9
2.1.3. Kompozit malzemelerin yapım metoduna göre sınıflandırılması	10
2.1.3.1. Karışık malzeme ve sinterleme	10
2.1.3.2. Yüzey kaplamaları (Koruyucu kaplamalar)	10
2.1.3.3. Lif takviyesi	11
2.2. Kompozit Malzemeyi Oluşturan Elemanlar	11
2.2.1. Takviye elemanları (Elyaf lar)	11
2.2.2. Matriks malzemeleri	15
2.3. Kompozitlerin Olumlu ve Olumsuz Özellikleri	18
Kompozitlerin olumlu özellikleri	18
Kompozitlerin olumsuz özellikleri	19
2.4. Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları	20
2.4.1. Kompozitlerin uçaklarda kullanımı	20
2.4.2. Kompozit malzemelerin diğer kullanım alanları	21

2.5. Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri	22
2.5.1. Elle yatırma (hand lay-up)	22
2.5.2. Püskürtme (spray-up)	22
2.5.3. Elyaf sarma (Filament winding)	23
2.5.4. Reçine transfer kalıplama RTM / reçine enjeksiyonu	23
2.5.5. Profil çekme / pultrüzyon (pultrusion)	24
2.5.6. Hazır kalıplama / compression molding (SMC,BMC)	24
2.5.7. Vakum torbası	24
2.5.8. Otoklav	24
BÖLÜM III	
3. TABAKALI KOMPOZİT MALZEMELER VE MEKANİK DAVRANIŞLARI	26
3.1. Tabakalı Kompozitler	26
3.2. Tabakalı Kompozit Malzemelerin Mekanik Davranışı	28
3.2.1. Ortotropik malzemelerde düzlem gerilme halinde gerilme-şekil değiştirme bağıntısı	28
BÖLÜM IV	
4. DENEYSEL METOD	34
4.1. Kompozit Malzemelerin Üretilmesi	34
4.2. Tabakalı Kompozit Malzemelerin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi	34
4.3. Delikli Ve Deliksiz Örgü Takviyeli E-cam lifi / Epoksi Kompozit Malzemelerde Kritik Burkulma Yükünün bulunması	38
4.4. Delamination Hasarlı Çapraz Katlı E-cam lifi/epoksi Kompozit Malzemelerde Kritik Burkulma Yükünün Bulunması	39
BÖLÜM V	
5. NÜMERİK METOD	42
5.1. Delikli Ve Deliksiz Örgü Takviyeli E-cam lifi/epoksi Kompozitler İçin Nümerik Model	42
5.2. Delamination Hasarlı Çapraz Kat Takviyeli Tabakalı kompozit İçin Nümerik Model	44
BÖLÜM VI	
6. SONUÇLAR	46
6.1. Delikli Örgü Takviyeli E-cam lifi/Epoksi Kompozit Malzemelerde Delik Boyutunun ve Yerinin Kritik Burkulma Yüküne Etkisi	46
6.2. Kalınlığın Burkulma Yüküne Etkisi	49
6.3. Delamination Hasarlı Çapraz Katlı E-cam Lifi/Epoksi Kompozit Malzemelerde Delamination Boyutunun Kritik Burkulma Yüküne Etkisi	50

	BÖLÜM VII	
7. YORUMLAR		56
	BÖLÜM VIII	
8. KAYNAKLAR		57
	BÖLÜM IX	
9. ÖZGEÇMİŞ		59
	BÖLÜM X	
10. EKLER		60

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

Burkulmaya Maruz Tabakalı Kompozit Plakların Deneysel ve Nümerik Analizi

Mustafa ŞAHİN
Cumhuriyet Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Züleyha ASLAN

Bu tezde dairesel bir deliğin çapının ve yerinin örgü dokuma E cam lifi-epoksi kompozit bir plağın burkulma davranışı üzerine etkisini belirlemek için deneysel ve nümerik bir çalışma yapılmıştır. Daha sonra çok sayıda tabaka ayrışması yani delamination hasarı içeren çapraz katlı, $(0^0,90^0,0^0,90^0)_s$ fiber oryantasyonuna sahip E cam lifi-epoksi kompozit plakların burkulma davranışı çalışılmıştır. Delamination uzunluğunun kritik burkulma yükü üzerine etkisi incelenmiştir. Deneysel çalışma için delaminationlu ve delaminationsuz çapraz katlı kompozit plaklar imal edilmiştir. İki kenarı ankastre olarak mesnetlenmiş kompozit bir plağın kritik burkulma yükü deneysel olarak elde edilmiş ve bulunan sonuçlar nümerik analiz sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Nümerik analiz için ANSYS 11.0 sonlu elemanlar paket programı kullanılmıştır. Nümerik analiz ile elde edilen sonuçların deneysel sonuçlara oldukça yakın olduğu görülmektedir.

ANAHTAR KELİMELER: Tabakalı kompozit, kritik burkulma yükü, delamination, dairesel delik, nümerik analiz.

SUMMARY

MSc Thesis

Experimental and Numerical Analyses of Laminated Composite Plates Subjected to Buckling Load.

Mustafa ŞAHİN

Cumhuriyet University

Graduate School of Natural

and Applied Sciences

Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Assistant Professor Züleyha ASLAN

A numerical and experimental study was carried out to determine the effect of circular hole diameter and location on the buckling behavior of woven fabric E-glass/epoxy composite plates in this thesis. Then, the buckling behavior of $(0^0,90^0,0^0,90^0)_s$ oriented cross-ply E-glass/epoxy composite plates with multiple delaminations has been studied. The influence of length of the delaminations on the value of the critical buckling loads has been investigated. For the experiments, cross ply laminated composite plates with delamination and without delamination have been produced. The experimental critical buckling loads of plates have been found by clamping from the two edges and then these results have been compared with the results obtained from the numerical analyses. For the numerical analyses, ANSYS 11.0 finite element program has been used. It has been seen that the results obtained from the numerical analyses are very close to the experimental results.

KEY WORDS: Laminated composite, critical buckling load, delamination, circular hole, numerical analyses.

ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

Tez çalışmalarım sırasında her konuda katkıları ve yönlendirmeleriyle yardımcı olan çok değerli danışman hocam Yrd. Doç. Dr. Züleyha ASLAN' a ve her türlü desteğini esirgemeyen aileme teşekkür ederim.

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2.1	Kompozit malzemenin fazları.	5
Şekil 2.2.	Kompozit malzemelerin malzeme formuna göre sınıflandırılması.	6
	a. Elyafli Kompozitler	6
	b. Parçacıklı Kompozitler	6
	c. Karma (hibrid) Kompozitler	6
	d. Tabakalı Kompozitler	6
Şekil 2.3.	Tabakalı kompozit malzeme.	7
Şekil 2.4.	Elyaf ve matris malzemelerin gerilme – uzama diyagramı.	15
Şekil 2.5.	Püskürtme yöntemi.	22
Şekil 2.6.	Rtm yöntemi.	23
Şekil 3. 1.	Ortotropik tabakalardan oluşan simetrik tabakalı kompozit.	27
Şekil 3. 2.	Antisimetrik tabakalar.	27
Şekil 3. 3.	Tek yönlü takviye edilmiş tabakacık.	28
Şekil 3. 4.	Malzeme koordinat sistemi.	30
Şekil 3. 5.	Deforme olmamış ve deforme olmuş tabaka kenar elemanı.	31
Şekil 3. 6.	Tabaka kalınlığı boyunca birim şekil değiştirme ve gerilme değişimi.	33
Şekil 4. 1.	Kompozit malzemelerin elastisite modülünün ve poisson oranının belirlenmesi.	35
	a. Fiber doğrultusundaki elastisite modülünün ve poisson oranının belirlenmesi.	35
	b. Fibere dik doğrultudaki elastisite modülünün ve poisson oranının belirlenmesi.	35
Şekil 4. 2.	ASTM D 3039-76 standardına göre deney numunesi boyutları.	35
Şekil 4. 3.	Kayma modülünün bulunması.	36
Şekil 4. 4.	Dairesel delikli kompozit levha.	39-46
Şekil 4. 5.	Düşük hızlı darbe yüküne maruz kalmış tabakalı kompozit malzeme.	40-50
Şekil 4. 6.	Delemination hasarlı deney numunesi.	40-51
Şekil 5. 1.	ANSYS’de kullanılan elemanlar.	42
Şekil 5.2.	Sonlu eleman modeli ve sınır şartları.	43
Şekil 5.3.	Tabaka dizilimi.	44
Şekil 5.4.	Delamination hasarlı kompozit malzemenin modellenmesi ve sınır şartları.	45
Şekil 6.1.	Çekme cihazına bağlanmış numune.	46
Şekil 6.2.	Delik boyutunun kritik burkulma yüküne etkisi.	47
Şekil 6.3.	Delik konumunun kritik burkulma yüküne etkisi.	48
Şekil 6.4.	1. mod da burkulmuş delikli tabakalı kompozit malzeme.	49
Şekil 6.5.	1. mod da burkulmuş kompozit malzemenin yer değişimi.	49
Şekil 6.6.	Farklı kalınlıklar için nümerik olarak bulunan P_{kritik} burkulma yükü.	50
Şekil 6.7.	Deneylerden elde edilen kuvvet yer değiştirme diyagramı.	52
Şekil 6.8.	Delamination uzunluğunun kritik yüke etkisi.	53
Şekil 6.9.	b’nin kritik yüke etkisi.	54
Şekil 6.10.	Burkulmuş delaminationlı kompozit numune.	54
Şekil 6.11.	Burkulmuş delaminationlı kompozit numunenin yer değiştirmesi.	55
Şekil 10.1.	$D/W = 0$ için kritik burkulma yükü.	60
Şekil 10.2.	$D/W = 0.1$ için kritik burkulma yükü.	60
Şekil 10.3.	$D/W = 0.2$ için kritik burkulma yükü.	60
Şekil 10.4.	$D/W = 0.3$ için kritik burkulma yükü.	61
Şekil 10.5.	$D/W = 0.4$ için kritik burkulma yükü.	61
Şekil 10.6.	$D/W = 0.5$ için kritik burkulma yükü.	61
Şekil 10.7.	$E/D = 1$ için kritik burkulma yükü.	62
Şekil 10.8.	$E/D = 2$ için kritik burkulma yükü.	62
Şekil 10.9.	$E/D = 3$ için kritik burkulma yükü.	62
Şekil 10.10.	$E/D = 4$ için kritik burkulma yükü.	63

Şekil 10.11.	Delaminasyonsuz numune için kritik burkulma yükü.	63
Şekil 10.12.	a = 30 mm, b=3 mm için kritik burkulma yükü.	63
Şekil 10.13.	a = 50 mm, b=3 mm için kritik burkulma yükü.	64
Şekil 10.14.	a = 80 mm, b=3 mm için kritik burkulma yükü.	64
Şekil 10.15.	a = 80 mm, b=2 mm için kritik burkulma yükü.	64
Şekil 10.16.	a = 80 mm, b=5 mm için kritik burkulma yükü.	65
Şekil 10.17.	a = 80 mm, b=7 mm için kritik burkulma yükü.	65
Şekil 10.18.	a = 80 mm, b=9 mm için kritik burkulma yükü.	65

TABLolar DİZİNİ

Tablo 2.1.	Cam elyafların mekanik özellikler ve bileşimleri.	13
Tablo 2.2.	Bazı matriks malzemelerin özellikleri.	16
Tablo 2.3.	Uçak malzemelerinin mekanik özellikleri.	21
Tablo 4. 1.	Örgü E-cam lifi/epoksi kompozit malzemenin mekanik özellikleri.	37
Tablo 4. 2.	Tek yönlü takviyeli E-cam lifi/epoksi kompozit malzemenin mekanik özellikleri.	37
Tablo 4. 3.	Seçilen D/W ve E/D oranları.	38
Tablo 4. 4.	Delamination boyutlarının kritik yüke etkisinde seçilen parametreler.	41
Tablo 6.1.	Delik boyutunun kritik burkulma yüküne etkisi.	47
Tablo 6.2.	Delik konumunun kritik burkulma yüküne etkisi.	48
Tablo 6.3.	Kalınlığın kritik burkulma yüküne etkisi.	50
Tablo 6.4.	Delamination uzunluğunun kritik yüke etkisi.	53
Tablo 6.5.	b'nin kritik yüke etkisi.	53

BÖLÜM I

GİRİŞ

Şekil değiştirebilen katı cisimlerin davranışını inceleyen mukavemet bilimi, gerilme problemi ve stabilite problemi olmak üzere iki ana problemle uğraşır. Gerilme probleminde; belli yükler altında belli bir enine kesite sahip olan taşıyıcı sistemin gerilme değerlerinin, taşıyıcı sistemin malzemesine bağlı emniyetli gerilmeyi aşmaması istenir. Stabilite probleminde ise aranan, taşıyıcı sistemi aniden çok büyük şekil değişimine uğratan yüküdür. Denge konumunda sistem kararlı değil ise, bu konumdan oluşacak çok küçük bir değişiklik, sistemde çok büyük şekil değiştirmelere yol açacaktır. Yani, gerilme probleminde aşırı gerilmeler; stabilite probleminde ise denge konumunun kararsızlığı yapıyı kullanılamaz hale getirmektedir. Sistemde kararlı dengeyi sağlayan bir kritik burkulma kuvvetinden söz edilir. Sistemde meydana gelen kuvvetin, daima, bu kritik burkulma kuvvetinden küçük ya da en fazla eşit olması istenir. Yükselen hava akımlı rüzgar türbini kuleleri, madenlerde havalandırma bacaları, denizlerden çıkarılan ham petrolü gemilere aktarmakta kullanılan borular gibi uzun ve narin yapılarda, gerilme problemi açısından taşıyıcı sistem güvenli iken, belli bir kritik basma kuvvetinde denge durumu kararsız hale geçebilir ve sistem kullanılamaz hale gelir (Pekbey, 2005).

Bir makina elemanının boyutlandırılmasında; güvenlik, ekonomiklik ve göreve uygun olma, aynı zamanda yerine getirilmesi gereken şartlardandır. Basma kuvvetine maruz narin makina elemanlarında güvenlik, kritik burkulma kuvveti tarafından sınırlanır. Yüksek dayanımlı malzemelerin kullanımıyla, pek çok makine elemanı, ince ve daha narin olmuştur. Bu narin makina elemanları, burkulmaya karşı daha dayanıksız hale gelmişlerdir. Bu nedenle, basmaya zorlanan makine elemanlarında kullanılan malzemelerdeki arayışlar devam etmektedir. En az iki farklı malzemenin makroskobik anlamda birleştirilmesiyle oluşturulan üçüncü kullanışlı yeni malzeme olarak tanımlanan kompozit malzemelerin makina elemanlarında kullanılması da, bu arayışların sonucudur (Pekbey, 2005).

Kompozit yapılarda delikler genellikle çok sık kullanılırlar. Bu delikler, kompozit yapıyı havalandırmak, aydınlatmak veya uçak ve uzay araçlarında elektrik hatlarının, yakıt hatlarının geçmesi veya yapının ağırlığını azaltmak gibi nedenlerle açılırlar (Ghannadpour, 2006). Bu delikler kompozit malzemenin gerilme dağılımını ve burkulma yükünü etkilemektedir (Anil, 2007). Bu nedenle son yıllarda, üzerinde delik bulunan kompozit levhaların burkulma davranışı bilim adamları tarafından incelenmektedir.

Tabakalı kompozit malzemeler, kompozit malzemeler içerisinde önemli bir yer tutmaktadır. Tabakalı kompozitler yüke maruz kaldıklarında burkulma kadar önemli olan diğer bir hasar ise tabakalar arasında ayrışma meydana gelmesidir. Delamination adı verilen bu hasar tabakalı kompozit yapılarda istenmeyen bir durumdur. Tabakalı kompozitler üzerine yapılan tüm

çalışmalarda en önemli hasarlardan birinin de delamination olduğu belirtilmektedir (Short ve arkadaşları, 2001; Wang ve arkadaşları, 2005; Arman ve arkadaşları, 2006; Cappello ve Tumino, 2006; Alnak, 2007). Bunun için son yıllarda, delamination hasarlı tabakalı kompozit malzemelerin burkulma davranışı birçok araştırmacı tarafından çalışılmaktadır.

Madhusudhana ve arkadaşları (2007), birbiri üstünde olmayan iki farklı bölgede tabaka ayrışması olan kompozit kirişlerin burkulmasını analitik ve deneysel olarak incelemişlerdir. Analitik incelemede Euler-Bernoulli eşitliklerini kullanmışlardır. Tabaka ayrışması yani delamination boyutunun etkilerini, malzemenin kalınlığı ve malzemenin uzunluğu boyunca tabaka ayrışmasının bulunduğu yerin burkulma yüküne etkisini incelemişlerdir. Ghannadpour ve arkadaşları(2006), polimer matriksli, çapraz örgülu dairesel ve eliptik delikli, tabakalı kompozit dikdörtgen plakalarda deliğin burkulma davranışına etkisini çalışmışlardır. Delik boyutu, şekli, plağın en, boy oranı ve sınır şartlarının etkisini incelemişlerdir. Anil ve arkadaşları (2007), üç bilinmeyen yer değiştirme faktörünü (u , v , w) esas alan “simple higher order shear deformation” teorisi ile ince ve çok ince, dikdörtgen delikli ve deliksiz, tek eksenli yüke maruz kompozit plakaların ön burkulma gerilmesi ile stabilite analizini çalışmışlardır. Wee ve Boay (2006), kompozit kirişlerin analitik ve nümerik burkulma analizi üzerine çalışmışlardır. Euler-Bernoulli kirişi ve klasik tabaka teorisini analitik model oluşturmak için kullanmışlar ve tabaka ayrışmalı kompozit kirişlerdeki burkulma yükünü elde etmişlerdir. Analitik modeli geçerli kılmak için sonlu elemanlar metodu kullanmışlardır. Nümerik simülasyon için 8 düğümlü plak elemanı ve temas elemanları kullanmışlardır. Fiber oryantasyonunun, tabaka diziliminin, delamination boyutunun burkulma yüküne etkisini incelemişlerdir. Darvizeh ve arkadaşları (2004), kompozit plakaların burkulma davranışları ile ilgili olarak “Generalized Differential Quadrature Rule (GDQR) ve Rayleigh-Ritz” metodları ile matematiksel model geliştirmişlerdir. Vaziri (2006), eksenel basma yüküne maruz üzerinde çatlak bulunan silindirik kompozit malzemenin burkulmasını incelemiştir. Çatlak boyutunun ve yönünün burkulma yüküne etkisini ANSYS’de çalışmıştır. Guo (2006) üzerinde takviye edilmiş delik bulunan, kesme yüküne maruz karbon/epoksi kompozit levhaların delik etrafındaki gerilme yığılmasını ve burkulma davranışını deneysel ve nümerik olarak çalışmıştır. Malzemeye dört farklı tipte delik takviyesi yapmıştır (metal takviye kullanmış, karbon/epoksi takviyenin boyutlarını değiştirmiştir). Analizlerde sonlu elemanlar metodunu kullanmış ve deney sonuçlarını analiz sonuçları ile doğrulamıştır. Zhong ve Gu (2007), doğrusal ve değişken yüklere maruz, simetrik çapraz örgülu dikdörtgen kompozit plakaların burkulmasını ABAQUS’da çalışmışlardır. Tımarcı ve Aydoğdu (2005), çeşitli sınır şartlarında, simetrik çapraz örgülu kare plakaların burkulmasını çalışmışlardır. alışmalarında, üç tip düzlemsel yük, farklı sınır şartları kullanmışlar ve beş serbestlik dereceli kayma deformasyon teorisini temel almışlardır. Zor ve arkadaşları (2005), üzerinde kare şeklinde tabaka ayrışması hasarı bulunan ve bu kısma daha küçük boyutta kare delik açılmış olan elik fiber takviyeli termoplastik tabakalı kompozit levhanın burkulma davranışını üç boyutlu sonlu elemanlar analizi ile çalışmışlardır. Kaya ve

Yapıcı (2003), çapraz örgülü, tabakalı, dairesel delikli kompozit levhalarda mekanik ve termal burkulma analizini çalışmışlardır. Çözüm tekniği olarak sonlu elemanlar metodu, çözümlerin elde edilmesinde ANSYS sonlu elemanlar paket programını kullanmışlardır. Tek yönde basmaya maruz deliksiz bir levhanın kritik burkulma yükünü bulmuşlar ve sonuçları Timoshenko'nun analitik sonuçlarıyla, levha kalınlığına bağlı olarak karşılaştırmışlardır. Değişik malzemeler için (cam/epoksi, boron/epoksi ve çelik), farklı kalınlıklar için, farklı delik çapları için ve farklı sınır şartları için kritik burkulma yüklerini ve burkulma sıcaklıklarını bulmuşlardır. Pekbey ve arkadaşları (2005), makina elemanı olarak kullanılan, değişik fiber oryantasyon açılarına sahip, glass/epoxy, glass/polyester ve glass/vinylester kompozit malzemelerin burkulma davranışlarını, analitik ve deneysel olarak incelemişler ve elde edilen sonuçları karşılaştırmışlardır. Deneysel olarak kullanılan kompozit malzemeler, "Hand Layup" tekniği kullanılarak imal edilmiş ve mekanik özelliklerini de, deneysel olarak saptamışlardır. Kompozit malzemelerin kritik burkulma kuvveti, fiber oryantasyon açısına bağlı olarak değiştiğinden, 0^0 , 45^0 ve 90^0 oryantasyon açısına sahip üç farklı kompozit malzemeyi; ankastre-ankastre yataklama durumu için bası kuvveti etkisinde bırakmışlar ve kritik burkulma kuvvetlerini bulunmuşlardır. Yazıcı ve arkadaşları (2002), üzerinde U şeklinde çentik bulunan, farklı oryantasyon açılarına sahip cam fiber epoksi/kompozit levhanın burkulmasını incelemişlerdir. Levhanın uzun kenarlarına simetrik olarak U şeklinde çentik açmışlar ve yük uygulanan kenarları basit mesnetli, diğer kenarları serbest bırakmışlardır. Farklı U çentik boyutları için deneysel ve nümerik çalışmışlardır. U çentiğinin, çentik derinliğinin ve çentik yarıçapının kritik yüke etkisini incelemişler ve burkulma yükünün azalmasında, çentik derinliğinin çentik yarıçapından daha etkili olduğunu tespit etmişlerdir. Cappello ve Tumino (2005), tek eksenli burkulma yüküne maruz birden çok tabakada tabaka ayrışması olan çapraz örgülü kompozit levhaların nümerik analizi üzerine çalışmışlardır. Tabaka ayrışması uzunluğunun ve pozisyonunun ve tabaka diziliminin kritik burkulma yüküne etkilerini incelemişlerdir. Ayrıca lineer ve non-lineer burkulma modellerinin her zaman iyi bir uyum göstermediğini bulmuşlardır. Wang ve arkadaşları (2005), tek ve çok katmanda tabaka ayrışması olan cam fiber takviyeli plastik numunelere basma testi uygulamışlar ve hasar analizi üzerine çalışmışlardır. Arman ve arkadaşları (2005), yün örgülü (kumaş) tabakalı kompozit plakada, dairesel bir deliğin etrafındaki, tek katmanda bulunan dairesel tabaka ayrışmasının burkulma yüküne etkisini deneysel ve nümerik olarak incelemişlerdir. Tabakalı kompozit plakanın kritik tabaka ayrışması çapını, üç boyutlu burkulma analizi ile belirlemişlerdir. Çapraz örgülü, üzerinde tabaka ayrışması olan ve olmayan kompozit plakalarla deneysel çalışma yapmışlardır. İki kenarı ankastre mesnetli, iki kenarı serbest tabakalı kompozit plakaların kritik burkulma yükünü deneysel ve nümerik olarak bulmuşlardır. Nümerik analiz için ANSYS 6.1 sonlu elemanlar paket programını kullanmışlardır. Farklı tabaka ayrışması çapları ve farklı fiber açıları için nümerik olarak çalışmışlardır. Rasheed ve Tassoulas (2001), dış basınca maruz uzun, hibrid kompozit tüpdeki tabaka ayrışmasını sonlu elemanlar modeli ile incelemişlerdir. Veres ve Kollari (2001), tek eksenli yüke maruz dikdörtgen ortotropik

plakaların burkulmasını ‘‘Ritz’’ metoduna göre analitik olarak çalışmışlardır. Hilburger ve Starnes (2003), ince cidarlı basma yüküne maruz, üzerinde takviye edilmiş ve takviye edilmemiş delik bulunan, yarı izotropik tabakalı kompozit tüplerin burkulma davranışını incelemişlerdir. Delik takviyesinin farklı boyut, kalınlık ve ortotropisi için nümerik çalışma yapmışlardır. Hwang ve Liu (2001), tek eksenli basmaya maruz çoklu tabaka ayrışması olan tabakalı kompozit malzemenin burkulma davranışını çalışmışlardır. Uzun ve kısa delamination hasarları oluşturup, bunların tabakalar arasındaki yerlerini değiştirmişler, tekli ve çoklu tabaka ayrışmalarını incelemişlerdir. Alt tabakalardaki tabaka ayrışmasının kritik yüke etkisinin, üst kenardaki tabaka ayrışmasının kritik yüke etkisinden daha az olduğunu bulmuşlardır. Ayrıca kritik burkulma yüküne, kompozit malzemenin en üst tabakasında tek tabakada meydana gelen tabaka ayrışmasının, kompozit malzemenin orta tabakalarındaki çoklu tabaka ayrışmasından daha etkili olduğunu tespit etmişlerdir. Kısa boylardaki tabaka ayrışmasının belirli bir kritik değeri geçtiği zaman uzun tabaka ayrışması kadar burkulma yükünü düşüreceğini belirlemişlerdir.

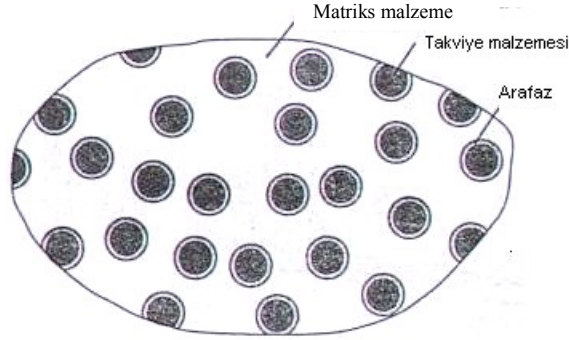
Bu çalışmada ise, üzerinde delik bulunan örgü takviyeli, E-cam lifi/epoksi tabakalı kompozit levhaların ve delamination hasarı bulunan $[0^0, 90^0, 0^0, 90^0]_s$ tabakalı kompozit levhaların kritik burkulma yükleri deneysel ve nümerik olarak belirlenmiştir. Deneysel çalışmada, 8 katlı, tabaka dizilimi $[0^0/90^0/0/90^0/90^0/0^0/90^0/0^0]$ olan tabakalı kompozit malzemenin ilk dört katına farklı boyutlarda 0.1 mm kalınlığında PTFE teflon film konularak delamination hasarı oluşturulmuş, delamination yani tabaka ayrışması boyutunun kritik burkulma yüküne etkisi incelenmiştir ve tabaka ayrışması olmayan tabakalı kompozit malzemenin kritik burkulma yükü ile mukayese edilmiştir. Deneyler farklı tabaka ayrışması uzunluğuna sahip numuneler için tekrarlanmıştır. Ayrıca 6 katlı örgü tabakalı kompozit malzeme üzerine dairesel delikler açılarak kritik burkulma yükleri bulunmuştur. Deneyler farklı E/D (delik merkezinin levhanın üst kenarına uzaklığı/ delik çapı) oranları, ve farklı D/W (delik çapı/ levha genişliği) oranları için tekrarlanmış ve kritik burkulma yükleri bulunmuştur. Farklı tabaka kalınlığına sahip kompozit levhalar için de kalınlık etkisi incelenmiştir. Bulunan kritik yük değerleri, ANSYS paket programı kullanılarak oluşturulan sonlu elemanlar modeli ile elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Deneylerden elde edilen sonuçlar ile ANSYS paket programından elde edilen sonuçların oldukça yakın değerler verdiği bulunmuştur.

BÖLÜM II

2. KOMPOZİT MALZEMELER

Kompozit malzemeler; dizayn amacına uygun olarak (ısı, mekanik, fiziksel, işletme vb.) istenilen bir veya birden fazla özelliği içeren bileşenlerin makro yapıda bir araya getirilmesi ile oluşturulan, istenen özellikleri baskın, istenmeyen özelliklerin azaltılmasını sağlayan malzemelere verilen genel addır (Web 1).

Kompozit malzemeler genellikle matriks adı verilen ana faz ile fiber olarak adlandırılan ikincil fazların istenilen oranda ve tertipte fiziki karışımı ile üretilirler. Bu iki malzeme grubundan çekirdek olarak kullanılan fiber malzeme, kompozit malzemenin mukavemet ve yük taşıma özelliğini sağlamaktadır. Matriks malzeme ise plastik deformasyona geçişte oluşabilecek çatlak ilerlemelerini önleyici rol oynamakta ve kompozit malzemenin kopmasını geciktirmektedir. Ayrıca matriks olarak kullanılan malzemenin bir amacı da fiber malzemeleri yük altında bir arada tutabilmek ve yükü lifler arasında homojen olarak dağıtmaktır. Böylelikle fiber malzemelerde plastik deformasyon gerçekleştiğinde ortaya çıkacak çatlak ilerlemesi olayının önüne geçilmiş olmaktadır (Tanır, 1997). Şekil 2.1’de kompozit malzemenin fazları görülmektedir.

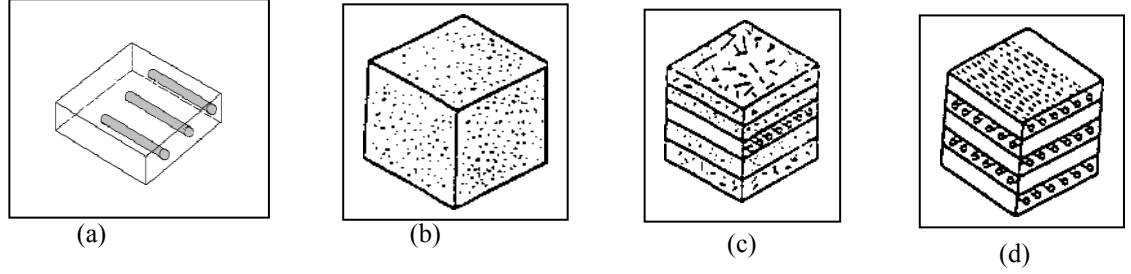


Şekil 2. 1. Kompozit malzemenin fazları (Daniel, 1994).

2.1. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

2.1.1. Kompozit yapıdaki malzeme formuna göre

Yapılarında çok sayıda farklı malzeme kullanılabilen kompozitlerin gruplandırılmasında kesin sınırlar çizmek mümkün olmamakla birlikte, yapıdaki malzemelerinin formuna göre bir sınıflama yapmak mümkündür (Web 2). Bu sınıflama Şekil 2.2’de verilmektedir.



- a. Elyaflı Kompozitler
- b. Parçacıklı Kompozitler
- c. Karma (hibrid) Kompozitler
- d. Tabakalı Kompozitler

Şekil 2.2. Kompozit malzemelerin malzeme formuna göre sınıflandırılması (Web 2).

2.1.1.1. Elyaflı kompozitler

Bu kompozit tipi ince elyafların matriks yapıda yer almasıyla meydana gelmiştir. Elyafların matriks içindeki yerleşimi kompozit yapının mukavemetini etkileyen önemli bir unsurdur. Uzun elyafların matriks içinde birbirlerine paralel şekilde yerleştirilmeleri ile elyaflar doğrultusunda yüksek mukavemet sağlanırken, elyaflara dik doğrultuda düşük mukavemet elde edilir. İki boyutlu yerleştirilmiş elyaf takviyelerle her iki yönde de eşit mukavemet sağlanırken, matriks yapısında homojen dağılmış kısa elyaflarla ise izotropik bir yapı oluşturmak mümkündür. Elyafların mukavemeti kompozit yapının mukavemeti açısından çok önemlidir. Ayrıca, elyafların uzunluk/çap oranları arttıkça matriks tarafından elyaflara iletilen yük miktarı artmaktadır. Elyaf yapının hatasız olması da mukavemet açısından çok önemlidir. Kompozit yapının mukavemetinde önemli olan diğer bir unsur ise elyaf matriks arasındaki bağın yapısıdır. Matriks yapıda boşluklar söz konusu ise elyaflarla temas azalacaktır. Nem absorpsiyonu da elyaf ile matriks arasındaki bağı bozan olumsuz bir özelliktir (Web 2).

2.1.1.2. Parçacıklı kompozitler

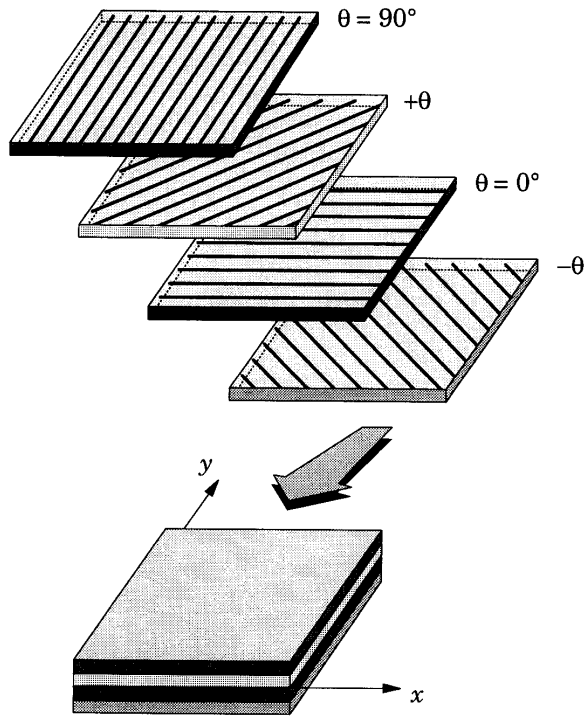
Bir matriks malzeme içinde başka bir malzemenin parçacıklar halinde bulunması ile elde edilirler. İzotropik yapılarıdır. Yapının mukavemeti parçacıkların sertliğine bağlıdır. En yaygın tip plastik matriks içinde yer alan metal parçacıklardır. Metal parçacıklar ısı ve elektrik iletkenliği sağlar. Metal matriks içinde seramik matriks içeren yapıların, sertlikleri ve yüksek sıcaklık dayanımları yüksektir. Bunlar kollar, kulplar, elektrik parçaları, muhafazalar vb. gibi küçük parçacıkların yapımında kullanılırlar (Web 2).

2.1.1.3. Karma (Hibrid) kompozitler

Aynı kompozit yapıda iki yada daha fazla elyaf çeşidinin bulunması olasıdır. Bu tip kompozitlere karma (hibrid) kompozitler denir. Bu alan yeni tip kompozitlerin geliştirilmesine uygun bir alandır. Örneğin, kevlar ucuz ve tok bir elyafdır ancak basma mukavemeti düşüktür. Grafit ise düşük tokluğa sahip, pahalı ancak iyi basma mukavemeti olan bir elyafdır (Web 2).

2.1.1.4. Tabakalı kompozitler

Tabakalı kompozit yapı (Şekil 2.3), en eski ve en yaygın kullanım alanına sahip olan tiptir. Farklı elyaf yönlenmelerine sahip tabakaların bileşimi ile çok yüksek mukavemet değerleri elde edilir. Metallerle göre hafif ve aynı zamanda mukavemetli olmaları nedeniyle tercih edilen malzemelerdir. Pek çok tabakalı kompozit düşük maliyet, yüksek dayanım veya hafifliğini korurken, aşınma direnci, gelişmiş görünüm ve mükemmel ısıl genleşme özelliklerini kapsamaktadır. Buna karşın korozyon ve aşınma direnci gibi önemli özelliklerin pek çoğu öncelikle kompoziti oluşturan elemanlardan birine bağlıdır (Web 2).



Şekil 2.3. Tabakalı kompozit malzeme (Reddy, 1997).

2.1.2. Kompozit yapıyı oluşturan matriks malzemelere göre kompozit malzemelerin sınıflandırılması

Kompozit yapıyı oluşturan matriks malzemelere göre kompozitler üçe ayrılır;

- Polimer kompozitler
- Metal matriksli kompozitler
- Seramik kompozitler

2.1.2.1. Polimer kompozitler

Liflerle pekiştirilmiş polimer kompozitler endüstride çok geniş kullanma alanına sahiptir. Pekiştirici olarak cam, karbon kevlar ve boron lifleri kullanılır. 1940'ların sonlarında geliştirilen CTP (Cam Takviyeli Polyester-CTP) günümüzde en çok kullanılan ve ilk modern polimer esaslı kompozit malzemedir.(Web 2).

Plastik – Plastik kompozitler

Fiber olarak kullanılan plastik, yük taşıyıcı bir özelliğe sahip iken, matriks olarak kullanılan plastik, esneklik verici, darbe emici ya da istenen amaca göre kullanılan plastiğin özelliğine sahip olmaktadır. Kullanılabilecek plastik türleri de iki ayrı grupta incelenebilir.

- Termoplastikler
- Termosetplastikler (Tanır,1997).

Plastik-Cam elyaf kompozitler

Bu kompozitler isteğe göre termoplastik veya termoset plastikten oluşan matriks ve cam liflerin uygun kompozisyonlarında üretilmektedir. Mekanik ve fiziksel özellikler nedeni ile cam lifler birçok durumda metal, asbest, sentetik elyaf ve pamuk ipliği gibi liflere tercih edilebilirler. Ancak cam elyafı kompozitler, büyük kuvvetleri iletmelerine rağmen camın kırılma dayanımından dolayı gevrektiler (Tanır,1997).

Plastik – Metal fiber kompozitler

Endüstride çok kullanılan bir tür olan metal fiber takviyeli plastikten oluşan kompozitler oldukça mukavemetli ve hafif bir ürün olarak karşımıza çıkmaktadır. Cam fiber ile takviye edilmiş termoset plastikler ancak fiberlerin düzgün oryantasyonu ile yüksek mukavemete ulaşabilirler. Cam elyafı kompozitler ise büyük kuvvetleri nakletmelerine karşılık camın çok kırılma dayanımından dolayı çok düşük dirençlidirler. Fakat plastik içine gömülmüş metal fiberler bütün bu aksaklıkları ortadan kaldırır. Bu kompozitler, metal fiberlerin (bakır, bronz, alüminyum, çelik, vs...) polietilen ve polipropilen plastiklerini takviyelendirmesi amacı ile elde edilmekte ve

kullanılmaktadır. Özellikle deformasyon yönünde takviyelendirme yaygın olarak kullanılmakta ve iyi bir verim alınmaktadır (Tanır,1997).

2.1.2.2. Metal matriksli kompozitler

Bir metalik fazın bazı takviye malzemeleri ile eritme, vakum emdirme, sıcak presleme ve difzyon kaynağı gibi ileri teknikler uygulanarak metal matriksli kompozitler elde edilirler. Metal matriksli kompozitler daha çok uzay ve havacılık alanlarında, mesela uzay teleskobu, platform taşıyıcı parçalar, uzay haberleşme cihazlarının reflektör ve destek parçaları vs. yerlerde kullanılır (Web 2).

Metallerin ve metal alaşımların birçoğu, yüksek sıcaklıkta bazı özellikleri sağlamalarına rağmen kırılğan olmaktadır. Fakat metalik fiberler ile takviye edilmiş metal matriksli kompozitler, her iki fazın uyumlu çalışması ile yüksek sıcaklıkta da yüksek mukavemet özelliklerini vermektedirler. Bu kompozitlerde metal matriks içine gömülen ikinci faz, sürekli lifler şeklinde olabildiği gibi gelişigüzel olarak dağıtılmış küçük parçacıklar halinde de olabilir (Tanır,1997).

2.1.2.3. Seramik kompozitler

Bu amaçla yapısal ve fonksiyonel nitelikli yüksek teknoloji seramikleri kullanılmaktadır. Başlıcaları Al_2O_3 , SiC, Si_3N_4 , B_4C , CbN, TiC, TiB, TiN, AlN' dir. Bu bileşikler değişik yapılarda olup amaca göre bir ya da bir kaçını beraber kullanılarak seramik matriksli kompozitler elde edilir. Sandviç zırhlar, çeşitli askeri amaçlı parçalar imali ile uzay araçları bu ürünlerin başlıca kullanım yerleridir (Web 2).

Metal veya metal olmayan malzemelerin birleşiminden oluşan seramik kompozitler yüksek sıcaklıklara karşı çok iyi bir dayanım göstermekle birlikte, rijit ve gevrek bir yapıya sahiptirler, ayrıca elektriksel olarak çok iyi bir yalıtkanlık özelliği de gösterirler.

Üç ayrı grupta toplanılan seramik kompozitler şu şekilde sıralanabilirler:

- a) *Seramik-Cam Sistemi:* Yaşamımızın her alanında kullanılan porselen, bir seramik cam kompozittir. Kuartz fiberlerin bir cam matriks içerisine çini ile hamurlanıp yerleştirilmesi ile oluşmuştur.
- b) *Seramik- Seramik Sistemi:* İki seramik fazın karışımından oluşmaktadır (saf çini gibi).
- c) *Seramik- Metal Sistemi:* Bu tür kompozitler, çok fazlı bir yapıya sahiptirler. Bir metal faz, bir seramik fazı, bir gözenek fazı ve daha çok karmaşık formlarda seramik ve metalin ilave fazlarından meydana gelmiştir. Endüstride kullanılan ve elmas olarak adlandırılan kesme aleti buna örnektir. Bir kobalt matriks içine dağıtılmış tungstren karpit

parçalarından oluşan bu kompozit malzeme büyük bir dayanım sağlamaktadır (Parıltı,1995; Tanır,1997).

2.1.3. Kompozit malzemelerin yapım metoduna göre sınıflandırılması

2.1.3.1. Karışık malzeme ve sinterleme

Endüstride kullanılan çok çeşitli karışık kompozitler vardır. İnce kalıp kumunun bir plastik ile bağlanması ve plastiğin yüksek sıcaklıkta polimerize olmasından yararlanılarak dökümcülükte kullanılan kalıp malzemeleri ortaya çıkmıştır. Zımpara taşı taneleri de cam ve reçine tarafından bağlanarak zımparalar oluşturulmuştur. Ayrıca daha önce bahsi geçen asfalt ve beton, iyi birer karışık malzeme örneğini oluşturmaktadır.

Karışık malzemelerin birleştirilmesinde bir başka yöntem de sinterlemedir. Sinterleme küçük parçaları (çoğu kez toz metalleri) yüksek sıcaklıkta basınç altında birbirine bağlama ile gerçekleşir. Sinterleme olması için ya bir sıvı faz meydana gelmeli ya da katı halde yayınma ile parçaların arasında bir bağ oluşmalıdır. Sıvı fazlı sinterlemede bağlayıcı metal erir ve karbür taneleri arasında sürekli bir faz oluşturur. Fakat sinterlemeden sonra kristalleşir ve rijit bir yapı meydana getirir. Küçük parçaları birbirine bağlamada reçine kullanıldığı zaman aynı şekilde tanelerin yüzeyini kaplaması gerekir. Kristalleşme yerine, reçine polimerize olur ve akışkanlığını kaybederek, kuvvetli bir bağ yapar (Parıltı,1995; Tanır,1997).

2.1.3.2. Yüzey kaplamaları (Koruyucu kaplamalar)

Birçok uygulamada, aşınmaya dayanıklı, çok sert bir yüzeyi olan malzeme istenir. Böyle bir yüzey elde etmenin bir yolu, metal yüzeylerini aşınmaya dayanıklı bir maddeyle kaplamaktır. Metal üzerine bir tabaka şeklinde bağlanmış boya veya seramik yüzey kaplama şeklinde bir kaplama oluşturur. Kaplamanın ana malzemeye yapışabilmesi için yüzey tabakası ile yüzey altı malzeme arasında bir süreklilik olmalıdır. Her iki malzeme birbirine benzer özellik taşıyorsa, bağlarda, mikro yapı içerisindeki fazlar arası bağlar gibi olur. Aynı şekilde galvaniz kaplaması çelik levhaya metaller arası bağlar şeklinde yapışır. Kaplama ile alttaki malzeme birbirine benzeyen yapıya sahip ise, genel olarak astar tabaka veya bağlayıcı tabaka kullanılır. Örnek olarak boyanın cama iyi yapışması için öncelikle cam üzerine silikon yayılır. Çünkü silikonun yapısal özellikleri hem cama hem de boya taşıyıcılarına benzemektedir. Yüzey kaplamada kullanılan bir diğer yöntem ise alaşım elementlerinin dışarıdan yüzey tabakasına yayılması ile yapılır (Parıltı,1995; Tanır,1997).

2.1.3.3. *Lif takviyesi*

Malzemenin mekanik özelliklerini yükseltmek için malzeme yapısı içine çok sert ve çok ince fazların serpilmesi yöntemidir. Bu tür kompozitler, ana fazdan beklenen bazı özelliklerin elde edilmesi ya da geliştirilmesi amacıyla üretilir. Ana faz yani matriks, ikincil faz yani fiberle belirli doğrultularda takviyelendirilir. Böylece, mukavemet, korozyon ve aşınma direnci, ısı izolasyonu, rijitlik ve ağırlık gibi özelliklerde daha iyi hale getirilir. Örnek olarak, ferritin çekme kuvveti 2800 [kg /cm²] olduğu halde, ferritin içine serpilen çok ince karbür tanelerinin oluşturduğu beynit 14000 [kg /cm²] lik bir çekme kuvvetine sahiptir. Bu arada cam ile takviyeli plastik, kord bezi ile takviyeli otomobil lastiği ve demir ile takviyeli betondan söz edilebilir. Bu tür kompozitlerde hem fiber, hem de matriks malzeme yeterince büyük olduklarından her birinin etkisini ayrı ayrı hesaplayıp, bu hesapları kompozit malzeme üzerinde birleştirmek gerekmektedir (Parıltı,1995; Tanır,1997).

2.2. **Kompozit Malzemeyi Oluşturan Elemanlar**

Lif takviyeli kompozit malzemelerin en önemli elemanları, takviye görevi yapan lifler ve bu lifleri bir arada tutan matrikstir. Bunların yanında kompozit içerisinde bağlama, kaplama ve dolgu elemanları da bulunmaktadır. Bağlama ve kaplama elemanlarının görevi liflerin ıslanmalarını ve lif-matriks arasındaki yapışmayı artırmaktır. Dolgu elemanları ise bazı polimer matrikslerle kullanılarak maliyeti düşürmek ve boyutsal stabilizeyi artırmak amacıyla kullanılır (Tanır,1997).

2.2.1. **Takviye elemanları (Elyaflar)**

Matriks malzeme içinde yer alan elyaf takviyeler kompozit yapının temel mukavemet elemanlarıdır. Düşük yoğunluklarının yanı sıra yüksek elastik modüle ve sertliğe sahip olan elyaf kimyasal korozyona da dirençlidir.

Günümüzde kompozit yapılarda en önemli takviye malzemeleri sürekli elyaflardır. Bu elyaf özellikleriyle modern kompozitlerin oluşturulmasında önemli bir yer tutarlar. Cam elyaf teknolojisinde kullanılan en eski elyaf tipleridir. Son yıllarda geliştirilmiş olan bor, karbon, silisyum karbür ve aramid elyaf ise gelişmiş kompozit yapılarda kullanılan elyaf tipleridir.

Elyafın ince çaplı olarak üretilmesi ile, büyük kütleli yapılara oranla yapısal hata olasılıkları en aza indirilmiştir. Bu nedenle üstün mekanik özellikler gösterirler. Ayrıca, elyafın yüksek performanslı mühendislik malzemeleri olmalarının nedenleri aşağıda verilen özelliklere de bağlıdır ;

1. Üstün mikro yapısal özellikler, tane boyutlarının küçük oluşu ve küçük çapta üretilmeleri.
2. Boy/çap oranı arttıkça matris malzeme tarafından elyaflara iletilen yük miktarının artması.
3. Elastik modülünün çok yüksek olması (Arıcan, 2003).

Cam Elyaf

Cam elyaf, sıradan bir şişe camından yüksek saflıktaki quartz camına kadar pek çok tipte imal edilirler. Cam amorf bir malzemedir ve polimerik yapıdadır. Üç boyutlu moleküler yapıda, bir silisyum atomu dört oksijen atomu ile çevrilmiştir.

Silisyum metalik olmayan hafif bir malzemedir, doğada genellikle oksijenle birlikte silis (SiO_2) şeklinde bulunur. Cam eldesi için silis kumu, katkı malzemeleri ile birlikte kuru halde iken 1260 °C civarına ısıtılır ve soğumaya bırakıldığında sert bir yapı elde edilir.

Cam elyafın bazı özellikleri aşağıdaki gibi özetlenebilir ;

1. Yüksek çekme mukavemetine sahiptirler, birim ağırlık başına mukavemeti çeliğinkinden daha yüksektir.
2. Isıl dirençleri düşüktür. Yanmazlar, ancak yüksek sıcaklıkta yumuşarlar. Bu özellikleri katkı malzemeleri kullanılarak iyileştirilebilir.
3. Kimyasal malzemelere karşı dirençlidirler.
4. Nem absorbe etme özellikleri yoktur, ancak cam elyafı kompozitlerde matris ile cam elyaf arasında nemin etkisi ile bir çözülme olabilir. Özel elyaf kaplama işlemleri ile bu etki ortadan kaldırılabilir.
5. Elektriği iletmezler. Bu özellik sayesinde elektriksel yalıtımın önem kazandığı durumlarda cam elyafı kompozitlerin kullanılmasına imkan tanır.

Cam elyaf imalinde silis kumuna çeşitli katkı malzemeleri eklendiğinde yapı bu malzemelerin etkisi ile farklı özellikler kazanır. Dört farklı tipte cam elyaf mevcuttur (Arıcan, 2003).

A (Alkali) Camı

A camı yüksek oranda alkali içeren bir camdır. Bu nedenle elektriksel yalıtkanlık özelliği kötüdür. Kimyasal direnci yüksek olan A camı, en yaygın cam tipidir (Arıcan, 2003).

C (Korozyon) Camı

Kimyasal çözeltilere direnci çok yüksektir, bileşimi ve özellikleri Tablo 2.1'de verilmektedir (Arıcan, 2003).

E (Elektrik) Camı

Düşük alkali oranı nedeniyle elektriksel yalıtkanlığı diğer cam tiplerine göre çok iyidir. Mukavemeti oldukça yüksektir. Suya karşı direnci de oldukça iyidir. Nemli ortamlar için geliştirilen kompozitlerde genellikle E camı kullanılır (Arıcan, 2003).

S (Mukavemet) Camı

Yüksek mukavemetli bir camdır. Çekme mukavemeti E camına oranla %33 daha yüksektir. Ayrıca yüksek sıcaklıklarda oldukça iyi bir yorulma direncine sahiptir. Bu özellikleri nedeniyle havacılıkta ve uzay endüstrisinde tercih edilir. Cam elyaflar genellikle plastik veya epoksi reçinelerle kullanılırlar. Tablo 2.1'de cam elyaf tiplerine ait kimi özellikler verilmiştir (Arıcan, 2003).

Tablo 2.1. Cam elyafların mekanik özellikleri ve bileşimleri (Arıcan, 2003).

Özellikler	Cam Tipi			
	A	C	E	S
Özgül ağırlık (gr/cm ³)	2.50	2.49	2.54	2.48
Elastisite modülü (GPa)	-	69.0	72.4	85.5
Çekme mukavemeti (MPa)	3033.0	3033.0	3448.0	4585.0
Isıl genişleme katsayısı (mm/°Cx10 ⁻⁶)	8.6	7.2	5.0	5.6
Yumuşama sıcaklığı (°C)	727.0	749.0	841.0	970.0

Bor Elyaflar

Bor elyaflar aslında kendi içlerinde kompozit yapıdadırlar. Çekirdek olarak adlandırılan ince bir flamanın üzerine bor kaplanarak imal edilirler. Çekirdek genellikle tungstendir. Karbon çekirdek de kullanılabilir ancak bu yeni bir uygulamadır. Bor-Tungsten elyaflar, sıcak tungsten flamanın hidrojen ve bortriklorür (BCl₃) gazından geçirilmesi ile üretilirler. Böylece tungsten flamanın dışında bor plaka oluşur. Bor elyaflar değişik çaplarda üretilebilirler (0.05 mm ila 0.2 mm). Tungsten çekirdek ise daima 0.01 mm çapında üretilir. Bor elyaflar yüksek çekme mukavemetine ve elastik modüle sahiptirler. Çekme mukavemetleri 2758 MPa ila 3447 MPa'dır. Elastik modül ise 400 GPa'dır. Bu değer S camının elastik modülünden beş kat daha fazladır. Üstün mekanik özelliklere sahip olan bor elyaflar, uçak yapılarında kullanılmak üzere geliştirilmişlerdir. Ancak, maliyetlerinin çok yüksek olması nedeniyle, son yıllarda yerlerini karbon elyaflara bırakmışlardır. Bor elyafların silisyum karbür (SiC) veya bor karbür (B₄C) kaplanmasıyla yüksek sıcaklıklara dayanım artar. Özellikle bor karbür kaplanması ile çekme mukavemeti önemli ölçüde artırılabilir. Bor elyafların erime sıcaklıkları 2040 °C civarındadır (Arıcan, 2003).

Grafit (Karbon) Elyaf lar

Karbon, yoğunluğu 2.268 gr/cm³ olan kristal yapıda bir malzemedir. Karbon elyaf lar cam elyaf lar dan daha sonra gelişen ve çok yaygın olarak kullanılan bir elyaf grubudur. Hem karbon hem de grafit elyaf lar aynı esaslı malzemedden üretilirler. Bu malzemeler hammadde olarak bilinirler. Karbon elyaf lar ın üretiminde üç adet hammadde mevcuttur. Bunlardan ilki rayondur (suni ipek). Bu hammadde inert bir atmosferde 1000 – 3000 °C civarına ısıtılır ve aynı zamanda çekme kuvveti uygulanır. Bu işlem mukavemet ve tokluk sağlar. Ancak yüksek maliyet nedeniyle rayon elyaf lar uygun değildirler.

Elyaf imalatında genellikle rayonun yerine poliakrilonitril (PAN) kullanılır. PAN bazlı elyaf lar 2413 ila 3102 MPa değerinde çekme mukavemetine sahiptirler ve maliyetleri düşüktür. Karbon ve grafit aynı hammaddeden elde edilirler, grafit daha yüksek sıcaklıkta elde edilir, bu da daha yüksek saflık sağlar (Arıcan, 2003).

Karbon elyaf lar ın en önemli özellikleri düşük yoğunluğun yanı sıra yüksek mukavemet ve tokluk değerleridir. Karbon elyaf lar, nemden etkilenmezler ve sürtünme mukavemetleri çok yüksektir. Aşınma ve yorulma mukavemetleri oldukça iyidir. Bu nedenle askeri ve sivil uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. Karbon elyaf lar çeşitli plastik matrikslerle ve en yaygın olarak epoksi reçinelerle kullanılırlar. Ayrıca karbon elyaf lar alüminyum, magnezyum gibi metal matrikslerle de kullanılırlar (Arıcan, 2003).

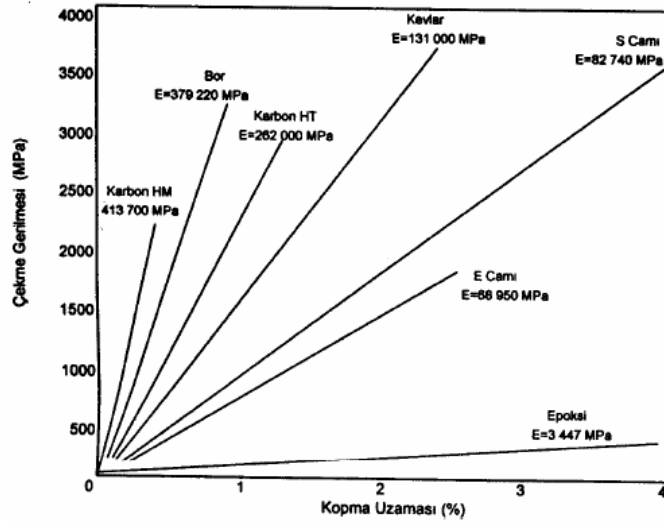
Aramid Elyaf lar

Aramid “aromatik polyamid”in kısaltılmış adıdır. Polyamidler uzun zincirli polimerlerdir, aramidin moleküler yapısında altı karbon atomu birbirine hidrojen atomu ile bağlanmışlardır. İki farklı tip aramid elyaf mevcuttur. Bunlar Du Pont firması tarafından geliştirilen Kevlar 29 ve Kevlar 49 ’dur. Aramidin mekanik özellikleri grafit elyaf lar da olduğu gibi elyaf eksenine doğrultusunda çok iyi iken elyaf lar a dik doğrultuda çok zayıftır. Aramid elyaf lar düşük ağırlık, yüksek çekme mukavemeti ve düşük maliyet özelliklerine sahiptir. Darbe direnci yüksektir, gevrekliği grafitin gevrekliğinin yarısı kadardır. Bu nedenle kolay şekil verilebilir. Doğal kimyasallara dirençlidir ancak asit ve alkalilerden etkilenir. Her iki kevlar da 2344 MPa değerinde çekme mukavemetine sahiptir ve kopma uzaması %1.8 ’dir. Kevlar 49’un elastik modülü Kevlar 29’unkinden iki kat fazladır. Kevlar elyaf ın yoğunluğu cam ve grafit elyaf lar ın yoğunluklarından daha düşüktür. Kevlar 49/epoksi kompozitlerinin darbe mukavemeti grafit/epoksi kompozitlere oranlar yedi kat, bor/epoksi kompozitlere oranla dört kat daha iyidir. Aramid elyaf ı, düşük yoğunlukludur, kevlar elyaf lı kompozitler, cam elyaf lı kompozitlere göre %35 daha hafiftir, yüksek dayanıklılığa, yüksek darbe dayanımına, yüksek aşınma dayanımına, yüksek yorulma

dayanımına, yüksek kimyasal dayanıma ve E-cam türü elyaflara yakın basınç dayanıklılığına sahiptir.

Aramid elyafının dezavantajları ise bazı tür aramid elyafı ultraviyole ışınlar maruz kaldığında bozulma göstermektedir, sürekli karanlıkta saklanmaları gerekmektedir. Elyafar çok iyi birleşmeyebilirler. Bu durumda reçinede mikroskobik çatlaklar oluşabilir. Bu çatlaklar malzeme yorulduğunda su emişine yol açmaktadır.

Uçak yapılarında, düşük basma mukavemetleri nedeniyle, karbon elyaflarla birlikte hibrid kompozit olarak, kumanda yüzeylerinde kullanılmaktadırlar. Aramid elyaflar elektriksel iletkenliğe sahip değildirler. Basma mukavemetlerinin iyi olmamasının yanı sıra kevlar/epoksi kompozitlerinin nem absorbe etme özellikleri kötüdür. Şekil 2.4'de farklı elyaf malzemelerin ve epoksi matriksin gerilme–uzama diyagramı verilmiştir (Arıcan, 2003).



Şekil 2.4. Elyaf ve matriks malzemelerin gerilme – uzama diyagramı (Arıcan, 2003).

2.2.2. Matriks malzemeleri

Kompozit yapılarda matriksin üç temel fonksiyonu vardır. Bunlar, elyafları birarada tutmak, yükü elyaflara dağıtmak ve elyafları çevresel etkilerden korumaktır. İdeal bir matriks malzemesi başlangıçta düşük viskoziteli bir yapıda iken daha sonra elyafları sağlam ve uygun bir şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçebilmelidir.

Kompozit yapılarda yükü taşıyan elyafların fonksiyonlarını yerine getirmeleri açısından matriksin mekanik özelliklerinin rolü çok büyüktür. Örneğin matriks malzemesi olmaksızın bir elyaf demeti düşünüldüğünde yük bir ya da birkaç elyaf tarafından taşınacaktır. Matriksin varlığı ise yükün tüm elyaflara eşit olarak dağılımını sağlayacaktır. Kesme yükü altındaki bir gerilmeye

dayanım, elyafarla matriks arasında iyi bir yapışma ve matriksin yüksek kesme mukavemeti özelliklerini gerektirir.

Elyaf yönlenmelerine dik doğrultuda, matriksin mekanik özellikleri ve elyaf ile matriks arasındaki bağ kuvvetleri, kompozit yapının mukavemetini belirleyici önemli hususlardır. Matriks elyafa göre daha zayıf ve daha esnektir. Bu özellik kompozit yapıların tasarımında dikkat edilmesi gereken bir husustur. Matriksin kesme mukavemetini ve matriks ile elyaf arası bağ kuvvetleri çok yüksek ise elyaf ya da matrikste oluşacak bir çatlak yön değiştirmeksizin ilerlemesi mümkündür. Bu durumda kompozit gevrek bir malzeme gibi davrandığından kopma yüzeyi temiz ve parlak bir yapı gösterir. Eğer bağ mukavemeti çok düşükse elyaf boşluktaki bir elyaf demeti gibi davranır ve kompozit zayıflar. Orta seviyede bir bağ mukavemetinde ise elyaf veya matriksten başlayan enlemesine doğrultuda bir çatlak elyaf/matriks ara yüzeyine dönüp elyaf doğrultusunda ilerleyebilir. Bu durumda kompozit sünek malzemelerin kopması gibi lifli bir yüzey sergiler.

Kompozit malzemelerin üretiminde kullanılan matriks malzeme tipleri epoksi, polyester, vinylester, ve fenolik reçinelerdir. Yüksek mukavemet gerektirmeyen durumlarda en çok kullanılan matriks malzemesi polyester reçinesidir. Gelişmiş kompozitlerin üretiminde ise genellikle epoksi reçinesi kullanılmaktadır. Matriks iyileştirilmesi çalışmaları özellikle yüksek sıcaklıkta kullanıma uygun ve düşük nem duyarlılığına sahip yapıların üretilmesi doğrultusundadır. Tablo 2.2’de bazı matriks malzemelerinin önemli özellikleri verilmiştir (Arıcan, 2003).

Tablo 2.2. Bazı matriks malzemelerin özellikleri (Arıcan, 2003).

Özellikler	Epoksi			Polyester	Fenolik
	Oda Sıc. Kürleşmiş	Yük. Sıc. Kürleşmiş	Gelişmiş		
Özgül ağırlık (gr/cm ³)	1.1-1.3	1.2-1.4	1.3	1.2	1.2-1.3
Elastisite modülü (GPa)	2-3	2.5-3.0	3.5	2-3	5-11
Çekme mukavemeti (MPa)	50-70	70-90	60	50-60	50-60
Kop. Uzaması (%)	2-6	2-5	2	2-3	1.2
Maks. İşlem sıcaklığı (°C)	70-100	100-180	180	60-80	100-125

Epoksi Reçine Matriksler

Epoksiler iki ya da daha fazla epoksit içeren bileşenlerden oluşurlar. Polifenol’ün epikloridin ile bazik şartlarda reaksiyonu sonucu elde edilirler. Viskoz ve açık renkli bir sıvı halindedirler. Epoksilere uygulanan kür işlemleri ile yüksek sıcaklıklara dayanımları 150- 200°C’a artırılabilir. Saydam ve yapışkan hal amorf polimerlerin karakteristiğidir. Tüm polimerler düşük sıcaklıklarda saydamlaşırlar ve yüksek sıcaklıklarda kauçuklaşırlar. Kür işlemleri uygun katalizörlerin kullanılması ile hızlandırılabilir.

Epoksilerin avantaj ve dezavantajları aşağıdaki gibi özetlenebilir.

Avantajları :

1. Kopma mukavemetleri yüksektir.
2. Elyaf yapılarla yüksek bağ mukavemeti sağlarlar.
3. Yüksek aşınma direncine sahiptirler.
4. Uçucu değildirler ve kimyasal dirençleri yüksektir.
5. Düşük ve yüksek sıcaklıklarda sertleşebilme özelliğine sahiptirler.

Dezavantajları :

1. Polyesterle karşılaştırıldığında pahalıdır.
2. Polyestere oranla yüksek viskoziteye daha az uygundur.

Epoksiler avantajlarının çokluğu ve tüm elyaf malzemelerle kullanılabilir yapılar olmaları nedeniyle, uçak yapısında tabakalı kompozit yapılarda yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. Genellikle, karbon elyaflarla birlikte kullanılırlar (Arıcan, 2003).

Polyester Reçine Matrisler

Polyester matrisler dizabik asitlerin, dihidrik alkoller (glikol) ya da dihidrik fenollerle karışımının yoğunlaşması ile şekil alırlar. Polyesterin ana tipleri, polyester bileşeninin doymuş asitle ya da alternatif malzeme olarak glikolle modifikasyonu temeline dayanır. Ayrıca kür işlemi ile matrisin esnekliği iyileştirilerek kopma gerilmesi artırılabilir.

Polyester matrislerin avantaj ve dezavantajları aşağıdaki gibi özetlenebilir.

Avantajları :

1. Takviyelerin neminin kolayca dışarı atılabilmesine izin veren düşük viskozite.
2. Düşük maliyet.
3. Çeşitli uygulamalar için geniş bir sınır içinde kolay imal edilebilirlik.
4. İyi çevresel dayanım.

Dezavantajları :

1. Kür sırasındaki yüksek egzotermik reaksiyon zayıf elyaf/matris bağ mukavemetine neden olur.

2. Sistem gevrekleşmeye eğilimlidir.

3. Çok seyreltik alkalilere bile zayıf kimyasal direnç gösterir.

Polyester reçinelerin, epoksi reçinelere göre elyaf matris arası bağ mukavemetinin daha düşük olması nedeniyle, uçak yapılarındaki kullanım alanları küçük uçaklarla ve planörlerle sınırlıdır (Arıcan, 2003).

Vinyilester Reçine Matrisler

Polyesterlere benzerler. En önemli avantajları elyaf ve matris arasında iyileştirilmiş bir bağ mukavemetine sahip olmalarıdır (Arıcan, 2003).

Fenolik Reçine Matrisler

Fenol, alkalın şartlar altında formaldehitte yoğunlaştığında polimerizasyon oluşur. Polimerizasyon asidik şartlar altında yapılır. Fenolik reçinelerin en büyük avantajı yüksek sıcaklık dirençleridir. En önemli dezavantajları ise diğer matris malzemelerine göre mekanik özelliklerinin düşük olmasıdır (Arıcan, 2003).

2.3. Kompozitlerin Olumlu ve Olumsuz Özellikleri

Kompozit malzemelerin birçok özelliklerinin metallerinkine göre çok farklılıklar göstermesinden dolayı, metal malzemelere göre önem kazanmışlardır. Kompozitlerin özgül ağırlıklarının düşük oluşu hafif konstrüksiyonlarda kullanımda büyük bir avantaj sağlamaktadır. Bunun yanında, fiber takviyeli kompozit malzemelerin korozyona dayanımları, ısı, ses ve elektrik izolasyonu sağlamaları da ilgili kullanım alanları için bir üstünlük sağlamaktadır (Tanır, 1997).

Aşağıda bu malzemelerin avantajlı olan ve olmayan yanları kısaca ele alınmıştır.

Kompozitlerin olumlu özellikleri

- Yüksek mukavemet : Kompozitler yüksek mukavemet değerleri sağlayan malzemeler arasında en etkin olanlardan birisidir.
- Hafiflik : Kompozitler birim alan ağırlığında hem takviyesiz plastiklere, hem de metallere göre daha yüksek mukavemet değerleri sunmaktadır.
- Tasarım esnekliği : Kompozitler bir tasarımcının aklına gelebilecek her türlü karmaşık, basit, geniş, küçük, yapısal, estetik, dekoratif ya da fonksiyonel amaçlı olarak tasarlanabilir.
- Boyutsal stabilite : Çeşitli mekanik, çevresel baskılar altında termoset kompozit ürünler şekillerini ve işlevselliklerini korumaktadırlar.
- Yüksek Dielektrik Direnimi : Kompozitlerin göze çarpan elektrik yalıtım özellikleri, birçok parçanın üretimi konusunda açık bir tercih nedenidir.
- Korozyon dayanımı : Kompozitler' in antikorozyon özelliği, diğer üretim malzemelerinden üstün olan niteliklerinden biridir.
- Kalıplama kolaylığı : Kompozit ürünler, çelik türündeki geleneksel malzemelerde karşılaşılan birçok parçanın birleştirilmesi ve sonradan monte edilmesi işlemini tek parçada kalıplama olanağı ile ortadan kaldırmaktadır.

- Yüzey uygulamaları : Kompozit ürünlerde kullanılan polyester reçine, özel pigment katkıları ile renklendirilmek suretiyle, amaca uygun kendinden renkli olarakta üretilebilir.
- Şeffaflık özelliği : Kompozitler, cam kadar ışık geçirgen olabilir. Tam şeffaf olması nedeni ile ışığı yayması sayesinde, diffüze ışığın önem kazandığı seralarda ve güneş kolektörü yapımında önemli avantaj sağlar.
- Beton yüzeylere uygulama imkanı : Beton yüzeylere, kompozitler mükemmel yapıştır. Özellikle, betonun gözenekli olması nedeniyle, kompoziti oluşturan ana malzemelerden polyester reçinenin beton gözeneklerinden sızması ve beton kütle içinde sertleşmesinden dolayı mükemmel bir yapışma sağlar.
- Ahşap yüzeylere uygulama imkanı : Kompozitler ahşap yüzeylere yapışma özelliğine sahiptir. Ancak ahşabın kuru olması ve stiren ihtiva eden polyester reçine ile iyi bir şekilde emdirilmesi gerekir.
- Demir yüzeylere uygulama imkanı : Demir yüzeydeki pas ve yağ kalıntıları temizlendikten sonra kompozitlerle kaplanabilir. Bu sayede demir ve çelik yüzeyler, kompozitlerle kaplanarak korozyon etkilerinden korunmaktadır.
- Yanmazlık özelliği : Kompozitlerin alev dayanımı, kullanılan polyesterin özelliğine bağlıdır. Alev dayanım özelliğinin arandığı yerlerde “Alev dayanımlı” polyester kullanılmalıdır.
- Kompozit malzemeler uçak, yat ve sürat motoru gibi uzun yol katedecek araçlarda kullanıldıklarında hafifliklerinden dolayı yakıttan tasarruf sağlarlar ve menzili (yakıt ilavesi yapmadan gidilebilecek maksimum mesafeyi) artırırlar.
- Kompozitler sıcaklıktan etkilenmez : Kompozit ürünler, termoset plastikler grubundan polyester reçineler ile yapıldığı için yumuşamaz ve şekil değiştirmez. Isı dayanıklılığı kullanılan polyester reçinenin cinsine bağlıdır.
- Kompozitler içine farklı malzemeler gömülebilir : Kompozitler içine demir, ahşap, halat, tel, mukavva, poliüretan sert köpük gibi malzemeler gömülerek mekanik özellikleri farklılaştırılabilir.
- Tamir edilebilirlik özelliği : Tamir izlerinin görünmemesi için, onarım işleminin bir kalıp üzerinde yapılması, ya da onarımdan sonra zımpara veya boya yapılması gerekir.
- Kompozitler kesilip delinebilir : Kompozitler, tahta gibi kolayca kesilir, delinir, zımparalanır. Bu amaçla kullanılan aletlerin sert çelik veya elmas uçlu olması halinde daha iyi sonuç alınmaktadır (Web 3).

Kompozitlerin olumsuz özellikleri

- Kompozit malzemelerdeki hava zerrecikleri malzemenin yorulma özelliklerini olumsuz yönde etkiler.

- Kompozit malzemeler, değişik doğrultularda değişik mekanik özellik gösterirler, bu nedenle kullanım yerine uygun doğrultuların seçilmemesi dezavantaj olarak kendini göstermektedir.
- Aynı kompozit malzeme için çekme, basma, kesme ve eğilme mukavemet değerleri farklılıklar gösterir.
- Kompozit malzemelerin delik delme, kesme türü operasyonları liflerde açılmaya neden olduğundan bu tür malzemelerde hassas imalattan söz edilemez.

Görüldüğü gibi kompozit malzemeler bazı dezavantajlarına rağmen çelik ve alüminyum gibi metallere göre birçok avantaja sahiptir. Bu özellikler nedeni ile kompozitler, otomobil gövde ve tamponlarından deniz teknelerine, kimyasal madde depolama tanklarından karayolu tankerlerine, bina cephe ve panolarından komple banyo ünitelerine, ev eşyalarından tarım araçlarına kadar birçok sanayi kolunda problemleri çözümlenecek bir malzemedir (Tanır, 1997).

2.4. Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları

Kompozit malzemeler artık gittikçe artan oranlarda ve yeni sektörlerde kullanılmaya başlanmıştır. Uzun zaman uçak sanayisindeki ihtiyaçların yönlendirdiği kompozit malzeme gelişimleri son dönemde yeni bir çok sektörde birçok farklı amaç için kullanılmaktadır (Web 4).

2.4.1. Kompozitlerin uçaklarda kullanımı

Kompozit malzemelerin uçaklarda ilk kullanımına neden, klasik uçak malzemeleriyle aynı performansı göstermelerine rağmen, daha hafif olmalarıydı, yani ağırlık kazancı hesaplanmıştı. Günümüzde hafifliğin yanı sıra çok sert, yüksek dayanımlı, yüksek ısıl kararlılığa sahiplik, dirençli olunması v.b. çok üstün mekanik, fiziksel, ısıl özellikler nedeniyle kompozitler tercih edilmektedir. Ayrıca ağırlık azalınca, daha verimli yakıt kullanımı ve daha fazla yük taşınması sağlanmaktadır.

Uçaklarda kullanılan malzemelerin hafif olmalarının önemi büyüktür. Bir uçağın uçuş boyunca harcadığı yakıtın %55'i kalkış, iniş ve manevralarıyla, %45'i ise düz uçuşta harcanır. Kompozit malzeme kullanımıyla günümüzde varılabilen %20-30'luk ağırlık kazancı, harcanan yakıtta %50'lere varılabilen bir azalma getirecektir ya da uçak aldığı yakıtla eskisine göre yaklaşık %20 daha fazla düz uçuş yapabilecektir. Bu avantajlarıyla kompozit malzemeler günümüzde birincil yapılarda dahil olmak üzere, birçok uçak elemanında kullanılmaktadır. Kompozit türü olarak genellikle fiber katkılı reçineler ve sandviç yapıların seçildiği görülmektedir. En çok kullanılan fiber çeşitleri karbon/grafit, aramid (Kevlar) ve cam fiberlerdir. Karbon fiberlerin özellikle son yıllarda yavaş yavaş cam fiberlerin yerini aldığı görülmektedir. Reçine matrislerde ise en geniş uygulama alanına epoksiler sahiptir (Web 4).

Tablo 2.3' de uçak tasarımında kullanılan kimi metal alaşımları ile kompozit yapıların mekanik özellikleri verilmiştir.

Tablo 2.3. Uçak malzemelerinin mekanik özellikleri (Kazanç, 2002).

MALZEME	Yoğunluk P (gr/cm ³)	Elastik Modül E (GPa)	Özgül K. Modül E/p	Çekme Muk. σ_c (GPa)	özgül Çek.Muk. σ_c/p	Maks. Şek.Değ. (%)	
KONVANSİYONEL	ÇELİK (3140)	7,90	200,0	25	1,85	0,24	11,00
	ALÜM.ASG (6061)T6	2,70	70,0	26	0,35	0,13	11,00
	ALÜMİNYUM AU4G1(2024)74	2,80	73,0	26	0,29	0,21	11,00
	ALÜMİNYUM A25G4(7075)T6	2,80	76,0	27	0,45	0,16	11,00
	TİTANYUM T6V	4,40	119,0	27	1,14	0,26	14,00
KOMPOZİT	BOR/EPOKSİ	2,10	270,0 *	129 *	2,00 *	0,95 *	6,50 *
	BOR/ALÜMİNYUM	2,70	225,0 **	83 *	1,25 *	0,46 *	10,00 *
	GRAFİT/EPOKSİ	1,70	208,0 * 10,3 **	122 *	1,34 * 0,03 **	0,79 *	0,78 * 0,29 **
	KARBON/EPOKSİ	1,50	142,0 * 10,3 **	95 *	1,60 * 0,07 *	1,06 *	1,10 * 0,57 *
	KEVLAR/EPOKSİ	1,35	80,0 * 5,5 *	59 •	1,38 * 0,03**	1,02 *	1,70 * 0,50 *
	CAM/EPOKSİ	2,20	53,0 * 12,4 **	24 *	1,45 * 0,04 *	0,66 *	2,70 * 0,30 *
	KARBON/POLYESTER	1,68	127,5 * 7,6 **	76 *	1,52 * 0,04 *	0,9 *	1,20 * 0,53 *
	KEVLAR/POLYESTER	1,40	76,0 * 5,5 **	54 *	1,20 * 0,02 **	0,86 *	1,60 * 0,40 **
	CAM/ POLYESTER	1,80	39,0 * 9,6 **	22 *	1,13 * 0,02 •*	0,63 *	2,80 * 0,21 *

* Elyaf lar yönünde ** Elyaf lar a dik yönde

2.4.2. Kompozit malzemelerin diğer kullanım alanları

Kompozit malzemelerin kullanıldığı diğer alanlar ise şunlardır:

- Motorlar
- Spor malzemelerinin üretimi (kayak, tenis raketleri)
- Dişli çarklar
- Özel takımlar
- Kamyon yaprak yayları
- Karoseri elemanları
- Boru tesisatları

- Depolar
- Yapı işleri
- Deniz araçları yapımında
- Elektrik kontak malzemeleri
- Nükleer reaktörler
- Sürünme dirençli manyetik malzemeler
- Batarya ızgaraları
- Elektrik elemanları, ısıtıcılar (Kazanç, 2002).

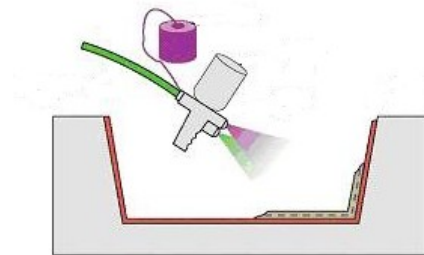
2.5. Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri

2.5.1. Elle yatırma (hand lay-up)

Dokuma veya kırılmış elyaflarla hazırlanmış takviye kumaşları hazırlanmış olan kalıp üzerine elle yatırılarak üzerine sıvı reçine elyaf katmanlarına emdirilir. Elyaf yatırılmadan önce kalıp temizlenerek jelkot sürülür. Jelkot sertleştikten sonra elyaf katları yatırılır. Reçine ise kompozit malzemenin hazır olması için en son sürülür Bu işlemde elyaf kumaşına reçinenin iyi nüfuz etmesi önemlidir. El yatırma tekniğinde en çok kullanılan polyester ve epoksinin yanısıra vinil ester ve fenolik reçineler de tercih edilmektedir. Elle yatırma yoğun işçilik gerektirmesine rağmen düşük sayıdaki üretimler için çok uygundur (Web 4).

2.5.2. Püskürtme (spray-up)

Püskürtme yöntemi elle yatırma yöntemini aletli şekli olarak kabul edilebilir. Kırılmış elyaflar kalıp yüzeyine, içine sertleştirici katılmış reçine ile birlikte özel bir tabanca ile püskürtülür (Şekil 2.5). Elyafın kırılma işlemi tabanca üzerinde bulunan ve bağımsız çalışan bir kırpıcı sayesinde yapılır. Püskürtülme işlemi sonrası yüzeyin bir rulo ile düzeltilmesiyle ürün hazırlanmış olur (Web 4).



Şekil 2.5. Püskürtme yöntemi (Web 4).

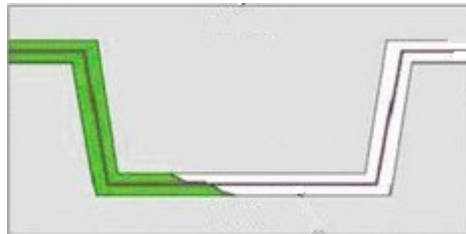
Püskürtme Tabancası

2.5.3. Elyaf sarma (Filament winding)

Bu yöntem özel biçime sahip ürünlerin seri üretimine uygundur. Elyaf sarma yöntemi sürekli elyaf liflerinin reçine ile ıslatıldıktan sonra bir makaradan çekilerek dönen bir kalıp üzerine sarılmasıdır. Sürekli liflerin farklı açılarla kalıba sarılmasıyla farklı mekanik özelliklerde ürünler elde edilebilir. Yeterli sayıda elyaf katının sarılmasından sonra ürün sertleşir. Ardından döner kalıp ayrılır. Bu yöntemle yapılan ürünler genellikle silindirik, borular, araba şaftları, uçak su tankları, yat direkleri, dairesel basınç tanklarıdır (web 4).

2.5.4. Reçine transfer kalıplama RTM / reçine enjeksiyonu

Bu kompozit üretim yönteminde elle yatırma sistemlere daha hızlı ve uzun ömürlü olmakla birlikte iki parçalı kalıp kullanmak gereklidir. Kalıbın kompozit malzemeyle yapılması çelik kalıp maliyetine göre daha düşük kalmasına neden olmaktadır. RTM yöntemi çoğunluk jelkotlu veya jelkotsuz her iki yüzeyinde düzgün olması istenen parçalarda kullanılır. Takviye malzemesi olarak kuru olarak keçe, kumaş veya ikisinin kombinasyonu kullanılır. Takviye malzemesi önceden kalıp boşluğu doldurulacak şekilde kalıba yerleştirilir ve kalıp kapatılır. Elyafın matris içinde geç çözünen reçinelerle kaplanarak kalıp içerisinde sürüklenmesi önlenir. Reçine basınç altında kalıba pompalanır. Bu süreç daha fazla zaman ister. Matris enjeksiyonu soğuk, ılık veya en çok 80°C'ye kadar ısıtılmış kaplarda uygulanabilir. Bu yöntemde içerideki havanın dışarı çıkarılması ve reçinenin elyaf içine iyi işlemesi için vakum kullanılabilir. Elyafın kalıba yerleştirilmesini gerektirmesinden dolayı uzun sayılabilecek bir işçilik gerektirir. Kalıp kapalı olduğu için ise zararlı gazlar azalır ve gözeneksiz bir ürün elde edilebilir. Bu yöntemle karmaşık parçalar üretilebilir (Şekil 2.6.) (Web 4).



Şekil 2.6. Rtm yöntemi (Web 4).

2.5.5. Profil çekme / pultruzyon (pultrusion)

Pultruzyon işlemleri sürekli sabit kesitli kompozit profil ürünlerin üretilebildiği düşük maliyetli seri üretim yöntemidir. Pull ve Extrusion kelimelerinden türetilmiştir. Sisteme beslenen sürekli takviye malzemesi reçine banyosundan geçirildikten sonra 120-150 °C'ye ısıtılmış şekillendirme kalıbından geçilerek sertleşmesi sağlanır. Kalıplar genellikle krom kaplanmış parlak çelikten yapılmaktadır. Sürekli elyaf kullanılmasından dolayı takviye yönünde çok yüksek mekanik mukavemet elde edilir. Enine yükleri karşılayabilmek için özel dokumalar kullanmak gerekmektedir (Web 4).

2.5.6. Hazır kalıplama / compression molding (SMC,BMC)

Hazır kalıplama bünyesinde cam elyafı, reçine, katkı ve dolgu malzemeleri içeren kalıplamaya hazır, hazır kalıplama bileşimleri olarak adlandırılan kompozit malzemelerin (SMC,BMC) sıcak pres kalıplarla ürüne dönüştürülmesidir. Karmaşık şekillerin üretilebilmesi, metal parçaların bünye içine gömülebilmesi, farklı cidar kalınlıkları gibi avantajları bulunmaktadır. Ayrıca ürünün iki yüzünde kalıp ile şekillenmektedir. Diğer kompozit malzeme üretim tekniklerinin olanak vermediği delik gibi komplike şekiller elde edilebilmektedir. Iskarta oranı düşüktür. Bu yöntemin dezavantajları kalıplama bileşimlerinin buzdolaplarında saklanması gerekliliği, kalıpların metal olmasından dolayı diğer kalıplardan daha maliyetli olması ve büyük parçaların üretimi için büyük ve pahalı preslere ihtiyaç olmasıdır (Web 4).

2.5.7. Vakum torbası

Kompozit malzeme (genellikle geniş sandöviç yapılar) önce bir kalıba yerleştirilir, ardından bir vakum torbası en üst katman olarak yerleştirilir. İçerideki havanın emilmesiyle vakum torbası, yatırılan malzemenin üzerine 1 atmosferlik basınç uygulayarak aşağıya çekilir. Sonraki aşamada tüm bileşim bir fırına yerleştirilerek reçinenin kür işlemi için ısıtılır. Bu yöntem sıklıkla elyaf sarma ve yatırma teknikleri ile bağlantılı olarak uygulanır. Kompozit malzeme tamir işlemlerinde de vakum torbası yöntemi kullanılmaktadır (Web 4).

2.5.8. Otoklav

Termoset kompozit malzemelerin performanslarını artırmak için elyaf/reçine oranını artırmak ve malzeme içinde oluşabilecek hava boşluklarını tamamen gidermek gerekmektedir. Bunun sağlanması için malzeme yüksek ısı ve basınca maruz bırakılır. Vakum torbası yöntemindeki gibi sızdırmaz bir torba ile elyaf/reçine yatırmasına basınç uygulanabilir. Fakat 1 atmosferden fazla

düzenli ve kontrol edilebilir bir basıncın uygulanabilmesi için dışsal basınca ihtiyaç duyulur. Bu uygulama için, otoklav yönteminde de uygulanan ve kompleks şekillerde en çok kontrol edilebilen metod, dışarıdan sıkıştırılmış gazın kompozit malzemenin içinde bulunduğu kaba verilmesidir.

Otoklav kesin basıncın, ısının ve emişin kontrol edilebildiği basınçlı bir kaptır. Vakum torbası yöntemi ile benzerdir. Fırın yerine bir otoklav kullanılır. Böylece özel amaçlar için yüksek kalitede kompozit üretebilmek için kür şartları tam olarak kontrol edilebilir. Bu yöntem diğerlerine oranla daha uzun sürede uygulanır ve daha pahalıdır (Web 4).

BÖLÜM III

3. TABAKALI KOMPOZİT MALZEMELER VE MEKANİK DAVRANIŞLARI

3.1. Tabakalı Kompozitler

Tabakalı kompozit, iki veya daha fazla sayıda tabakacığın tek ve bütün bir eleman gibi rol alacak şekilde birbirine yapıştırılması ile oluşturulmuştur. Tabakalı kompozitlerde, tabakaların birbirine tam olarak yapıştığı varsayılır. Tabakalar, matris içerisine rasgele yönlendirilmiş elyaf, tek yönlü elyaf veya farklı elyaf takviyeli tabakadan oluşabilir.

Elyaf takviyeli kompozit malzemeler, geniş özelliklerine bağlı olarak tek veya çok katlı tabakalı malzemeler olarak ta sınıflandırılabilir. Tek katlı kompozitler birkaç farklı tabakadan yapılabilir, her tabaka aynı yönelme ve özelliklere sahip, sonuçta tüm laminate tek katlı tabakalı kompozit olarak düşünülebilir. Kesikli elyaf takviye içeren kalıpta üretilen kompozitlerde de elyaf dağılımı kalınlık boyunca uniform olmamasına rağmen farklı laminate mevcut olmaz ve bu nedenle malzeme tek katlı kompozitler olarak sınıflandırılabilir.

Yapısal uygulamalarda kullanılan çoğu kompozitler çok katlıdır. Her tabaka, tasarım amaçlarına bağlı olarak değişen elyaf doğrultular ile tek katlı kompozitten oluşabilir. Genellikle her katman çok ince olup yaklaşık 0.1 mm kalınlığında olduğundan dolayı bu şekilde kullanılmaz. Her kattaki kompoziti oluşturan elemanlar aynı ise bunlar 'İzotropik' olarak adlandırılır. Birçok katlı kompoziti oluşturan malzemeler farklı malzemelerden oluşuyorsa bunlar 'ortotropik' veya 'karma ve melez laminetler' olarak adlandırılır. Buna örnek olarak ta bir karma tabakalı kompozitin biri katı cam elyaf takviyeli epoksi iken diğer tabaka ise grafit elyaf takviyeli epoksi kompozit olabilmektedir (Alnak, 2007).

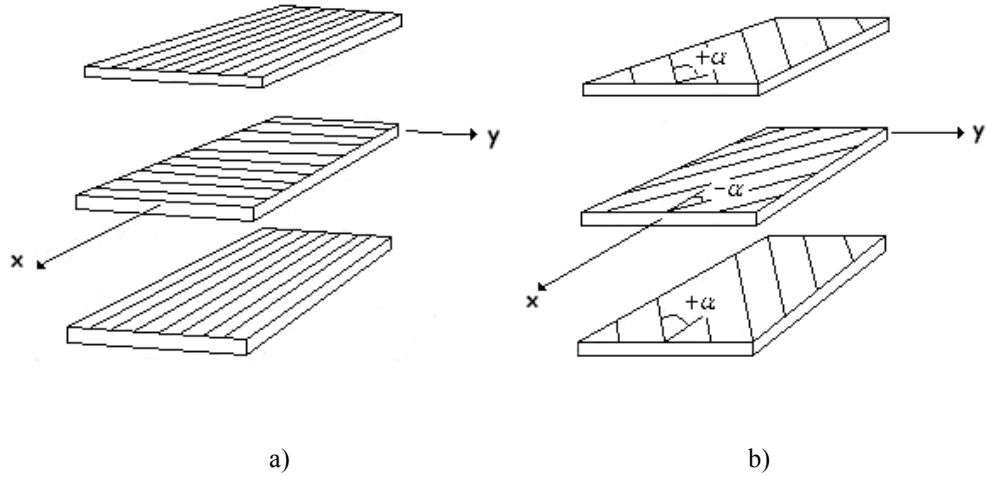
Tabakalı kompozitler, simetrik ve anti simetrik olmak üzere ikiye ayrılır.

Simetrik tabakalar

Tabakacıklar, orta yüzeyden itibaren materyal özellikleri ve geometrik bakımdan simetrik yerleştirilmişlerse bunlara **Simetrik Tabakalar** denir.

- *İzotropik Tabakalardan Oluşan Simetrik Tabakalı Kompozit:* Değişik kalınlıklarda çok sayıda izotropik tabaka, orta yüzeye göre hem geometrik hem de materyal özellikleri bakımından simetrik şekilde yerleştirilmiştir.

- *Ortotropik Tabakalardan Oluşan Simetrik Tabakalı Kompozit:* Ortotropik tabakalar, orta yüzeye göre simetrik olarak yerleştirilmiştir.

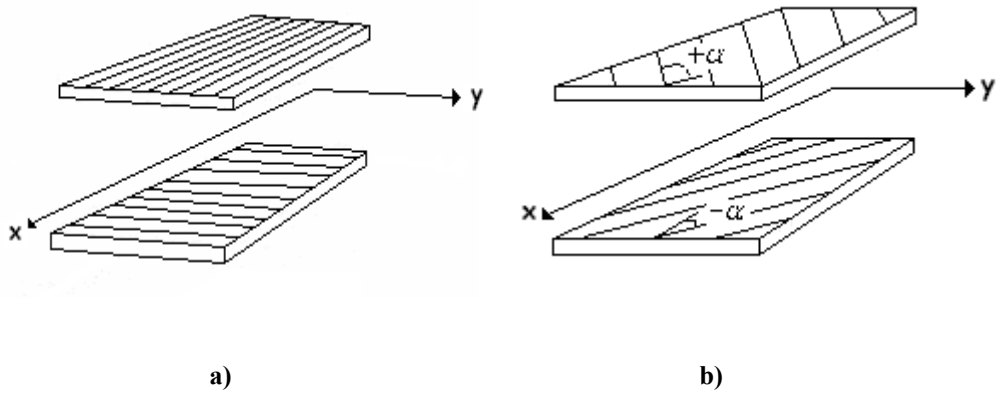


Şekil 3. 1. Ortotropik tabakalardan oluşan simetrik tabakalı kompozit (Jones, 1998).

Antisimetrik tabakalar

Tabakalı kompozitlerin uygulanmasında dizayn ihtiyacını karşılamak için antisimetrik tabakalara ihtiyaç duyulur. Örneğin, bir tabakanın ısıya karşı koruyucu bir plaka görevi yapması istenirse antisimetrik tabaka seçilir. Çünkü ısı sadece bir taraftan gelecektir.

Şekil 3. 2. a'da antisimetrik olarak yerleştirilen, fiber takviye açıları 0° ve 90° olan iki tabakalı bir kompozit, Şekil 3. 2. b 'de ise yine antisimetrik olarak yerleştirilen, fiber takviye açıları $+\alpha$, $-\alpha$ olan iki tabakalı bir kompozit görülmektedir.



Şekil 3. 2. Antisimetrik tabakalar (Jones, 1998).

3.2. Tabakalı Kompozit Malzemelerin Mekanik Davranışı

3.2.1. Ortotropik malzemelerde düzlem gerilme halinde gerilme-şekil değiştirme bağıntısı

Bir ortotropik malzemede 3 boyutlu gerilme-şekil değiştirme bağıntısı aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{.1} \\ \sigma_{.2} \\ \sigma_{.3} \\ \tau_{-3} \\ \tau_{-1} \\ \tau_{.2} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{.1} \\ \varepsilon_{.2} \\ \varepsilon_{.3} \\ \gamma_{-3} \\ \gamma_{-1} \\ \gamma_{.2} \end{Bmatrix} \quad (3.1)$$

σ Normal gerilme

τ Kayma gerilmesi

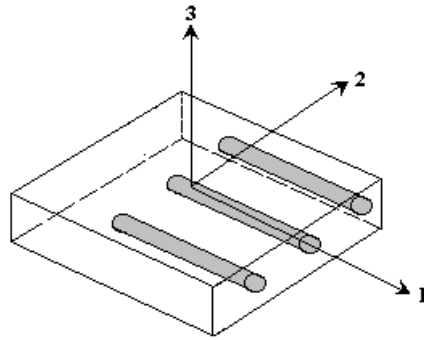
C : Mühendislik sabitleri

ε Birim şekil değiştirme

γ Birim çarpılma açısı

Ortotropik malzemeler için, şekil değiştirme-gerilme bağıntısı ise şu şekilde de yazılabilir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{.1} \\ \sigma_{.2} \\ \sigma_{.3} \\ \tau_{-3} \\ \tau_{-1} \\ \tau_{.2} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{.1} \\ \varepsilon_{.2} \\ \varepsilon_{.3} \\ \gamma_{-3} \\ \gamma_{-1} \\ \gamma_{.2} \end{Bmatrix} \quad (3.2)$$



Şekil 3. 3. Tek yönlü takviye edilmiş tabakacık (Alnak, 2007).

Şekil 3. 3'de görülen tabaka için düzlem gerilme hali şu şekilde ifade edilir.

$$\sigma_x = \sigma_y = \tau_{xy} = \tau_{yx} = 0 \quad (3.3)$$

Düzlem gerilme hali için ε_x , γ_{xy} ve γ_{yx} ise denklem 3. 2'den şu şekilde ifade edilir.

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= S_{13}\sigma_x + S_{23}\sigma_y \\ \gamma_{23} &= \gamma_{31} = 0 \end{aligned} \quad (3.4)$$

Sonuçta denklem 3. 2 düzlem gerilme hali için aşağıdaki gibi yazılır.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} \\ S_{13} & S_{23} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.5)$$

Burada

$$S_{11} = \frac{1}{E_1}, S_{22} = \frac{1}{E_2}, S_{66} = \frac{1}{G_{12}}, S_{12} = -\frac{\nu_{12}}{E_1} = -\frac{\nu_{21}}{E_2} \quad (3.6)$$

Denklem 3. 5'teki şekil değiştirme-gerilme bağıntısı, gerilme-şekil değiştirme bağıntısını elde etmek için tersine çevrilebilir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} \\ Q_{13} & Q_{23} & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.7)$$

Burada Q_{ij} , indirgenmiş rijitlik olarak adlandırılır.

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_1 + \nu_{21}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{13} = \frac{E_1\nu_{13} + E_2\nu_{23}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{23} = \frac{E_2\nu_{23} + E_1\nu_{13}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{66} = \frac{G_{12}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (3.8)$$

Gerilme-şekil değiştirme bağıntısı ve şekil değiştirme-gerilme bağıntısı, sadece kendi düzleminde kuvvetlere maruz kalan tabakalar için temel denklemlerdir.

Gerilme şekil değiştirme dönüşümü

Ortotropik malzemenin asal malzeme ekseninde gerilme hali için gerilme-şekil değiştirme bağıntıları yukarıda verildi. Bu hal özel bir durum olup genelde malzeme eksen doğrultularından farklı eksenlerde, doğrultularda gerilmelere maruz kalır. Bu eksenler asal gerilme eksenlerinden (θ açısı kadar dönmüş olan doğrultularda olabilirler.

Asal malzeme doğrultuları 1 ve 2 eksenleri ile tanımlanan ortotropik kompozit malzemenin üzerine uygulanmakta olan gerilmeler (θ kadar farklı olan x-y eksenleri doğrultusunda olduğunda, malzemenin elemanter mekaniğinden yararlanarak, transformasyon denklemlerinin yazılması gerekir. Transformasyon denklemi aşağıda verilmektedir (Sayman, Aksoy, 1995).

$m = \cos \theta$ ve $n = \sin \theta$ ve θ , Şekil 3.4'den görüldüğü gibi $x_1 - x_2$ eksenleri arasındaki açı olmak üzere;

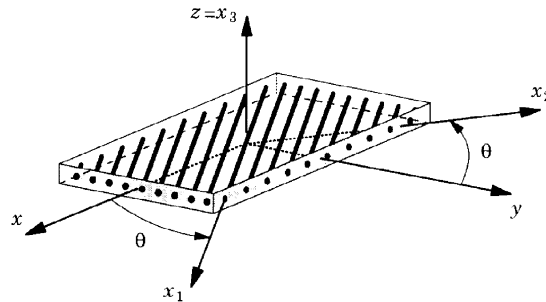
$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{x'} \\ \sigma_{y'} \\ \tau_{x'y'} \end{Bmatrix} \quad \text{ve} \quad \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{x'} \\ \varepsilon_{y'} \\ \gamma_{x'y'} \end{Bmatrix} \quad (3.9)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{x'} \\ \sigma_{y'} \\ \tau_{x'y'} \end{Bmatrix} = \mathbf{T} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{x'} \\ \varepsilon_{y'} \\ \gamma_{x'y'} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{x'} \\ \varepsilon_{y'} \\ \gamma_{x'y'} \end{Bmatrix} \quad (3.10)$$

Burada

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta + Q_{33} \cos^2 \theta \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta + Q_{33} \sin^2 \theta \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} - Q_{22}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + Q_{12} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) + 2Q_{66} \sin^2 \theta \cos^2 \theta \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{22}) \cos^3 \theta \sin \theta - 2Q_{66} \sin \theta \cos^3 \theta + Q_{16} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{22}) \sin^3 \theta \cos \theta + 2Q_{66} \sin^3 \theta \cos \theta + Q_{16} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) + Q_{33} \sin^2 \theta \cos^2 \theta \end{aligned} \quad (3.11)$$

\bar{Q}_{ij} matriksinin üzerindeki çizgi, Q_{ij} indirgenmiş rijitliğinin yerine dönüştürülmüş indirgenmiş rijitliğin olduğunu gösterir.



Şekil 3. 4. Malzeme koordinat sistemi (Reddy,1997).

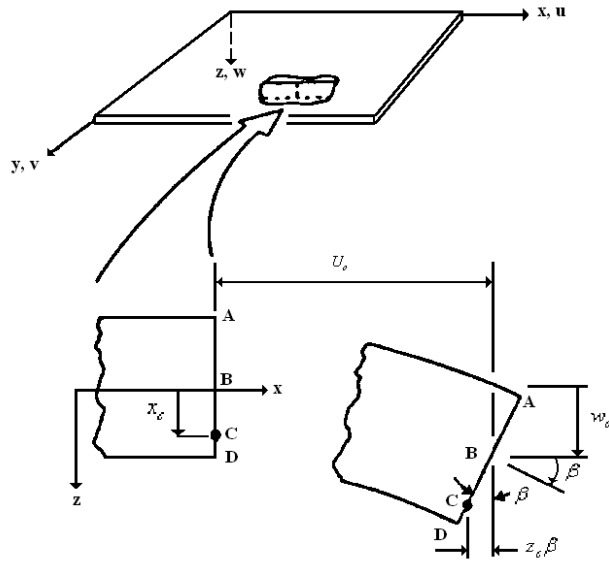
Tabakalarda gerilme-şekil değiştirme davranışı

Düzlem gerilmeye maruz bir ortotropik malzemenin bir tabakacığı için asal malzeme koordinatlarındaki gerilme-şekil değiştirme bağıntıları denklem 3. 7'de verilmiştir. Denklem 3. 10'da ise keyfî koordinatlarda gerilme-şekil değiştirme bağıntıları verilmiştir. Hem denklem 3. 7 hem de denklem 3. 10, çok katmanlı bir tabakalı kompozitin k. tabakası için gerilme-şekil değiştirme bağıntısı olarak düşünülebilir. Böylece denklem 3. 10 şu şekilde yazılabilir.

$$\sigma_{kj} = \bar{D}_{kj} \varepsilon_{kj} \quad (3.11)$$

Bir tabakanın yer değiştirmeleri Kirchoff-Love hipotezi ile bulunur. Tabakanın x, y, z yönlerindeki yer değiştirmeleri sırasıyla u, v, w olsun. Şekil 3. 5'te tabakalı kompozit plakanın ABCD kenarı incelenmektedir. Tabaka deformasyona uğramadan önce ABCD düz bir çizgi halindedir. x ekseninden z kadar mesafede olan C noktası için;

$$u_c = u - z\beta \quad (3.12)$$



Şekil 3. 5. Deforme olmamış ve deforme olmuş tabaka kenar elemanı (Jones, 1998).

Kalınlık boyunca herhangi bir nokta için u, v yer değiştirmesi,

$$u = \int \frac{\partial u}{\partial x} dx, \quad v = \int \frac{\partial v}{\partial y} dy \quad (3.13)$$

Birim şekil değiştirme-yer değiştirme bağıntıları şu şekilde ifade edilmektedir;

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x}, \quad \varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y}, \quad \gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \quad (3.14)$$

Böylece, denklem 3. 13'teki u ve v yer değiştirmelerini elde etmek için, şekil değiştirmeler,

$$\begin{aligned}\varepsilon_{xx} &= \frac{\partial u}{\partial x} \\ \varepsilon_{yy} &= \frac{\partial v}{\partial y} \\ \tau_{xy} &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\end{aligned}$$

veya

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} - z \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.15)$$

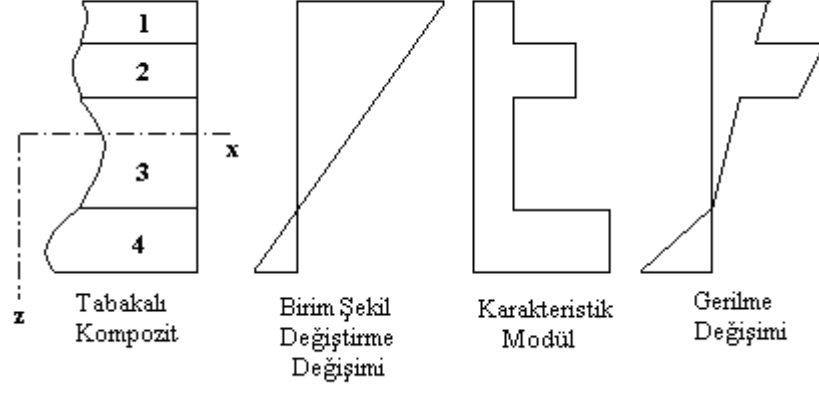
Burada, orta yüzeydeki şekil değiştirmeler ve orta yüzey eğriliği sırasıyla şu şekildedir:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} = - \begin{Bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ 2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} \quad (3.16)$$

Tabakalı bir kompozitin k. Tabakasındaki gerilme hali aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.17)$$

Şekil 3. 6'da görüldüğü gibi \bar{Q}_{ij} tabakalı kompozitin her bir tabakası için farklı olabilir. Bu nedenle tabaka kalınlığı doğrultusunda birim şekil değiştirme değişimi lineer olmasına rağmen, gerilme değişimi lineer değildir.



Şekil 3. 6. Tabaka kalınlığı boyunca birim şekil değişirme ve gerilme değişimi (Jones, 1998).

BÖLÜM IV

4. DENEYSEL METOD

4.1. Kompozit Malzemelerin Üretilmesi

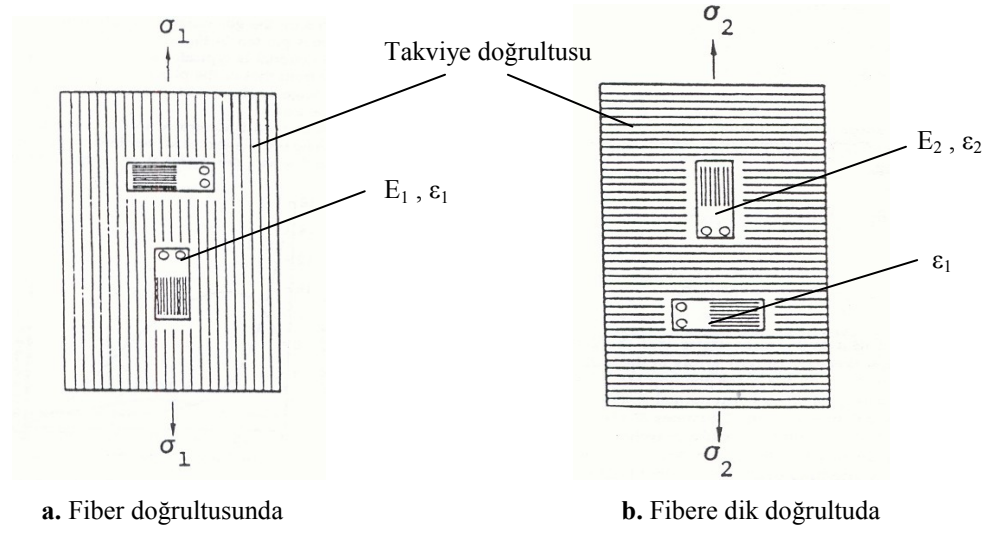
Bu tezde kullanılan örgü takviyeli çapraz katlı tabakalı kompozit malzemeler İzoreel firmasında üretilmiştir. İki farklı e-cam fiber formu seçilmiştir. Örgü fiber takviyeli kompozit malzemenin hacimsel fiber yüzdesi %64' dür ve tabaka sayısı 6 ve 10' dur. Tek yönlü fiber takviyeli kompozit malzeme ise 8 katlıdır ve fiber oryantasyonu (0⁰/90⁰/0/90⁰/90⁰/0⁰/90⁰/0⁰) hacimsel fiber yüzdesi %65' dir. Matriks malzeme olarak epoxy CY225 ve hızlandırıcı HY225, 100:80 kütle oranında karıştırılmıştır. 120 °C ve 0,2 MPa basınç altında 4 saat süre ile cure işlemine tabi tutulmuştur. Postcure işlemi aynı basınçta ve 100 °C' de 2 saat süre ile gerçekleştirilmiştir. Ardından aynı basınçta oda sıcaklığına soğutulmuştur.

4.2. Tabakalı Kompozit Malzemelerin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi

Kompozit malzemenin fiber doğrultusundaki elastisite modülü ve kopma mukavemetini belirlemek için malzemeye fiber doğrultusunda çekme yükü uygulanır (Şekil 4.1-a). Malzeme üzerine takviye doğrultusunda ve takviyeye dik doğrultuda yapıştırılan strain-gageler vasıtasıyla E_1 , ε_1 ve ε_2 değerleri tespit edilir. ν_{12} ise;

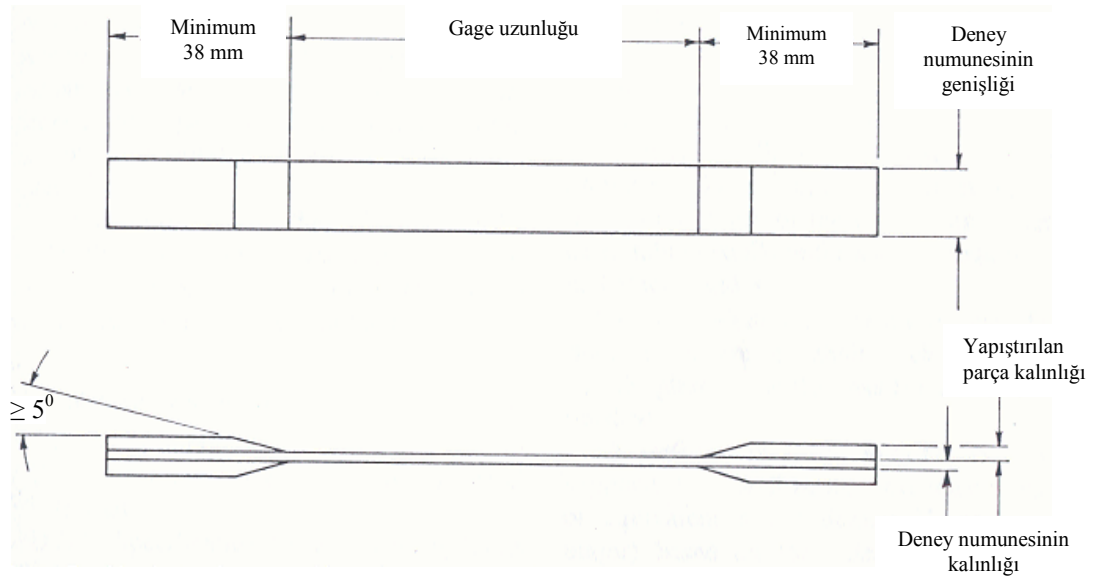
$$\nu_{12} = - \frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \quad (4.1)$$

formülü ile hesaplanır.



Şekil 4. 1. Kompozit malzemelerin elastisite modülünün ve poisson oranının belirlenmesi (Sayman, Aksoy, 1995).

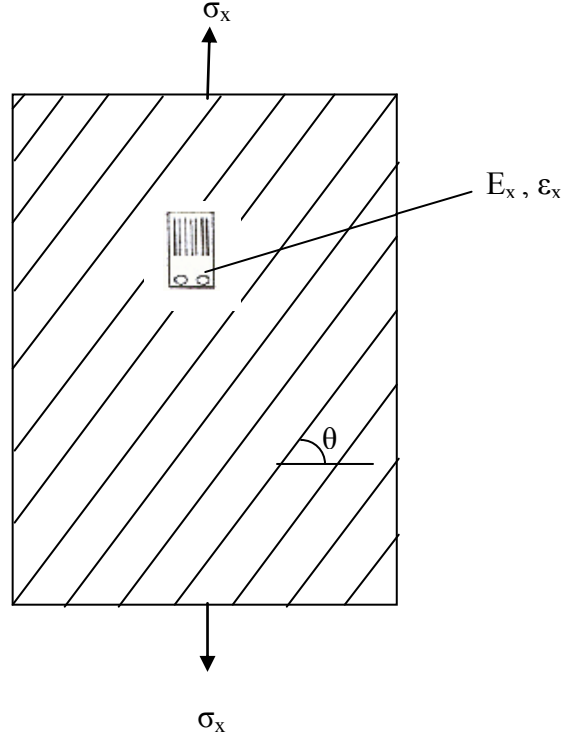
Fibere dik doğrultudaki mühendislik sabitlerini belirlemek için ise malzemeye fibere dik doğrultuda çekme yükü uygulanır (Şekil 4.1.b). Numune boyutları ASTM D 3039-76' a göre belirlenmiştir (Şekil 4.2).



Fiber oryantasyonu	Gage uzunluğu (mm)	Numune genişliği (mm)
0°	127	12.7
90°	38.1	25.4

Şekil 4. 2. ASTM D 3039-76 standardına göre deney numunesi boyutları.

G_{12} kayma modülünü bulmak için kompozit malzemeden θ fiber açılı bir kesit alınarak çekmeye maruz bırakılır (Şekil 4.3).



Şekil 4. 3. Kayma modülünün bulunması (Sayman, Aksoy, 1995).

Buradan G_{12} kayma modülü

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{\frac{1}{E_x} - \frac{1}{E_1} \cos^4 \theta - \frac{1}{E_2} \sin^4 \theta}{\sin^2 \theta \cos^2 \theta} + \nu_{12} \frac{1}{E_1} \quad (4.2)$$

formülü ile hesaplanır.

Bütün deneyler 100 kN kapasitedeki Instron marka ve 250 kN kapasitedeki Shimadzu AG-X marka universal çekme cihazında 0,5 mm/dak hız ile yapılmıştır. Deneylerin bir kısmı Barış Elektrik A.Ş.' de bir kısmı C.Ü. Makine Mühendisliği Mekanik Laboratuarında gerçekleştirilmiştir.

Örgü takviyeli E-cam lifi/epoksi kompozit malzemede kalınlık etkisini incelemek için iki farklı kalınlık seçilmiştir. 6 katlı örgü malzemenin kalınlığı 1.4 mm' dir ve 10 katlı örgü takviyeli malzemenin kalınlığı 2.4 mm' dir. Örgü fiber takviyeli tabakalı kompozit malzemenin mekanik özellikleri Tablo 4.1' de görülmektedir.

Tek yönlü fiber takviyeli E-cam lifi/epoksi çapraz kat $(0^0,90^0,0^0,90^0)_s$ kompozit malzemenin kalınlığı 2.4 mm' dir ve deneylerle ölçülen mekanik özellikleri Tablo 4.2' de görülmektedir.

Tablo 4. 1. Örgü E-cam lifi/epoksi kompozit malzemenin mekanik özellikleri (Aslan, 2002).

Sembol	Değer	Özelliği
V_f	% 64	Fiber hacimsel yüzdesi
ρ	1.78 gr/cm ³	Yoğunluk
E_1	20 GPa	1 yönünde elastisite modülü
E_2	20 GPa	2 yönünde elastisite modülü
G_{12}	4 GPa	Kayma modülü
$\nu_{..}$	0.1171	Poisson oranı

Tablo 4. 2. Tek yönlü takviyeli E-cam lifi/epoksi kompozit malzemenin mekanik özellikleri.

Sembol	Değer	Özelliği
V_f	% 65	Fiber hacimsel yüzdesi
ρ	1.27 gr/cm ³	Yoğunluk
E_1	41250 MPa	1 yönünde elastisite modülü
E_2	9240 MPa	2 yönünde elastisite modülü
G_{12}	3380 MPa	Kayma modülü
$\nu_{..}$	0.26	Poisson oranı

4.3. Delikli ve Deliksiz Örgü Takviyeli E-cam lifi / Epoksi Kompozit Malzemelerde Kritik Burkulma Yükünün bulunması

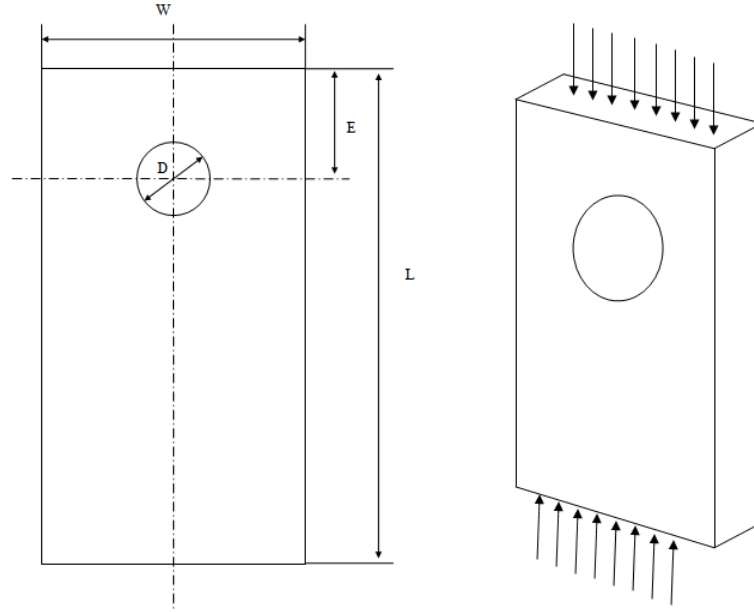
Kompozit yapılarda delikler genellikle çok sık kullanılırlar. Bu delikler, kompozit yapıyı havalandırmak, aydınlatmak veya uçak ve uzay araçlarında elektrik hatlarının, yakıt hatlarının geçmesi veya yapının ağırlığını azaltmak gibi nedenlerle açılırlar (Ghannadpour, 2006). Bu delikler kompozit malzemenin gerilme dağılımını ve burkulma yükünü etkilemektedir (Anil, 2006). Bu nedenle son yıllarda, üzerinde delik bulunan kompozit levhaların burkulma davranışı bilim adamları tarafından incelenmektedir.

Bu çalışmada ise dairesel deliğin büyüklüğünün ve yerinin kritik burkulma yükü üzerine etkisi incelenmiştir. Şekil 4.4'de dairesel deliğe sahip kompozit levha görülmektedir. Kompozit numunenin W genişliği 20 mm'de sabit tutulmuştur. L boyu 100 mm' dir ve tüm deneylerde sabittir. Delik çapı D değiştirilerek farklı D/W oranları için deneyler tekrarlanmış ve delik boyutunun kritik burkulma yükü üzerine etkisi incelenmiştir. Ardından deliğin merkezi ile üst kenar arasındaki mesafe E değiştirilerek, delik çapı $D = 10$ mm olarak sabit tutulmuş ve farklı E/D oranları için deneyler yapılmıştır. Seçilen D/W ve E/D oranları Tablo 4.3'de görülmektedir.

Tablo 4. 3. Seçilen D/W ve E/D oranları.

D/W ($W = 20$ mm sabit)	E/D ($D = 10$ mm sabit)
0	1
0.1	2
0.2	3
0.3	4
0.4	5
0.5	

Delik etkisini incelerken 6 katlı, 1.4 mm kalınlıklı kompozit malzeme seçilmiştir. Deliksiz örgü takviyeli kompozit malzemelerde kalınlık etkisini incelemek içinse 6 katlı 1.4 mm kalınlıklı ve 10 katlı 2,4 mm kalınlıklı kompozit levhalar seçilmiştir.



Şekil 4. 4. Dairesel delikli kompozit levha.

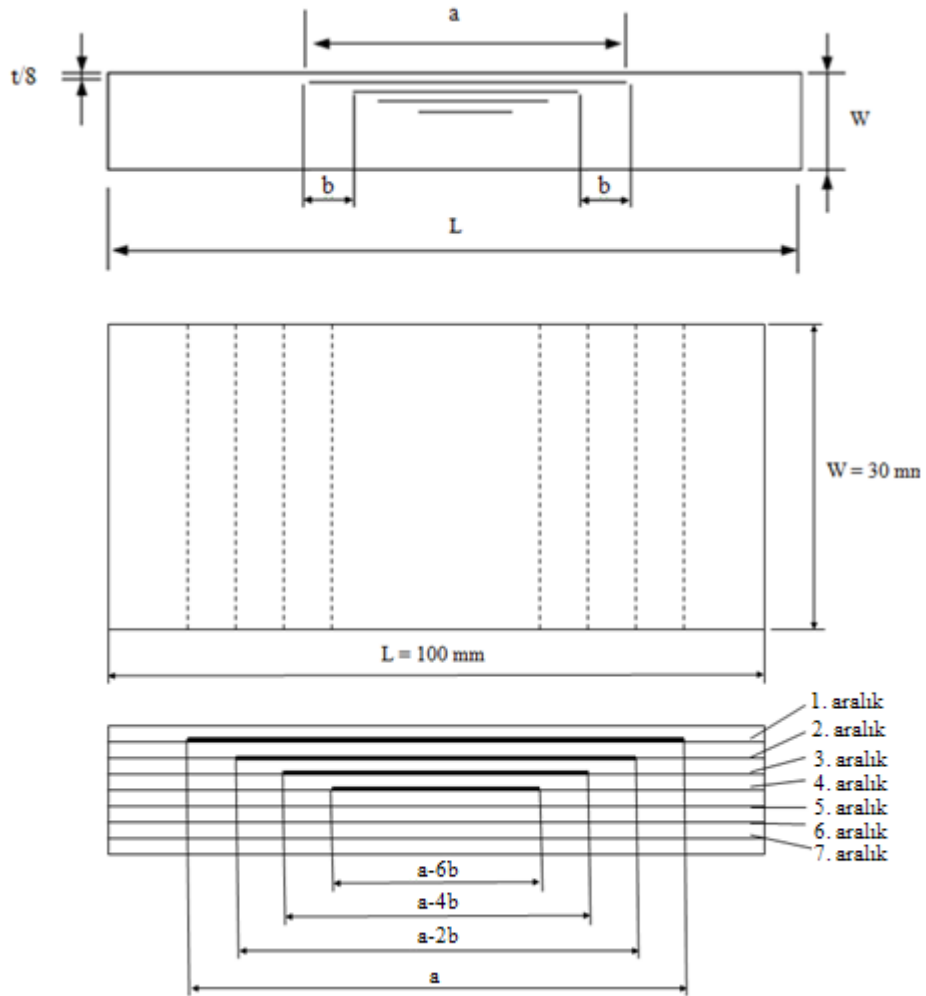
4.4. Delamination Hasarlı Çapraz Katlı E-cam lifi/epoksi Kompozit Malzemelerde Kritik Burkulma Yükünün Bulunması

Tabakalı kompozitler yüke maruz kaldıklarında tabakayı oluşturan tabakacıklar arasında ayrışma meydana gelebilir. Delamination adı verilen bu hasar tabakalı kompozit yapılarda istenmeyen bir durumdur. Tabakalı kompozitler üzerine yapılan tüm çalışmalarda en önemli hasarın delamination olduğu belirtilmektedir. Bu nedenle delamination hasarı oluşmuş kompozit malzemenin burkulma davranışı çok önemli bir araştırma konusudur. Bu tezde düşük hızlı darbe yüküne maruz kalmış bir kompozit malzemede oluşan delamination hasarı incelenmektedir. Düşük hızlı darbe yüküne maruz kalmış tabakalı kompozit malzemede eğilmeden kaynaklanan delamination Şekil 4.5' de görülmektedir. Darbe sonrası en büyük delamination en alt tabakada olmak üzere, her aralıkta delamination uzunluğu azalmaktadır.



Şekil 4. 5. Düşük hızlı darbe yüküne maruz kalmış tabakalı kompozit malzeme.

Delamination hasarlı kompozit malzemenin burkulma davranışını incelemek için, kompozit malzeme imalatında tabakalar arasında 0.1 mm kalınlığında PTFE teflon film konularak çatlaklar oluşturulmuştur. Deneilerde 8 tabakalı $[0^0,90^0,0^0,90^0]_s$ tabaka dizilimine sahip çapraz katlı kompozit malzeme kullanılmaktadır. 7 aralıktan 4' ünde delamination hasarı oluşturulmuştur. En büyük delamination en alttaki aralıkta oluşturulmuş, diğer aralıklarda gittikçe küçülmektedir (Şekil 4.6).



Şekil 4. 6. Delemation hasarlı deney numunesi.

Bu tezde delamination uzunluğunun kritik burkulma yüküne etkisi incelenmektedir. Yapılan bütün deneylerde numune uzunluğu $L = 100$ mm ve numune genişliği $W = 30$ mm' dir. Şekil 4.6' da görüldüğü gibi 8 katlı kompozit numunenin 1. aralığında delamination uzunluğu a olmak üzere 2. aralıkta delamination uzunluğu $(a-2b)$, 3. aralıkta $(a-4b)$, 4. aralıkta delamination uzunluğu $(a-6b)$ olarak seçilmiştir. 5,6 ve 7. aralıklarda delamination yoktur. İlk olarak 1. tabaka aralığındaki delamination uzunluğu a değeri değiştirilerek $b=3$ 'de sabit tutulmuştur. Daha sonra $a=80$ mm' de sabit tutularak b değeri için farklı değerler alınmış ve kritik burkulma yükü bulunmuştur (Tablo 4.4).

Tablo 4. 4. Delamination boyutlarının kritik yüke etkisinde seçilen parametreler.

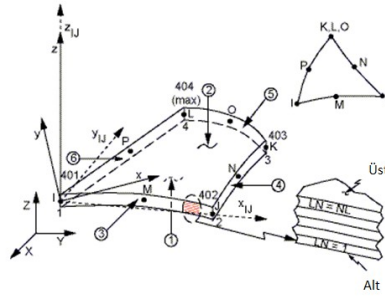
1. Çalışma		2. Çalışma	
a (mm)	b (mm)	b (mm)	a (mm)
0	3	2	80
30	3	3	80
50	3	5	80
80	3	7	80
-	-	9	80

BÖLÜM V

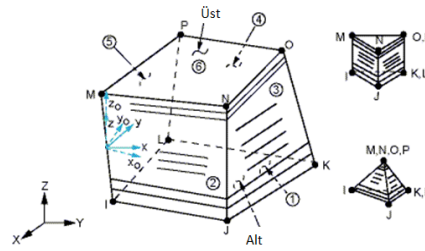
5. NÜMERİK METOD

5.1. Delikli ve Deliksiz Örgü Takviyeli E-cam lifi/epoksi Kompozitler İçin Nümerik Model

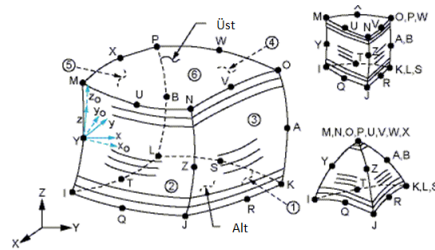
Nümerik analiz için ANSYS sonlu elemanlar paket programı kullanılmıştır. İki boyutlu ve üç boyutlu nümerik analiz yapılmıştır. İki boyutlu sonlu eleman analizinde 8 düğümlü shell 91 elemanı, üç boyutlu eleman analizinde 8 düğümlü solid 46 elemanı ve 20 düğümlü solid 191 elemanı kullanılmıştır. Nümerik analizde kullanılan elemanlar Şekil 5.1’de görülmektedir.



a. Shell 91 elemanı



b. Solid 46 elemanı



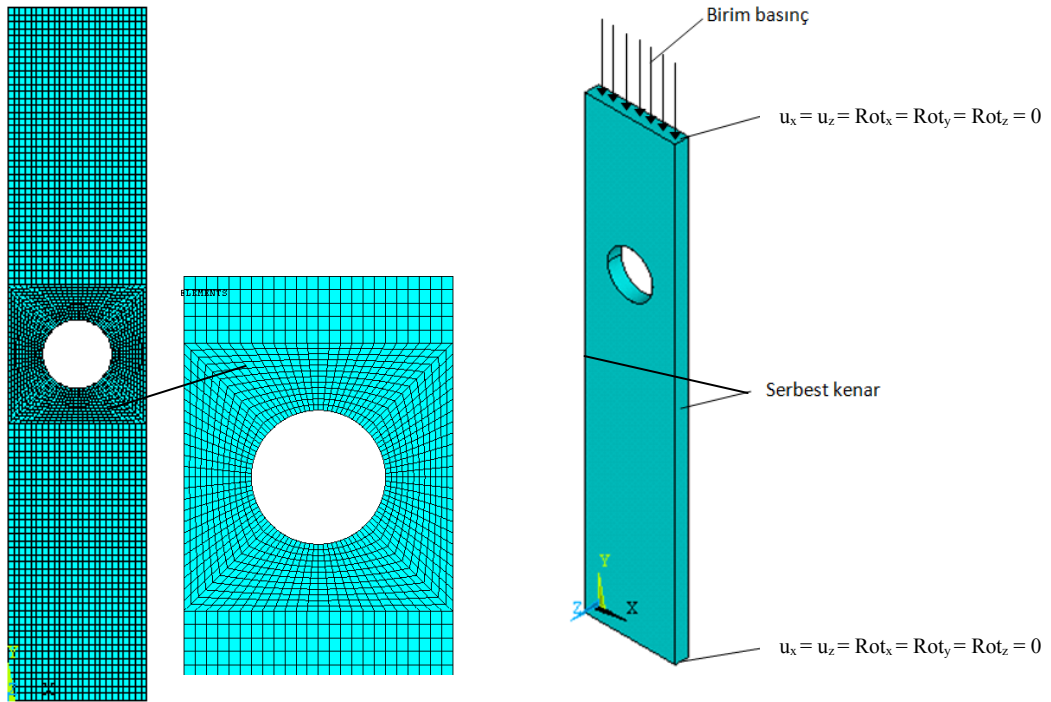
c. Solid 191 elemanı

Şekil 5. 1. ANSYS’de kullanılan elemanlar.

Ansys'de oluşturulan sonlu eleman modeli Şekil 5.2'de görülmektedir. Kompozit numunenin iki ucu ankastre mesnetli, iki ucu serbesttir. Ankastre uçlarda alt kenarda $u_x = u_y = u_z = Rot_x = Rot_y = Rot_z = 0$ 'dır. Üst kenarda Ansys'de çözüm iki aşamalıdır. İlk adımda 1 birimlik basınç kuvveti uygulanarak ön gerilmeli statik analiz yapılmıştır. Ansys'de burkulma analizi için iki metod vardır.

1. Subspace
2. Blocklancos

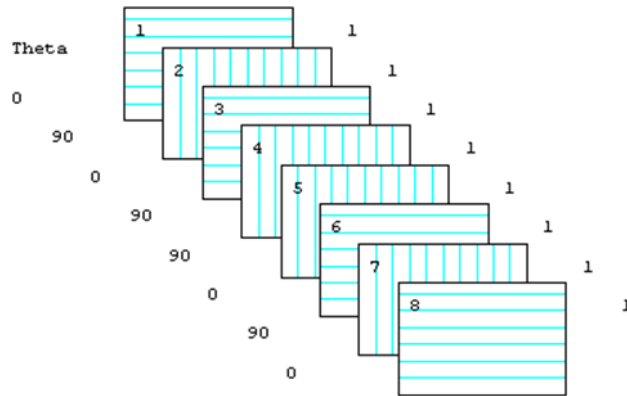
Bu metodlar birbirine yakın sonuçlar vermektedir. Subspace metodu ile ikinci adımda burkulma analizi yapılmıştır ve sadece ilk mod için kritik burkulma yükü bulunmuştur.



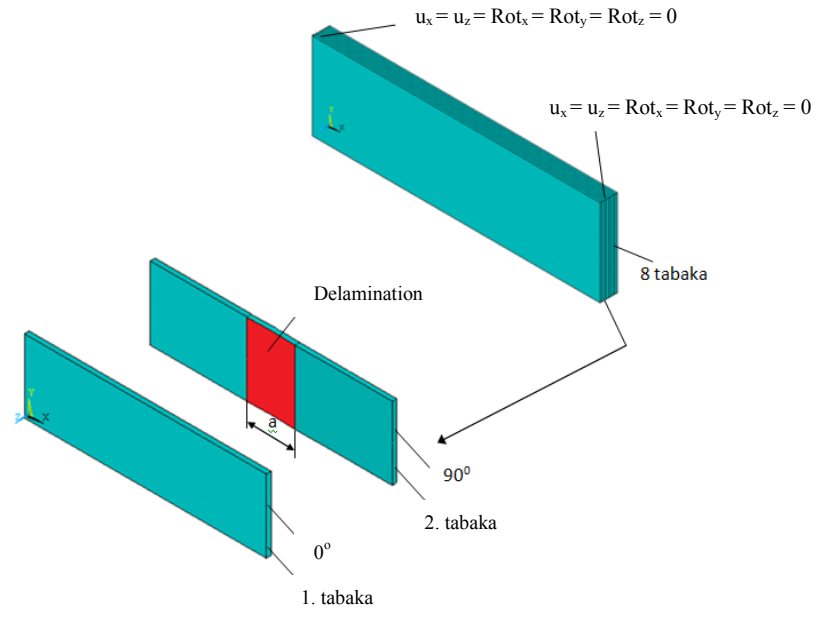
Şekil 5.2. Sonlu eleman modeli ve sınır şartları.

5.2. Delamination Hasarlı Çapraz Kat Takviyeli Tabakalı Kompozit İçin Nümerik Model

Delamination hasarlı kompozit malzemeyi ANSYS' de modellemek için SOLID46 elemanı kullanılmıştır. Üç boyutlu analizde 8 tabaka ayrı ayrı çizilerek, yapıştırılmıştır. Sadece delamination hasarı olan bölümler yapıştırılmamıştır. Zor (2005) ve arkadaşları tarafından yapılan çalışmada delamination hasarının burkulmaya etkisi incelenirken ANSYS' de iki ayrı model geliştirilmiştir. Birincisinde contact elemanları kullanılarak P_{kritik} bulunmuş, ikincisinde delamination hasarlı yerler yapıştırılmayarak P_{kritik} bulunmuştur ve ikisi arasında %0.33' lük bir fark olduğu görülmüştür. Bu nedenle yapılan çalışmada contact elemanları kullanılmamıştır. Şekil 5.3'de ANSYS'de tabaka dizilimi ve Şekil 5.4' de ise delamination hasarlı kompozit malzemenin nasıl modellendiği görülmektedir.



Şekil 5.3. Tabaka dizilimi.



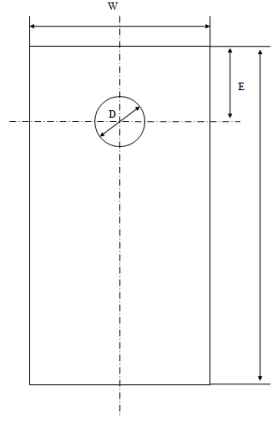
Şekil 5.4. Delamination hasarlı kompozit malzemenin modellenmesi ve sınır şartları.

BÖLÜM VI

6. SONUÇLAR

6.1. Delikli Örgü Takviyeli E-cam lifi/Epoksi Kompozit Malzemelerde Delik Boyutunun Ve Yerinin Kritik Burkulma Yüküne Etkisi

Bu çalışmada örgü fiber takviyeli delikli tabakalı kompozit levhalarda, deliğin büyüklüğünün ve yerinin kritik burkulma yüküne etkisi incelenmiştir. Kompozit numunenin W genişliği 20 mm'de sabit tutulmuştur ve L boyu 100 mm'dir ve tüm deneylerde sabittir.



Şekil 4. 4. (tekrar) Dairesel delikli kompozit levha.

İlk olarak delik numunenin merkezine yerleştirilmiş ve delik çapı D değiştirilerek farklı D/W oranları için deneyler tekrarlanmıştır. Tüm deneyler universal çekme basma cihazında 0,1 mm/dak hız ile yapılmıştır. Ankastre ankastre sınır şartını sağlamak için cihazın kafalarına şekilde olduğu gibi numune bağlanmıştır ve basma yükü uygulanmıştır (Şekil 6.1).

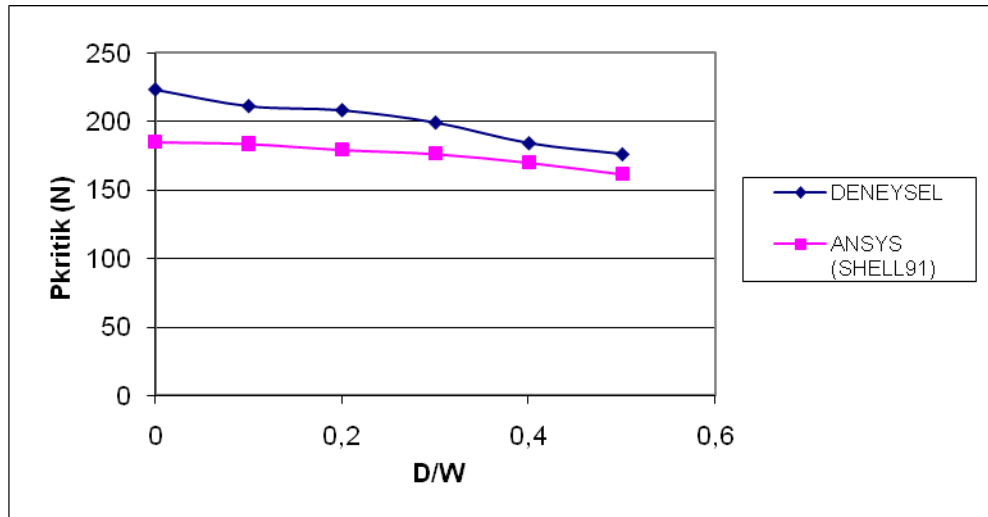


Şekil 6.1. Çekme cihazına bağlanmış numune.

Farklı D/W oranları için elde edilen deneysel ve nümerik kritik burkulma yükleri (P_{kritik}) Tablo 6.1’de görülmektedir. İki boyutlu ve üç boyutlu nümerik analizde SHELL91, SOLİD46 ve SOLİD191 elemanları kullanılmıştır. Her üç eleman tipinde de elde edilen P_{kritik} yükleri hemen hemen aynıdır. SHELL91 ile SOLİD46 arasında deneysel ve nümerik çalışmalardan elde edilen kritik burkulma yükü ise Şekil 6.2’de görülmektedir. Bütün deneysel sonuçlar nümerik sonuçlardan daha büyüktür. Sonuçlar arasında %7,65 ile %17,19 arasında değişen farklılıklar vardır.

Tablo 6.1. Delik boyutunun kritik burkulma yüküne etkisi.

D/W	P_{kritik} DENEYSEL (N)	NÜMERİK SHELL91		NÜMERİK SOLİD46		NÜMERİK SOLİD191	
		P_{kritik} (N)	%Fark	P_{kritik} (N)	%Fark	P_{kritik} (N)	%Fark
0	223	184,66	- 17,19	184,35	-17,33	184,35	-17,33
0,1	211	183,39	- 13,08	176,27	-16,46	178,58	-15,36
0,2	208	179,10	- 13,89	173,48	-16,60	173,48	-16,60
0,3	199	176,17	- 11,47	169,60	-14,77	169,65	-14,75
0,4	184	169,91	- 7,65	164,29	-10,71	164,50	-10,60
0,5	176	161,61	- 8,17	157,77	-10,36	157,44	-10,55



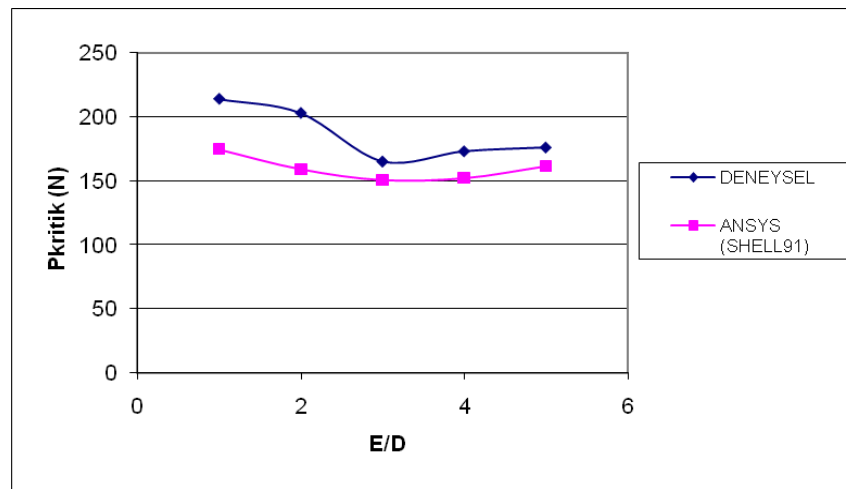
Şekil 6.2. Delik boyutunun kritik burkulma yüküne etkisi.

Şekil 6.2' ye göre delik çapı arttıkça kritik burkulma yükü azalmaktadır. 10 mm'lik ve 20 mm'lik delikli numunelerden elde edilen kritik yük, deliksiz numune ile karşılaştırıldığında belirgin bir azalma olmamıştır.

Delik büyüklüğünün kritik burkulma yüküne etkisi incelendikten sonra deliğin yerinin kritik burkulma yüküne etkisi incelenmiştir. Delik merkezi ile kompozit levhanın üst kenarı arasındaki mesafe sırası ile 10, 20, 30, 40 ve 50 mm seçilmiştir. Deneysel ve nümerik çalışmada elde edilen sonuçlar Tablo 6.2 ve Şekil 6.3' de görülmektedir. Bütün deneysel sonuçlar nümerik sonuçlardan daha büyüktür. En büyük kritik burkulma yükü E/D' nin 1 olduğu durumda, yani kenara en yakın (10 mm) olduğu yerde çıkmıştır. Kenardan uzaklaştıkça P_{kritik} azalmaktadır ve E/D 3 olduğu zaman yani kenarda 30 mm uzaklıkta iken en küçük P_{kritik} yükü bulunmuştur. 3'ten sonra E/D oranı arttıkça P_{kritik} artmaktadır. Sonuç olarak tabakalı kompozitlerde delik kenara yakın yerleştirilirse burkulma açısından daha mukavemetli olacaktır.

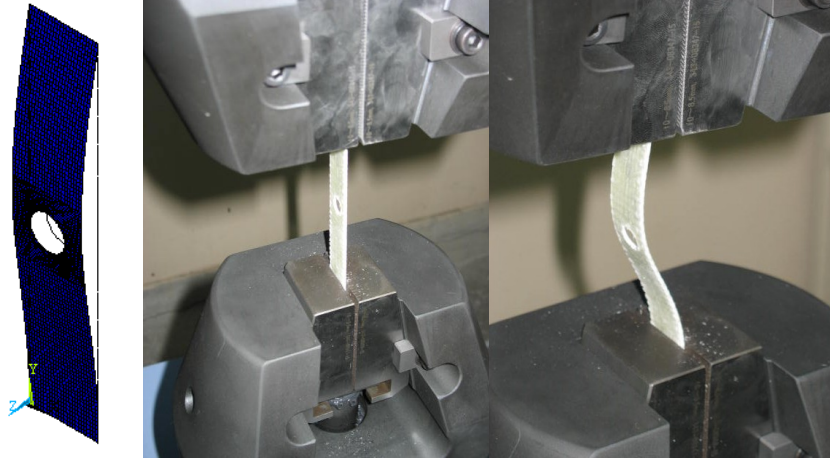
Tablo 6.2. Delik konumunun kritik burkulma yüküne etkisi.

E/D	P_{kritik} DENEYSEL	NÜMERİK SHELL91		NÜMERİK SOLID46		NÜMERİK SOLID191	
		P_{kritik} (N)	%Fark	P_{kritik} (N)	%Fark	P_{kritik} (N)	%Fark
1	214	174,95	- 18,24	173,66	-18,85	172,24	-19,51
2	203	159,175	- 21,58	154,52	-23,88	153,77	-24,25
3	165	150,48	- 8,80	144,99	-12,13	144,35	-12,52
4	173	152,00	- 12,13	146,65	-15,23	146,14	-15,53
5	176	161,61	- 8,17	157,77	-10,36	157,44	-10,55

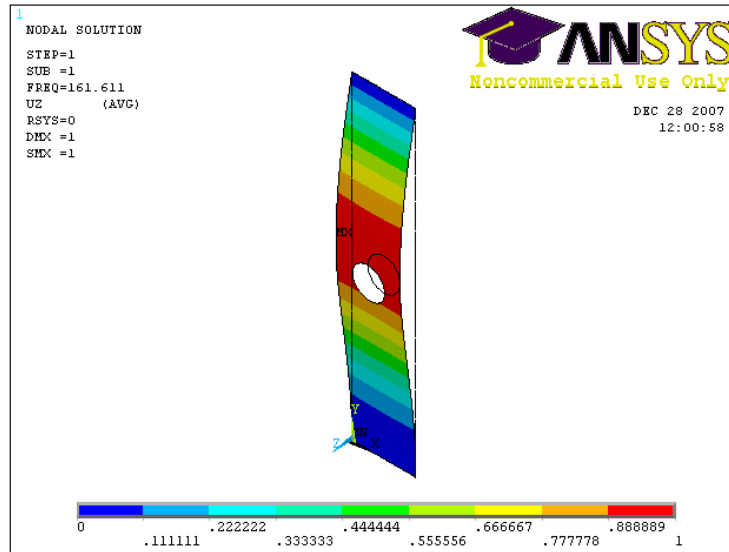


Şekil 6.3. Delik konumunun kritik burkulma yüküne etkisi.

Deneysel ve nümerik olarak birinci mod da burkulan kompozit numune Şekil 6.4' de görülmektedir. Şekil 6.5'te ise kompozit numunenin 1. mod da yer değıştirmesi görülmektedir.



Şekil 6.4. 1. mod da burkulmuş delikli tabakalı kompozit malzeme.



Şekil 6.5. 1. mod da burkulmuş kompozit malzemenin yer değışimi.

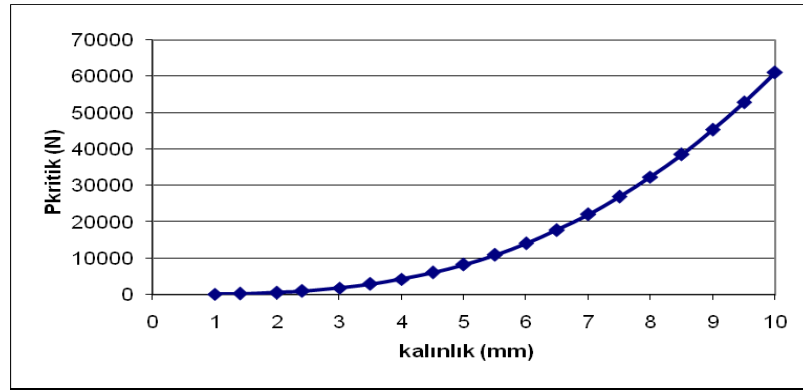
6.2. Kalınlığın Burkulma Yüküne Etkisi

Örgü takviyeli E-cam lifi/epoksi tabakalı kompozit malzemede kalınlığın burkulma yüküne etkisini incelemek için 6 tabakalı 1.4 mm kalınlığında ve 10 tabakalı 2.4 mm kalınlığında iki numune hazırlanmıştır. L boyu 100 mm, W genişliği 20 mm' dir. Deneysel ve nümerik olarak elde

edilen burkulma yükleri Tablo 6.3' de görülmektedir. Şekil 6.6' da ise farklı kalınlıklar için nümerik olarak bulunan P_{kritik} yükleri görülmektedir. Sonuç olarak kalınlığın artması ile kritik yükte belirgin bir artış olduğu söylenebilir.

Tablo 6.3. Kalınlığın kritik burkulma yüküne etkisi.

Kalınlık (mm)	Tabaka Sayısı	P_{kritik} DENEYSEL (N)	SHELL91	
			P_{kritik} (N)	% Fark
1,4	6	223	184,66	- 17,19
2,4	10	905	926,49	2,37



Şekil 6.6. Farklı kalınlıklar için nümerik olarak bulunan P_{kritik} burkulma yükü.

6.3. Delamination Hasarlı Çapraz Katlı E-cam Lifi/Epoksi Kompozit Malzemelerde Delamination Boyutunun Kritik Burkulma Yüküne Etkisi

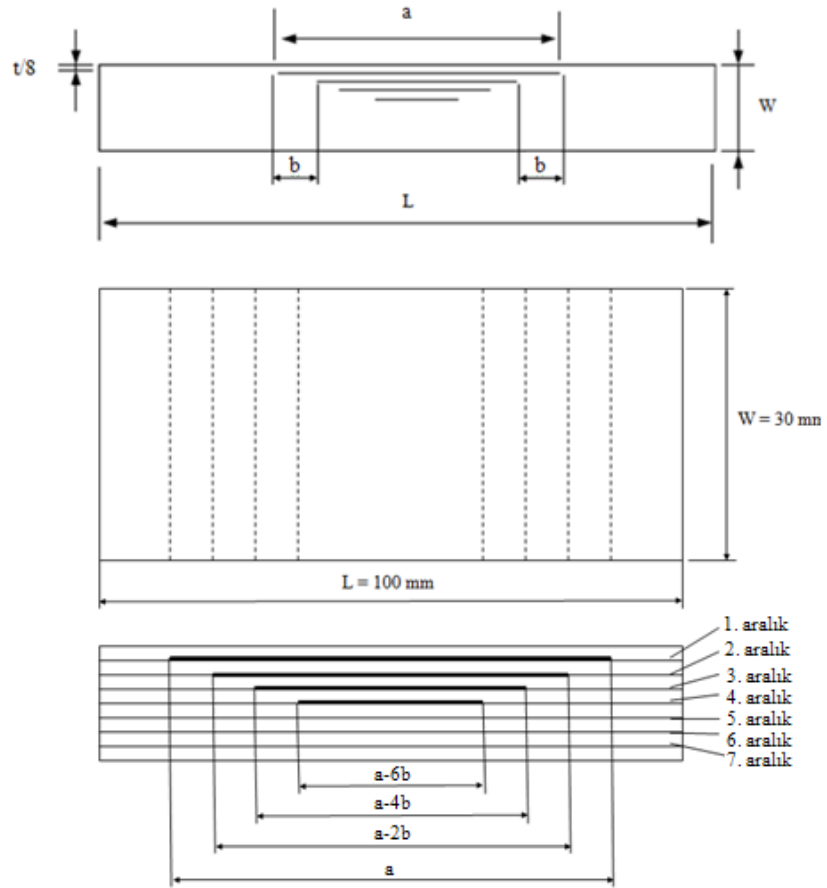
Bu tezde düşük hızlı darbe yüküne maruz kalmış bir kompozit malzemede oluşan delamination hasarı incelenmektedir. Darbe sonrası en büyük delamination en alt tabakada olmak üzere, her aralıkta delamination uzunluğu azalmaktadır.



Şekil 4. 5. (tekrar) Düşük hızlı darbe yüküne maruz kalmış tabakalı kompozit malzeme.

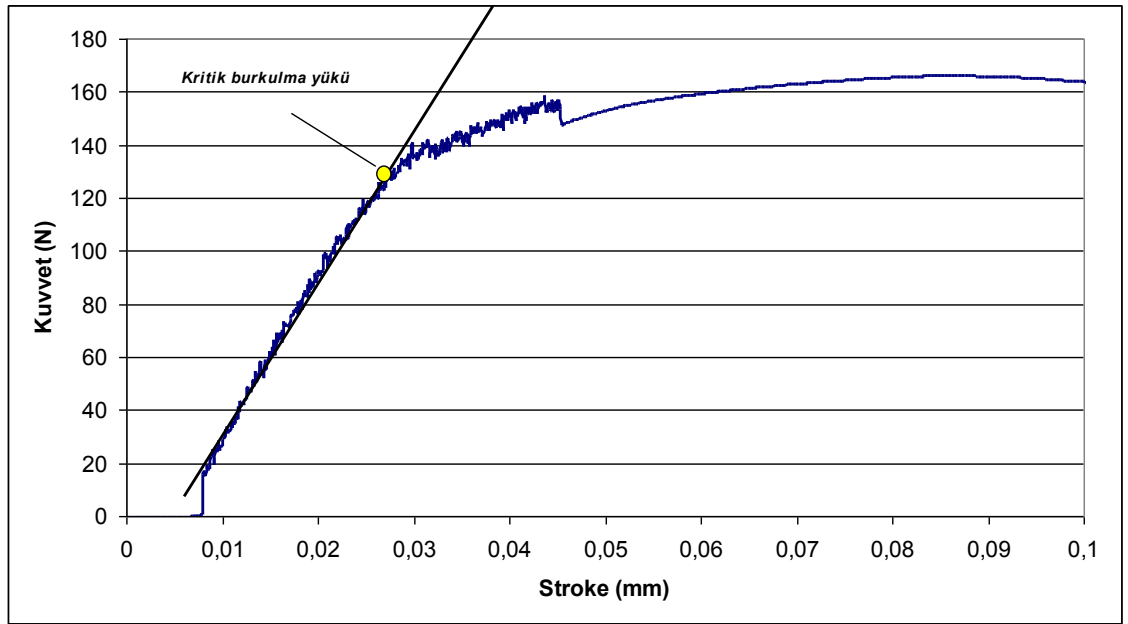
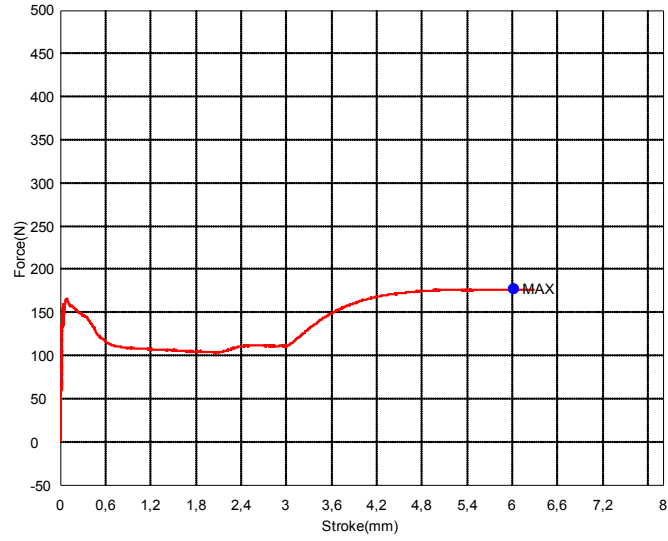
Delamination hasarlı kompozit malzemenin burkulma davranışını incelemek için, kompozit malzeme imalatında tabakalar arasına 0.1 mm kalınlığında teflon film konularak çatlaklar oluşturulmuştur. Deneylerde 8 tabakalı $[0^0,90^0,0^0,90^0]_s$ tabaka dizilimine sahip çapraz katlı kompozit malzeme kullanılmaktadır. 7 aralıktan 4' ünde delamination hasarı oluşturulmuştur. En büyük delamination en alttaki aralıkta oluşturulmuş, diğer aralıklarda gittikçe küçülmektedir.

Yapılan bütün deneylerde numune uzunluğu $L = 100$ mm ve numune genişliği $W = 30$ mm' dir. Şekil 4.6' da görüldüğü gibi 8 katlı kompozit numunenin 1. aralığında delamination uzunluğu a olmak üzere 2. aralıkta delamination uzunluğu $(a-2b)$, 3. aralıkta $(a-4b)$, 4. aralıkta delamination uzunluğu $(a-6b)$ olarak seçilmiştir. 5, 6 ve 7. aralıklarda delamination yoktur. İlk olarak 1. tabaka aralığındaki delamination uzunluğu a değeri değiştirilerek $b=3$ mm' de sabit tutulmuştur.



Şekil 4. 6. (tekrar) Delemination hasarlı deney numunesi.

Deneylerden elde edilen kuvvet yer değiştirme diyagramı Şekil 6.7' de görülmektedir. Kritik burkulma yükü olarak maksimum yük alınmamıştır. Kritik burkulma yükü eğrinin Hooke doğrusundan ayrıldığı nokta olarak alınmıştır.

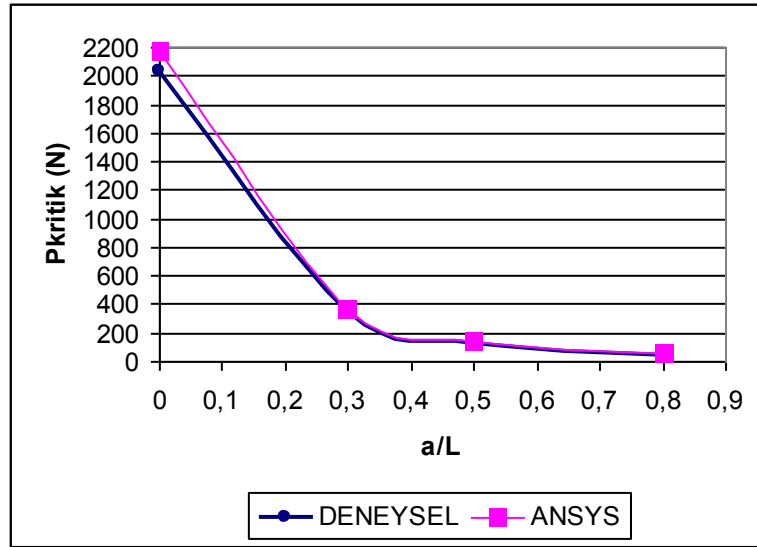


Şekil 6.7. Deneylemlerden elde edilen kuvvet yer değıştirme diyagramı.

Delamination uzunluğu a' nın değışmesi ile kritik yükün değışimi Tablo 6.4 ve Şekil 6.8 de görölmektedir. Bu çalışmada bütün nümerik değler, deneysel değlerden büyük çıkmıştır. Nümerik çalışmada delamination hasarının modellenmesi için üç boyutlu SOLİD46 elemanı kullanılmıştır. Sonuçlara göre delamination hasarı kritik yükte çok belirgin bir düşüşe yol açmaktadır. a' nın artması ile kritik yükte önemli derecede azalma olmaktadır.

Tablo 6.4. Delamination uzunluğunun kritik yüke etkisi.

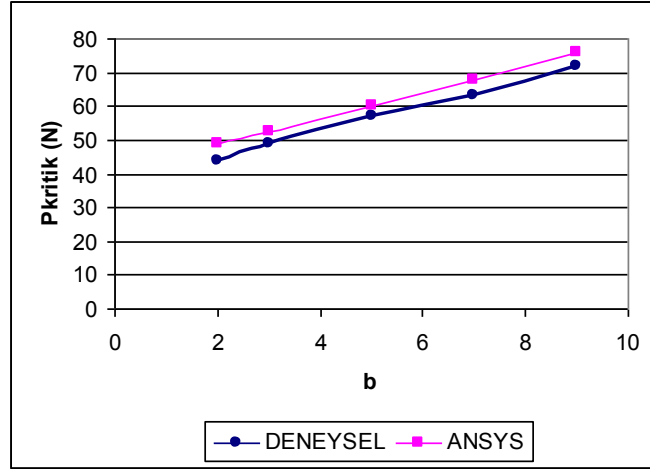
a (mm)	b (mm)	DENEYSEL P_{kritik} (N)	NÜMERİK P_{kritik} (N)	% FARK
0	3	2029	2172,33	7,06
30	3	349	368,78	5,66
50	3	130	140,08	7,75
80	3	49	52,54	7,22

**Şekil 6.8.** Delamination uzunluğunun kritik yüke etkisi.

İkinci çalışma olarak, ilk tabaka aralığındaki delamination uzunluğu $a = 80$ mm' de sabit tutularak b değiştirilmiştir. Yani ilk aralıktta hep 80 mm'lik delaminasyon varken 2,3 ve 4. aralıktaki delamination boyutları değiştirilmiştir. b ' deki değişimin kritik burkulma yükünü önemli derecede değiştirmediği Tablo 6.5 ve Şekil 6.9' da görülmektedir. Sonuç olarak düşük hızlı darbe hasarı sonrası en alt tabakada oluşan en büyük delamination, P_{kritik} kritik burkulma yükünü etkileyen en önemli etkidir.

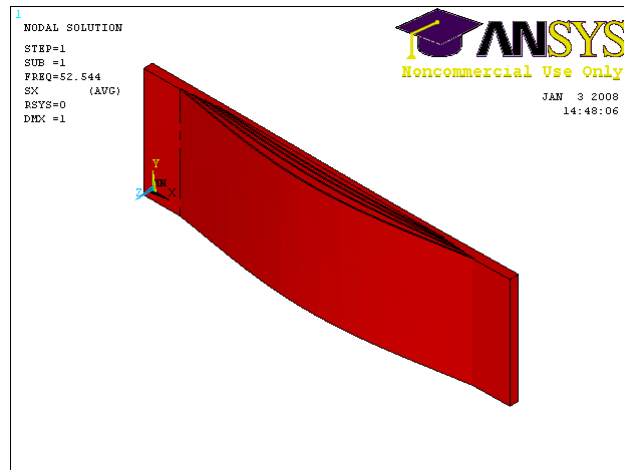
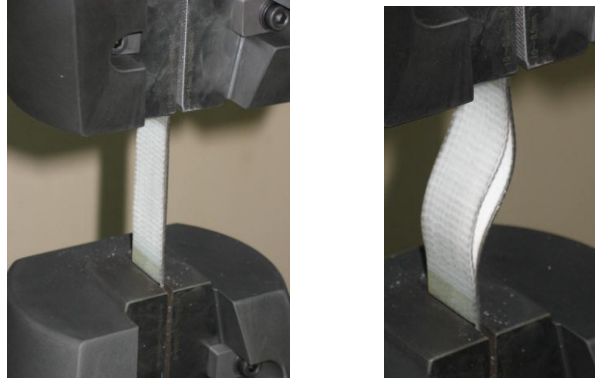
Tablo 6.5. b 'nin kritik yüke etkisi.

b (mm)	a (mm)	DENEYSEL P_{kritik} (N)	NÜMERİK P_{kritik} (N)	% FARK
2	80	44	49,03	5,03
3	80	49	52,54	7,22
5	80	57	60,08	5,4
7	80	63	68,00	7,94
9	80	72	75,76	5,22

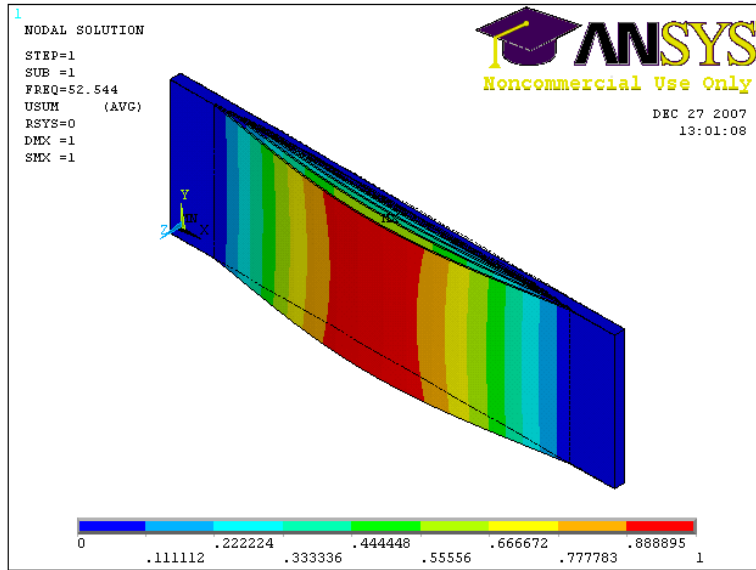
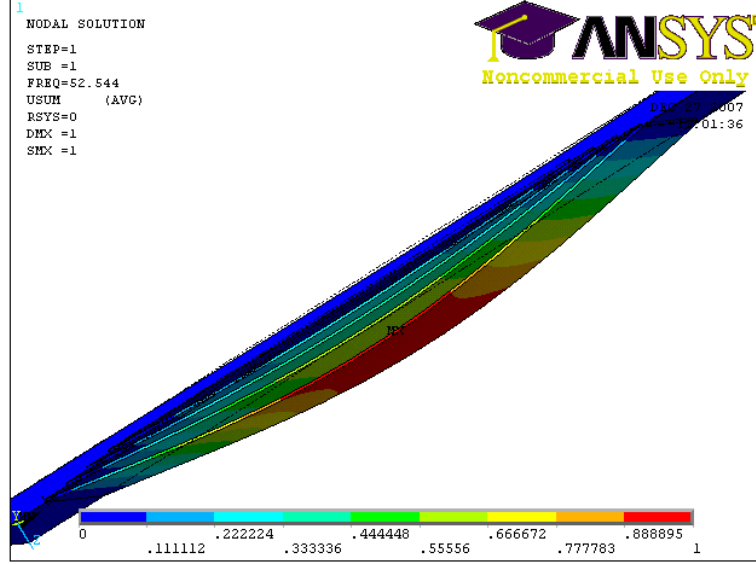


Şekil 6.9. b'nin kritik yüke etkisi.

Burkulmuş tabakalı kompozit numune ise Şekil 6.10' da görülmektedir. Tabakalı kompozitlerdeki yer değiştirme Şekil 6.11' de görülmektedir.



Şekil 6.10. Burkulmuş delaminationlı kompozit numune.



Şekil 6.11. Burkulmuş delaminationlı kompozit numunenin yer değiştirmesi.

BÖLÜM VII

7. YORUMLAR

Bu çalışmada, üzerinde delik bulunan örgü fiber takviyeli, E-cam lifi/epoksi tabakalı kompozit plakaların ve delamination hasarı bulunan $[0^0, 90^0, 0^0, 90^0]_s$ tabakalı kompozit plakaların kritik burkulma yükleri deneysel ve nümerik olarak belirlenmiştir. Deneysel çalışmada, 8 katlı, tabaka dizilimi $[0^0/90^0/0^0/90^0/90^0/0^0/90^0/0^0]$ olan tabakalı kompozit malzemenin ilk dört katına farklı boyutlarda 0.1 mm kalınlığında PTFE teflon film konularak delamination hasarı oluşturulmuş, delamination yani tabaka ayrışması boyutunun kritik burkulma yüküne etkisi incelenmiştir ve tabaka ayrışması olmayan tabakalı kompozit malzemenin kritik burkulma yükü ile mukayese edilmiştir. Deneyler farklı tabaka ayrışması uzunluğuna sahip numuneler için tekrarlanmıştır. Ayrıca 6 katlı örgü fiber takviyeli tabakalı kompozit malzeme üzerine dairesel delikler açılarak kritik burkulma yükleri bulunmuştur. Deneyler farklı E/D (delik merkezinin levhanın üst kenarına uzaklığı/delik çapı) oranları ve farklı D/W (delik çapı/levha genişliği) oranları için tekrarlanmış ve kritik burkulma yükleri bulunmuştur. Farklı tabaka kalınlığına sahip kompozit levhalar için de kalınlık etkisi incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekilde özetlenebilir:

- Delik çapı arttıkça kritik burkulma yükü azalmaktadır.
- En büyük kritik burkulma yükü E/D' nin 1 olduğu durumda, yani kenara en yakın (10 mm) olduğu yerde çıkmıştır. Kenardan uzaklaştıkça P_{kritik} azalmaktadır ve E/D = 3 olduğu zaman yani kenardan 30 mm uzaklıkta iken en küçük P_{kritik} yükü bulunmuştur. 3'ten sonra E/D oranı arttıkça P_{kritik} artmaktadır. Sonuç olarak tabakalı kompozitlerde delik kenara yakın yerleştirilirse burkulma açısından daha mukavemetli olacaktır.
- Kalınlığın artması ile kritik yükte belirgin bir artış olmaktadır.
- Delamination boyu a' nın artması ile kritik yükte önemli derecede azalma olmaktadır.
- Düşük hızlı darbe hasarı sonrası en alt tabakada oluşan en büyük delamination, kritik burkulma yükünü etkileyen en önemli etkidir.

BÖLÜM VIII

KAYNAKLAR

- Alnak Y., 2007**, Fiber Takviyeli Kompozit Malzemelerde Interlaminar Kayma Gerilmelerinin Nümerik Analizi ve Dört Noktadan Eğme Testi İle Interlaminar Kayma Mukavemetinin Belirlenmesi, Cumhuriyet Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Bölümü Yüksek Lisans Tezi, Sivas.
- Anil V., Upadhyay C.S., Iyengar N.G.R., 2007**, Stability Analysis of Composite Laminate With and Without Rectangular Cutout Under Biaxial Loading, Composite Structures, C. 80, s. 92–104.
- ANSYS, 2007**, Theory and Referans Manuel.
- Arıcan M. L., 2003**, Uçak Sanayiinde Kullanılan Kompozit Malzemeler, Kocaeli Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü Bitirme Projesi, Kocaeli.
- Arman Y., Zor M., Aksoy S., 2006**, Determination of Critical Delamination Diameter of Laminated Composite Plates Under Buckling Loads, Composites Science and Technology, C. 15, s. 2945-2953.
- Aslan Z., 2002**, Behavior of Laminated Composite Structures Subjected to Low Velocity Impact, Doktora Tezi, Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir.
- ASTM Standards and Literature References For Composite Materials, 1990**, Standard Test Method For Tensile Properties of Fiber Recin Composites D3039-76, American Society For Testing And Materials, Philldelpia, PA.
- Cappello F., Tumino D., 2006**, Numerical Analysis of Composite Plates With Multiple Delaminations Subjected to Uniaxial Buckling Load, Composites Science and Technology C. 66, s. 264–272.
- Daniel I. M., Ishai O., 1994**, Engineering Mechanics of Composite Materials, Oxford University Pres, NewYork.
- Darvizeh M., Darvizeh A., Ansari R., Sharma C.B., 2004**, Buckling Analysis of Generally Laminated Composite Plates (Generalized Differential Quadrature Rules Versus Rayleigh–Ritz method), Composite Structures, C. 63, s. 69–74.
- Ghannadpour S.A.M., Najafi A., Mohammadi B., 2006**, On the Buckling Behavior of Cross-ply Laminated Composite Plates Due to Circular/Elliptical Cutouts, Composite Structures, C. 75, s. 3–6.
- Guo S.J., 2006**, Stress Concentration and Buckling Behaviour of Shear Loaded Composite Panels With Reinforced Cutouts, Composite Structures, C. 1, s. 1-9.
- Hilburger M. W., Starnes Jr. H., 2005**, Buckling Behavior of Compression-Loaded Composite Cylindrical Shells With Reinforced Cutouts, International Journal of Non-Linear Mechanics, C. 40, s. 1005 – 1021.
- Hwang S., Liu G., 2001**, Buckling behaviour of composite laminates with multiple delaminations under uniaxial compression, Composite Structures, C. 53, s. 235-243.
- Jones. R. M., 1998** Mechanics of Composite Materials, Institute of Technology Southern Methodist University, Dallas, Texas.
- Kaya S., Yapıcı A., 2003**, Dik Katlı Tabakalanmış Dairesel Delikli Kompozit Levhalarda Mekanik Ve Termal Burkulma Analizi, Dokuz Eylül Üniversitesi Fen ve Mühendislik Dergisi, C. 5, Sayı 2, s. 37-45.
- Kazanç V., 2002**, Kompozit Malzemeler ve Mekanik Özellikleri, Süleyman Demirel Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü Bitirme Projesi, Isparta.
- Madhusudhana R. P., Dongwei Shu, 2007**, Buckling of Composite Beams With Two Non-overlapping Delaminations: Lower And Upper Bounds, International Journal of Mechanical Sciences, C. 49, s. 793–805.
- Madhusudhana R.P., Dongwei Shu, 2005**, Buckling Analysis of Two Layer Delaminated Beams With Bridging, European Journal of Mechanics A: Solids, C. 25, s. 834-853.
- Pariltı R., 1995**, Polyester, Cam Lifihelisel Sarılı Kompozit Çubuk İmalatı ve Mukavemet Özelliklerinin Saptanması, Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü, Bitirme Projesi, İzmir.

- Pekbey Y., Özdamar A., Sayman O., 2005**, Effect of Fiber Orientation Angle to Buckling Load in Composite Materials, Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü, Doktora Tezi, İzmir.
- Pekbey Y., 2005**, Buckling of Economical Composite Bars, Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü, Doktora Projesi, İzmir.
- Rasheed A. H., Tassoulas J.L., 2001**, Delamination growth in long composite tubes under external pressure, International Journal of Fracture, C. 108, s. 1–23.
- Reddy. J. N., 1997**, Mechanics of Laminated Composite Plates Theory and Analysis, CRC, Pres, Newyork.
- Sayman O., Aksoy S., 1995**, Kompozit Malzemeler, Bornova, İzmir.
- Short G.J., Guild F.J., Pavier M.J., 2001**, The Effect of Delamination Geometry on the Compressive Failure of Composite Laminates, Composites Science and Technology, C. 61, s. 2075–2086.
- Tanır O., 1997**, Termoplastik Kompozitlerin İmalı ve Mekanik Özelliklerinin Bulunması, Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü, Bitirme Projesi, İzmir.
- Tımarcı T., Aydogdu M., 2005**, Buckling of Symmetric Cross-ply Square Plates With Various Boundary Conditions, Composite Structures, C. 68, s. 381–389.
- Vaziri A., 2006**, On the Buckling of Cracked Composite Cylindrical Shells Under Axial Compression, Composite Structures, C. 1, s. 152-158.
- Veres I. A., Kollari L.P., 2001**, Buckling of Rectangular Orthotropic Plates Subjected to Biaxial Normal Forces, Journal of Composite Materials, C 35, s. 1-7.
- Wang X.W., Pont-Lezica I., Harris J.M., Guild F.J., Pavier M.J., 2005**, Compressive Failure of Composite Laminates Containing Multiple Delaminations, Composites Science and Technology, C. 65, s. 191–200.
- Wee Y. C., Boay C. G., 2007**, Analytical and Numerical Studies on the Buckling of Delaminated Composite Beams, Composite Structures, C. 80, s. 307–319.
- Web 1.** <http://www.hho.edu.tr/huten/2003-2004%20SEMİNER%20INTERNET/UGUR%20ER/UGUR%20ER%5BWORD%5D.pdf>.
- Web 2.** http://www.teknolojikarastirmalar.com/e-egitim/yapi_malzemesi/icerik/kompozit.htm#KOMPOZİT%20MALZEMELER.
- Web 3.** http://tr.wikipedia.org/wiki/Kompozit_malzemeler.
- Web 4.** <http://www.argeportal.com/content/view/36/90>.
- Yazıcı M., Özcan R., Ülkü S., 2003**, Buckling of Composite Plates With U-shaped Cutouts Journal of Composite Materials, C. 37, N. 24.
- Zhong H., Gu C., 2007**, Buckling of symmetrical cross-ply composite rectangular plates under a linearly varying in-plane load, Composite Structures, C. 80, s. 42-48.
- Zor M., Şen F., Toygar M.E., 2005**, An Investigation of Square Delamination Effects on the Buckling Behavior of Laminated Composite Plates With a Square Hole by Using Three-Dimensional FEM Analysis, Journal of Reinforced Plastics and Composites, C. 24, s. 11.

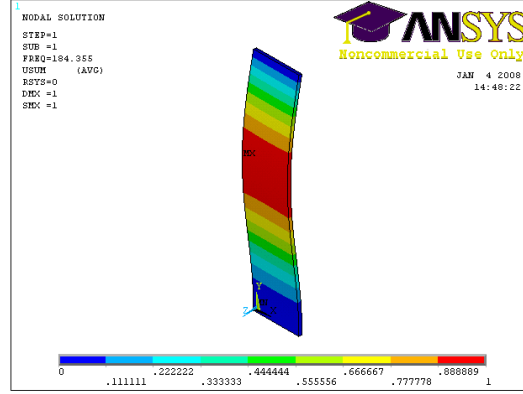
BÖLÜM IX

ÖZGEÇMİŞ

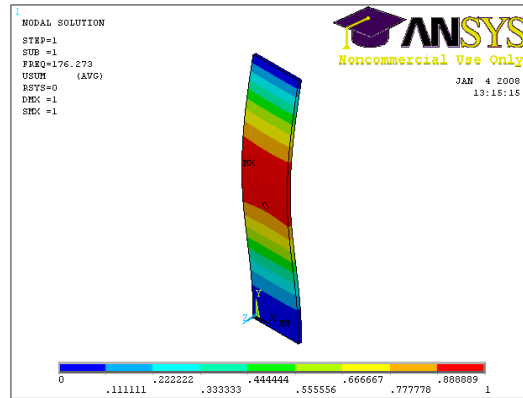
1979 yılında Sivas' ta doğdu. İlk ve orta öğrenimini Sivas'ta tamamladıktan sonra 2001 yılında Cumhuriyet Üniversitesi Mühendislik Fakültesi'nden Makine Mühendisi unvanıyla mezun oldu. 2002 yılında TSE - Sojuztest metroloji ve kalibrasyon merkezinde kalibrasyon uzmanı olarak göreve başladı. Şu anda hala TSE - Sojuztest metroloji ve kalibrasyon merkezindeki görevine laboratuvar sorumlusu olarak devam etmektedir.

BÖLÜM X

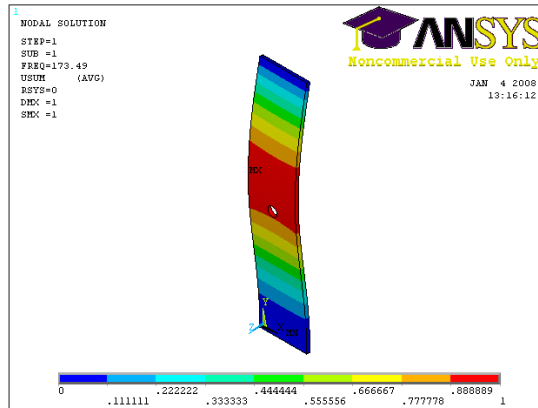
EKLER



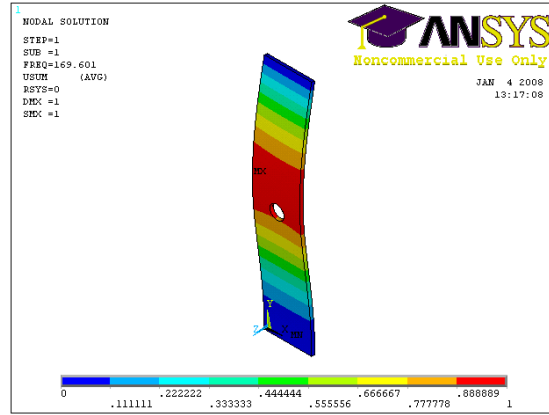
Şekil 10.1. $D/W = 0$ için kritik burkulma yükü.



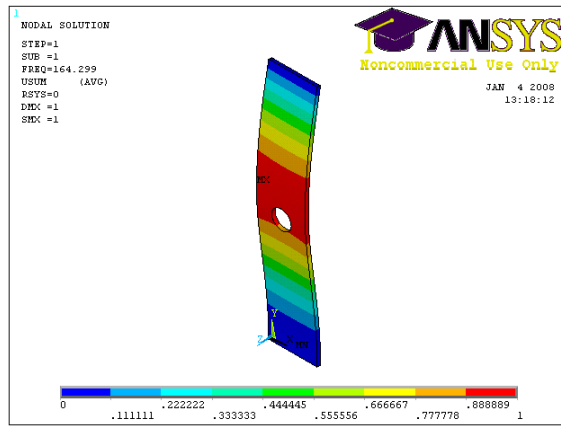
Şekil 10.2. $D/W = 0.1$ için kritik burkulma yükü.



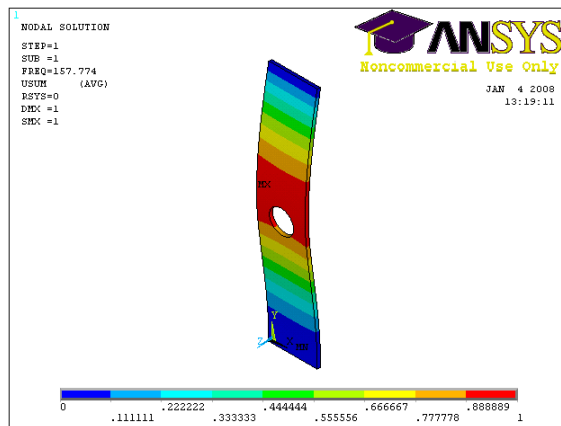
Şekil 10.3. $D/W = 0.2$ için kritik burkulma yükü.



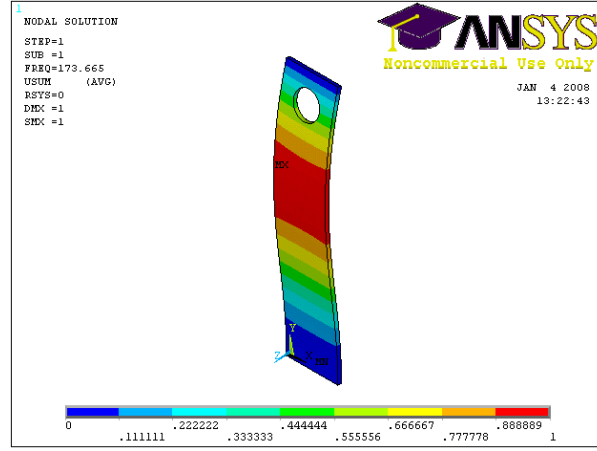
Şekil 10.4. $D/W = 0.3$ için kritik burkulma yükü.



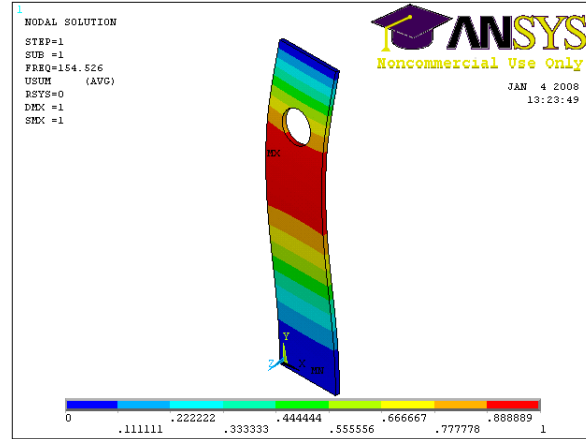
Şekil 10.5. $D/W = 0.4$ için kritik burkulma yükü.



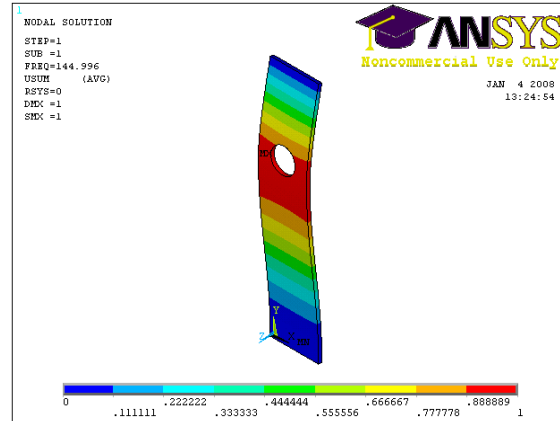
Şekil 10.6. $D/W = 0.5$ için kritik burkulma yükü.



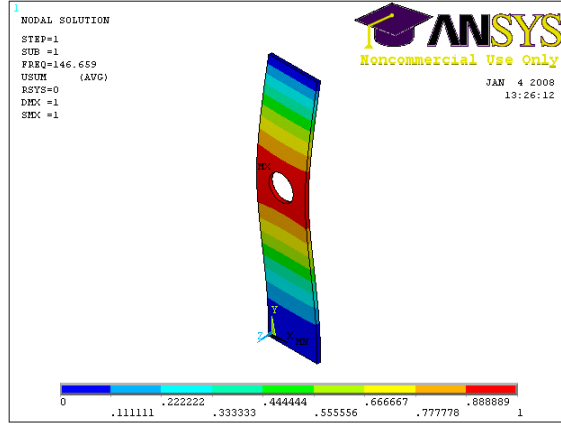
Şekil 10.7. $E/D = 1$ için kritik burkulma yükü.



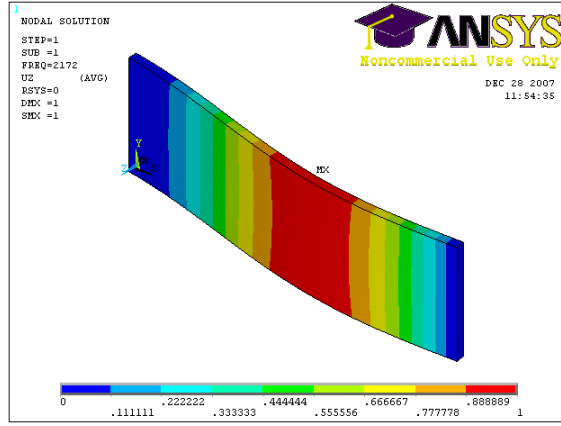
Şekil 10.8. $E/D = 2$ için kritik burkulma yükü.



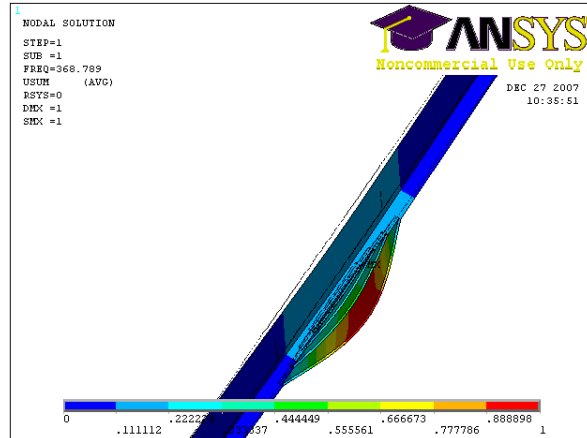
Şekil 10.9. $E/D = 3$ için kritik burkulma yükü.



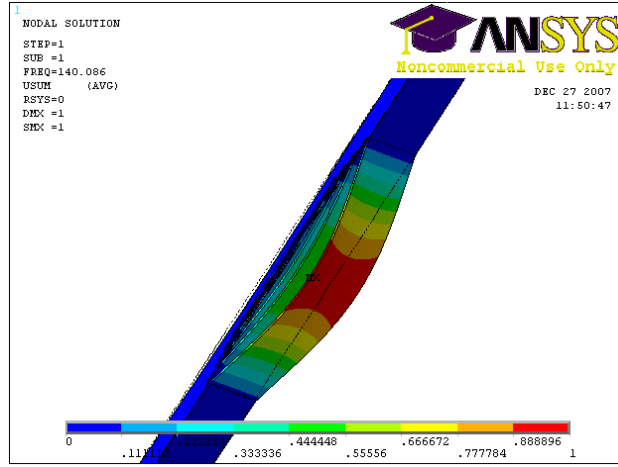
Şekil 10.10. $E/D = 4$ için kritik burkulma yükü.



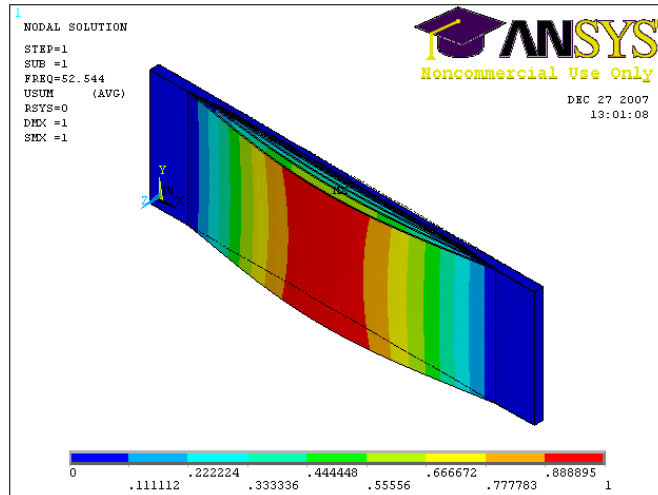
Şekil 10.11. Delaminasyonsuz numune için kritik burkulma yükü.



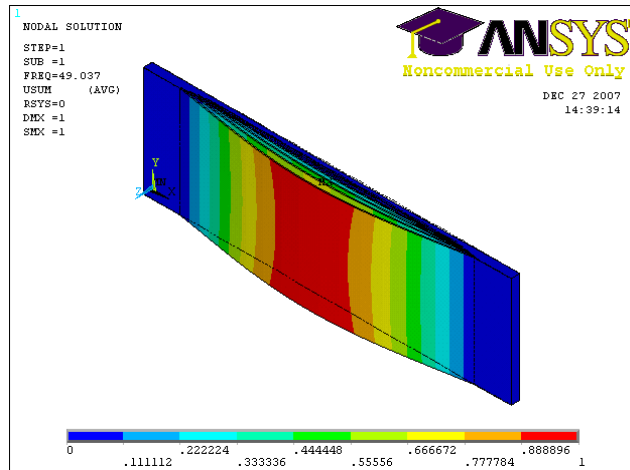
Şekil 10.12. $a = 30$ mm, $b = 3$ mm için kritik burkulma yükü.



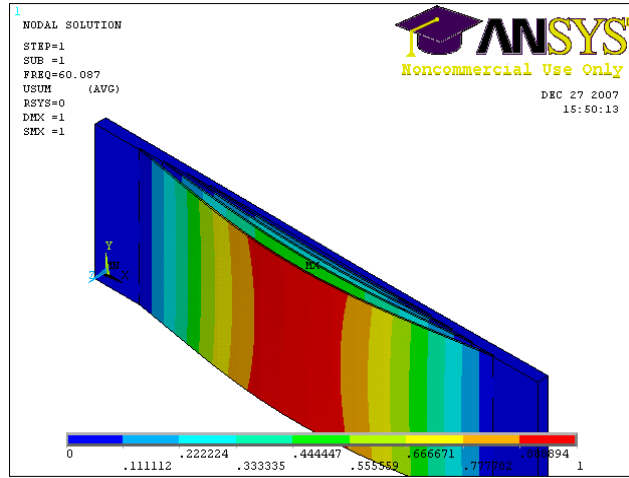
Şekil 10.13. $a = 50$ mm, $b=3$ mm için kritik burkulma yükü.



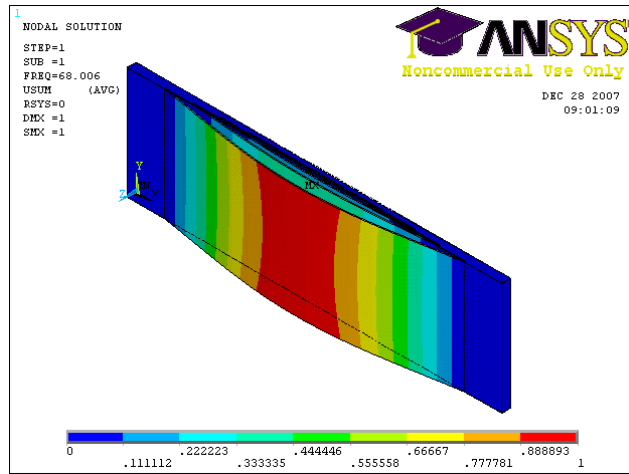
Şekil 10.14. $a = 80$ mm, $b=3$ mm için kritik burkulma yükü.



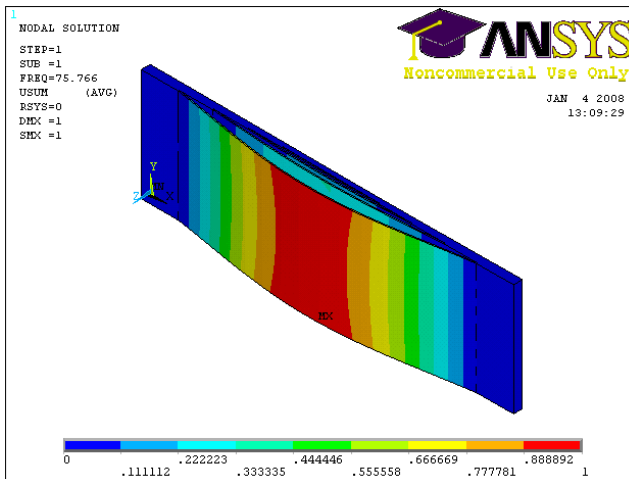
Şekil 10.15. $a = 80$ mm, $b=2$ mm için kritik burkulma yükü.



Şekil 10.16. $a = 80$ mm, $b=5$ mm için kritik burkulma yükü.



Şekil 10.17. $a = 80$ mm, $b=7$ mm için kritik burkulma yükü.



Şekil 10.18. $a = 80$ mm, $b=9$ mm için kritik burkulma yükü.