

**T.C.
HİTİT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**KOMPOZİT, DELİKLİ KARE LEVHALARDA İKİ
YÖNLÜ YÜKLEME ALTINDA MEKANİK
BURKULMALARININ İNCELENMESİ**

ERSİN TOPAL

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**DANIŞMAN
YRD.DOÇ.DR. ALİ KURŞUN**

**HAZİRAN 2014
ÇORUM**

Ersin TOPAL tarafından hazırlanan KOMPOZİT, DELİKLİ KARE LEVHALARDA İKİ YÖNLÜ YÜKLEME ALTINDA MEKANİK BURKULMALARININ İNCELENMESİ adlı bu tez çalışması 03.07.2014 tarihinde aşağıdaki jüri üyeleri tarafından oy birliği / ~~oy çokluğu~~ ile Hitit Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

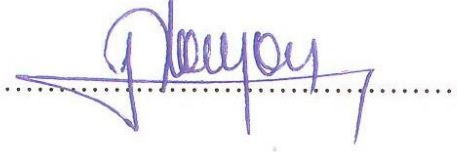
Prof.Dr. Halil AYKUL



Yrd.Doç.Dr. Ali KURŞUN



Yrd.Doç.Dr. Mustafa YILDIRIM



Hitit Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun 23/07/2014 tarih ve 2014/02 sayılı kararı ile Ersin TOPAL'ın Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda Yüksek Lisans alması onanmıştır.



Prof. Dr. Ali KILIÇARSLAN

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada orjinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.


Ersin TOPAL

KOMPOZİT DELİKLİ KARE LEVHALARDA İKİ YÖNLÜ YÜKLEME ALTINDA MEKANİK BURKULMALARININ İNCELENMESİ

Ersin TOPAL

HİTİT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Haziran 2014

ÖZET

Bu çalışmada, delik çapının, cam elyaf takviyeli tabakalı kompozit kare plakaların burkulma davranışlarına etkisi deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Test örneği için, E cam / epoksi simetrik - sekiz katlı kompozit İzoreel Şirketinde elle yatırma tekniği ile imal ettirildi ve sonrasında plakaya farklı delik çaplarında delikler açıldı. Plakaların deneysel kritik burkulma yükleri alt ve üst kenarlarından sıkılarak bulunmuştur ve sonuçlar sayısal analizden elde edilen sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Tabakalı kompozit plakaların kritik burkulma yüklerini belirlemek için ANSYS 10[®] sonlu eleman analiz programı kullanılarak farklı delik çaplarını içeren tasarımlar yapıldı. Farklı delik çapları ve fiber yönelimleri için yapılmış olan sayısal analiz sonuçları gösteriyor ki, farklı delik çapı değeri ve farklı fiber yönelimleri ayrıca bu kritik yükleri etkilemektedir, kritik burkulma yüklerinde meydana gelen önemli bir düşüş olduğu görülmüştür.

Anahtar Kelimeler : Kompozit plakalar, mekanik burkulma, delik etkileri, fiber yönelimleri, sonlu eleman yöntemi

INVESTIGATION OF MECHANICAL BUCKLING UNDER LOAD AT THE TWO DIRECTIONAL ON COMPOSITE PERFORATED SQUARE PLATES

Ersin TOPAL

HITIT UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

June 2014

ABSTRACT

In this study, the effects of hole diameter on buckling behavior of glass fiber reinforced laminated composite square plates have been investigated experimentally and numerically. For the test specimen, E-glass/epoxy symmetric-ply composite with eight plies were manufactured at Izoreel Company by using hand lay-up technique, and after the plate were drilled different hole diameter. The experimental critical buckling loads of plates have been found by clamping from bottom and upper edges and then these results have been compared with the results obtained from the numerical analyses. The determination of the critical buckling loads for laminated composite plates contain different hole diameter has been intended by using ANSYS 10[®] finite element analysis program. The results show that, the numerical analyses for different hole diameters and fiber orientations have been done and it has been seen that the important decreases occur in the critical buckling loads after a certain value of the hole diameter and the different fiber orientations also effect to these critical loads.

Key Words : Composite plates, mechanical buckling, hole effects, fiber orientations, finite element analysis

TEŐEKKÖR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocam Prof. Dr. Halil AYKUL'a, tez çalıőmasına beraber baőladıęım ve Şu an rahmetle andığım hocam Yrd.Doç.Dr. Sami KAYA'ya, tez çalışması boyunca bilgi ve tecrübesiyle sabırla destek veren tez danıőmanı hocam Yrd.Doç.Dr. Ali KURŞUN'a, laboratuvar çalıőmalarımda yardımını esirgemeyen Arő.Gör. Emre KARA'ya ve manevi desteğiyle beni hiçbir zaman yalnız bırakmayan eőim Çiğdem TOPAL'a teőekkürü bir borç bilirim.

Ersin TOPAL

İÇİNDEKİLER**Sayfa**

ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELER DİZİNİ	xii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xvii
RESİMLER DİZİNİ.....	xvii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xviii
1.GİRİŞ	1
2. KOMPOZİT MALZEMELER.....	5
2.1. Kompozit Malzemelerin Tanımı	5
2.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması.....	6
2.2.1. Elyafli kompozitler.....	6
2.2.2. Parçacıklı kompozitler.....	7
2.2.3. Tabakalı kompozitler.....	7
2.2.4. İleri kompozitler	7
2.3. Kompozit Malzeme Üretiminde Kullanılan Malzemeler.....	8
2.3.1. Matris malzemeleri.....	8
2.3.1.1. Epoksi reçine matrisler	9
2.3.1.2. Polyester reçine matrisler	10
2.3.1.3. Vinylester reçine matrisler	10
2.3.1.4. Fenolik reçine matrisler	10

2.3.1.5. Silikon reçineler.....	11
2.3.1.6. Metal matrisler.....	11
2.3.2. Elyaf lar	11
2.3.2.1. Cam lifleri.....	13
2.3.2.2. Asbest lifleri	13
2.3.2.3. Çelik teller	14
2.3.2.4. Karbon lifleri	14
2.3.2.5. Aromid lifler	15
2.3.2.6. Bor lifleri	15
2.3.2.7. Silisyum karbür lifleri.....	15
2.4. Kompozit Malzemelerin Üretim Metodları.....	16
2.4.1. Elle yatırma	16
2.4.2. Püskürtme.....	16
2.4.3. Elyaf sarma.....	17
2.4.4. Reçine transfer kalıplama.....	18
2.4.5. Profil Çekme	18
2.4.6. Hazır kalıplama	19
2.4.7. Enjeksiyon kalıplama	20
2.4.8. Vakum torbalama	21
2.4.9. Otaklav	21
2.4.10. Karıştırmalı döküm yöntemi	22
2.5. Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları	23
2.6. Kompozit Malzemelerin Uygulama Alanları	25
2.6.1. Havacılık sanayi	25

2.6.2. Denizcilik sanayi	26
2.6.3. Sağlık.....	26
2.6.4. Spor araçları	26
2.6.5. Korozyona dayanıklı ürünler.....	27
2.6.6. Ulaşım	27
2.6.7. Otomotiv.....	28
2.6.8. Müzik aletleri	28
2.6.9. Yapı sektörü	28
3. KOMPOZİTLERİN MEKANİK ANALİZİ	29
3.1. Anizotropik Malzemeler İçin Gerilme – Şekil Değiştirme Bağıntıları	29
3.2. Kompozit Malzemelerde Hooke Sabitlerinin Bulunması	30
3.2.1. E_1 ‘in bulunuşu	31
3.2.2. E_2 ‘in bulunuşu	32
3.2.3. ν_{12} ‘in bulunuşu.....	33
3.2.4. G_{12} ‘in bulunuşu.....	35
3.3. Ortotropik Malzemelerde Gerilmeler	36
4. DELİKLİ LEVHALARDA BURKULMA ANALİZİ.....	42
4.1. Matematiksel Formülasyon	42
4.2. Sonlu Eleman Analizi.....	44
5. ANSYS PROGRAMI İLE MODELLEME VE ANALİZ	49
5.1. Analiz Tipinin Belirlenmesi	49
5.2. Eleman Tipi ve Özelliklerinin Belirlenmesi.....	50
5.3. Malzeme Özelliklerinin Belirlenmesi	52
5.4. Modelin Oluşturulması.....	53

5.5. Elemanlara Ayırma.....	53
5.6. Sınır Şartlarının ve Yüklemenin Tanımlanması.....	54
5.7. Çözüm	56
5.8. Sonuçların Okunması	59
6. MATERYAL VE DENEYSEL ÇALIŞMA.....	60
6.1. Materyal.....	60
6.2. Deneysel Çalışma	65
7. ANALİZLER	67
7.1. Deneysel Çalışmanın Grafikleri ve ANSYS Analiz Sonuçları	67
8. SONUÇ	89
KAYNAKLAR	90
ÖZGEÇMİŞ	93

ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 6. 1. Deney numunelerinin mekanik özellikleri.....	60
Çizelge 7. 1. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 0 mm- Deliksiz Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	68
Çizelge 7. 2. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 10 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	69
Çizelge 7. 3. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 20 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	70
Çizelge 7. 4. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 30 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	71
Çizelge 7. 5. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 40 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	72
Çizelge 7. 6. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 0 mm- Deliksiz Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması.....	73
Çizelge 7. 7. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 10 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	74
Çizelge 7. 8. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 20 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	75
Çizelge 7. 9. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 30 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	76
Çizelge 7. 10. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 40 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	77
Çizelge 7. 11. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 0 mm- Deliksiz Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	78
Çizelge 7. 12. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 10 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	79

Çizelge	Sayfa
Çizelge 7. 13. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 20 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	80
Çizelge 7. 14. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 30 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	81
Çizelge 7. 15. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 40 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	82
Çizelge 7. 16. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 0 mm- Deliksiz Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	83
Çizelge 7. 17. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 10 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	84
Çizelge 7. 18. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 20 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	86
Çizelge 7. 19. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 30 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	87
Çizelge 7. 20. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 40 mm- Delikli Levhadaki Deney ve Ansys Analizlerinin Karşılaştırılması	88

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil	Sayfa
Şekil 2. 1. Elle yatırma yöntemi.....	16
Şekil 2. 2. Püskürtme yöntemi	17
Şekil 2. 3. Elyaf sarma makinesi.....	17
Şekil 2. 4. Reçine transfer kalıplama yöntemi	18
Şekil 2. 5. Profil çekme yöntemi.....	19
Şekil 2. 6. Hazır kalıplama yöntemi.....	20
Şekil 2. 7. Enjeksiyon kalıplama yöntemi.....	20
Şekil 2. 8. Vakum torbalama sistemi	21
Şekil 2. 9. Otaklav kazanı	22
Şekil 2. 10. Vorteks döküm yöntemi.....	23
Şekil 3. 1. Kompozit malzemenin takviye doğrultusunda çekilmesi.....	31
Şekil 3. 2. Kompozit malzemenin takviye doğrultusuna dik yönde çekilmesi	33
Şekil 3. 3. Kompozit malzemeye kayma gerilmesinin uygulanması	34
Şekil 3. 4. Kompozit malzemede toplam kayma deformasyonun gösterilişi.....	34
Şekil 3. 5. Koordinat eksenleriyle, asal eksenler arasındaki ilişki.....	37
Şekil 3. 6. Eksenlerin θ açısı kadar dönmesi halinde σ_1 gerilmesi.....	37
Şekil 3. 7. Eksenlerin θ açısı kadar dönmesi halinde σ_2 gerilmesi.....	38
Şekil 3. 8. Genel ortotropik levha	38
Şekil 4. 1. Levhanın dik koordinatlarda gösterilmesi ve yükleme şekli	42
Şekil 5. 1. Ansys paket programında analiz tipinin belirlenmesi.....	49
Şekil 5. 2. Eleman tipinin belirlenmesi	50
Şekil 5. 3. Kompozit malzemenin tabaka sayısının belirlenmesi.....	51

Şekil	Sayfa
Şekil 5. 4. Kompozit malzemenin tabaka açıları ve tabaka kalınlıklarının belirlenmesi	51
Şekil 5. 5. Kompozit malzeme orthotropic yapıda seçilmesi.....	52
Şekil 5. 6. Malzeme özelliklerinin belirlenmesi.....	52
Şekil 5. 7. Kare levhanın oluşturulması	53
Şekil 5. 8. Meshleme işleminde birim uzunluğun seçilmesi	53
Şekil 5. 9. Sınır şartı için serbestlik derecelerinin girilmesi	54
Şekil 5. 10. Yüklemin yönünün ve değerinin girilmesi.....	55
Şekil 5. 11. Sınır şartlarının ve yüklemenin tanımlanması	55
Şekil 5. 12. Burkulma çözümünü çalıştırmak için Prestress Effects'in aktif hale getirilmesi	56
Şekil 5. 13. Eigen Buckling metodu ile burkulma analizinin özelleştirilmesi.....	57
Şekil 5. 14. Matris çözücü olarak Block Lanczos metodunun seçilmesi.....	58
Şekil 5. 15. Burkulma çözümünün genişletilmesi.....	58
Şekil 7. 1. Kritik burkulma yükünün grafik üzerinde tespiti.....	67
Şekil 7. 2. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 0 mm- Deliksiz Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	68
Şekil 7. 3. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 10 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	69
Şekil 7. 4. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 20 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	70
Şekil 7. 5. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 30 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	71

Şekil	Sayfa
Şekil 7. 6. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 40 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	72
Şekil 7. 7. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 0 mm- Deliksiz Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	73
Şekil 7. 8. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 10 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	74
Şekil 7. 9. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 20 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	75
Şekil 7. 10. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 30 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	76
Şekil 7. 11. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 40 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	77
Şekil 7. 12. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 0 mm- Deliksiz Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	78
Şekil 7. 13. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 10 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	79
Şekil 7. 14. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 20 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	80
Şekil 7. 15. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 30 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	81
Şekil 7. 16. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 40 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	82
Şekil 7. 17. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø0 mm- Deliksiz Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	83
Şekil 7. 18. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø10 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	84

Şekil	Sayfa
Şekil 7. 19. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø20 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	85
Şekil 7. 20. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	86
Şekil 7. 21. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm- Delikli Levhadaki Kritik Burkulma Yükleri.....	87

RESİMLER DİZİNİ

Resim	Sayfa
Resim 6. 1. Levhaların imalatı	61
Resim 6. 2. Levhaların imalatı	61
Resim 6. 3. Levhaların imalatı	62
Resim 6. 4. Numune $[(-30/30)_2]_s$, $[(-45/45)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$, ve $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında, deliksiz, 100x100 mm kare levha	62
Resim 6. 5. Numune $[(-30/30)_2]_s$, $[(-45/45)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$ ve $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında, Ø 10 mm çapında dairesel delikli, 100x100 mm kare levha	63
Resim 6. 6. Numune $[(-30/30)_2]_s$, $[(-45/45)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$ ve $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında, Ø 20 mm çapında dairesel delikli, 100x100 mm kare levha	63
Resim 6. 7. Numune $[(-30/30)_2]_s$, $[(-45/45)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$ ve $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında, Ø 30 mm çapında dairesel delikli, 100x100 mm kare levha	64
Resim 6. 8. Numune $[(-30/30)_2]_s$, $[(-45/45)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$ ve $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında, Ø 40 mm çapında dairesel delikli, 100x100 mm kare levha	64
Resim 6. 9. Shimadzu marka Çekme – Basma Deney Seti	65
Resim 6. 10. Alt ve Üst aparatlar ile levhanın sınır şartlarının sağlanması	66
Resim 6. 11. Yükleme testi sonunda numunedeki burkulmanın gösterimi	66

SİMGELER VE KISALTMALAR

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

Simgeler	Açıklama
σ_i	Gerilme bileşenleri
C_{ij}	Rijitlik matrisi elemanları
ϵ_{ij}	Birim şekil değiştirmeler
x,y,z	Kartezyen koordinat sistemi
u,v,w	x, y, z doğrultularındaki deplasmanlar
E	Elastisite modülü
G	Kayma modülü
ν	Poisson oranı
σ_1, σ_2	Asal gerilmeler
τ_{12}	Maksimum kayma gerilmesi
σ_f	Fiber malzemenin gerilme değeri
σ_m	Matriks malzemenin gerilme değeri
E_f	Fiber malzemenin elastiklik modülü
E_m	Matriks malzemenin elastiklik modülü
A	Malzeme kesit alanı
A_f	Fiberin kesit alanı
A_m	Matriksin kesit alanı
V_f	Fiber malzemenin hacimsel oranı
V_m	Matriks malzemenin hacimsel oranı
ϵ_m	Matriks malzemenin birim şekil değiştirmesi
ϵ_f	Fiber malzemenin birim şekil değiştirmesi
W	Malzeme kalınlığı
W_m	Matriks malzemenin kalınlığı
W_f	Fiber malzemenin kalınlığı
γ_m	Matriks malzemenin kayma şekil değiştirmesi
γ_f	Fiber malzemenin kayma şekil değiştirmesi

Simgeler	Açıklama
τ	Kayma gerilmesi
Δ	Toplam kayma
Δ_m	Matriks malzemenin kayma miktarı
Δ_f	Fiber malzemenin kayma miktarı
G_m	Matriks malzemenin kayma şekil değiştirmesi
G_f	Matriks malzemenin kayma şekil değiştirmesi
u^0, v^0, w^0	Orta yüzey yer değiştirme miktarları
h, z	Levha kalınlığı
$\epsilon_x^0, \epsilon_y^0, \gamma_{xy}^0$	Levha orta yüzeyinin birim şekil değiştirmeleri
K_x, K_y, K_{xy}	Levha orta yüzeyinin dönme miktarları
\bar{Q}_{ij}	İndirenmiş rijitlik matrisi elemanları
N_x, N_y, N_{xy}	Birim yüzeye etki normal kuvvetler
M_x, M_y, M_{xy}	Birim yüzeye etki normal momentler
A_{ij}	Uzama rijitliği elemanları
B_{ij}	Moment rijitliği elemanları
D_{ij}	Eğilme rijitliği elemanları
P_1, P_2	Düşey kesme kuvvetleri
Q_x, Q_y	Düşey yükler
k, l	Lokal koordinatlar
L_i	Lagrange enterpolasyon katsayısı
P_i	Lagrange enterpolasyon katsayısı
$P_{i,x}, P_{i,y}$	x ve y'ye göre türev operatörü
ψ_x, ψ_y, β	Orta yüzey dönme miktarları
π	Toplam potansiyel enerji
u_b	Eğilme şekil değiştirme enerjisi
u_s	Kayma şekil değiştirme enerjisi
v	Dış yük potansiyel enerjisi
δ_{ni}	Düğüm noktaları yer değiştirme miktarları
B_{bi}	Eğilme gradyan matrisi
B_{si}	Geometrik gradyan matrisi

Simgeler**Açıklama** **B_{gi}**

Geometrik gradyan matrisi

 D_b

Eğilme malzeme özellik matrisi

 D_s

Kayma malzeme özellik matrisi

 K_b

Eğilme rijitlik matrisi

 K_s

Kayma rijitlik matrisi

 K_g

Geometrik rijitlik matrisi

 P_{cr}

Kritik burkulma yükü

Kısaltmalar**Açıklama****CTP**

Cam takviyeli plastik esaslı kompozit

SMC

Hazır kalıplama pestili

GMT

Preslenebilir takviyeli termoplastik

1. GİRİŞ

Kompozit malzemelerin önemi günümüz teknolojisi ile paralel artmaktadır. Mühendislik uygulamalarında sıklıkla kullanılmaya devam eden kompozit malzemeler yapı ve makine elamanları seçiminde dikkat ettiğimiz mukavemet, rijitlik ve stabilite konularındaki avantajları ile ön plana çıkmaktadırlar.

Özellikle denizcilik, otomotiv, uzay ve havacılık sektörlerinde kullanılan kompozit levhaların üretilmesinde etken faktörlerden biri olan burkulmayı, bu çalışmada kompozit delikli kare levhalarda iki yönlü yükleme altında meydana gelen mekanik burkulma olarak incelenecektir.

Çekme kuvvetine karşı oldukça dayanıklı olan ince levhalar, basınç nakledeken oldukça zayıftırlar. Yanal olarak takviye edilmemiş dar kirişler, uygulanan aksel basma kuvvetleri altında yana doğru bükülerek kırılırlar. Denizaltı gemileri gibi vakum tankları da uygun şekilde inşa edilmedikleri takdirde dış basınç altında burkulur ve kullanılamaz hale gelirler. İnce cidarlı bir tüp burulmaya maruz bırakıldığında ince bir kağıt gibi buruşur. Füzelerin ince kaplamaları da ateşlemelerin bazı kademelerinde yüksek sıcaklık altında yüksek basınç kuvvetlerine maruz kaldıklarından burkulabilirler. Bu ve benzeri problemler mühendislik dizaynlarında üzerinde durulması gereken konulardır. Bundan başka, yüklü elemanların burkulması veya buruşması genellikle aniden oluşan olaylardır. Bu bakımdan bir çok yapı elemanı stabilite bozukluğu nedeniyle çökme gibi büyük bir tehlike ile karşı karşıyadırlar (Popov, 1976).

Burkulma konusu üzerine günümüze kadar bir çok çalışma yapılmıştır. Schlack (1964), dikdörtgen levhaların stabilitesini analitik metot ve deneysel çalışmalarla, Przemieniecki (1973), ince levhaların, takviyelendirilmiş panellerin ve ince katlı levhalardan yapılmış kesite sahip ince kesitli kolonlar için lokal burkulma gerilmelerinin tesbit edilmesinde sonlu elemanlar analiz metodunu, Ritchie ve Rhodes (1975), delikli levhaların üniform gerilme ve şekil değiştirmeler ile burkulma davranışlarını Rayleigh – Ritz metodunu kullanarak incelemiştir.

Cohen (1982), anizotropik levhalarda dik kesme deformasyonunun burkulmaya etkisini, Libove (1983), basit mesnetlenmiş ortotropik levhalarda iki yönde basma durumunda burkulma çizgilerini incelemiştir.

Chen ve Yang (1987), sonlu elemanlar metodunu kullanarak simetrik olarak tabakalanmış levhaların statik ve dinamik burkulma davranışlarını incelemiştir.

Lin ve Kuo (1989), ortasında dairesel delik bulunan tabakalanmış kompozit dikdörtgen levhaların statik yüklemeler altında burkulma analizini yapmışlardır. İncelemede matematik formülasyon için kayma deformasyon teorisi ve varyasyonel enerji metodu kullanılmıştır. Nümerik sonuçların bulunmasında 9 düğümlü lagrangian sonlu elemanlar metodu kullanılmıştır. Yapılan çalışmada delik çapının, levha kalınlığının, malzeme özelliklerinin, tabaka açılarının, yükleme tiplerinin ve sınır şartlarının kritik burkulma yüklerini nasıl etkilediği incelenmiş ve sonuçlar literatürle kıyaslanarak grafikler halinde gösterilmiştir.

Lee (1992), ortotropik levhalarda burkulma analizini sonlu elemanlar metodu ile yer değiştirme fonksiyonlarını kullanarak incelemiştir.

Kaya (1997), delikli kompozit levhalarda mekanik ve termal burkulma davranışlarını incelemiştir.

Takviyelendirilmiş tabakalı plakların burkulma davranışlarını incelemiştir. Bu çalışmada tabakanın burkulması ile takviyenin yanal burkulması arasındaki etkileşim ilişkisini göstermektedirler (Guo ve ark., 2002).

Tabakalı kompozit plakaların burkulma davranışlarını Rayleigh – Ritz metodu ile Genelleştirilmiş Diferansiyel Quadrature metodunu karşılaştırarak incelemiştir (Darvizeh ve ark., 2003).

Matsunaga (2004), çapraz katmanlı tabakalanmış kompozit ve sandviç plakaların yüksek mertebeden deformasyon teorisine göre termal burkulmalarını incelemiştir.

İç desteklerle tabakalanmış kompozit plakların burkulma analizini incelemiştir (Xie ve ark., 2004).

Burkulma yüklemesi altında tabakalı kompozit plakların kritik delaminasyon çaplarının belirlenmesi üzerine çalışma yapmışlardır (Arman ve ark., 2006).

Basınç yüküne maruz kalan tabakalı kompozit yapılarda malzeme ve burkulma analizi üzerine araştırmalar yapmışlardır (Laurin ve ark., 2006).

Wu ve Chen (2006), tabakalı kompozit ve sandviç levhaların küresel - yerel yüksek mertebe teorisi kullanılarak termal mekanik burkulmaları üzerine çalışmışlardır.

Yarı analitik yaklaşım ve genel sınır şartları ile simetrik tabakalı dikdörtgen plakların burkulması üzerine çalışmışlardır (Shufrin ve ark., 2007).

Topal ve Uzman (2007), burkulma yükünü en üst düzeye çıkarmak için modifiye edilmiş uygulanabilir yön metodu ile tabakalı kompozit plakaların optimum tasarımı üzerine çalışmışlardır.

Lee ve Park (2007), bir tabakalı kompozit kirişle takviyelendirilmiş silindirik panelin dinamik burkulması üzerine çalışmışlardır.

Tabakalı konsol kirişlerin yanal burkulması üzerine deliklerin etkilerini incelemiştir (Eryiğit ve ark., 2008).

Eliptik ve dairesel olarak kesilmiş tabakalı kompozit plakların sonlu elemanlar yöntemi ile burkulma analizini incelemiştir (Komur ve ark., 2009).

Ozben (2009), Sonlu Elemanlar Yöntemi ve analitik metotlar kullanılarak farklı sınır şartları ile tabakalı kompozit plakların kritik burkulma yükü analizini incelemiştir.

Kademeli düz kolonlar şeklinde tabakalanmış kompozitlerin burkulma davranışlarını incelemiştir (Akbulut ve ark., 2010).

Kesiklerin, tabakalı kompozit kirişlerin yanal burkulmaları üzerindeki etkilerini incelemiştir (Erklig ve ark., 2013).

Ouinan ve Achour (2013), eliptik kesim içeren tabakalı kompozit plakların burkulma analizini incelemiştir.

2. KOMPOZİT MALZEMELER

2.1. Kompozit Malzemelerin Tanımı

Günümüzde yeni malzemelere olan gereksinim gittikçe artmaktadır. Bu gereksinime dayanım / ağırlık oranı yüksek olan yapı malzemelerine ihtiyaç duyulmaktadır. Geleneksel malzemelerde ısıtılma işlemi yapılarak malzemenin bazı dayanım değerleri artırılmaktadır. Fakat aşınma dayanımı, darbe dayanımı, kırılma tokluğu, hafiflik gibi özellikler aynı anda sağlanamamaktadır.

Ayrıca dayanım yanında kullanılacağı alana göre yorulma, sürenme, korozyon, ısıtılma iletkenlik ve ısıtılma genleşme diğer aranan özelliklerdir. Kuşkusuz tüm bu özelliklerin aynı malzemede aynı zamanda bulunması mümkün değildir. Bunun için birbirlerinin zayıf yönlerini giderek istenilen özellikleri elde etmek amacıyla bir araya getirilen birden fazla malzemenin makro yapıda birleşmesi ile kompozit malzemeler elde edilmiştir.

Kompozit malzemeleri genel olarak tanımlarsak, iki ya da daha fazla sayıdaki, aynı veya farklı gruptaki malzemelerin en iyi özelliklerini, yeni ve tek bir malzemede toplamak amacıyla, makro düzeyde birleştirilmesiyle oluşturulan malzemeler olarak adlandırılırlar.

Şahin (2000) şöyle demektedir:

“Bir kompozit malzeme bünyesinde, çekirdek olarak adlandırılan takviye elemanı ve bunun etrafını çevreleyen matriks malzemesinin bulunduğu bilinmektedir. Takviye elemanı olarak değişik morfolojiye sahip kısa ve uzun elyaflar, whiskerler (kılcal kristaller), kırılmış veya parçacıklı seramikler kullanılmaktadır. Bunların temel fonksiyonu gelen yükü taşımak ve matriksin rijitlik ve dayanımını artırmaktır. Matriks fonksiyonu ise elyaflara yük ve gerilim transferi sağlayabilmek için elyaf – matriksi birarada tutmak yanında çoğu takviye elemanları çok gevrek ve kırılğan olduğundan onların yüzeylerini dış ve çevresel etkilere karşı korumaktır. Ayrıca plastiklik ve süneklik üstünlüğü ile elyaflarda kırılğan çatlakların yayılmasını önler. Plastik deformasyonlar ve çatlaklar varsa elyaflara paralel olarak yönlerini değiştirir.”

2.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler çok sayıda farklı malzemelerden oluşabileceğinden dolayı kesin olarak sınıflandırmaktan kaçınılır ve genel olarak yapısındaki malzemelerin içeriklerine göre bir sınıflama yapılması uygundur. Genel olarak bir sınıflama yapacak olursak kompozit malzemeler dört ana grupta incelenebilir.

1. Elyafli kompozitler
2. Parçacıklı kompozitler
3. Tabakalı kompozitler
4. İleri kompozitler

2.2.1. Elyafli kompozitler

Bu kompozit tipi ince elyafların matris yapıda yer almasıyla meydana gelmiştir. Elyafların matris içindeki yerleşimi kompozit yapının mukavemetini etkileyen önemli bir unsurdur. Uzun elyafların matris 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, matris yapısında homojen dağılmış kısa elyaflarla ise izotrop bir yapı oluşturmak mümkündür. Elyafların mukavemeti kompozit yapının mukavemeti açısından çok önemlidir. Ayrıca, elyafların uzunluk/çap oranları arttıkça matris 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 matris arasındaki bağın yapısıdır. Matris yapıda boşluklar söz konusu ise elyaflarla temas azalacaktır. Nem absorpsiyonu da elyaf ile matris arasındaki bağı bozan olumsuz bir özelliktir.

2.2.2. Parçacıklı kompozitler

Bir matris malzeme içinde başka bir malzemenin parçacıklar halinde bulunması ile elde edilirler. İzotrop yapılardır. Yapının mukavemeti parçacıkların sertliğine bağlıdır. En yaygın tip plastik matris içinde yer alan metal parçacıklardır. Metal parçacıklar ısıl ve elektriki iletkenlik sağlar. Metal matris içinde seramik matris içeren yapıların (cermet), sertlikleri ve yüksek sıcaklık dayanımları yüksektir. Bunlar kollar, kulplar, elektrik parçaları, muhafazalar vb. gibi küçük parçacıkların yapımında kullanılırlar.

2.2.3. Tabakalı kompozitler

Tabakalı kompozit yapı, en eski ve en yaygın kullanım alanına sahip olan tiptir. Farklı elyaf yönlendirmelerine sahip tabakaların bileşimi ile çok yüksek mukavemet değerleri elde edilir. Isıya ve neme dayanıklı yapılardır. Metallere göre hafif ve aynı zamanda mukavemetli olmaları nedeniyle tercih edilen malzemelerdir. Pek çok katmanlı kompozit düşük maliyet, yüksek dayanım veya hafifliğini korurken, aşınma veya abrasiv 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. Elektrik şarjını depolamak için kullanılan kondansatörler esas itibariyle dönüşümlü olarak bir iletken ve bir yalıtkan katmanların üst üste gelerek meydana getirdiği katmanlı kompozitlerdir.

2.2.4. İleri kompozitler

İleri kompozitler, uçak ve uzay sanayisi gibi dayanım bükülmezlik ve hafiflik kombinasyonunun gerekli olduğu uygulamalarla ilgilidir. İleri kompozitlerde tipik olarak polimer veya metal matris içerisinde boron grafit veya kevlar fiber kullanılır. İleri kompozitler fiber com ve yüksek dayanım alaşımlarından daha iyi dayanım ve yorulma direncine sahiptirler.

İleri kompozitler, yüksek özgül dayanım avantajı sağlamak için modern uçaklarda hem yapısal hem de yüzey kısmında yoğun olarak kullanılmaktadır. Bu kompozitler sıcaklık nispeten düşük olduğunda daha etkilidir. Grafit, boron veya silisyum karbürle mukavemetlendirilmiş alüminyum titanyum veya nikel gibi metal matris kompozitler, yüksek sıcaklıkla karşılaşıldığında kullanılır.

2.3. Kompozit Malzeme Üretiminde Kullanılan Malzemeler

2.3.1. Matris malzemeleri

Kompozit yapılarda matrisin üç temel fonksiyonu vardır. Bunlar, elyafları bir arada tutmak, yükü elyaflara dağıtmak ve elyafları çevresel etkilerden korumaktır. İdeal bir matris malzemesi başlangıçta düşük viskoziteli bir yapıda iken daha sonra elyafları sağlam ve uygun şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçebilmelidir. Kompozit yapılarda yükü taşıyan elyafların fonksiyonların yerine getirmeleri açısından matrisin mekanik özelliklerinin rolü çok büyüktür. Örneğin matris malzemesi olmaksızın bir elyaf demeti düşünülüğünde yük bir ya da birkaç elyaf tarafından taşınacaktır. Matrisin varlığı ise yükün tüm elyaflara eşit dağılımını sağlayacaktır. Kesme yükü altındaki bir gerilmeye dayanım, elyaflarla matris arasında iyi bir yapışma ve matrisin yüksek kesme mukavemeti özelliklerini gösterir. Elyaf yönlenmelerine dik doğrultuda, matrisin mekanik özellikleri ve elyaf ile matris arasındaki bağ kuvvetleri, kompozit yapının mukavemetini belirleyici önemli hususlardır. Matris elyafa göre zayıf ve daha esnektir. Bu özellik kompozit yapıların tasarımında dikkat edilmesi gereken bir husustur. Matrisin kesme mukavemeti ve matris ile elyaf arası bağ kuvvetleri çok yüksek ise elyaf ya da matriste oluşacak bir çatlağın 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, elyaflar boşluktaki bir elyaf demeti gibi davranır. Ve kompozit zayıflar. Orta seviyede bir bağ mukavemetinde ise, elyaf veya matristen başlayan enlemesine doğru bir çatlak elyaf/matris ara yüzeyine dönüp elyaf doğrultusunda ilerleyebilir. Bu durumda kompozit sünek malzemelerin kopması gibi lifli bir yüzey sergiler.

Kompozit malzemelerin üretiminde kullanılan matris malzeme tipleri epoksi, polyester, vinylester ve fenolik reçinelerdir. Yüksek mukavemet göstermeyen durumlarda en çok kullanılan en çok kullanılan matris malzemesi polyester reçinesidir. Gelişmiş kompozitlerin üretiminde ise genellikle epoksi reçinesi kullanılmaktadır. Matris iyileştirmesi çalışmaları özellikle yüksek sıcaklıkta kullanıma uygun ve düşük nem duyarlılığına sahip yapıların üretilmesi doğrultusundadır.

2.3.1.1. Epoksi reçine matrisler

Epoksiler iki ya da daha fazla epoksit içeren bileşenlerden oluşurlar. Polifenol'ün epikloridin ile bazik şartlarda reaksiyonu sonucu elde edilirler. Epoksilere uygulanan kür işlemleri ile yüksek sıcaklıklara dayanımı 150–200 °C'a artırılabilir. Büzülmesi %2'den azdır.

Avantajları:

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

Dezavantajları:

1. Polyesterle karıştırıldığında pahalıdırlar.
2. Polyestere oranla yüksek viskoziteye daha az uygundur.

Epoksiler avantajlarının çokluğu ve tüm elyaf malzemelerde kullanılabilme nedeniyle, uçak yapısında da yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. Genellikle karbon elyaflarla birlikte kullanılırlar.

2.3.1.2. Polyester reçine matrisler

Polyester matrisler dibazik asitlerin, dihidrik alkoller (glikol) ya da dihidrik fenollerle karışımının yoğuşması ile şekil alırlar. Polyesterlerin ana tipleri polyester bileşenin doymuş asitle ya da alternatif malzeme olarak glikolle modifikasyonu temeline dayanır. Ayrıca k r işlemi ile matrisin esnekliği iyileştirilerek kopma gerilmesi arttırılabilir.

Avantajları:

1. Takviyelerin nemini dışarı kolayca atabilmesini sağlayan düşük vikoze.
2. Düşük maliyet
3. İyi evresel dayanımı

2.3.1.3. Vinylester reçine matrisler

Polyestere benzerler. En önemli avantajları elyaf ve matris arasında iyileştirilmiş bir bağ mukavemetine sahip olmalıdır. Polyesterle glikolün bir kısmının yerine doymamış hidrosilik bileşenlerin kullanılması ile elde edilirler. Korozif ortamlardaki kullanımlar için donatılı plastik bileşenlerin üretiminde yararlanılmaktadır. Bu polimerler kimyasal dayanım gerektiren kimya tesislerinde, borularda ve depolama tanklarında kullanılmaktadır.

2.3.1.4. Fenolik reçine matrisler

Bu yüzyılın başından beri yaklaşık yüz yıldır kullanılmaktadır. Sertleşme, ısı enerjisiyle gerçekleşmekte, laminant ve kalıplama için basınç gerekmektedir. Fenolik reçinelerin ısı stabiliteleri, elektrik özellikleri, suya ve alkaliler dışındaki kimyasal maddelere dayanımları çok iyidir. Bu reçineler 300  C'ye kadar sürekli, asbest lifleriyle donatılmaları halinde ise kısa süreli olarak 1000  C'ye kadar kullanılabilirler.

2.3.1.5. Silikon reçineler

Silikon reçineler, diğerlerinden farklı olarak yapılarında karbon yerine inorganik esaslı silikonlar bulunan malzemelerdir. Mekanik ve elektriksel özelliklerini çok az değişikliklerle 250 °C'ye kadar koruyabilen silikon esaslı reçinelerin kullanımları, mekanik dayanımlarının diğer reçinelere göre daha düşük ve maliyetinin de genelde daha yüksek olması nedeniyle kısıtlıdır. Süpersonik arabalarda kullanılırlar.

2.3.1.6. Metal matrisler

Kompoziti sürekli bir arada tutan ve bu bütünlük içinde lifle birlikte malzemenin özelliklerini belirleyen matris malzemesi olarak metaller, taşıyıcılık açısından, özellikle polimer matris malzemesine kıyasla yüksek dayanıma sahiptirler. Üretimleri zor olup maliyeti yüksek olmasına karşın, metal matris malzemesi kompozitin tokluğunu önemli ölçüde arttırmakta ve yüksek sıcaklık etkisindeki uygulamalara olanak vermektedir. Metallerin matris malzemesi olarak kullanılması, yine metal olan birçok ince liflerin üretimiyle başlamıştır.

Kompozit üretiminde metal matris malzemesi olarak, bakır alüminyum, titan, nikel, gümüş gibi metaller başta gelmektedir. Matris malzemesi erimiş halde, moleküler yapıda, levha veya ince tabaka şeklinde olabilmekte ve kullanılan üretim teknolojisine bağlı olarak dökme, karıştırma, presleme, elektroliz yoluyla kaplama, haddeleme yöntemleriyle liflerle birleştirilmektedir. Bu birleşmede kullanılacak yüksek dayanımlı lif tel ve kılların zedelenmemesi, tahrip olmaması sağlanmalıdır. Metal matris içinde en kolay kullanılabilen elyaf bor ve borsic elyafıdır. Bu kompozit malzeme 300 °C sıcaklığa kadar oda sıcaklığında özelliğini korumaktadır. Burada kompozitin üretimi 450 – 500 °C sıcaklıkta, sıcak presleme yöntemiyle yapılır.

2.3.2. Elyaf lar

Matris malzeme içerisinde yer alan elyaf takviyeler kompozit yapının temel mukavemet elemanlarıdır. Düşük yoğunluklarının yanı sıra yüksek elastik modüle ve

sertliğe sahip olan elyaflar kimyasal korozyona da dirençlidirler. Günümüzde kompozitlerin donatılmasında boyutsal ve şekilsel özellikleri çok farklı lifler (elyaflar) kullanılmaktadır. Örneğin, cam lifleri gibi lifler üretim sırasında demetler halinde hazırlanmaktadır.

Kompozitlerin donatılmasında kullanılan lifler, E-Modülü değerleri, kullanılan matris malzemesinin E- modülü ile kıyaslanarak, matrsten daha düşük yada yüksek E- modülü değerine sahip lifler olmak üzere iki ana grupta toplanabilir. Ancak, kompozitlerin özellikleri içinde önemli olan bu ayırım sabit matris malzemesi için anlam taşımaktadır. Teller, milimetrik boyutta metal malzemelerdir. Çapları diğer donatı malzemelerine kıyasla daha büyük olup, genellikle beton ve harçların donatılmasında kullanılır. Dilimizde lif kelimesinin çoğulu olan “elyaf” kelimesi daha yaygın olarak kullanılmaktadır. Liflerin çapı ortalama 0,01 mm. mertebesindedir. Narinlik oranı 10000’e kadar çıkabilmektedir. ($L/d \leq 10^4$). Lifler değişik kaynaklardan elde edilmekte ve değişik özellikleriyle büyük çeşitlilik göstermektedir.

Kıllar donatıda kullanılan en ince malzemelerdir. Bunlar, buhar yoğunlaşmasıyla büyütülen değişik şekillerdeki tek kristaller olup, çapları birkaç mikron, boyları birkaç mm. kadardır. Buharla büyütülen bu kılların genelde yapısal hataları olmamaktadır. Dolayısıyla dislokasyon içermeyen bu cisimlerin dayanımı, normal boyutlardakine oranla yaklaşık olarak yaklaşık bin katı kadar olabilmektedir. Üstün özelliklere karşın, yapım yöntemi nedeniyle kıllarla donatılı kompozitlerin üretimi son derece sınırlı kalmaktadır. Ayrıca, kılların sahip oldukları yüksek çekme dayanımı sadece elastik bölgededir. Plastik deformasyonunun başlamasıyla kıllarda dislokasyonlar oluşmakta ve dayanım düşmektedir.

Burada kompozitlerin donatılmasında kullanılan lif veya malzeme üzerinde durulacak. Sırasıyla cam lifi, asbest lifi, çelik teller ve organik esaslı yapay lifler incelenecektir.

2.3.2.1. Cam lifleri

Cam lifleri veya diğer bir deyişle cam elyafları kompozitlerin üretiminde en çok kullanılan donatı malzemelerindendir. Üstün özelliklerinin yanı sıra, ekonomik bir donatı türü olması bu sonucu ortaya çıkarmaktadır. Çeşitli matris malzemeleriyle kullanılmış olmasına karşılık, temel kullanım alanı cam takviyeli plastik (CTP) endüstrisidir. Cam liflerinin ticari anlamda üretimi 1930’lu yıllarda İngiltere’de başlanmış olmasına karşılık, bu malzeme plastik malzemenin donatılmasında 1950’lerin başından itibaren kullanılmaya başlanmıştır. Başlangıçta, cam liflerinin üretiminde A- camı veya açık adıyla “alkali cam” kullanılmıştır. Bunu çok az alkali içeren ve çok üstün elektriksel ve mekanik özelliklere sahip bir bor silikat camı olan “elektrik dayanımlı camın”, kısa adı ile E- camının kullanılmaya başlanması izlemiştir.

E camı uygulamada en çok yararlanılan donatı malzemelerinden biridir. Yapılan araştırmalar sonucunda çeşitli matris malzemelerinin değişik amaçlarda kullanılmasında bir çok cam lifi türü geliştirilmiştir. Bunlardan S camı, alüminyum ve magnezyum oksit miktarı E-camına göre daha yüksek olan bir türdür ve mekanik özellikleri de diğerlerinden daha yüksektir. Özel uygulamalar için çok yüksek mekanik dayanım özelliğine sahip bir diğer tür, daha çok Amerika Birleşik Devletleri’nde üretilen S-camına benzer nitelikler taşıyan R-camıdır. R ve S – camları üstün özellikleri nedeniyle havacılık ve uzay endüstrilerinde kullanılmaktadır. Cam liflerinin yapımında kullanılan ve özellikle Cam Takviyeli Plastikler için yüzey tülünün üretiminde yararlanılan bir diğer tür C – camıdır. Bu malzeme kimyasal dayanımı çok yüksek olan bir cam türüdür. Cam lifi üretiminde kullanılan camın cinsi, işlem sıcaklığı, camın viskozitesi ve çekme hızı gibi etkenler değiştirilerek, farklı çaplarda cam lifleri üretilmektedir.

2.3.2.2. Asbest lifleri

Asbest, lifli yapılı bir doğal mineraldir. Esası magnezyum silikat olan, yanmazlık özelliğine sahip bu maddenin birçok türü vardır. Bu doğal maddeden elde edilen

asbest liflerinin boyları, genel olarak 0,8 mm ile 19–20 mm arasındadır. Asbest liflerinin en küçük çapı 0,01 mm'ye kadar olabilmektedir. Bu liflerin çekme dayanımının 3000 N/mm² nin üzerinde bulunduğu belirtilmektedir. Asbest liflerinin kimyasal direnci, özellikle alkali ortama dayanımları, bunların çimento türü bağlayıcılarla üretilen kompozitlerde çok başarılı bir biçimde kullanılabilmesi sonucunu doğurmuştur. Asbest liflerinin dayanımı yüksek tiplerinden bir olan corocidolite veya mavi asbest, insan sağlığı açısından olumsuz özellikler gösteren bir türdür. Bunların çok uzun süreler solunmasının veya bu lifçikleri taşıyan havanın ulunduğu bölgelerde yaşamının asbestosis denilen solunum yolları hastalığına, akciğer kanserine neden olduğu ileri sürülmektedir. Asbest lifleri, bu yüzyılın başlarından itibaren çimento bağlayıcı ile teknik açıdan başarıyla kullanılmaktadır. Asbest lifleri genel olarak levha üretiminde %9–12, basınçlı boru üretiminde %20–30 oranları arasında, çimento bağlayıcıyla birlikte karışımlarda yer almaktadır. Asbest lifi donatılı çimento kompozitleri, atmosfer koşullarına ve korozyona dayanıklı, çürümeyen, 400°C sıcaklığına kadar dayanım özelliğine sahip malzemelerdir. Ancak malzeme darbe karşısında kırılındır ve genelde kırılma şekil değiştirme oranı çok düşüktür.

2.3.2.3. Çelik teller

Çelik teller özellikle beton ve harçların donatılmasında kullanılabilir. Farklı yöntemlerle üretilen donatı telleri, matriste aralarındaki aderansın artırılması amacıyla değişik biçimlerde de yapılmaktadır. Beton donatımında kullanılan çelik teller “soğuk çekme tel” oda sıcaklığında ısıl işlemsiz çekilmiş, düşük karbon oranlı teldir. Teller genellikle suda kolaylıkla çözülebilen özel bir yapıştırıcıyla birlikte tutturularak demetler halinde üretilmektedir.

2.3.2.4. Karbon lifleri

Liflerde donatıl kompozitlerin üretiminde kullanılan önemli bir lif türüdür. 1960'lı yılların ikinci yarısından itibaren kullanılmaya başlanmış olan bu liflerin düşük yoğunluğuna karşın çekme dayanımı ve E – modülü yüksektir. Yüksek sıcaklıklara

dayanabilen karbon liflerinin özellikleri, üretimdeki son işlem sıcaklığına bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Uygulamada 6 ila 10 mm arasında değişen çaptaki liflerin 1000–1500 adetlik demetlerinden oluşan fitil ve abkumalar kullanılmaktadır. Üstün özelliklerinin yansıra on derece pahalı olan karbon lifleri, özellikle uzay ve havacılık endüstrisinde yararlanılan bir malzeme niteliğindedir. Maliyeti yüksektir.

2.3.2.5. Aromid lifler

Aromid “aromatik polyamid” in kısaltılmış adıdır. Polyamidler uzun zincirli polimerlerdir. Aromidin moleküler yapısında altı karbon atomu birbirine hidrojen ile bağlanmıştır. İki farklı tip aromid mevcuttur. Bunlar keklar 29 ve keklar 49’dur. Camdan daha hafif ve daha risit olan bu malzeme, fiyat açısından da cam lifleri dışında kalan birçok lif türünden daha ucuzdur. Yüksek sıcaklıkta sönme dayanımı oldukça iyidir. Ayrıca korozyon dayanımı oldukça iyidir. Uçak yapılarında, düşük basma mukavemetleri nedeniyle karbon elyaflarla birlikte hibrit kompozit olarak, kumanda yüzeylerinde kullanılmaktadır.

2.3.2.6. Bor lifleri

1960’lı yıllarda üretilmeye başlanan bir malzemedir. Yüksek dayanımlı ve pahalı bir malzeme olan bor lifleri, günümüzde özellikle metal matris elemanlarıyla birlikte metal motris malzemesi olarak kullanılmaktadırlar. Elyaf çapı 0,1 mm ile 0,2 mm arasında olan ve diğer birçok life göre oldukça kalın bir lif özelliği gösteren malzeme, yüksek çekme mukavemetine ve elastik modüle sahiptir. Elastik modülü ise 400 GPa’dır. Bu değer S camının elastik modülünden 5 kat daha fazladır. Üstün mekanik özelliklere sahip bor elyaflar, uçak yapılarında kullanılmaktadır. Ancak maliyetinin çok fazla olması nedeniyle yerini karbon elyaflara bırakmıştır.

2.3.2.7. Silisyum karbür lifleri

Yüksek sıcaklıktaki özellikleri bor liflerinden daha iyidir. Silisyum karbür elyaflar 1370 °C’de mukavemetinin sadece %30’unu kaybeder. Bor elyaf için bu 640 °C’ dir.

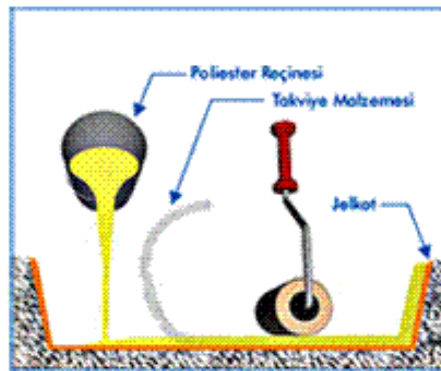
Bu elyaflar genellikle Titanyum motrisle kullanılırlar. Jet motor parçalarında, Titanyum, Alüminyum, Vanadyum alaşımlı matris ile kullanılırlar.

2.4. Kompozit Malzemelerin Üretim Metodları

İstenilen özelliklerde ve biçimde kompozit malzeme üretimi için bir çok yöntem bulunmaktadır. Bu yöntemlerden başlıcaları aşağıdadır;

2.4.1. Elle yatırma

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 polyster ve epoksi'nin yanısıra vinil ester ve fenolik reçineler de tercih edilmektedir. Elle yatırma yoğun işçilik gerektirmesine rağmen düşük sayıdaki üretimler için çok uygundur.

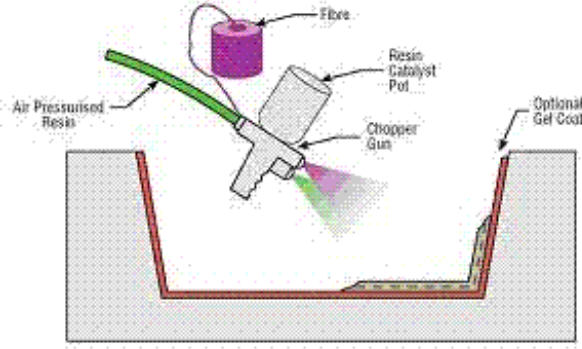


Şekil 2.1. Elle yatırma yöntemi

2.4.2. Püskürtme

Püskürtme yöntemi elle yatırma yöntemini aletli şekli olarak kabul edilebilir.

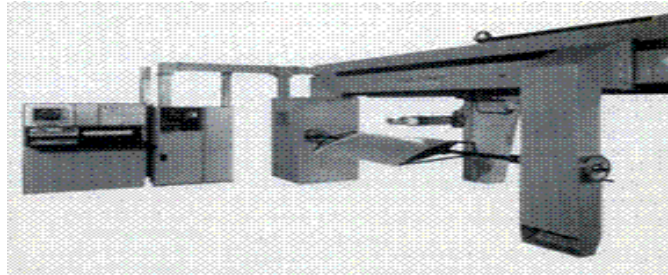
Kırpılmış elyaflar kalıp yüzeyine, içine sertleştirici katılmış reçine ile birlikte özel bir tabanca ile püskürtülür. Elyafın kırılma işlemi tabanca üzerinde bulunan ve bağımsız çalışan bir kırpıcı sayesinde yapılır. Püskürtülme işlemi sonrası yüzeyin bir rulo ile düzeltilmesiyle ürün hazırlanmış olur.



Şekil 2.2. Püskürtme yöntemi

2.4.3. Elyaf sarma

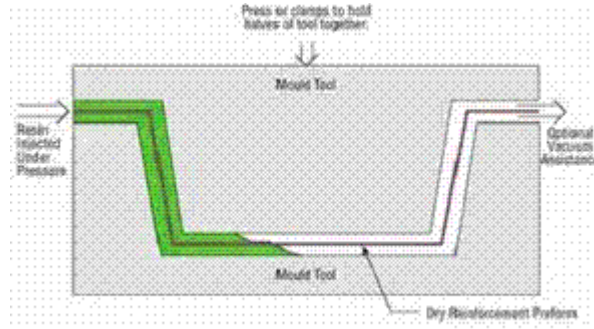
Bu yöntem özel biçime sahip ürünlerin seri üretimine uygundur. Elyaf sarma yöntemi sürekli elyaf liflerinin reçine ile ıslatıldıktan sonra bir makaradan çekilerek dönen bir kalıp üzerine sarılmasıdır. Sürekli liflerin farklı açılarla kalıba sarılmasıyla farklı mekanik özelliklerde ürünler elde edilebilir. 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.



Şekil 2.3. Elyaf sarma makinesi

2.4.4. Reçine transfer kalıplama

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 kuru olarak keçe, kumaş veya ikisinin kombinasyonu kullanılır. Takviye malzemesi önceden kalıp boşluğu doldurulacak şekilde kalıba yerleştirilir ve kalıp kapatılır. Elyaflar 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 işlenmesi 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 üretilir. Concorde uçaklarında, F1 arabalarında bazı parçalar bu yöntemle hazırlanmaktadır.

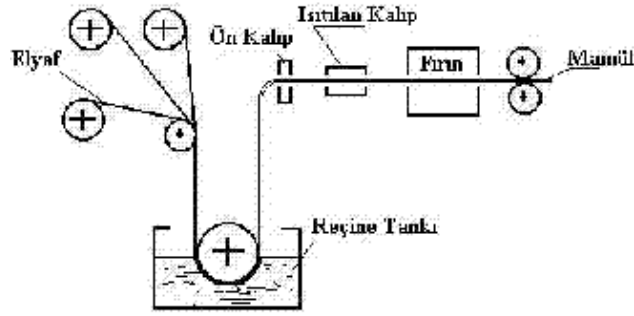


Şekil 2.4. Reçine transfer kalıplama yöntemi

2.4.5. Profil Çekme

Pultrüzyon işlemi sürekli sabit kesitli kompozit profil ürünlerin üretilbildiği 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.

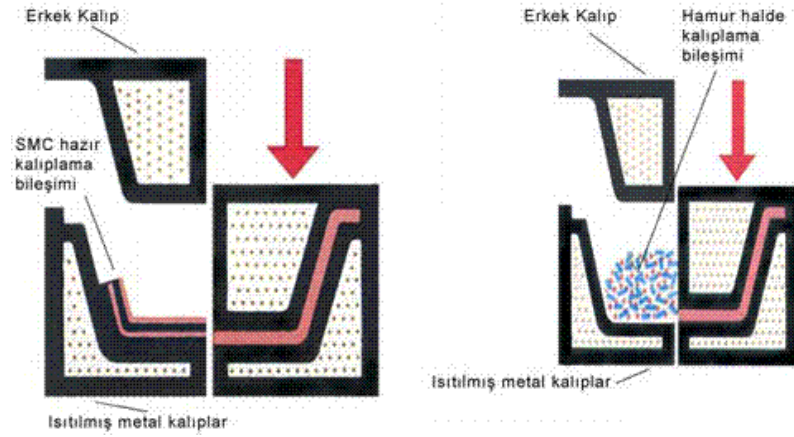


Şekil 2.5. Profil çekme yöntemi

2.4.6. Hazır kalıplama

Hazır kalıplama bünyesinde cam elyafı, reçine, katkı ve dolgu malzemeleri içeren kalıplamaya hazır, hazır kalıplama bileşimleri olarak adlandırılan kompozit malzemelerin 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 saklanmaları gerekliliği, kalıpların metal olmasından dolayı diğer kalıplardan daha maliyetli olması ve büyük parçaların üretimi için büyük ve pahalı preslere ihtiyaç olmasıdır.

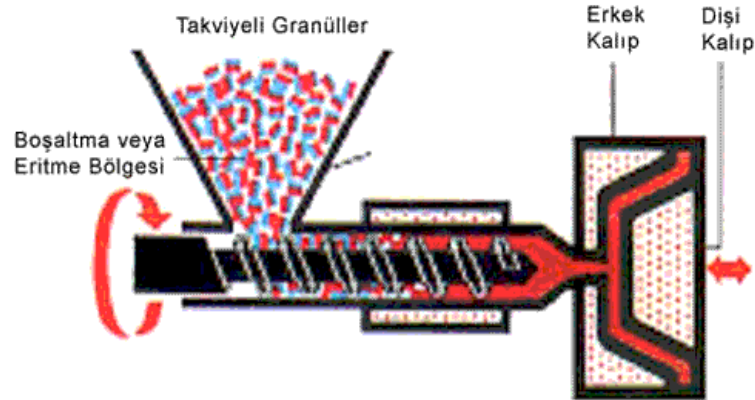
Hazır kalıplama yönteminde kullanılan bileşimler içeriklerine göre çeşitlilik göstermekle beraber en çok iki tür hazır kalıplama bileşimi; Hazır Kalıplama Pestili ve Hazır Kalıplama Hamuru kullanılmaktadır.



Şekil 2.6. Hazır kalıplama yöntemi

2.4.7. Enjeksiyon kalıplama

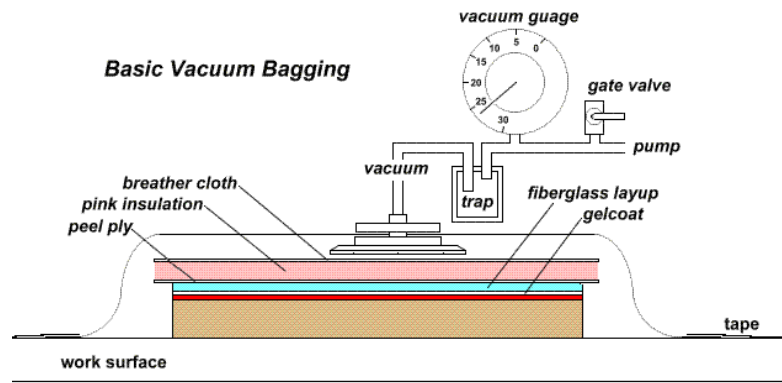
Bu yöntem RTM'ye benzer bir yöntemdir. Farklılığı reçine/elyaf karışımının kalıp dışarısında karışmış ve eritilerek basınç altında boş kalıp içine enjekte ediliyor olmasıdır. Sadece düşük viskoziteye sahip termoset reçineler bu yöntemde kullanılabilir. Diğer yöntemlere göre daha hızlıdır. Çocuk oyuncaklarından uçak parçalarına kadar birçok ürün bu yöntemle üretilmektedir.



Şekil 2.7. Enjeksiyon kalıplama yöntemi

2.4.8. Vakum torbalama

Kompozit malzeme (genellikle geniş sandviç 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 torbalama yöntemi kullanılmaktadır.



Şekil 2.8. Vakum torbalama sistemi

2.4.9. Otoklav

Termoset kompozit malzemelerin performanslarını artırmak için elyaf/reçine oranını artırmak ve malzeme içinde oluşabilecek hava boşluklarını tamamen gidermek gerekmektedir. Bunun sağlanması için malzemeyi yüksek ısı ve basınca uygulayarak sağlanabilir. Vakum bagging 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 metot, dışarıdan sıkıştırılmış gazın kompozit malzemenin içinde bulunduğu kaba verilmesidir. Otoklav kesin basıncın, ısının ve emişin kontrol edilebildiği basınçlı bir kaptır. Vacuum bagging yöntemi ile benzerdir. Fırın yerine bir

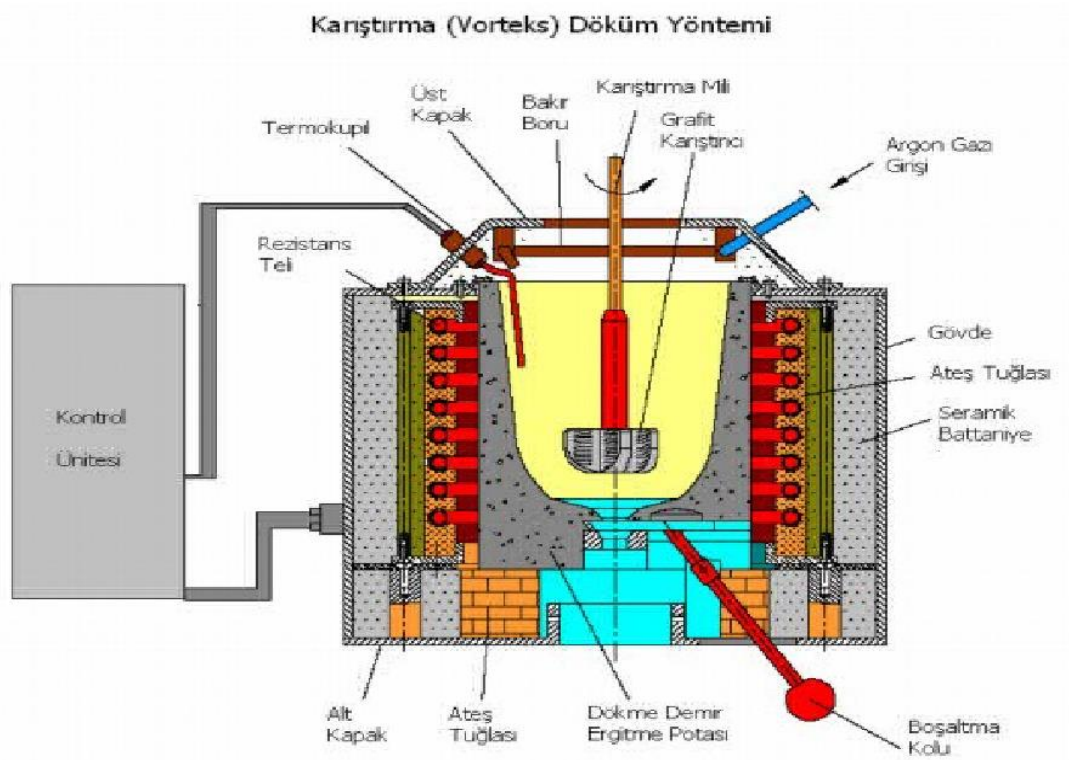
otoklav kullanılır. Böylece özel amaçlar için yüksek kalitede kompozit üretebilmek için kür şartları tam olarak kontrol edilebilir. Bu yöntem diğerlerine oranla daha uzun sürede uygulanır ve daha pahalıdır.



Şekil 2.9. Otoklav kazanı

2.4.10. Karıştırmalı döküm yöntemi

Karıştırmalı (vorteks) döküm yönteminde, matriks alaşımı sıvı-katı aralığına getirilir. Takviye elemanı olan partikül bir karıştırıcı yardımı ile sıvı metal matriks alaşımına katılır. Bu karışım homojen olana kadar karıştırılır. Döküm esnasında takviye fazının yer çekimi etkisi ile çökmesini önlemek amacı ile sıvı metal yerine daha çok yarı katı metal tercih edilmektedir. Kalıpta soğumaya bırakılan numune, soğuma işlemi tamamlandıktan sonra çıkarılır ve metal matriks kompozit üretilmiş olur.



Şekil 2.10. Vorteks döküm yöntemi

2.5. Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları

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.

Aşağıda bu malzemelerin avantajlı olan ve olmayan yanları kısaca ele alınmıştır. Kompozit malzemelerin dezavantajlı yanlarını ortadan kaldırmaya yönelik teorik çalışmalar yapılmakta olup, bu çalışmaların olumlu sonuçlanması halinde kompozit malzemeler metalik malzemelerin yerini alabilecektir.

Yüksek Mukavemet: Kompozitlerin çekme ve eğilme mukavemeti birçok metalik malzemeye göre çok daha yüksektir. Ayrıca kalıplama özelliklerinden dolayı kompozitlere istenen yönde ve bölgede gerekli mukavemet verilebilir. Böylece malzemedan tasarruf yapılarak, daha hafif ve ucuz ürünler elde edilir.

Kolay Şekillendirebilme: Büyük ve kompleks parçalar tek işleme bir parça halinde kaplanabilir. Bu da malzeme ve işçilikten kazanç sağlar.

Elektriksel Özellikler: Uygun malzemelerin seçilmesiyle çok üstün elektriksel özelliklere sahip kompozit ürünler elde edilebilir. Bugün büyük enerji nakil hatlarında kompozitler iyi bir iletken ve gerektiğinde de başka bir yapıda, iyi bir yalıtkan malzemesi olarak kullanılabilirler.

Korozyona ve Kimyasal Etkilere Karşı Mukavemet: Kompozitler, hava etkilerinden, korozyondan ve çoğu kimyasal etkilerden zarar görmezler. Bu özellikleri nedeniyle kompozit malzemeler kimyevi madde tankları, boru ve aspiratörler, tekne ve diğer deniz araçları yapımında güvenle kullanılmaktadır. Özellikle korozyona karşı mukavemetli olması, endüstride birçok alanda avantaj sağlamaktadır.

Isıya ve Ateşe Dayanıklılığı: Isı iletim katsayısı düşük malzemelerden oluşabilen kompozitlerin ısıya dayanıklılık özelliği, yüksek ısı altında kullanılabilmesine olanak sağlamaktadır. Bazı özel katkı maddeleri ile kompozitlerin ısıya dayanımı artırılabilir.

Kalıcı Renklendirme: Kompozit malzemeye, kalıplama esnasında reçineye ilave edilen pigmentler sayesinde istenen renk verilebilir. Bu işlem ek bir masraf ve işçilik gerektirmez.

Titreşim Sönümlendirme: Kompozit malzemelerde süneklik nedeniyle doğal bir titreşim sönümlenme ve şok yutabilme özelliği vardır. Çatlak yürümesi olayı da böylece minimize edilmiş olmaktadır.

Bütün bu olumlu yanların dışında kompozit malzemelerin uygun olmayan yanları da şu şekilde sıralanabilir:

- Kompozit malzemelerdeki hava zerrecikleri malzemenin yorulma özelliklerini olumsuz etkilemektedir.
- Kompozit malzemeler değişik doğrultularda değişik mekanik özellikler gösterirler.
- 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.

2.6. Kompozit Malzemelerin Uygulama Alanları

2.6.1. Havacılık sanayi

Havacılık endüstrisinde, tasarımlar; emniyet, hız ve ekonomi kriterlerinin optimizasyonu ile gerçekleşir. Hava taşıtlarında, uzun hizmet ömrü, belirli navlun, mesafe seyir sürati, irtifa gibi performans değerlerini sağlayan malzemelerden en düşük ağırlığa sahip olanı en uygun dizaynı sağlayacaktır. Kompozitler bu amaçlar için uygun bir malzeme grubunu oluşturmaktadır. Özgül mukavemet ve özgül rijitlik değerleri esas alındığında; düşük yoğunluklarından dolayı kompozit malzemeler de bu değerler konvensiyonel malzemelere üstünlük sağlamaktadır. Bunlardan dolayı kompozit malzemelerin, hava taşıtlarındaki kullanımı hızla yaygınlaşmaktadır.

- B2 bombardıman uçağı gövde panelleri; karbon fiber + epoksi
- A380 yolcu uçağı kanat panelleri ve flapler; karbon fiber + epoksi
- A380 yolcu uçağı burun bölümü ; CTP
- A380 yolcu uçağı dikey stabilizer; Aramid fiber + epoksi
- Airbus A320 uçaklarında kanatlarda, spaylerde, eleronlarda, kuyruktaki silindirik motor kılıflarında, karbon takviyeli kompozitler kullanılmıştır.
- Zemin Plakası; Airbus 300/600 uçaklarında kullanılan karbon takviyeli Poliete

- Uçak EAPS kapağı; Karbon Elyafi
- F-14 uçaklarında, yatay dengeleyiciler, F-15'lerde ise yatay ve dikey dengeleyiciler bor-epoksi komposit malzemesinden yapılmıştır.
- F-16 larda, yatay ve dikey dengeleyicilerin yanı sıra kontrol yüzeyleri de epoksidir.
- F/A-18 uçaklarında kanat yüzeyleri, yatay ve dikey dengeleyi frenleri ve kontrol yüzeyleri,
- AV-8B uçaklarında; kanatlar, gövde ve kontrol yüzeyleri karbon - epoksi olarak yapılmıştır.
- Boing 757 ve 7 kontrol yüzeyleri karbon - epoksi motor kaportaları karbon / avamid-epoksidir.

2.6.2. Denizcilik sanayi

- Yelkenli Gövdesi; CTP, Balsa ve polimer köpük üstüne cam, aramid karbon dokumaları ile kaplanması
- Yat, Tekne Arkası Platform
- Basamaklar; CTP 19
- Yelken Direği; Kevlar + Epoksi

2.6.3. Sağlık

- Tekerlekli sandalye; Cam veya Karbon Elyaf takviyeli Polyester
- Tıbbi Tetkik Cihazları Dış Muhafazaları; CTP

2.6.4. Spor araçları

- Su kayağı; Termoplastik prepreg
- Kar kayağı; Ahşap üzerine sarılmış karbon, aramid, cam elyafi karışımı+epoksi
- Kano küreği; (%33 Cam + Poliftalamid)
- Su kaydırakları: CTP
- Sörf Tahtaları: CTP
- Bisiklet; (Karbon + Poliamid 6), yaklaşık 1kg ağırlığında

- Reebok Spor Ayakkabı; termoplastik poliüretan, petek (honeycomb)
- Golf Sopa; Karbon Fiber + Epoksi
- Tenis Raketi; Aramid (Kevlar) + Epoksi
- Zıpkın Gövdesi; Karbon Fiber + Epoksi
- Palet; Karbon Fiber + Epoksi

2.6.5. Korozyona dayanıklı ürünler

- Su tankı; CTP
- Mazgal Olukları; CTP
- Yeraltı Boruları;
- Marketlerde Dondurulmuş Gıda Reyonu Kaplaması; CTP
- Rasathane Kubbesi; CTP
- Açık Saha Dolapları: CTP
- Çit; CTP
- İlan Panoları; CTP

2.6.6. Ulaşım

- Traktör Kaporta
- Kabin
- Oturma Birimi; SMC
- Toplu Taşıma Araçları Oturma Birimi; SMC
- Konteynır Tabanı; GMT 20
- Otobüs Havalandırma Kanalları
- Port Bagaj Parçaları
- Gösterge Paneli; CTP
- Açık Alan Servis (Golf Arabası) araçları kaporta, tavan; CTP
- Teleferik; CTP,

2.6.7. Otomotiv

- Cam Sileceği; %30 Cam + PBT
- Fitre Kutusu; Mercedes, %35 Cam + Poliamid 66
- Pedallar; %40 Cam + Poliamid 6
- Dikiz Aynası; %30 Cam + ABS
- Far Gövdesi; BMW, %30 Cam + PBT
- Hava Giriş Manifoldu; BMW, Ford, Mercedes, %30 Cam + Poliamid 6
- Otomobil Gösterge Paneli; GMT
- Otomobil Spoiler; CTP
- Otomobil Yan Gövde İskeleti; Ford, CTP
- Otomobil kaporta; Corvette, SMC CTP

2.6.8. Müzik aletleri

- Keman; Karbon Fiber + Epoksi
- Gitar; Karbon lamine tabakalar arası polimer köpük
- Akustik Gitar; Grafit - Epoksi
- Çello; Karbon + Epoksi

2.6.9. Yapı sektörü

- Köprü Tabanı; CTP
- Yürüme yolları; CTP
- Taşıyıcı Konstrüksiyon; CTP
- Bina Balkon Korkuluğu; CTP
- Kapı; CTP
- Taşıyıcı Konstrüksiyon, Yüzme Havuzu, Kapı Saçağı, Yer karoları; SMC
- Bina Kaplama Panelleri; CTP
- Küvet ve lavabo; CTP
- Sokak Lambası; CTP

3. KOMPOZİTLERİN MEKANİK ANALİZİ

3.1. Anizotropik Malzemeler İçin Gerilme – Şekil Değiştirme Bağlıları

Bütün doğrultularda özellikleri farklı olan malzemelere anizotropik malzemeler denir. Böyle malzemelerde genelleştirilmiş Hooke kanunu;

$$\sigma_i = C_{ij}\varepsilon_j \quad i, j = 1, 2, \dots, 6 \quad (3.1)$$

şeklinde ifade edilir. Burada σ_i gerilme gerilme bileşenlerini, C_{ij} rijitlik matrisini ve ε_j şekil değiştirme bileşenlerini göstermektedir. “Eş.3.1.” bağıntısındaki şekil değiştirme vektörünün elemanlarını deplasmanlar cinsinden aşağıdaki şekilde yazabiliriz.

$$\varepsilon_1 = \partial u / \partial x$$

$$\varepsilon_2 = \partial v / \partial y$$

$$\varepsilon_3 = \partial w / \partial z$$

$$\varepsilon_4 = \gamma_{23} = \partial v / \partial z + \partial w / \partial y$$

$$\varepsilon_5 = \gamma_{13} = \partial w / \partial x + \partial u / \partial z$$

$$\varepsilon_6 = \gamma_{12} = \partial u / \partial y + \partial v / \partial x$$

(3.2)

Burada u, v ve w fonksiyonları sırasıyla x, y ve z doğrultularındaki deplasmanlardır. “Eş.3.1” bağıntısındaki C_{ij} matrisi için $C_{ij} = C_{ji}$ olduğu şekil değiştirme enerjisi ifadesi yardımıyla kolayca gösterilebilir. Bu takdirde 36 elemanı bulunan rijitlik matrisinin eleman sayısı 21’e düşmüş olur. Gerilme – Şekil değiştirme bağıntıları bu şekilde ifade edilebilen malzemelere “triklinik malzemeler” denir.

Eğer malzeme özellikleri bakımından bir simetri düzlemi varsa, o zaman rijitlik

matrisi 13 bağımsız elemanla ifade edilebilir. Gerilme – Şekil değiştirme bağıntıları denklem “Eş.3.3” deki gibi yazılan malzemelere “monoklinik malzemeler” adı verilir. Ortotropik malzemelerin rijitlik matrisi ile monoklinik malzemelerin rijitlik matrisi arasındaki fark $C_{16} = C_{26} = C_{45} = C_{36} = 0$ olmasıdır. Ortotropik malzeme, malzeme simetrisinin peşpeşe üç dik düzlemine sahiptir ve herhangi bir noktadaki malzeme özellikleri peşpeşe bu üç dik düzlemde değişiktir. Ortotropik malzemelerin gerilme şekil değiştirme bağıntıları denklem “Eş.3.4” de verilmiştir. Herhangi bir malzemede eğer ortogonal anizotropi haline ilave olarak mekanik özelliklerin bütün doğrultularda aynı olduğu tek bir düzlem malzemenin her noktasında mevcut ise bu malzemeye “transverli izotropik malzeme” denir. Herhangi bir malzemede her noktada ve her doğrultuda malzeme aynı ise bu malzemeye “izotropik malzeme” denir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{45} & C_{55} & 0 \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.3)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.4)$$

3.2. Kompozit Malzemelerde Hooke Sabitlerinin Bulunması

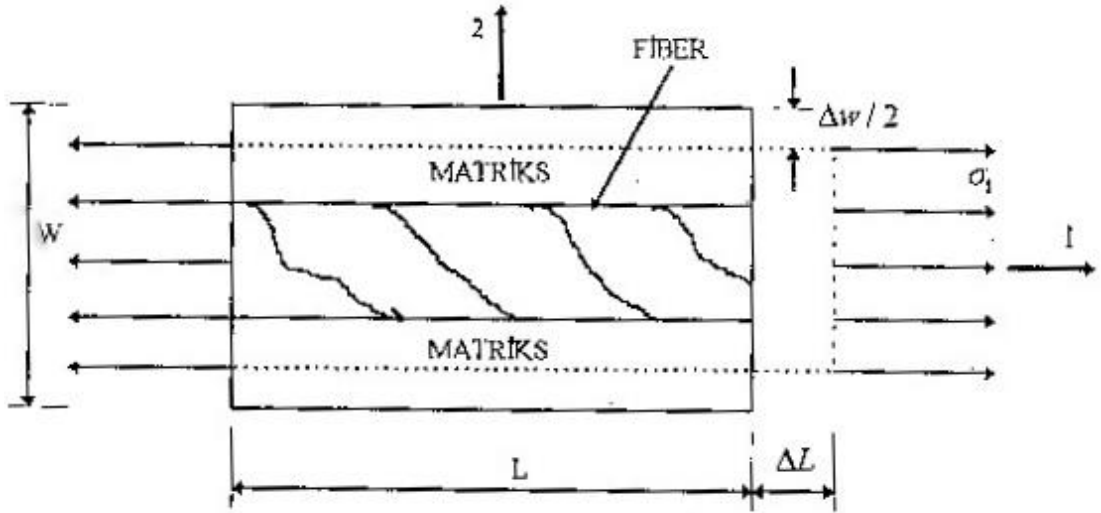
Bir malzemenin kayma modülü “G”, elastiklik modülü “E”, ve Poisson oranı “v” genel olarak malzemenin mühendislik sabitleri diye adlandırılır. Bu sabitler, tek eksenli gerilme ve tam kayma testleri gibi basit testlerle ölçülebilirler. Böylece rijitlik matrisi elemanları matematiksel olarak ifade edildikleri değerden kurtulup

daha açık ve fiziksel anlam taşıyan mühendislik sabitleri ile ifade edilebilme imkanına sahip olurlar.

3.2.1. E_1 'in bulunuşu

Eğer bir malzeme Şekil 3.1'de olduğu gibi takviye doğrultusunda bir σ_1 gerilmesinin etkisinde kalıyorsa hem lifler hem de matriks malzeme aynı miktarda ε_1 kadar uzuyor kabul edilir. O halde

$$\sigma_1 = E_1 \varepsilon_1, \sigma_f = E_f \varepsilon_1, \sigma_m = E_m \varepsilon_1 \quad (3.5)$$



Şekil 3.1. Kompozit malzemenin takviye doğrultusunda çekilmesi

Yazılabilir. Malzeme kesit alanı A ve bu alan içerisinde fiber alanının A_f , matriks alanının A_m olduğu düşünülürse F çekme kuvveti aşağıdaki gibi bulunabilir.

$$F = \sigma_1 A = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \quad (3.6)$$

Bu eşitlikten;

$$E_1 = \varepsilon_1 A = E_f \varepsilon_1 A_f + E_m \varepsilon_1 A_m$$

$$E_1 = (A_f / A)E_f + (A_m / A)E_m \quad (3.7)$$

elde edilir. Hacimsel konsantrasyon

$$V_f = A_f / A, \quad V_m = A_m / A, \quad V_f + V_m = 1 \quad (3.8)$$

şeklinde tanımlanacak olursa

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad (3.9)$$

Sonucu elde edilmiş olur.

3.2.2. E_2 'in bulunuşu

Malzemeyi Şekil 3.2'deki gibi yüklediğimiz takdirde σ_2 gerilmesinin matriks ve fiber tarafından eşit olarak taşındığı kabul edilir. O zaman

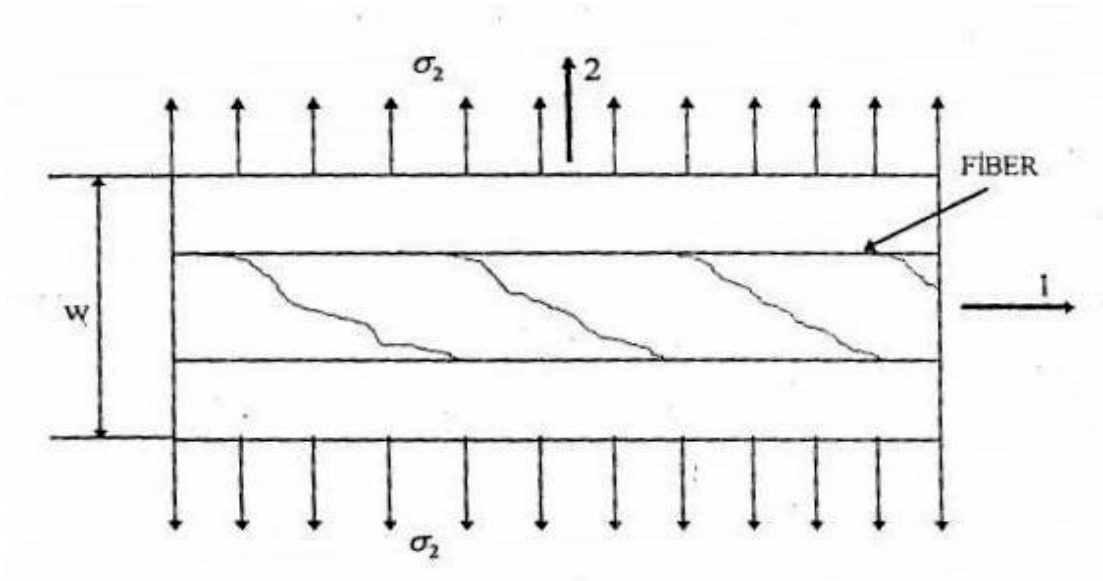
$$\sigma_m = E_m \varepsilon_m, \quad \sigma_f = E_f \varepsilon_f$$

$$\sigma_2 = E_2 \varepsilon_2, \quad \sigma_2 = \sigma_f = \sigma_m \quad (3.10)$$

yazılabilir. Malzemenin kalınlığı W ise $V_f W$ kadarını fiber, $V_m W$ kadarını da matriks oluşturuyor demektir.

$$\varepsilon_2 W = V_f W E_f + V_m W E_m \quad (3.11)$$

“Eş.3.11” bağıntısı malzemenin şekil değiştirme miktarını verir. Buradan



Şekil 3.2. Kompozit malzemenin takviye doğrultusuna dik yönde çekilmesi

$$\varepsilon_2 = V_f \varepsilon_f + V_m \varepsilon_m \quad (3.12)$$

$$\varepsilon_2 = V_f (\sigma_f / E_f) + V_m (\sigma_2 / E_m) \quad (3.13)$$

ifadesi elde edilir. Bu ifadeden

$$\sigma_2 = E_f \varepsilon_2 = E_2 (V_f \sigma_2 / E_f + V_m \sigma_2 / E_m) \quad (3.14)$$

$$E_2 = E_f E_m / (V_m E_f + V_f E_m) \quad (3.15)$$

Bağıntısı elde edilir. Bu bağıntı aşağıdaki şekilde de ifade edilebilir.

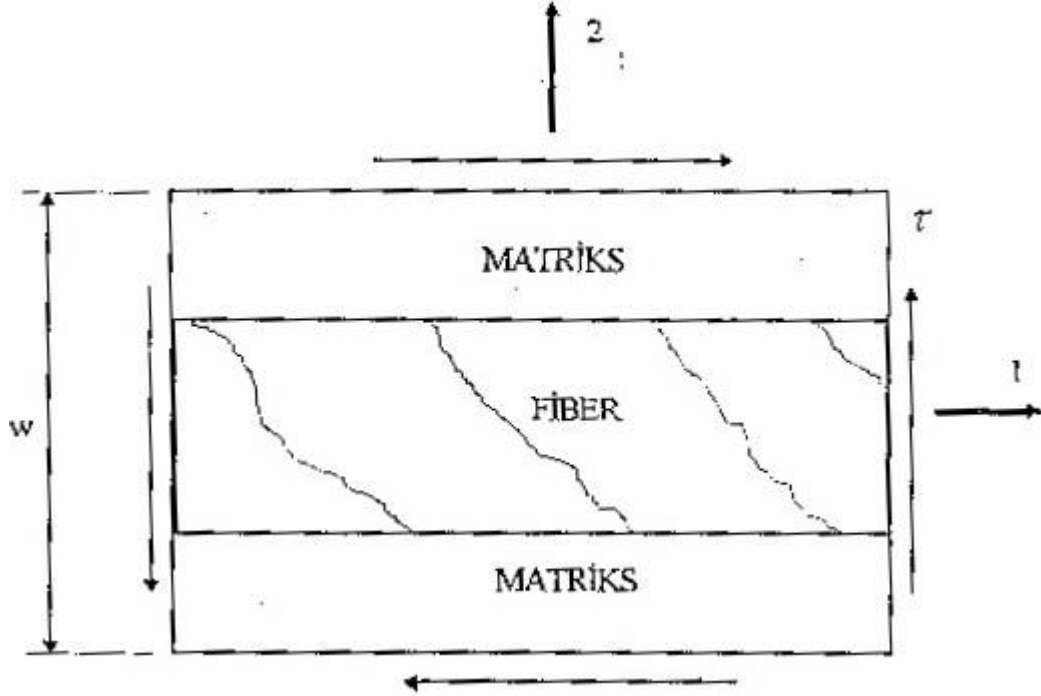
$$1 / E_2 = V_f / E_f + V_m / E_m \quad (3.16)$$

3.2.3. ν_{12} 'in bulunuşu

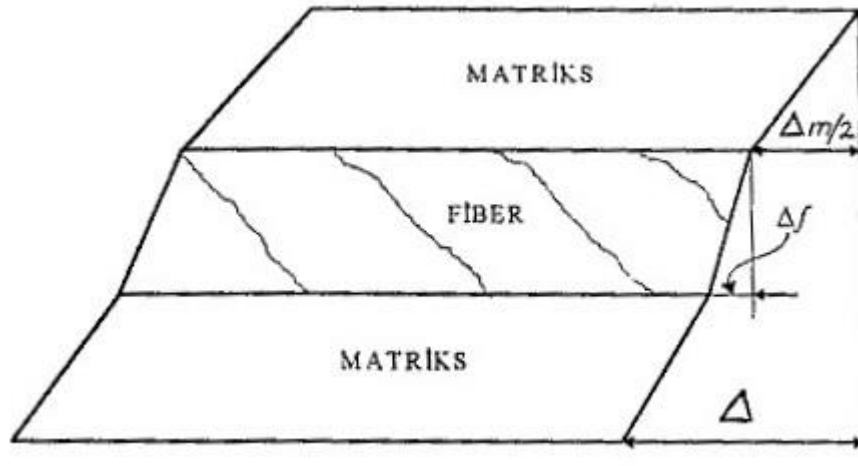
Şekil 3.3'den

$$\nu_{12} = -\varepsilon_2 / \varepsilon_1$$

$$(3.17)$$



Şekil 3.3. Kompozit malzemeye kayma gerilmesinin uygulanması



Şekil 3.4. Kompozit malzemede toplam kayma deformasyonun gösterilişi

$$\Delta W = -V_m \varepsilon_2 = W \nu_{12} \varepsilon_1$$

$$(3.18)$$

$$\Delta W = \Delta W_m + \Delta W_f$$

$$(3.19)$$

Yazılır. “Eş.3.19” bağıntısının sağ tarafındaki ifadeler

$$\Delta W_m = V_m W v_m \varepsilon_1 \quad (3.20)$$

$$\Delta W_f = V_f W v_f \varepsilon_1 \quad (3.21)$$

Eşitlikleriyle tespit edilirler. Buradan da

$$v_{12} = V_m v_m + V_f v_f \quad (3.22)$$

sonucu elde edilir. Eğer $v_m = v_f$ ise $v_{12} = v_m = v_f$ olur.

3.2.4. G_{12} ‘in bulunuşu

Malzeme Şekil 3.3’deki gibi yüklendiğinde

$$\gamma_m = \tau / G_m \quad (3.23)$$

$$\gamma_f = \tau / G_f \quad (3.24)$$

bağıntısı yazılabilir.(Sayman, 1981). Malzemede meydana gelen deformasyonlar Şekil3.4 ‘de görülmektedir. Toplam kayma deformasyonu

$$\Delta = \gamma W \quad (3.25)$$

ile bulunur. Matriks ve fiber için de

$$\Delta_m = V_m W \gamma_m \quad (3.26)$$

$$\Delta_f = V_f W \gamma_f \quad (3.27)$$

Bağıntıları yazılabilir. Daha sonra $\Delta = \Delta_m + \Delta_f$ eşitliğinden

$$\gamma = V_m \gamma_m + V_f \gamma_f \quad (3.28)$$

eşitliği elde edilir. Böylece

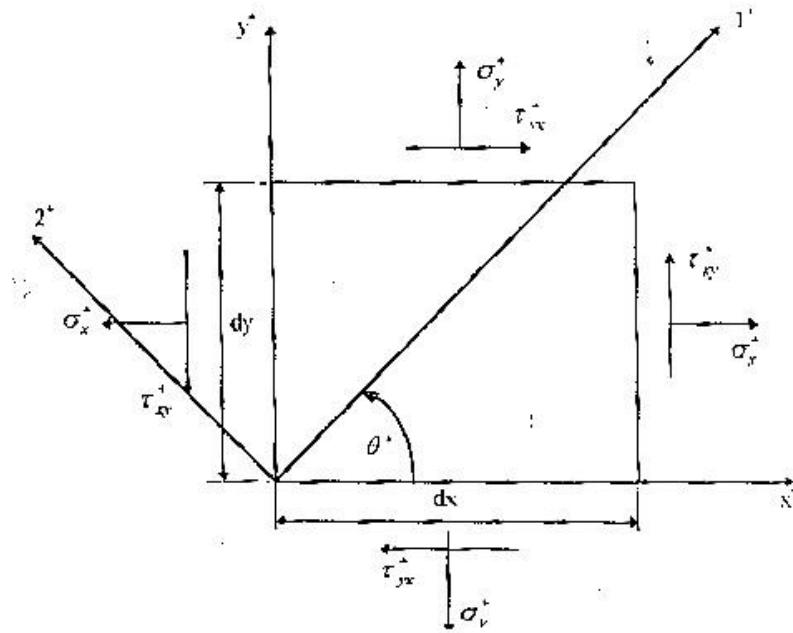
$$\gamma = \tau / G_{12} = V_m \tau / G_m + V_f \tau / G_f \quad (3.29)$$

$$G_{12} = G_m G_f / (V_m G_f + V_f G) \quad (3.30)$$

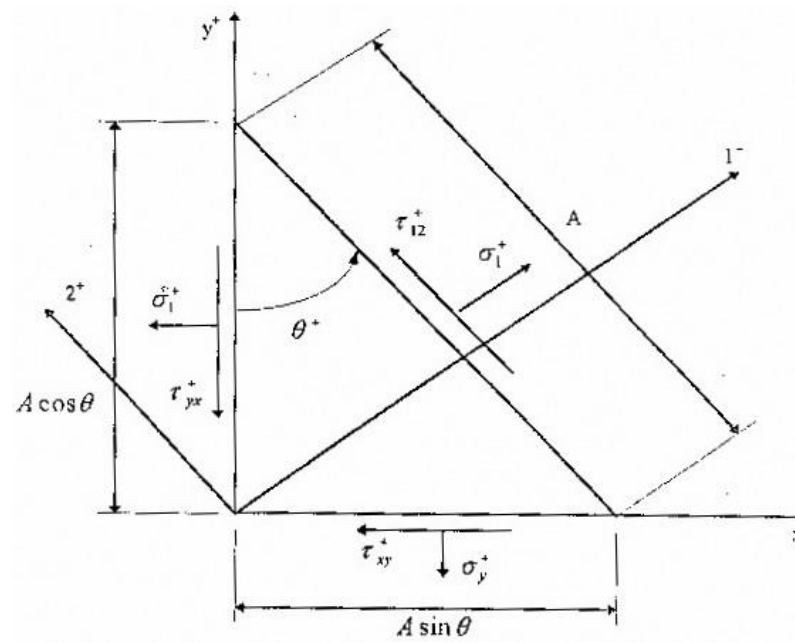
bağıntısı elde edilir.

3.3. Ortotropik Malzemelerde Gerilmeler

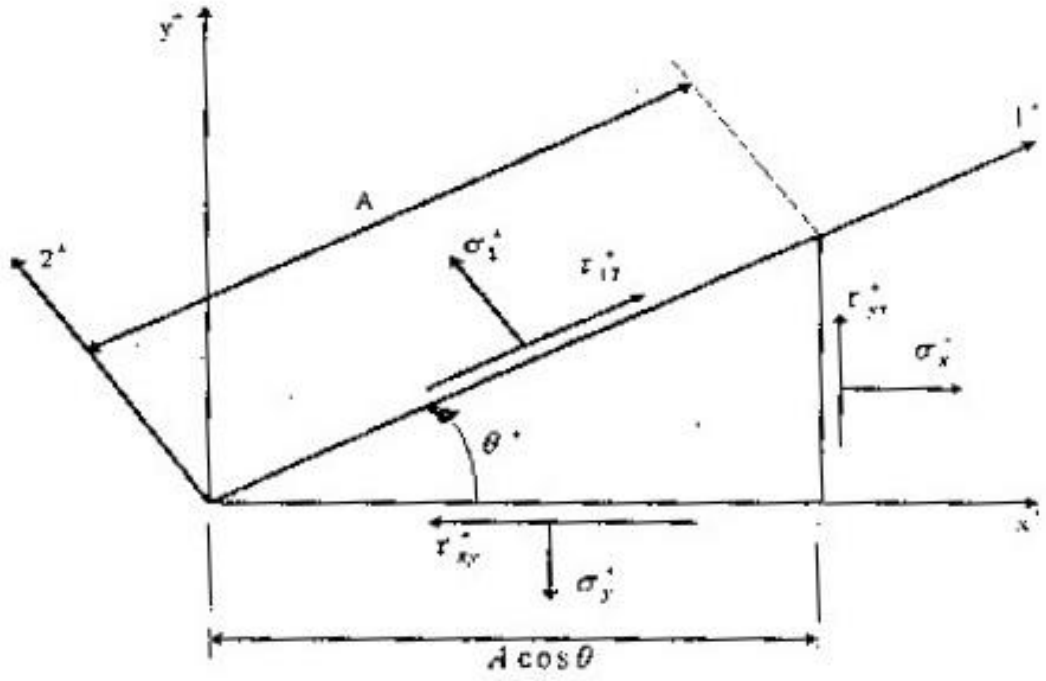
Asal malzeme doğrultuları 1 ve 2 eksenleriyle tanımlanan ortotropik kompozit malzemenin üzerine uygulanan gerilmeler θ açısı kadar farklı x ve y eksenleri doğrultularında uygulandığında, malzemenin elemanter mekaniğinden faydalanarak transformasyon denklemleri aşağıdaki gibi yazılır. Şekil 3.6'dan faydalanarak 1^+ yönündeki gerilmeler



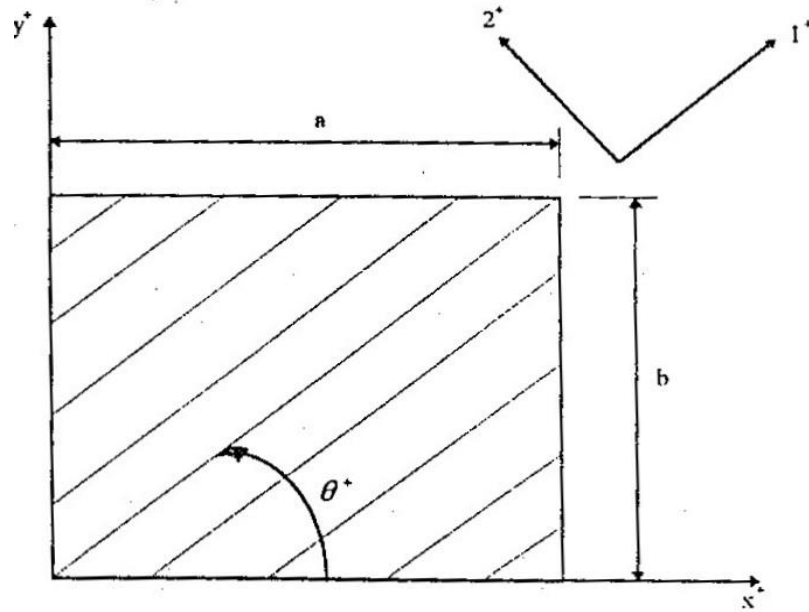
Şekil 3.5. Koordinat eksenleriyle, asal eksenler arasındaki ilişki



Şekil 3.6. Eksenlerin θ açısı kadar dönmesi halinde σ_1 gerilmesi



Şekil 3.7. Eksenlerin θ açısı kadar dönmesi halinde σ_2 gerilmesi



Şekil 3.8. Genel ortotropik levha

$$\sigma_1 = \sigma_x \cos^2 \theta + \sigma_y \sin^2 \theta + \tau_{xy} (2 \sin \theta \cos \theta) \quad (3.31)$$

$$\tau_{12} = -\sigma_x (\sin \theta \cos \theta) + \sigma_y (\sin \theta \cos \theta) + \tau_{xy} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \quad (3.32)$$

Benzer şekilde Şekil 3.7'den faydalanarak σ_2 gerilmesi de aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\sigma_2 = \sigma_y \cos^2 \theta + \sigma_x \sin^2 \theta - 2 \tau_{xy} \cos \theta \sin \theta \quad (3.33)$$

“Eş.3.31”, “Eş.3.32” ve “Eş.3.33” denklemleri aşağıdaki şekilde yazılabilir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = [T] \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.34)$$

Burada T, transformasyon matrisidir. Transformasyon matrisi ise

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

şeklinde yazılır.

Tek yönde fiber takviyeli ortotropik kompozit levhalarda gerilme ile şekil değiştirme arasındaki bağıntılar aşağıdaki gibi ifade edilir (Jones,1975; Vinson,1975; Sayman, 1981).

Rijitlik matrisi elemanları

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

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

$$Q_{21} = \nu_{21}E_{22} / (1 - \nu_{12}\nu_{21}) \quad (3.36)$$

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

$$Q_{66} = G_{12}, \quad Q_{44} = G_{23}, \quad Q_{55} = G_{31}$$

olarak yazılır. Yukarıdaki denklemlerde

$$E_{11} : 1^+ \text{ yönündeki elastisite modülü} \quad [\text{N/mm}^2]$$

$$E_{22} : 2^+ \text{ yönündeki elastisite modülü} \quad [\text{N/mm}^2]$$

$$G_{12} : 1^+ \text{ yüzeyine paralel kayma modülü} \quad [\text{N/mm}^2]$$

$$\nu_{12} : 1^+ \text{ yönündeki Poisson oranı}$$

$$\nu_{21} : 2^+ \text{ yönündeki Poisson oranı}$$

dır. Gerilmeleri şekil değiştirmeler cinsinden ifade edebilmek için indirgenmiş \bar{Q}_{ij} matrisi tanımlanır. “Eş.3.34” denklemi başlangıç olarak alındığında

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [T]^{-1} [Q] [T] \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = [\bar{Q}] \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.37)$$

işlemleri yapılarak \bar{Q} elde edilir. Burada \bar{Q} indirgenmiş genel ortotropik rijitlik matrisidir. \bar{Q} matrisi aşağıdaki gibi yazılır.

$$[\bar{Q}] = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & 2\bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & 2\bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & 2\bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

Burada ;

$$\begin{aligned}
 \bar{Q}_{11} &= Q_{11}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}n^4 \\
 \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4) \\
 \bar{Q}_{22} &= Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}m^4 \\
 \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})nm^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})n^3m \\
 \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})n^3m + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})nm^3 \\
 \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{66}(m^4 + n^4)
 \end{aligned} \tag{3.39}$$

Benzer şekilde

$$\begin{Bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} \tag{3.40}$$

ifadesi yazılabilir.

$$\begin{aligned}
 \bar{Q}_{44} &= Q_{44}m^2 + Q_{55}n^2 \\
 \bar{Q}_{55} &= Q_{44}n^2 + Q_{55}m^2 \\
 \bar{Q}_{45} &= (Q_{55} - Q_{44})mn
 \end{aligned}$$

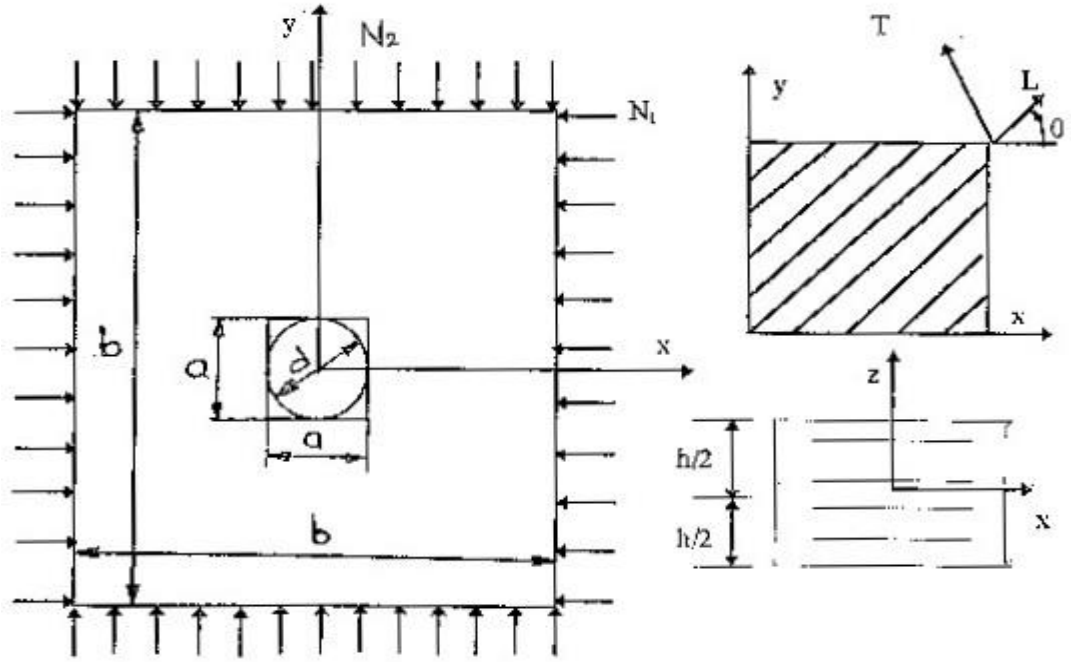
Burada $n = \sin \theta$, $m = \cos \theta$ 'dır. Gerilme ve şekil değiştirmeler arasındaki bu bağıntılardan istenen değerler hesaplanabilir.

4. DELİKLİ LEVHALARDA BURKULMA ANALİZİ

4.1. Matematiksel Formülasyon

Tabakalanmış levhalar, kompozit ortotropik tabakaların simetrik ya da antisimetrik olarak uygun bir şekilde birleştirilmeleriyle elde edilirler.

Şekil 4.1'de levhanın yükleme şekli dik Kartezyen koordinatlarda (x, y, z) gösterilmiştir. Buna göre ortotropik bir tabakada meydana gelen gerilmeler aşağıdaki gibi yazılabilir.



Şekil 4.1. Levhanın dik koordinatlarda gösterilmesi ve yükleme şekli

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.1)$$

$$\begin{Bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \quad (4.2)$$

\bar{Q}_{ij} indirgenmiş rijitlik matrisidir. Levhada meydana gelen yer değiştirmeler

$$u(x, y, z) = u^0(x, y) + z Z \psi_x(x, y)$$

$$v(x, y, z) = v^0(x, y) + z Z \psi_y(x, y) \quad (4.3)$$

$$w(x, y, z) = w(x, y)$$

olarak yazılabilirler. Burada u^0 , v^0 ve w orta yüzeyin herhangi bir noktasının yer değiştirmeleri, ψ_x ve ψ_y de orta düzlem normalinin x ve y eksenleri etrafındaki dönmeleridir. Statik yüklemeler altında tabakalanmış levhaların toplam potansiyel enerjisi aşağıdaki gibi verilir (Popov,1976).

$$\pi = u_b + u_s + v \quad (4.4)$$

Burada u_b eğilme-şekil değiştirme enerjisi, u_s kayma-şekil değiştirme enerjisi ve v de dış düzlemsel yüklerin meydana getirdiği potansiyel enerjisidir. Bunlar

$$u_b = 1/2 \int_{-h/2}^{h/2} [\iint_R (\sigma_x \varepsilon_x + \sigma_y \varepsilon_y + \tau_{xy} \gamma_{xy}) dx dy] dz$$

$$u_s = 1/2 \int_{-h/2}^{h/2} [\iint_R (\tau_{xz} \gamma_{xz} + \tau_{yz} \gamma_{yz}) dx dy] dz \quad (4.5)$$

$$v = 1/2 \iint_R [N_1 (\partial w / \partial x)^2 + N_2 (\partial w / \partial y)^2 + 2N_{12} (\partial w / \partial x)(\partial w / \partial y)] dx dy -$$

$$\int_{\partial R} (N_n^b u_n^b + N_s^b u_s^b) ds$$

Burada R dikdörtgen levhanın düzlemsel yüzeyi, N_n^b ve N_s^b ∂R sınırına uygulanan düzlemsel yüklerdir. N_n^b ve N_s^b düzlemsel yükleri sınırda daima sıfır olduklarından burkulma problemi oluşturmazlar. Bundan dolayı ihmal edilirler (Lin 1989).

4.2. Sonlu Eleman Analizi

Bu çalışmada 8 düğümlü Lagrangian sonlu eleman tekniği kullanılmıştır. n elemana bölünmüş bir levha için toplam potansiyel enerji ifadesi

$$\pi = \sum_{j=1}^n \pi_j = \sum_{j=1}^n (u_{bj} + u_{sj} + v_j) \quad (4.6)$$

Şeklinde verilmektedir. []. İ elemanın düğüm noktalarını göstermek üzere j elemanın yer değiştirmesi

$$\{\delta_{ni}\} = \{u_i^0, v_i^0, w_i, \psi_{xi}, \psi_{yi}\}^T \dots \dots i = 1, \dots, 8 \quad (4.7)$$

olarak yazılabilir. j elemanın herhangi bir (x,y) noktasındaki yer değiştirme fonksiyonu da

$$\{u^0, v^0, w, \psi_x, \psi_y\}^T = P_i [k(x, y), l(x, y)] \{\delta_{ni}\} (x, y) \in R, i = 1, \dots, n \quad (4.8)$$

şeklinde yazılabilir. Burada P_i enterpolasyon fonksiyonudur. R de j. eleman bölgesini göstermektedir. İzoparametrik elemanlarda lokal koordinatlarla global koordinat arasındaki bağıntı aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \end{Bmatrix} = \sum_{i=1}^8 P_i \begin{Bmatrix} x_i \\ y_i \end{Bmatrix} \quad (4.9)$$

Eş.4.8 denklemi kullanılarak

$$u_{bj} = 1/2 \iint_{R_j} \left(\left(\sum [B_{bi}] \{ \delta_{ni} \} \right)^T \left([D_b] \left(\sum_{i=1}^8 [B_{bi}] \{ \delta_{ni} \} \right) \right) \right) dx dy$$

$$u_{sj} = 1/2 \iint_{R_j} \left(\left(\sum [B_{si}] \{ \delta_{ni} \} \right)^T \left([D_s] \left(\sum_{i=1}^8 [B_{si}] \{ \delta_{ni} \} \right) \right) \right) dx dy \quad (4.10)$$

$$v_j = 1/2 \iint_{R_j} \left(\left(\sum [B_{gi}] \{ \delta_{ni} \} \right)^T \left([D_g] \left(\sum_{i=1}^8 [B_{gi}] \{ \delta_{ni} \} \right) \right) \right) dx dy$$

yazılır (Lin 1989). Burada

$$[B_{bi}] = \begin{bmatrix} P_{i,x} & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots \\ 0 & P_{i,y} & 0 & 0 & 0 & \dots \\ P_{i,y} & P_{i,x} & 0 & 0 & 0 & \dots \\ 0 & 0 & 0 & P_{i,x} & 0 & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & P_{i,y} & \dots \\ & & & P_{i,x} & P_{i,y} & \dots \end{bmatrix}_{6 \times 45}$$

$$[B_{si}] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & P_{i,y} & 0 & P_i & \dots \\ 0 & 0 & P_{i,x} & P_i & 0 & \dots \end{bmatrix}_{2 \times 45}$$

$$[B_{gi}] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & P_{i,x} & 0 & 0 & \dots \\ 0 & 0 & P_{i,y} & 0 & 0 & \dots \end{bmatrix}_{2 \times 45}$$

$$[D_b] = \begin{bmatrix} A_{i,j} & B_{i,j} \\ B_{i,j} & D_{i,j} \end{bmatrix}$$

$$[D_s] = \begin{bmatrix} k_1^2 A_{44} & 0 \\ 0 & k_2^2 A_{55} \end{bmatrix}$$

$$[D_g] = \begin{bmatrix} N_1 & N_{12} \\ N_{12} & N_2 \end{bmatrix}$$

$$(A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}) = \int_{-h/2}^{h/2} \bar{Q}_{ij}(1, z, z^2) dz \dots (i=1, 2, 6)$$

$$(A_{44}, A_{55}) = \int_{-h/2}^{h/2} (\bar{Q}_{44}, \bar{Q}_{55}) dz$$

olarak verilmektedir.

Gerçekte bir elemanda 45 değişken mevcuttur. Buna göre eleman düğüm yer değiştirme vektörü $\{\delta_{ej}\}_{45 \times 1}$ olur. Buradan

$$u_{bj} = 1/2 \iint_R \{\delta_{ej}\}^T [B_{bj}]^T [D_b] [B_{bj}] \{\delta_{ej}\} dx dy$$

$$u_{sj} = 1/2 \iint_R \{\delta_{ej}\}^T [B_{sj}]^T [D_s] [B_{sj}] \{\delta_{ej}\} dx dy \quad (4.11)$$

$$v_j = 1/2 \iint_R \{\delta_{ej}\}^T [B_{bj}]^T [D_g] [B_{gj}] \{\delta_{ej}\} dx dy$$

Burada $[B_{bj}]_{6 \times 45}$, $[B_{sj}]_{2 \times 45}$ ve $[B_{gj}]_{2 \times 45}$ boyutundadırlar. Buradan düğüm yer değiştirme vektörü $\{\delta_{ej}\}$, R_j elemanı için sabit olduğundan denklem “Eş.4.11” aşağıdaki şekli alır.

$$u_{bj} = 1/2 \{\delta_{ej}\}^T [K_{bj}] \{\delta_{ej}\}$$

$$u_{sj} = 1/2 \{\delta_{ej}\}^T [K_{sj}] \{\delta_{ej}\} \quad (4.12)$$

$$v_j = 1/2 \{\delta_{ej}\}^T [K_{gj}] \{\delta_{ej}\}$$

Burada $[K_{bj}]$, $[K_{sj}]$ ve $[K_{gj}]$ sırasıyla eğilme rijitliği, kayma rijitliği ve geometrik rijitlik matrisleridir. Bunlar

$$[K_{bj}] = \iint_R [B_{bj}]^T [D_b] [B_{bj}] = \int_{-1}^{-1} \int_{-1}^{-1} [B_{bj}^*(k,l)]^T [D_b] [B_{bj}^*] |J| dkdl$$

$$[K_{sj}] = \iint_R [B_{sj}]^T [D_s] [B_{sj}] = \int_{-1}^{-1} \int_{-1}^{-1} [B_{sj}^*(k,l)]^T [D_s] [B_{sj}^*] |J| dkdl \quad (4.13)$$

$$[K_{gj}] = \iint_R [B_{gj}]^T [D_g] [B_{gj}] = \int_{-1}^{-1} \int_{-1}^{-1} [B_{gj}^*(k,l)]^T [D_g] [B_{gj}^*] |J| dkdl$$

şeklinde ifade edilir. Burada $J, J(k,l) = [\partial(x,y)/\partial(k,l)]$ ile belirlenen Jacobian determinantıdır ve koordinat dönüşümü yapmaya yarar. “Eş.4.13” denklemlerinin bulunmasında Gauss sayısal integrasyon metodu kullanılır. Eleman denklemlerinin birleştirilmesi tüm levha için toplam potansiyel enerji prensibinin uygulanmasına dayanır.

$$\delta\pi = \sum \frac{\partial\pi}{\partial\Delta p} \delta\Delta p = 0 \quad \text{veya} \quad \frac{\partial\pi}{\partial\Delta p} = 0, \quad p = 1, 2, \dots, nd \quad (4.14)$$

Burada π şu ifadeyle verilir.

$$\pi = \sum_{j=1}^{ne} \pi_j = 1/2 \{\Delta\}^T ([K_b] + [K_s] + [K_g]) \{\Delta\} = 1/2 \{\Delta\}^T ([K^*] - \lambda_b [K_g^*]) \{\Delta\} \quad (4.15)$$

ve

$$[K^*] = [K_b] + [K_s] - \lambda [K_g^*] = [K_g] \quad \text{dir.}$$

Eleman düğüm deplasmanları $\{\delta_{ej}\}$ ($j = 1, 2, \dots, ne$) yerine serbestlik derecesi sayısı nd olan global düğüm deplasmanları $\{\Delta\}$ kullanıldı.

“Eş.4.15” denkleminin elde edilmesinde sınır şartları, uygunluk ve denge şartları gözönünde bulundurulmalıdır. “Eş.4.15” denklemi vasıtasıyla denklem “Eş.4.14” aşağıdaki lineer cebrik denklemleri verir.

$$[K^*] - \lambda_b [K_g^*] \{\Delta\} = 0 \quad (4.16)$$

Kritik burkulma yükü N_{cr} , aşağıdaki karakteristik denklemle belirlenen en küçük özdeğer λ_{b1} 'e tekabül eder.

$$Det([K^*] - \lambda_b [K_g^*] \{\Delta\}) = 0 \quad (4.17)$$

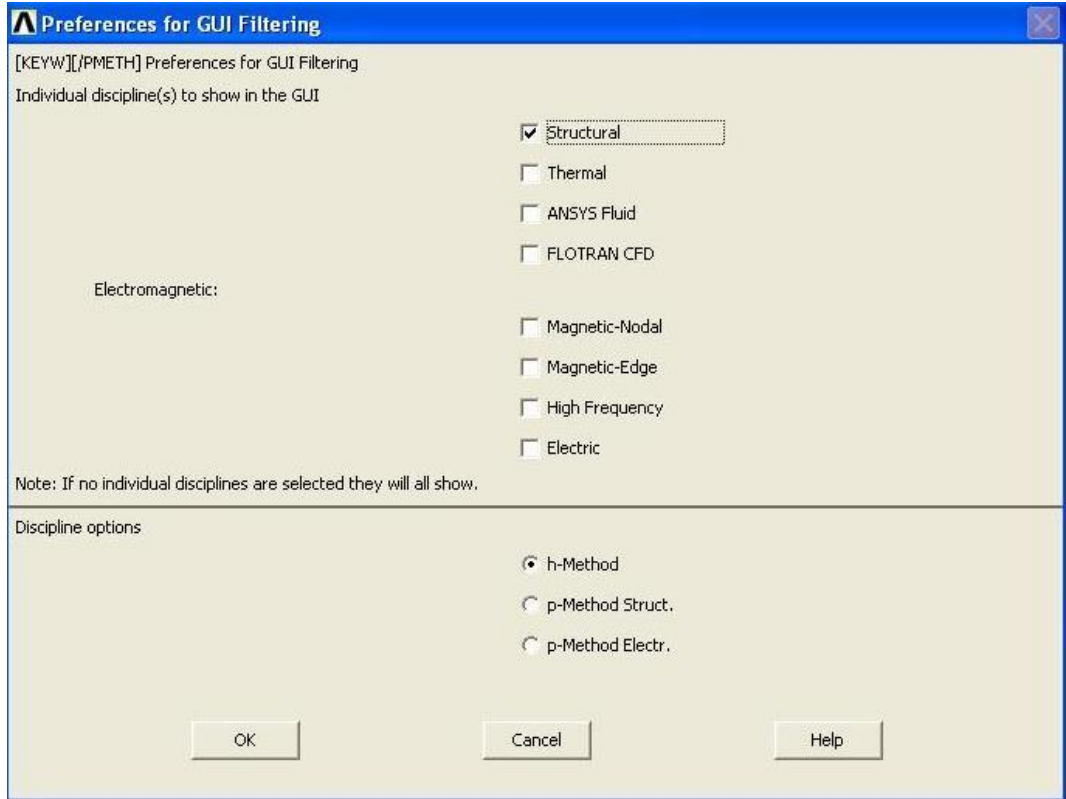
“Eş.4.17” denkleminin çözümü için muhtelif sayısal çözüm metotları kullanılabilir.

5. ANSYS PROGRAMI İLE MODELLEME VE ANALİZ

Bu bölümde Ansys Sonlu Elamanlar Paket Programı kullanarak kompozit dairesel delikli kare levhaların iki yönlü yükleme altındaki kritik burkulma yükleri hesaplanmıştır. Kritik burkulma yüklerinin hesaplamasında kullandığımız Ansys paket programının modelleme ve analizlerin nasıl yapıldığı hakkında madde madde bilgi verilecektir.

5.1. Analiz Tipinin Belirlenmesi

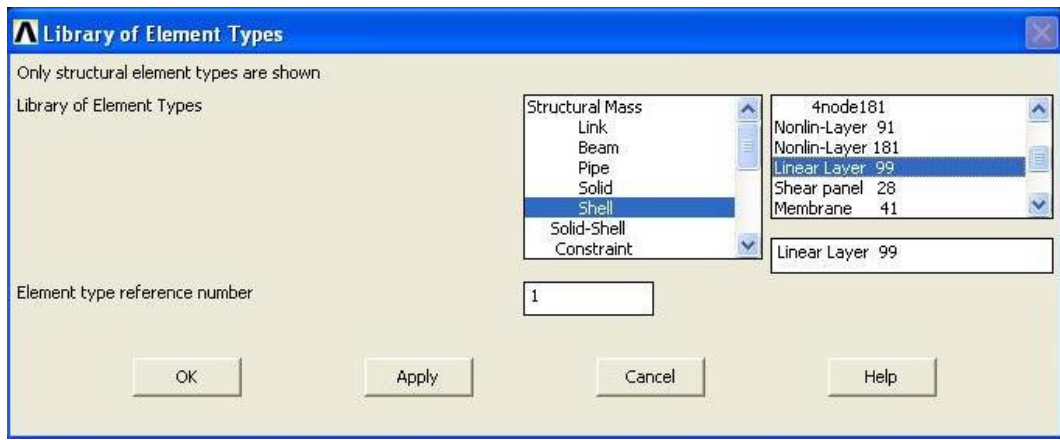
Ansys de modellemeye geçilmeden önce yapılacak analiz çalışmasının tipi belirlenir. ‘**ANSYS Main Menu / Preferences**’ menüsünden structural işaretlenir.



Şekil 5.1. Ansys paket programında analiz tipinin belirlenmesi

5.2. Eleman Tipi ve Özelliklerinin Belirlenmesi

Kompozit malzememiz için uygun olan eleman tipi olarak, levhanın kalınlık uzunluk oranı çok küçük olduğundan dolayı Shell seçilir. **Preprocessor > Element Type > Add/Edit/Delete** seçilir. Çıkan ekranda **Add** seçilir. Sonrasında programın element tipi kütüphanesinden '**Shell > Linear Layer 99**' seçilir. Böylece eleman tipi belirlenmiş olur.



Şekil 5.2. Eleman tipinin belirlenmesi

Ardından kompozit malzemenin tabaka sayısı, tabaka kalınlıkları ve tabaka açıları girilir. **Preprocessor > Real Constants > Add/Edit/Delete** seçilir. Çıkan ekranda önce '**Add**', sonra '**OK**' seçilir. Çıkan ekranda '**Number of layers**' tabaka sayısı yazan sekmeye tabaka sayısı (8) değeri girilir. '**OK**' tuşuna basılır.

Real Constant Set Number 1, for SHELL99

Element Type Reference No. 1

Number of layers (250 max) NL: 8

Layer Symmetry Key LSYM: 0

First layer for output LP1: 0

Second layer for output LP2: 0

Elastic foundation stiffness EFS: 0

Added mass/unit area ADMSUA:

OK Cancel Help

Şekil 5.3. Kompozit malzemenin tabaka sayısının belirlenmesi

Sonrasında çıkan ekranda her bir tabakaya ait malzeme tipi, oryantasyon açısı ve kalınlık değerleri girilir ve 'OK' tuşuna basılır.

Real Constant Set Number 1, for SHELL99

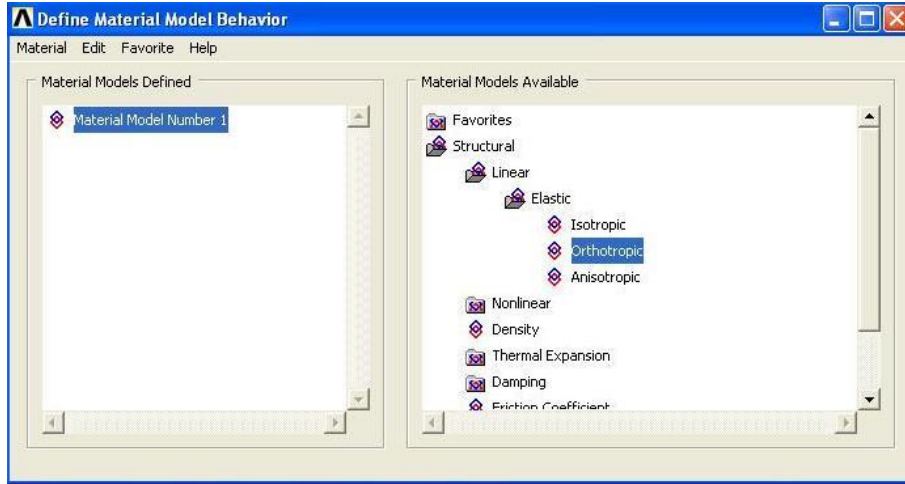
Mat no., X-axis rotation, layer thk	MAT	THETA	TK
Layer number 1	1	-30	0.25
Layer number 2	1	30	0.25
Layer number 3	1	30	0.25
Layer number 4	1	-30	0.25
Layer number 5	1	-30	0.25
Layer number 6	1	30	0.25
Layer number 7	1	30	0.25
Layer number 8	1	-30	0.25

OK Cancel Help

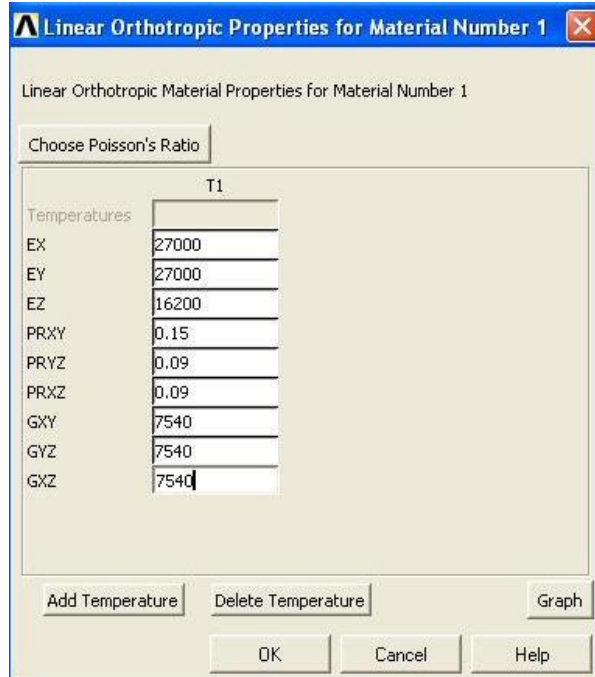
Şekil 5.4. Kompozit malzemenin tabaka açıları ve tabaka kalınlıklarının belirlenmesi

5.3. Malzeme Özelliklerinin Belirlenmesi

Kompozit malzeme ortotropik yapıdadır. **Preprocessor** > **Material Probs** > **Material Models** > **Orthotropic** ve çıkan pencereye malzemenin mekanik özellikleri girilir.



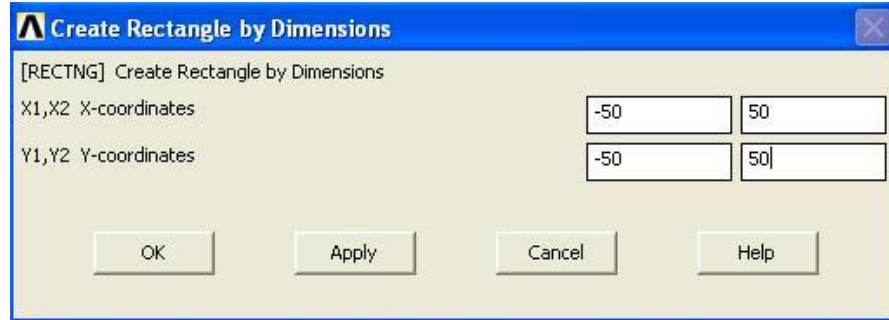
Şekil 5.5. Kompozit malzeme orthotropic yapıda seçilmesi



Şekil 5.6. Malzeme özelliklerinin belirlenmesi

5.4. Modelin Oluşturulması

Kompozit levhamızın geometrik modelini oluşturmak için ilk önce; **Preprocessor** > **Modeling** > **Create** > **Areas** > **Rectangle** > **By dimensions** seçilir. Çıkan ekranda levhanın ebatları girilir.



Şekil 5.7. Kare levhanın oluşturulması

Sonrasında kare levhanın merkezine dairesel delik açmak için **Modeling** > **Create** > **Areas** > **Circle** > **Solid Circle** seçilir. Solid Circular Areas penceresi açılır, bu pencerede dairesel deliğın koordinatları ve delik yarı çapı değeri girilir.

5.5. Elemanlara Ayırma

Kullandığımız Ansys programında sonlu elemanlara ayırma işlemi mesh komutuyla yapılır. Kullanılan birim elemanın boyutu ne kadar küçük olursa analizimiz o kadar hassas olacaktır. **Preprocessor** > **Meshing** > **Size Contrls** > **Manuel Size** > **Areas** > **All Areas** seçilir.

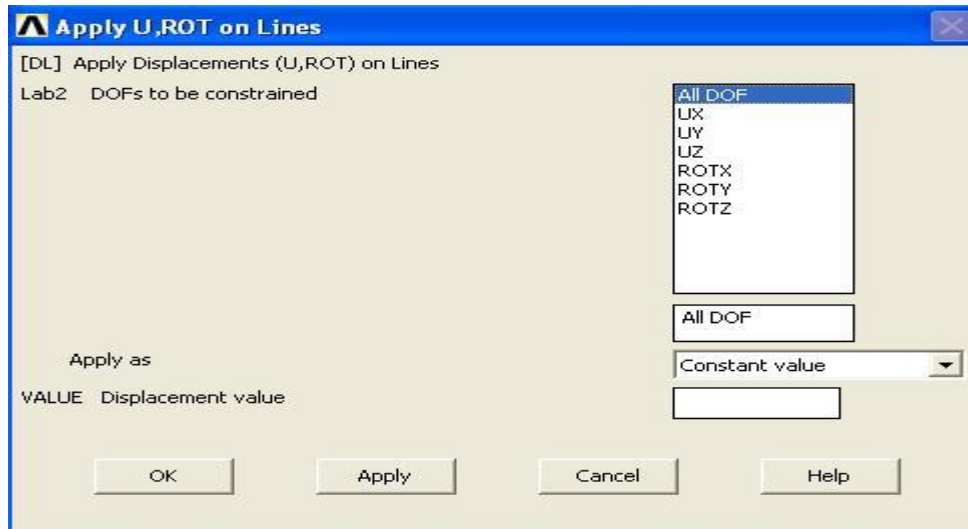


Şekil 5.8. Meshleme işleminde birim uzunluğın seçilmesi

Preprocessor > Meshing > Mesh > Areas > Free > Mesh Areas seçildikten sonra açılan pencerede **Pick All** seçilir ve kompozit levha elemanlarına ayrılır.

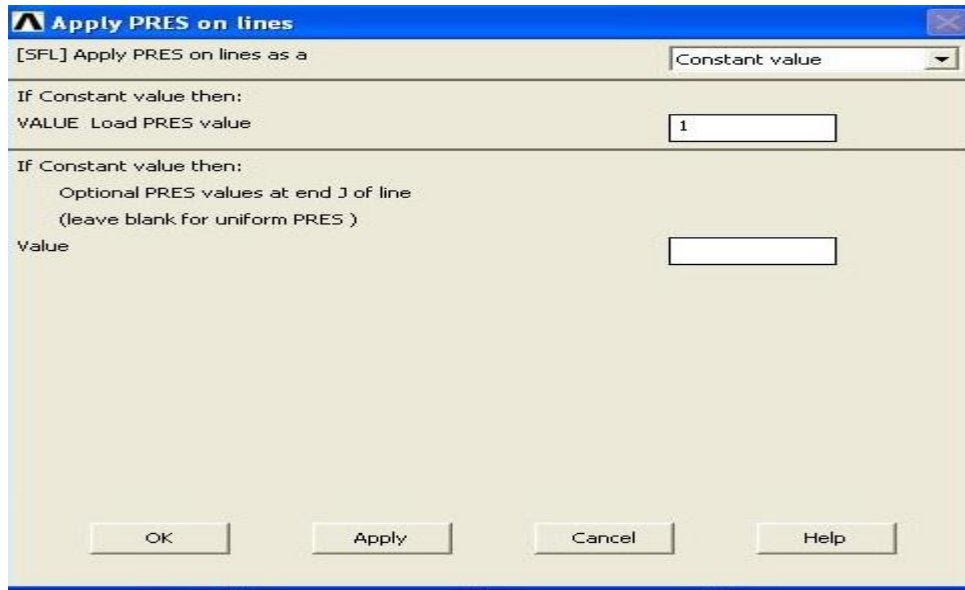
5.6. Sınır Şartlarının ve Yüklemenin Tanımlanması

Elemanlara böldüğümüz kompozit levhanın sınır şartlarını girmek için önce **Solutions > Apply > Structural > Displacement > On Lines** seçilir ve levhanın alt kenarından seçim yapılarak, alt kenar boyunca mesnetleme yapılır. Açılan yeni pencerede seçtiğimiz tüm düğüm noktalarının serbestlik dereceleri **All DOF** seçilerek mesnet kenar elde edilmiş olur.

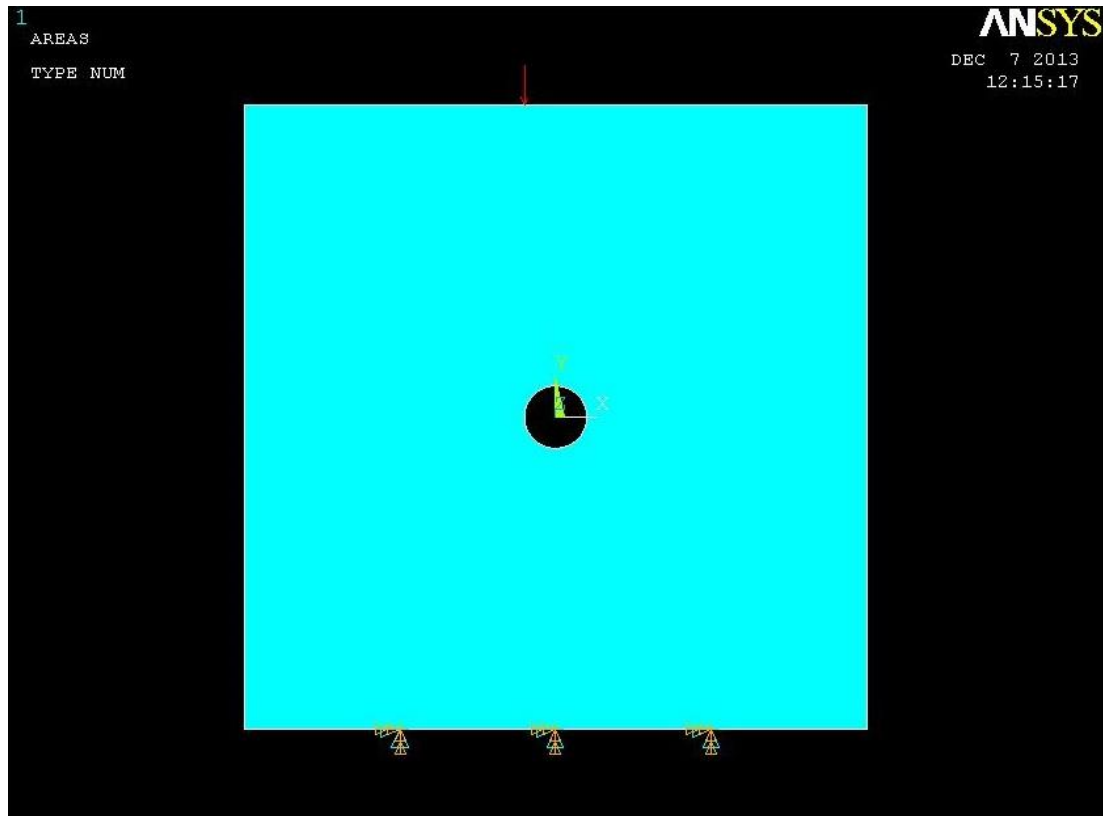


Şekil 5.9. Sınır şartı için serbestlik derecelerinin girilmesi

Yükleme levhanın üst uç noktasından Y yönünde 1 N' luk yük uygulanır. **Solution > Apply > Structural > Pressure > On lines** seçilir. Yeni pencere açıldıktan sonra levhanın serbest üst ucu çizgi olarak seçilir ve ok butonu tıklanır. Ardından açılan pencerede **Load Pressure Value** değeri olarak **1** girilir.



Şekil 5.10. Yüklemenin yönünün ve değerinin girilmesi



Şekil 5.11. Sınır şartlarının ve yüklemenin tanımlanması

5.7. Çözüm

ANSYS paket programında burkulma analizi üç aşamada yapılacaktır. İlk olarak Statik analiz çözümü yapılacak, ikinci aşamada Eigen Buckling ve son olarak burkulma analizinin genişletilmesi ile burkulma yükleri belirlenecek.

Burkulma analizinin çözümünü çalıştırmak için ilk olarak prestress effects aktif hale getirilir, bunun için **Solution > Unabridged Menu > New Analysis > Analysis Type > Analysis Options** seçilir ve çıkan ekrandan **[SSTIP][PSTRES]** satırında **Prestress On** aktif hale getirilir.

Static or Steady-State Analysis

Nonlinear Options

[NLGEOM] Large deform effects Off

[NROPT] Newton-Raphson option Program chosen

Adaptive descent ON if necessary

Linear Options

[LUMPM] Use lumped mass approx? No

[EQSLV] Equation solver Program Chosen

Tolerance/Level -

- valid for all except Frontal and Sparse Solvers

Multiplier -

- valid only for Precondition CG

[PRECISION] Single Precision - Off

- valid only for Precondition CG

[MSAVE] Memory Save - Off

- valid only for Precondition CG

[PIVCHECK] Pivots Check Off

- valid only for Frontal, Sparse and PCG Solvers

[SSTIF][PSTRES]

Stress stiffness or prestress Prestress ON

Note: If NLGEOM,ON then set SSTIF,ON.

[TOFFST] Temperature difference- 0

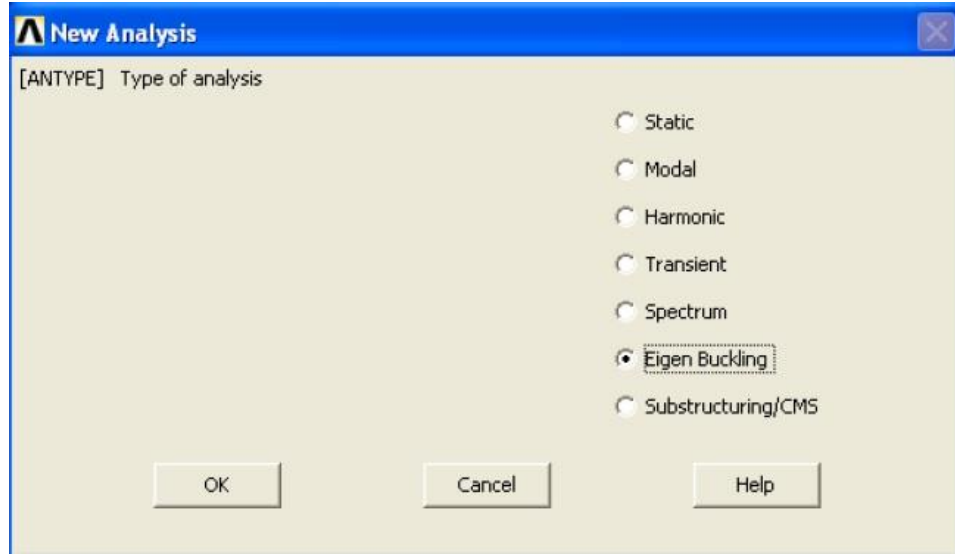
- between absolute zero and zero of active temp scale

OK Cancel Help

Şekil 5.12. Burkulma çözümünü çalıştırmak için Prestress Effects'in aktif hale getirilmesi

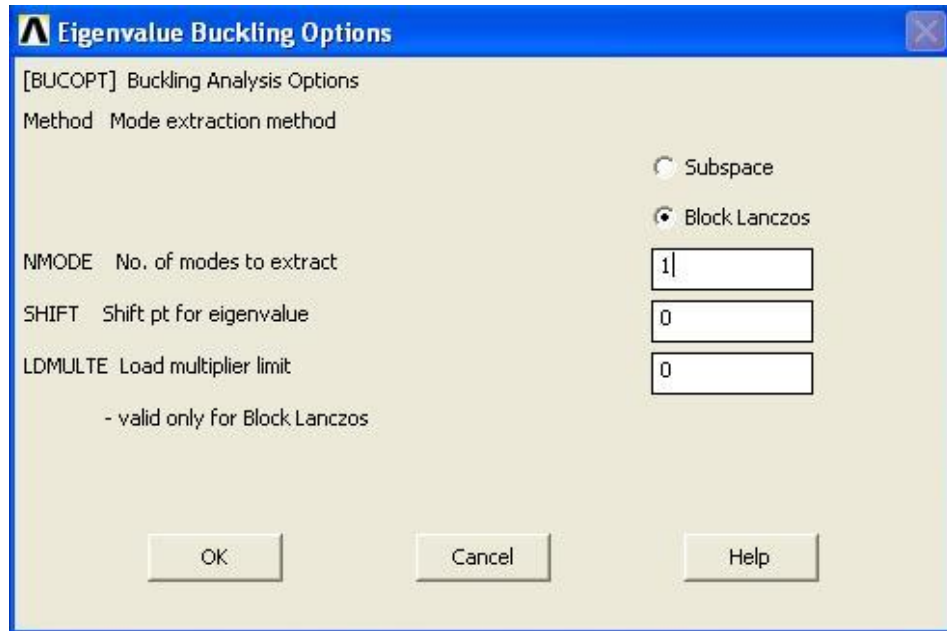
Solution > **Solve** > **Current LS** seçilir ve ilk çözüm yapılmış olur. Çözüm tamamlandıktan sonra 'ANSYS MAIN MENU' bölümünden FINISH tıklanır.

İkinci aşama için **Solution** > **Analysis Type** > **New Analysis** > **Eigen Buckling** seçilip 'OK' tıklanır.



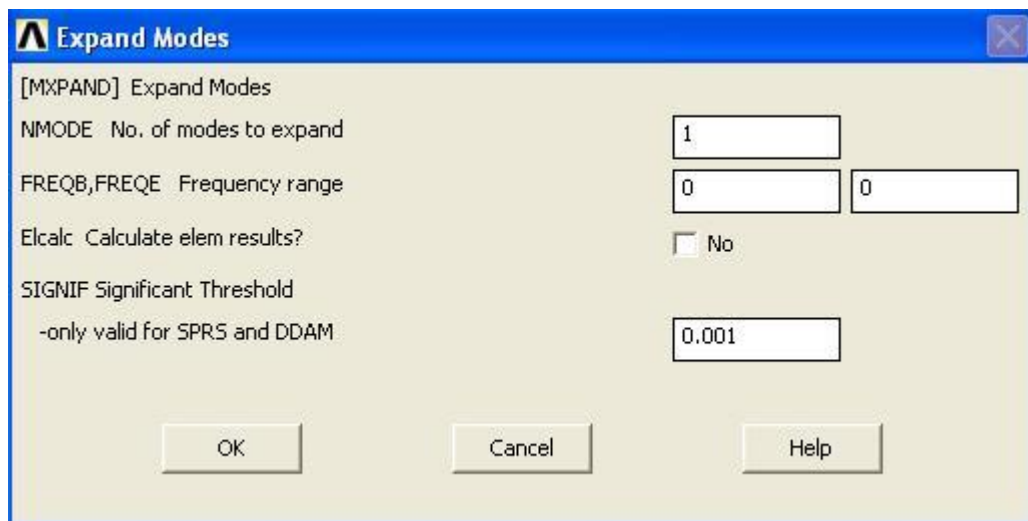
Şekil 5.13. Eigen Buckling metodu ile burkulma analizinin özelleştirilmesi

Burkulma çözümü için Block Lanczos çözüm metodu kullanılır. Block Lanczos seçimi için ise **Solution** > **Analysis Type** > **Analysis Options** tıklanır ve çıkan ekrandan Block Lanczos seçilir ve Extract Mode kısmına 1 değeri girilerek parçamız tanımlanmış olur.



Şekil 5.14. Matris çözücü olarak Block Lanczos metodunun seçilmesi

Solution > **Solve** > **Current LS** seçilir ve ikinci çözüm yapılmış olur. Çözüm tamamlandıktan sonra 'ANSYS MAIN MENU' bölümünden FINISH tıklanır. Son olarak burkulma analizinin genişletilmesi için **Solution** > **Load Step Options** > **ExpansionPass** > **Single Expand** > **Expand Modes** tıklanır ve **No.of modes to expand** satırına 1 değeri girilir.



Şekil 5.15. Burkulma çözümünün genişletilmesi

Solution > Solve > Current LS seçilir ve son çözüm yapılmış olur. Çözüm tamamlandıktan sonra 'ANSYS MAIN MENU' bölümünden FINISH tıklanır.

5.8. Sonuçların Okunması

Ansys programı analiz işlemini bitirdikten sonra, levhamızın burkulma yüklerini görmek için **General Postproc > List Results > Detailed Summary** seçilir ve çıkan ekrandaki 'TIME/FREQ' altında bulunan yükleme değeri Newton olarak okunur.

6. MATERYAL VE DENEYSEL ÇALIŞMA

6.1. Materyal

Sayısal ortamda (Ansys Paket Programında) modellemesini ve analizini yapacağımız levhaların sonuçlarını karşılaştırma imkanı elde edebilmek adına İzmir’ de bulunan İzoreel firmasında kompozit malzemelerimiz imal ettirilmiştir.

Deney numunesi olarak Epoxy / E cam elyaf kompozit malzemesi seçilmiştir. Numune levhalar $[(-30/30)_2]_s$, $[(-45/45)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$ ve $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında, tabaka kalınlığı 0.25 mm olmak üzere 8 tabakadan meydana gelmiş ve levha toplam kalınlığı 2 mm’dir. Levhalarda 300 gr/m^2 tek yönlü elyaflar kullanılmıştır. 120°C de 4 saat kürlenerek sertleştirilen levhalar sıcak presleme yöntemiyle 3 Bar basınç altında imal edilmiştir. Deneyleerde her bir oryantasyon açısında deliksiz ve levhanın tam orta merkezinde 10 mm, 20 mm, 30 mm ve 40 mm çaplarında dairesel delik delinmiş, 100 x 100 mm kare levhalar halinde kesilmiştir. Deneyleerde her bir oryantasyon açısında deliksiz ve delikli olmak üzere toplam 60 adet kare levha kullanılmıştır.

Deneyleerde kullanılan kompozit levhaların mekanik özellikleri aşağıdaki çizelgede gösterilmiştir.

Çizelge 6.1. Deney numunelerinin mekanik özellikleri

E_1 (MPa)	E_2 (MPa)	E_3 (MPa)	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	G_{12} (MPa)	G_{13} (MPa)	G_{23} (MPa)
27000	27000	16200	0.15	0.09	0.09	7540	7540	7540

Kompozit levhaların imalat aşamasında çekilen fotoğrafları aşağıda gösterilmiştir.



Resim 6.1. Levhaların imalatı



Resim 6.2. Levhaların imalatı

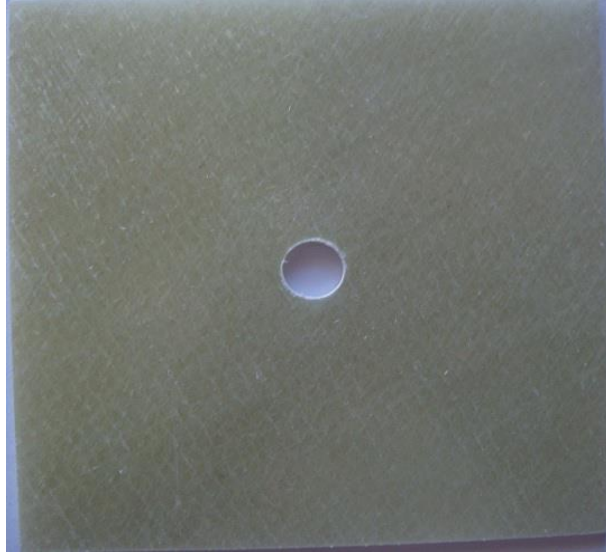


Resim 6.3. Levhaların imalatı

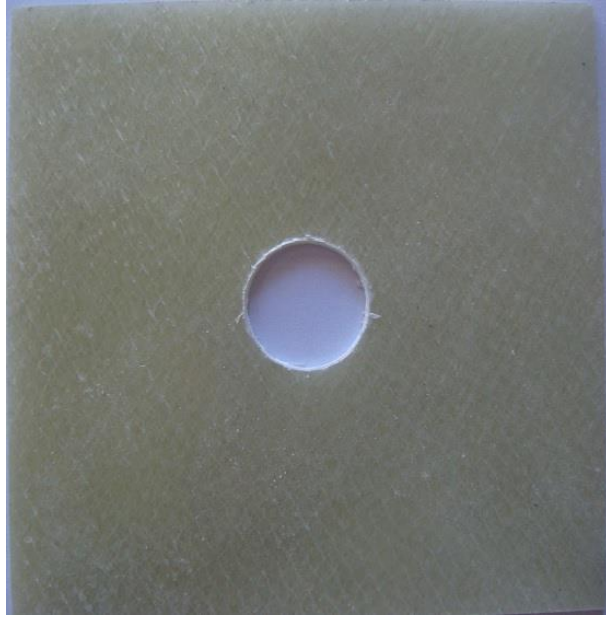
Deneylerde kullanılacak olan numunelerin örnek fotoğrafları ;



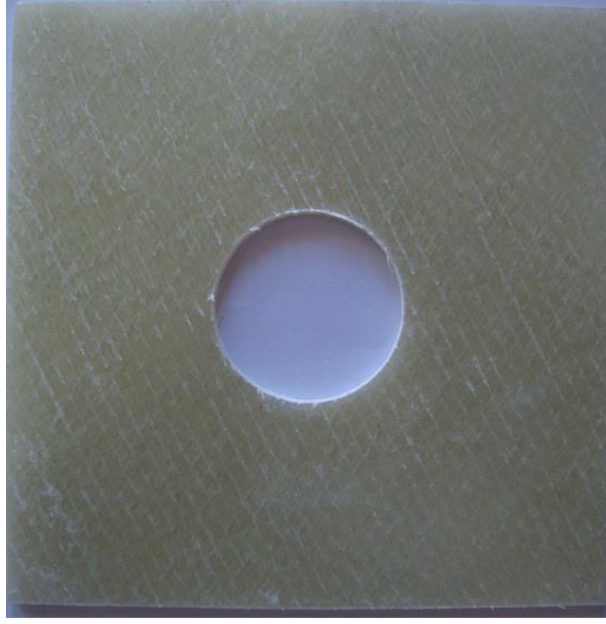
Resim 6.4. Numune $[(-30/30)_2]_s$, $[(-45/45)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$ ve $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında, deliksiz, 100x100 mm kare levha



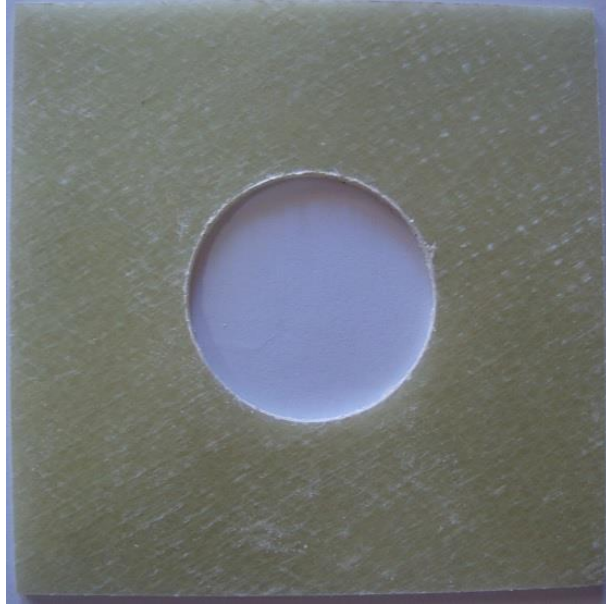
Resim 6.5. Numune $[(-30/30)_2]_s$, $[(-45/45)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$ ve $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında, $\varnothing 10$ mm çapında dairesel delikli, 100x100 mm kare levha



Resim 6.6. Numune $[(-30/30)_2]_s$, $[(-45/45)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$ ve $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında, $\varnothing 20$ mm çapında dairesel delikli, 100x100 mm kare levha



Resim 6.7. Numune $[(-30/30)_2]_s$, $[(-45/45)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$ ve $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında, $\varnothing 30$ mm çapında dairesel delikli, 100x100 mm kare levha



Resim 6.8. Numune $[(-30/30)_2]_s$, $[(-45/45)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$ ve $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında, $\varnothing 40$ mm çapında dairesel delikli, 100x100 mm kare levha

6.2. Deneysel Çalışma

Mekanik burkulma deneyleri Shimadzu marka Çekme – Basma test cihazımızın basma özelliği kullanılarak yapılmıştır. Levhaların sınır şartlarını sağlayabilmek adına platin malzemedeki yapılmış aparat ile alt kenar sabitlenmiştir. Yükleme yaptığımız üst kenar içinde, yine yükleme esnasında kayma olmaması için yaptığımız aparat ile burkulma deneyleri yapılmıştır.



Resim 6.9. Shimadzu marka Çekme – Basma Deney Seti



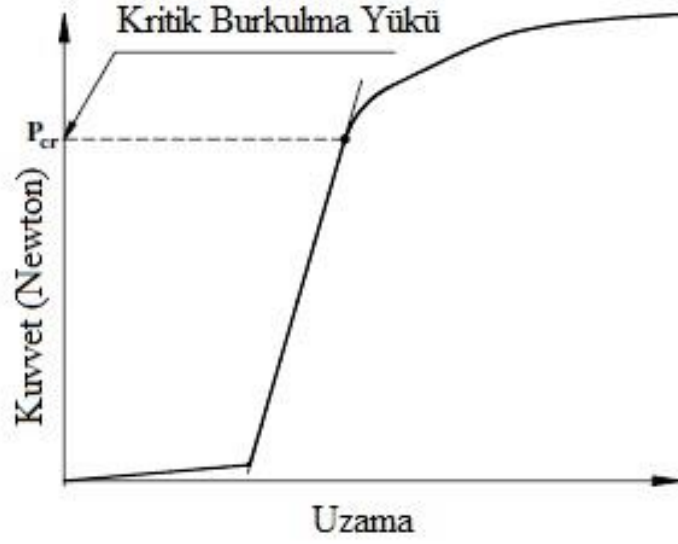
Resim 6.10. Alt ve Üst aparatlar ile levhanın sınır şartlarının sağlanması



Resim 6.11. Yükleme testi sonunda numunedeki burkulmanın gösterimi

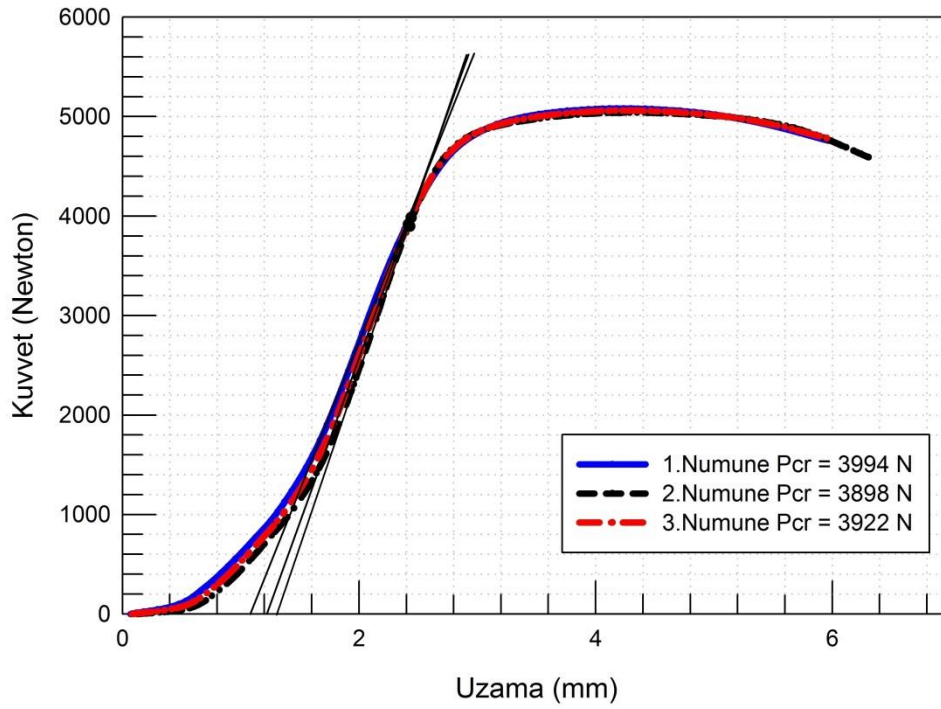
7. ANALİZLER

7.1. Deneysel Çalışmanın Grafikleri ve ANSYS Analiz Sonuçları



Şekil 7.1. Kritik burkulma yükünün grafik üzerinde tespiti

Kritik burkulma yükünün bulunması için grafik üzerinde lineer çizgiden ayrılan nokta tespit edilir. Bu noktanın y eksenindeki değeri bize kritik burkulma yükünü verir (Arman ve ark., 2006).

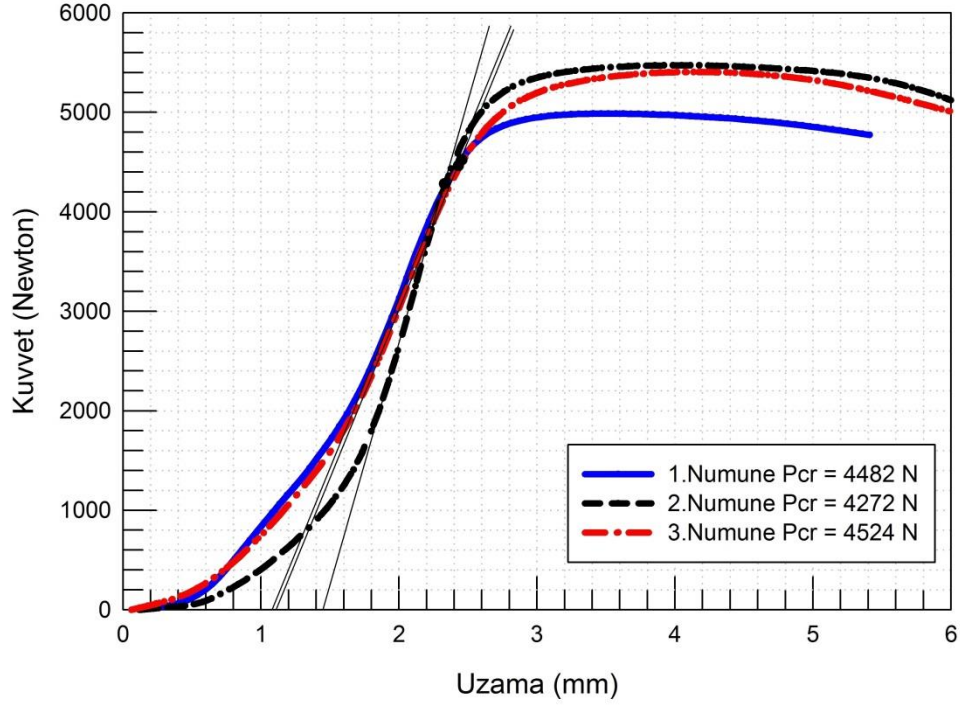


Şekil 7.2. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø0 mm - deliksiz levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.1. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø0 mm - deliksiz levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	3994	3938	3877
2.Numune	3898		
3.Numune	3922		

$[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında deliksiz levhadaki (Ø0 mm) kritik burkulma yüklerinin belirlenmesi için yaptığım deneylerin grafikleri Şekil 7.2’de, değerleri ise Çizelge 7.1’de gösterildiği gibidir. Grafikler shimazdu marka çekme – basma cihazının verdiği nokta değerlerinin sigmaplot grafik programında çizilmesi ile oluşmuştur. Deneylerin ortalama değeri ile Ansys programının sayısal sonucu arasında % 1,55 fark oluşmuştur.

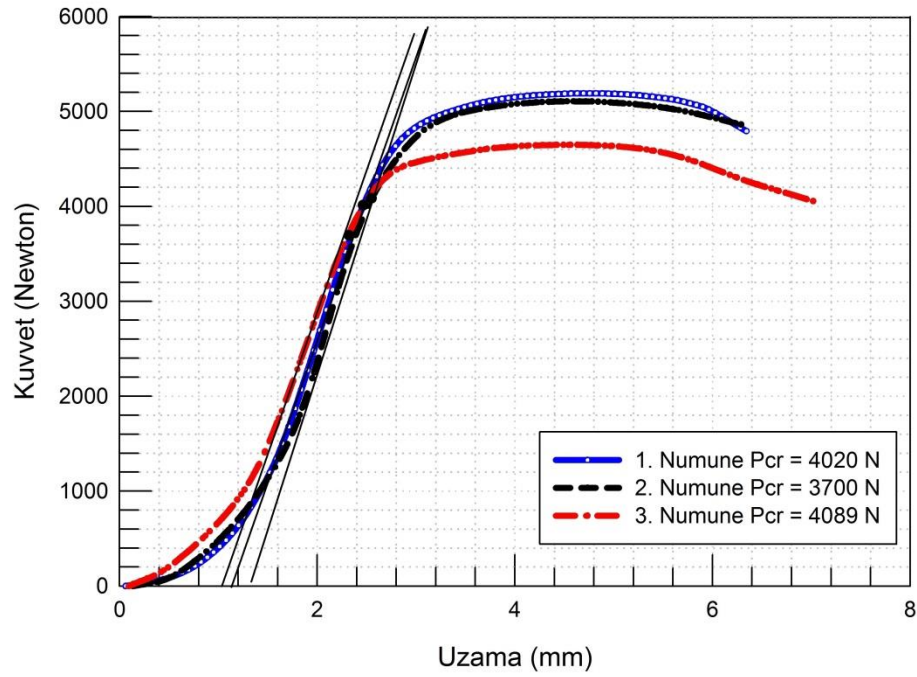


Şekil 7.3. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø10 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.2. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø10 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	4482	4426	3892
2.Numune	4272		
3.Numune	4524		

$[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø10 mm delikli levhadaki yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.3’de gösterilmiştir. Değerleri ise Çizelge 7.2’de karşılaştırıldığı üzere kritik burkulma yükleri arasında % 12,07 ‘lik bir fark görülmektedir. Ansys programından çıkan sayısal sonuç deneylerin ortalamasından düşük olduğu görülmektedir ve bununla birlikte Çizelge 7.1’de belirtilen deliksiz levhadaki sayısal sonuçtan yüksek olduğu da dikkat çekmektedir.

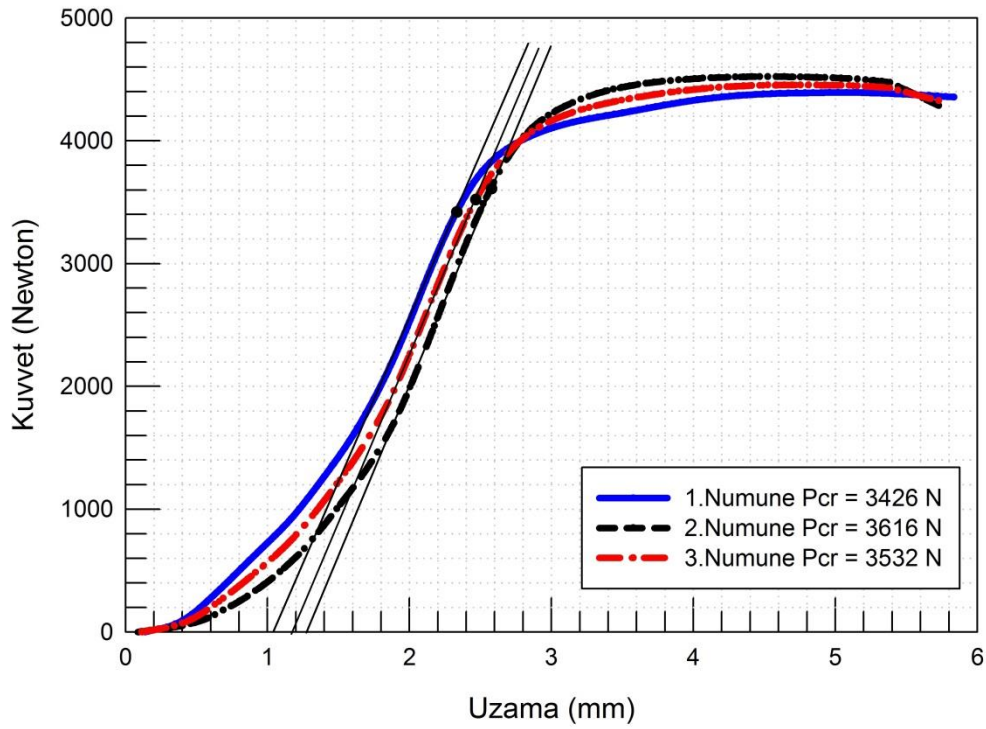


Şekil 7.4. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\text{Ø}20$ mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.3. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\text{Ø}20$ mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yükü (Newton)	Deneilerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yükü
1.Numune	4020	3936	3709
2.Numune	3700		
3.Numune	4089		

$[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\text{Ø}20$ mm delikli levhadaki yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.4’de, değerleri ise Çizelge 7.3’de karşılaştırıldığı üzere kritik burkulma yükleri olarak deneylerin ortalaması ve sayısal analiz sonuçları arasında % 5,78’lik bir fark oluşmuştur. $\text{Ø}10$ mm dairesel delikli levhanın sonuçlarına göre kıyas edildiğinde $\text{Ø}20$ mm delikli levhadaki kritik burkulma yüklerinin düştüğü görülmüştür.

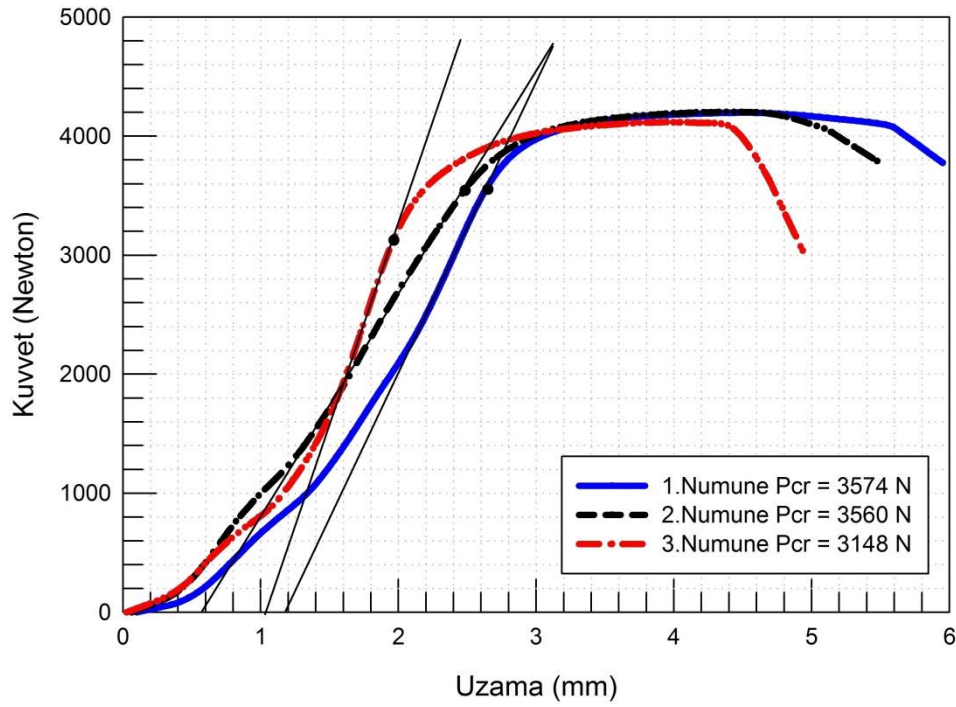


Şekil 7.5. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.4. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	3426	3525	3424
2.Numune	3616		
3.Numune	3532		

$[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm delikli levhadaki yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.5’de gösterildiği üzere yakın sonuçlar elde edilmiştir. Çizelge 7.4’de deneysel sonuçlar ve sayısal sonuçlar karşılaştırılmıştır. Deneysel ve sayısal sonuçlar arasında % 2,87’lik bir fark olduğu ve Ø20 mm delikli levhannın yüklerine göre düştüğü görülmüştür.

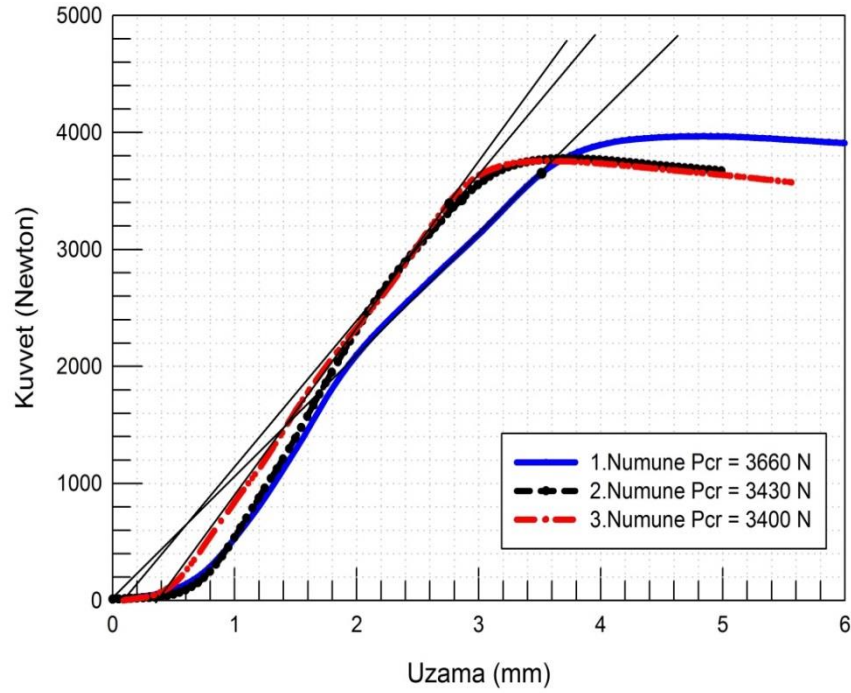


Şekil 7.6. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.5. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	3574	3427	3051
2.Numune	3560		
3.Numune	3148		

$[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm delikli levhadaki yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.6’da , değerleri ise Çizelge 7.5’de karşılaştırılmıştır. Deney sonuçlarının ortalaması ile sayısal sonuç arasında % 10,97’lik bir fark oluşmuştur. $[(-30/30)_2]_s$ Oryantasyon açısındaki levhalarda delik çapı arttıkça kritik burkulma yükünün düştüğü ve en düşük değerin en yüksek çapta olduğu Çizelge 7.5’de görülmüştür.

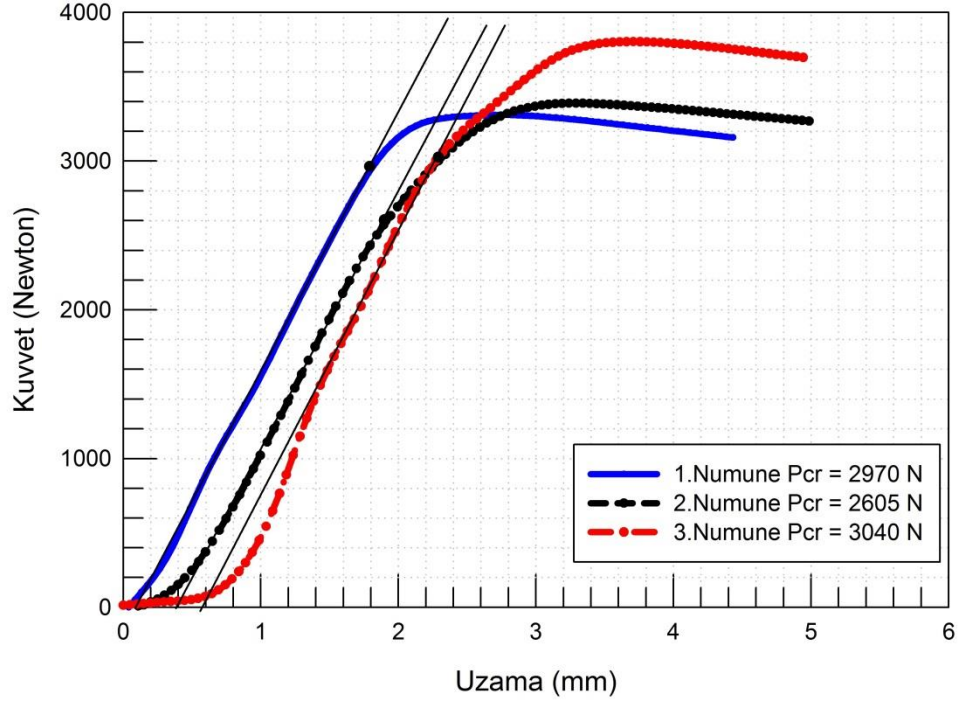


Şekil 7.7. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\emptyset 0$ mm - deliksiz levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.6. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\emptyset 0$ mm - deliksiz levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	3660	3497	3657
2.Numune	3430		
3.Numune	3400		

$[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında deliksiz levhadaki ($\emptyset 0$ mm) yükler kuvvet – uzama grafiğı üzerinde Şekil 7.7’de, değerleri ise Çizelge 7.6’da karşılaştırılmıştır. Deneysel sonuçların ortalaması ile sayısal sonuç arasında % 4,38’lik bir fark oluşmuştur. $[(-30/30)_2]_s$ oryantasyon açısındaki deliksiz levhanın kritik burkulma yüküne göre $[(-45/45)_2]_s$ oryantasyon açısındaki yük düşük çıkmıştır.



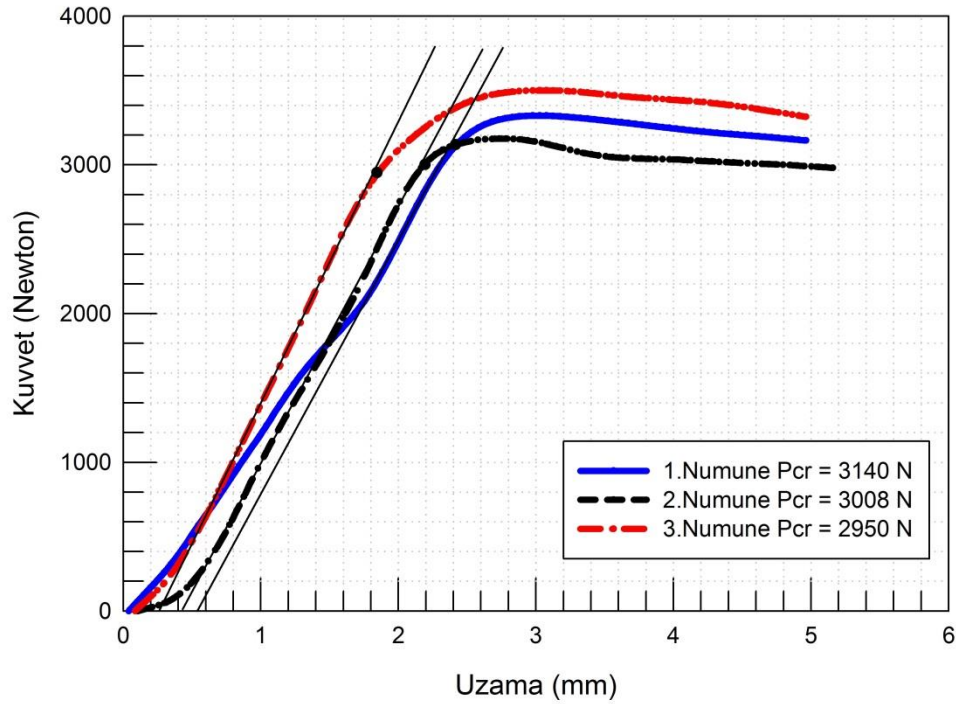
Şekil 7.8. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\text{Ø}10$ mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.7. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\text{Ø}10$ mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	2970	2872	3734
2.Numune	2605		
3.Numune	3040		

$[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\text{Ø}10$ mm delikli levhadaki yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.8’de gösterilmiştir. Deney sonuçlarının ortalaması ile sayısal sonuç arasında % 23,08’lik bir fark oluşmuştur. Ayrıca Çizelge 7.2’deki $[(-30/30)_2]_s$ oryantasyon açısındaki levhaya göre kritik yük bu levhada daha düşük

çıkıştır. Oryantasyon açısının burkulmadaki etkisini göstermektedir. Ø10 mm delik çapındaki bu sonuç deliksiz levhaya göre yine yüksek çıkmıştır.



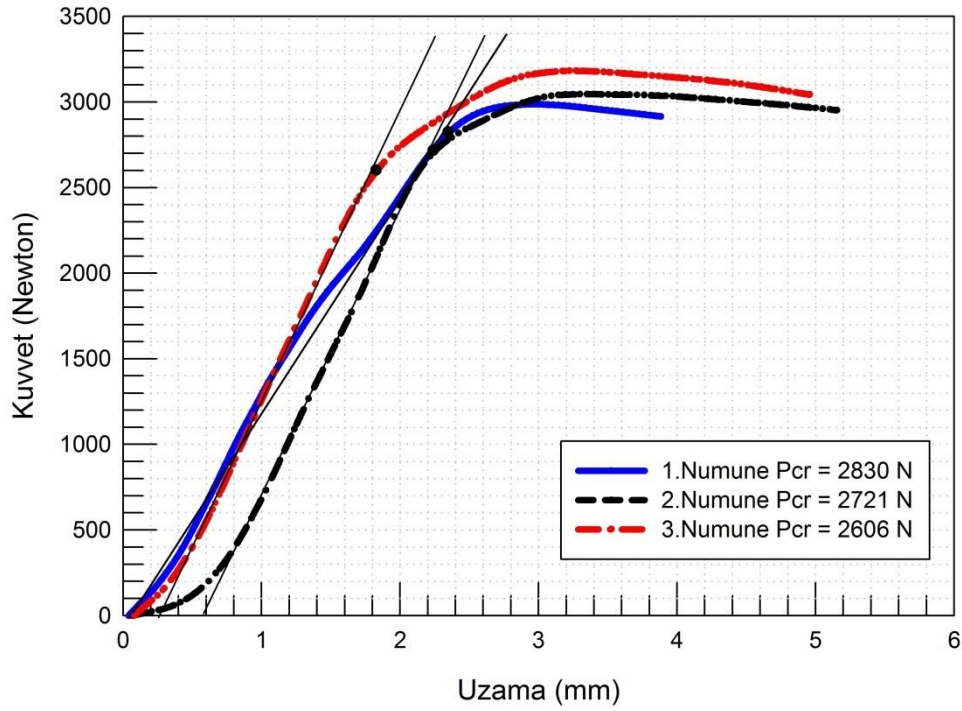
Şekil 7.9. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø20 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.8. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø20 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	3140	3033	3550
2.Numune	3008		
3.Numune	2950		

$[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø20 mm delikli levhadaki yükler kuvvet – uzama grafiğı üzerinde Şekil 7.9’da gösterilmiştir. Çizelge 7.8’de görüldüğü üzere deneysel

ve sayısal sonuçların arasında % 14,56'lık bir fark oluşmuştur. Sayısal sonuca göre bakıldığında delik çapı arttığı için kritik burkulma yükünde düşüş görülmektedir.



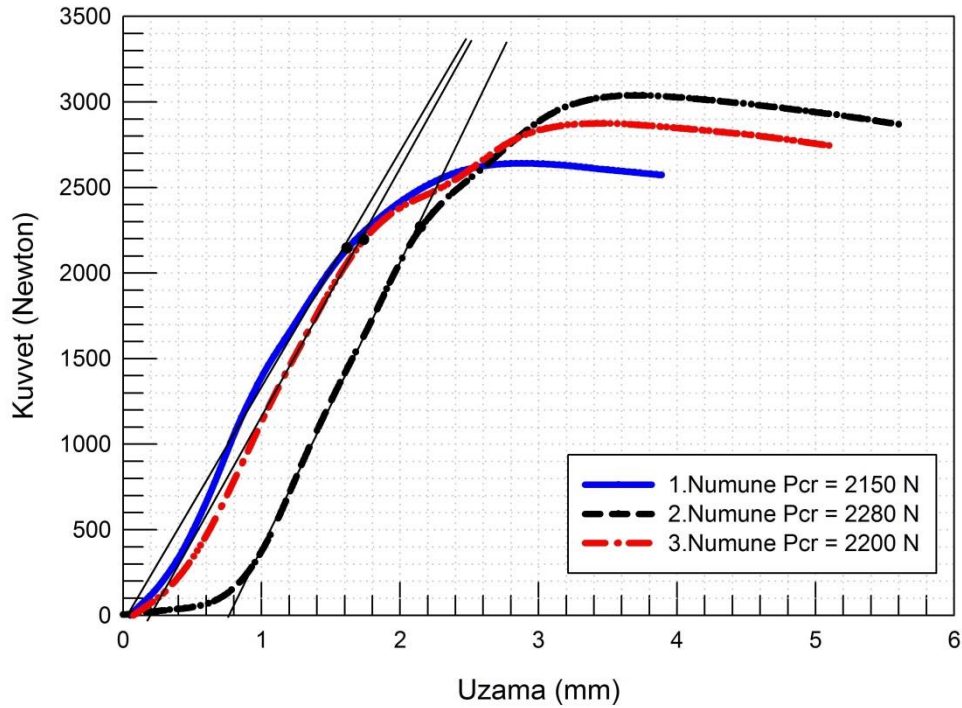
Şekil 7.10. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.9. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	2830	2719	3272
2.Numune	2721		
3.Numune	2606		

$[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm delikli levhadaki yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.10'da gösterilmiştir. Grafiklerin sonuçları Çizelge 7.9'da

karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma neticesinde deneysel ve sayısal sonuç arasında % 16,90'lık bir fark bulunmaktadır. Delik çapı arttığı için burkulma yükü de düşmüştür.



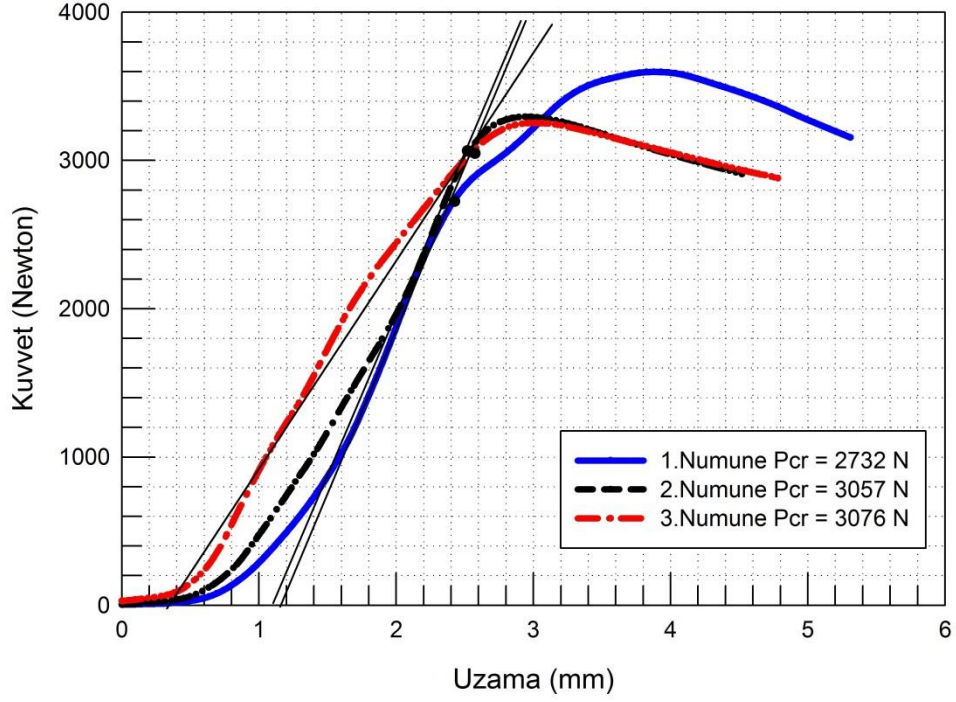
Şekil 7.11. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.10. $[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	2150	2210	2905
2.Numune	2280		
3.Numune	2200		

$[(-45/45)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm delikli levhadaki yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.11'de gösterilmiştir. Çizelge 7.10'da belirtilen sonuçların karşılaştırılmasında deneysel ve sayısal sonuçlar arasında % 23,92'lik bir fark

bulunmaktadır. Delik çapı arttıkça yine kritik burkulma yükü düşmüştür. Ayrıca aynı delik çapında olan $[(-30/30)_2]_s$ açısındaki levhanın kritik yüküne göre de kritik yük düşük çıkmıştır.



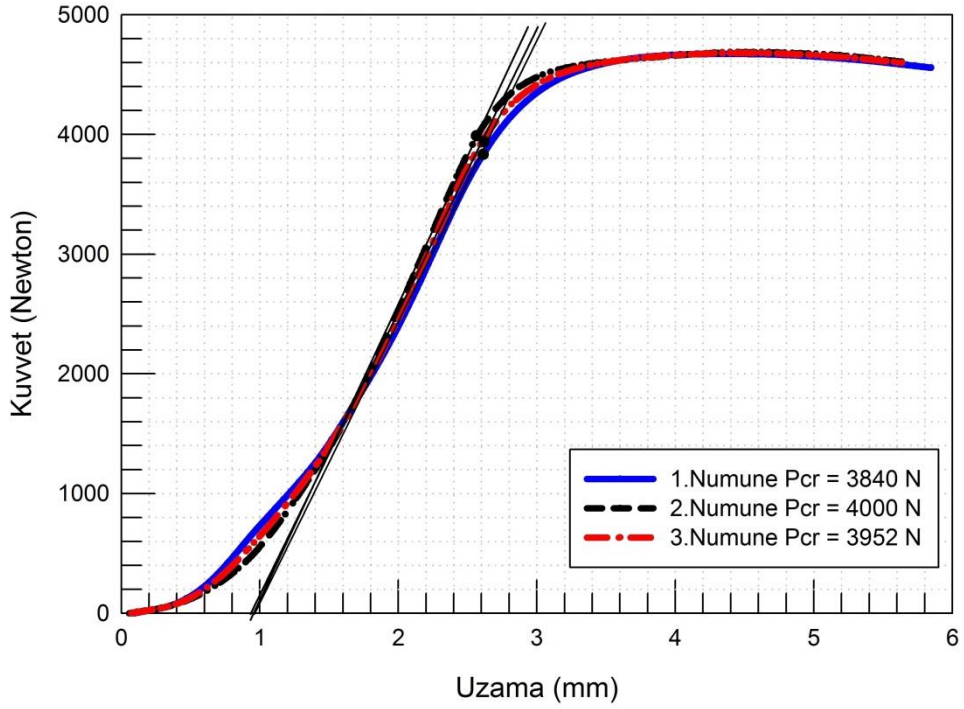
Şekil 7.12. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø0 mm - deliksiz levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.11. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø0 mm - deliksiz levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yükü (Newton)	Deneylelerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yükü
1.Numune	2732	2955	3877
2.Numune	3057		
3.Numune	3076		

$[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında deliksiz levhadaki (Ø0 mm) yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.12’de gösterilmiştir ve değerler Çizelge 7.11’de

karşılaştırılmıştır. Deneysel ve sayısal sonuçlar arasında % 23,78'lik bir fark bulunmaktadır. Deliksiz levhadaki çıkan sonuçlar oryantasyon açısına göre kıyasladığımızda $[(-30/30)_2]_s$ açısından düşük, $[(-45/45)_2]_s$ açısından yüksek çıkmaktadır.

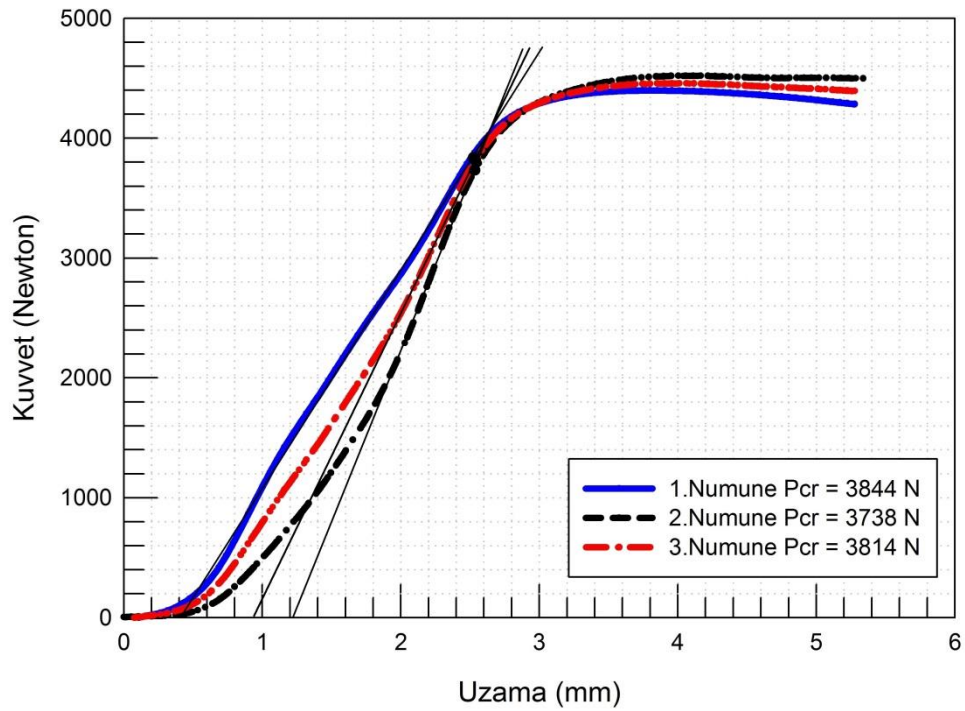


Şekil 7.13. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø10 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.12. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø10 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneilerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	3840	3931	3883
2.Numune	4000		
3.Numune	3952		

$[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\text{Ø}10$ mm delikli levhadaki yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.13’de gösterilmiştir ve değerler Çizelge 7.12’de karşılaştırılmıştır. Deneysel ve sayısal sonuçlar arasında % 1,22’lik bir fark bulunmaktadır. Ayrıca Çizelge 7.11 ile kıyaslama yapıldığında deliksiz levhaya göre kritik burkulma yükü yüksek çıkmıştır.

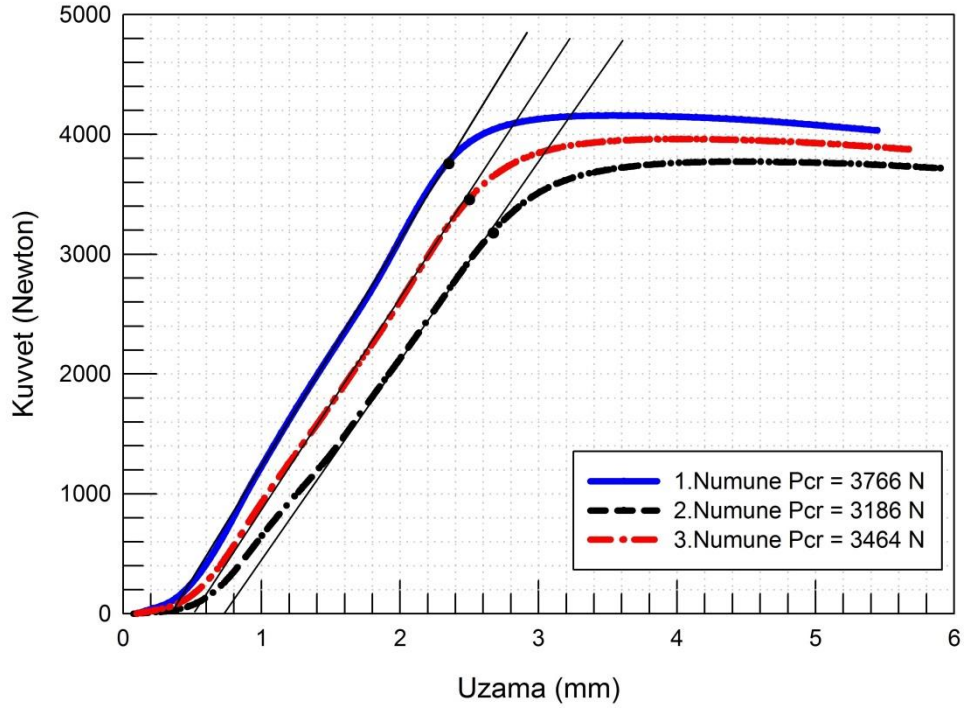


Şekil 7.14. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\text{Ø}20$ mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.13. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\text{Ø}20$ mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yükü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yükü
1.Numune	3844	3799	3698
2.Numune	3738		
3.Numune	3814		

$[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø20 mm delikli levhadaki yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.14’de gösterilmiştir, değerler ise Çizelge 7.13’de karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma neticesinde % 2,65’lik bir fark bulunmaktadır. Delik çapı arttığı için kritik yük düşmüştür. Aynı delik çapında oryantasyon açısına göre ise $[(-30/30)_2]_s$ açısından düşük, $[(-45/45)_2]_s$ açısından yüksek çıkmaktadır.

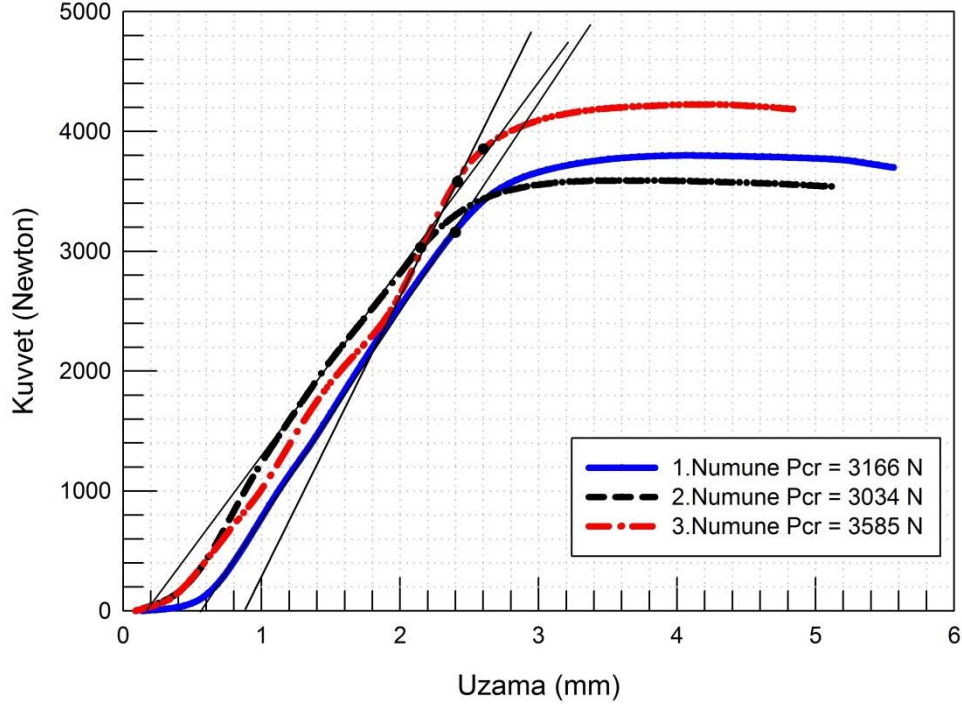


Şekil 7.15. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.14. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	3766	3472	3417
2.Numune	3186		
3.Numune	3464		

$[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm delikli levhadaki yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.15’de gösterilmiştir. Çizelge 7.14’deki deneysel ve sayısal sonuçları kıyasladığımızda % 1,58’lik bir fark olduğu ve kritik burkulma yükünün düştüğü görülmüştür.



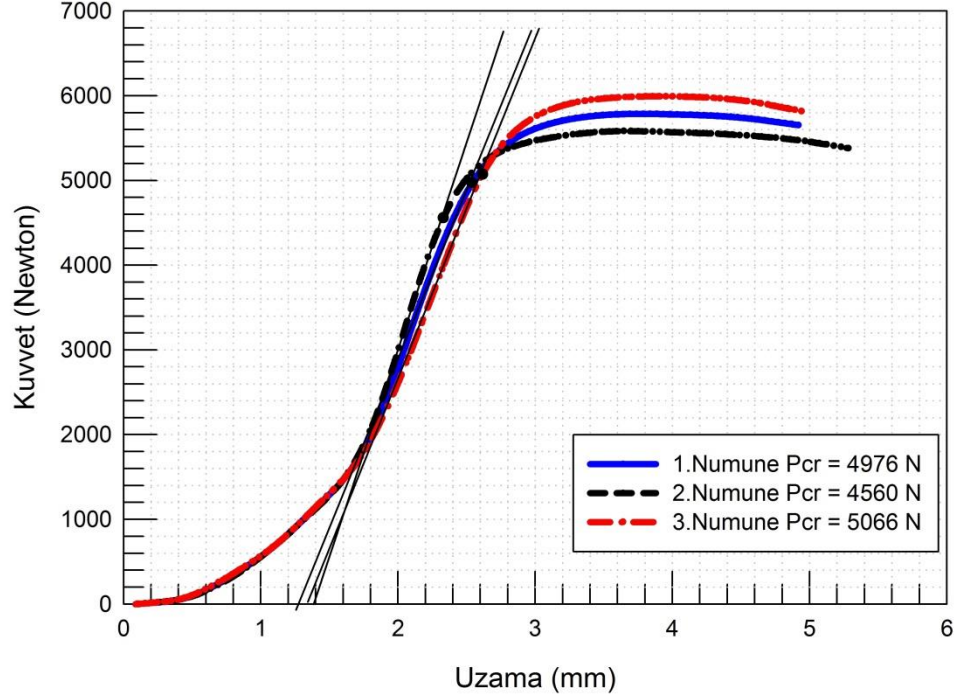
Şekil 7.16. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.15. $[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneyleyin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	3166	3262	3046
2.Numune	3034		
3.Numune	3585		

$[(-60/60)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm delikli levhadaki yükler kuvvet –

uzama grafiği üzerinde Şekil 7.16’da gösterilmiştir. Grafiklerdeki deneysel sonuçlar ile sayısal sonuç arasında % 6,62’lik fark bulunmaktadır. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında en düşük kritik yük ise yine en büyük çapta Ø40 mm delikli levhada oluşmuştur.



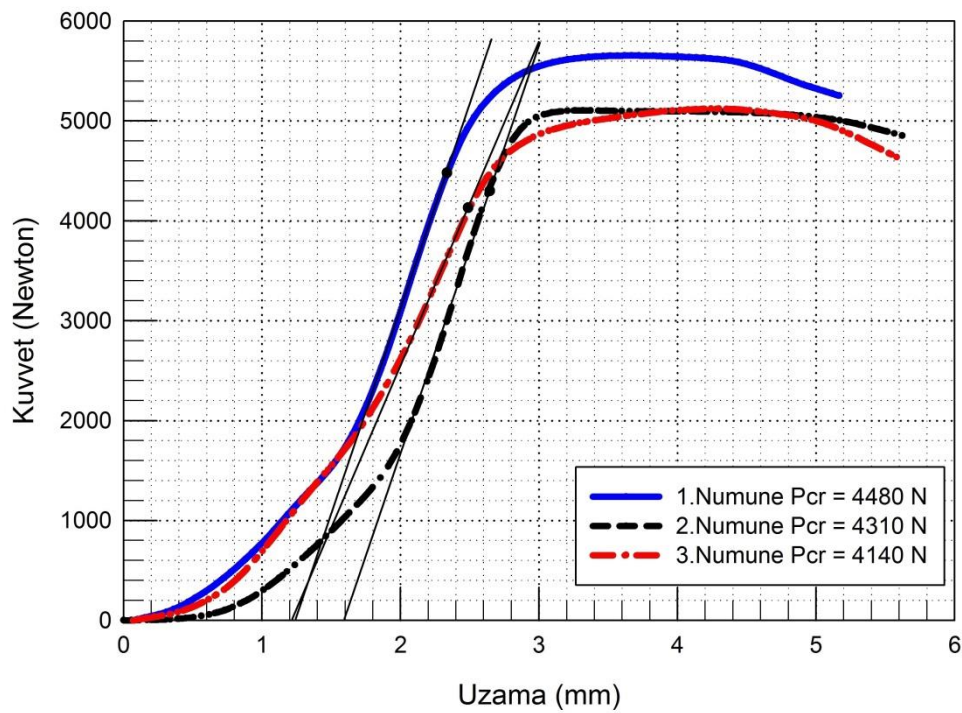
Şekil 7.17. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø0 mm - deliksiz levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.16. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø0 mm - deliksiz levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	4976	4867	4497
2.Numune	4560		
3.Numune	5066		

$[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında deliksiz levhadaki (Ø0 mm) yapılan deneylerde

yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.17’de gösterilmiştir. Grafiklerden elde edilen deneysel sonuçların ortalaması ile Ansys programında elde edilen sayısal sonuç karşılaştırıldığında % 7,60’lık bir fark oluşmuştur. Deliksiz levhalar oryantasyon açılarına göre birbirleri ile kıyaslandığında $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açısındaki elde edilen kritik burkulma yükünün en yüksek değerde olduğu görülmektedir.

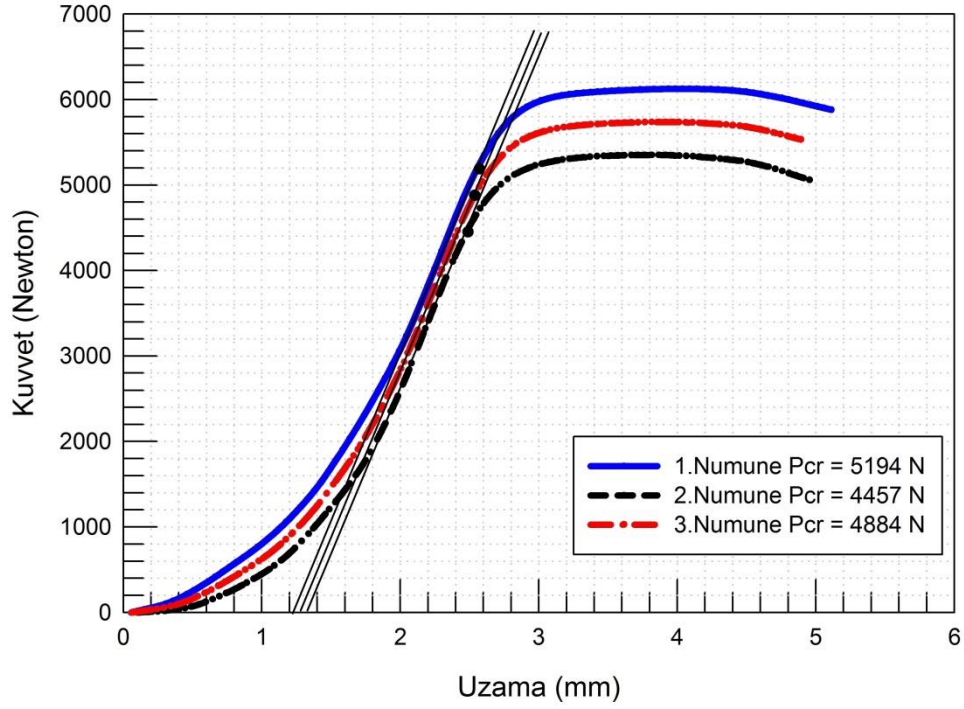


Şekil 7.18. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø10 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.17. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø10 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	4480	4310	4262
2.Numune	4310		
3.Numune	4140		

$[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\text{Ø}10$ mm delikli levhadaki yapılan deneylerde yükler kuvvet – uzama grafiği üzerinde Şekil 7.18’de gösterilmiştir. Grafiklerden elde edilen deneysel sonuçların ortalaması ile Ansys programında elde edilen sayısal sonuç karşılaştırıldığında % 1,11’lik bir fark bulunmaktadır. Diğer oryantasyon açılarında $\text{Ø}10$ mm dairesel delikli levhalarında kritik burkulma yükleri deliksiz levhaların yüklerinden yüksek çıkmasına rağmen sadece $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında bu durum gerçekleşmemiştir. $\text{Ø}10$ mm delikli levhada elde ettiğimiz kritik yük deliksiz levhadaki yükten düşük çıkmıştır.

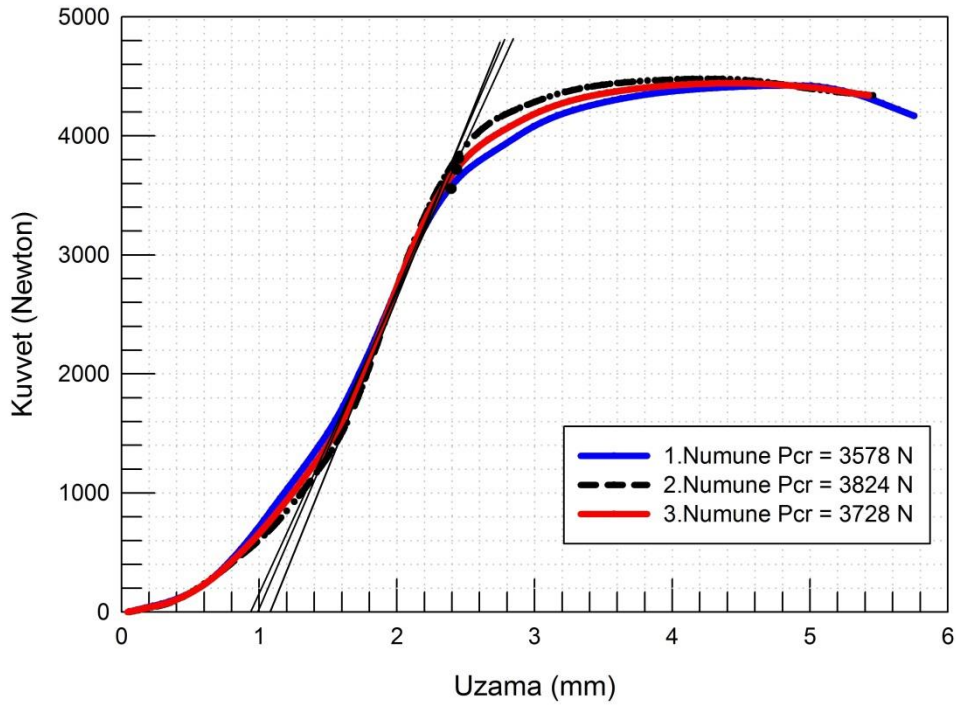


Şekil 7.19. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında $\text{Ø}20$ mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.18. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø20 mm - Delikli Levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	5194	4845	4074
2.Numune	4457		
3.Numune	4884		

$[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø20 mm delikli levhadaki yapılan deneylerde yükler kuvvet – uzama grafiğı üzerinde Şekil 7.19’da gösterilmiştir. Grafiklerden elde edilen deneysel sonuçların ortalaması ile sayısal sonuç karşılaştırıldığında % 15,91’lik bir fark bulunmaktadır.

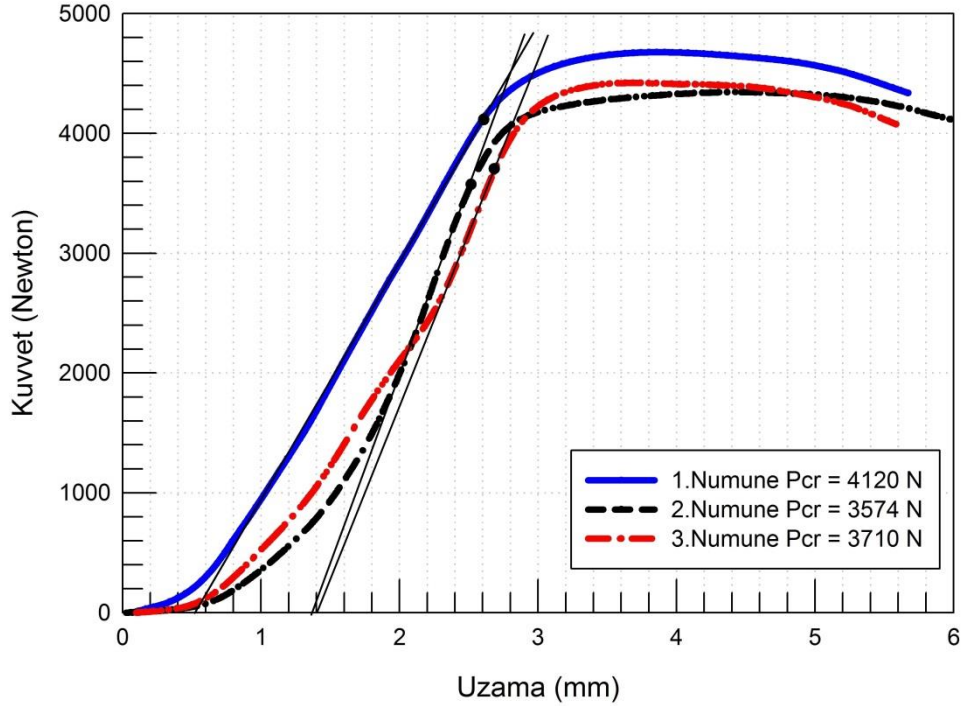


Şekil 7.20. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.19. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø30 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	3578	3710	3759
2.Numune	3824		
3.Numune	3728		

$[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø 30 mm delikli levhadaki yapılan deneyler sonucunda Çizelge 7.19'daki deneysel sonuçların ortalaması ile sayısal sonuç arasında %1,30'luk bir fark bulunmaktadır.



Şekil 7.21. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm - delikli levhadaki kritik burkulma yükleri

Çizelge 7.20. $[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm - delikli levhadaki deney ve Ansys analizlerinin karşılaştırılması

Numune No	Deney – Kritik Burkulma Yüğü (Newton)	Deneylerin Ortalaması	ANSYS Kritik Burkulma Yüğü
1.Numune	4120	3801	3365
2.Numune	3574		
3.Numune	3710		

$[(0/90)_2]_s$ Oryantasyon açısında Ø40 mm delikli levhadaki yapılan deneylerin yükler kuvvet – uzama grafiğı üzerinde Şekil 7.21’de gösterilmiştir. Deneysel ve sayısal sonuçların arasında % 11,47’lik bir fark bulunmaktadır.

8. SONUÇ

Günümüzde önemi her geçen gün artan kompozit malzemeler bir çok sektörde kullanılmaktadır. Bu tez çalışmamda ise kompozit malzemelerin üretilmesinde etken faktörlerden biri olan burkulmayı; dairesel delikli kare şeklinde kompozit levhaların mekanik burkulması hususunda inceledik. Epoxy / E cam elyaftan, sekiz katlı ortotropik yapıda ve farklı fiber yönelimlerinde üretilen kompozit levhalarının orta merkezlerine farklı delik çaplarında delikler açıldı, levhaların alt ve üst noktalarından sıkılarak basma yüklemesi yapıldı. Meydana gelen deneysel sonuçları kıyaslayabilmek adına Ansys sonlu elemanlar analiz programında aynı şekilde plakalarımızı modelledik ve analizlerini yaptık. Deneysel ve sayısal sonuçları incelediğimizde genel olarak delik çapı değerleri arttıkça levhanın yük taşıma kabiliyetleri azalmaktadır. Bununla birlikte Ø10 mm çapındaki delikli levhanın kritik burkulma yükünün deliksiz levhadaki kritik burkulma yüküne çok yakın olmakla birlikte bir miktar daha yüksek olduğu görülmüştür. Ø10 mm delik çapından daha büyük çaplarda (Ø20, Ø30, Ø40) kritik burkulma değerlerinin genel olarak düştüğü görülmüştür. Deneysel sonuçlar ile Ansys paket programından elde ettiğimiz sayısal sonuçları karşılaştırdığımızda % 1,11 ile % 23,92 oranında farklar olduğu görüldü. Tüm sonuçları karşılaştırdığımızda deney ve sayısal sonuçlar ortalama % 9,46 hassasiyetinde yaklaşık sonuçlar elde ettik. Kritik burkulmayı etkileyen diğer bir faktörde levhaların imalatı sırasında yapılan fiber liflerinin oryantasyon açılarıdır. Deney ve sayısal analizlerde, aynı delik çapında analizi yapılan numunenin fiber oryantasyon açılarına göre burkulma yüklerini kıyasladığımızda ise; $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açısındaki levhanın kritik burkulma yükünün en yüksek değerde olduğu ve sırayla $[(-30/30)_2]_s$, $[(-60/60)_2]_s$ ve $[(-45/45)_2]_s$ şeklinde düştüğü görülmüştür.

KAYNAKLAR

- Akbulut, H., Gundogdu, O., Şengül, M., 2010. Buckling behaviors of laminated composite stepped flat columns. *Finite Elements in Analysis and Design*, 46(12), 1061-1067.
- Anonim, 2009. Kompozit Malzemeler, <http://makinamuhendisi.blogcu.com/kompozit-malzemeler/5275546> (28.05.2011).
- Arman, Y., Zor, M., Aksoy, S., 2006. Determination of critical delamination diameter of laminated composite plates under buckling loads. *Composites Science and Technology*, 66(15), 2945-2953.
- Chen, A.T., Yang, T.Y., 1987. Static, dynamic and buckling formulation of a symmetrically laminated plate finite element for a microcomputer. *Journal of Composite Materials*, 21(5), 441-453.
- Cohen, G.A., 1982. Effect of transverse shear deformation on anisotropic plate buckling. *Journal of Composite Materials*, 16(4), 301-312.
- 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*, 63(1), 69-74.
- Erkliğ, A., Yeter, E., Bulut, M., 2013. The effects of cut-outs on lateral buckling behavior of laminated composite beams. *Composite Structures*, 104, 54-59.
- Eryiğit, E., 2006. Tabakalı Kompozit Çubuklarda Yanal Yük Etkisi ile Oluşan Burkulma Davranışlarının İncelenmesi. Yüksek Lisans Tezi, Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir.
- Eryiğit, E., Zor, M., Arman, Y., 2009. Hole effects on lateral buckling of laminated cantilever beams. *Composites Part B: Engineering*, 40(2), 174-179.
- Guo, M.W., Harik, I.E., Ren, W.X., 2002. Buckling behavior of stiffened laminated plates. *International Journal of Solids and Structures*, 39(11), 3039-3055.
- Gürsoy, H., 2009. Kompozit Malzemeler Hakkında Herşey, <http://www.bilgiustam.com/kompozit-malzemeler-hakkinda-hersey/> (28.05.2011).
- Kaya, S., 1997. Delikli Kompozit Levhalarda Mekanik ve Termal Burkulma. Doktora Tezi, Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.
- Komur, A.M., Sen, F., Ataş, A., Arslan, N., 2010. Buckling analysis of laminated composite plates with an elliptical/circular cutout using FEM. *Advances in Engineering Software*, 41(2), 161-164.

- Laurin, F., Carrere, N., Maire, J.F., 2007. Laminated composite structures subjected to compressive loading: a material and structural buckling analysis. *Composite Structures*, 80(2), 172-182.
- Lee, K.J., 1992. Buckling analysis of orthotropic plates using a finite element method of assumed displacement functions. *Computers & Structures*, 42(2), 159-166.
- Lee, S.Y., Park, D.Y., 2007. Buckling analysis of laminated composite plates containing delaminations using the enhanced assumed strain solid element. *International Journal of Solids and Structures*, 44(24), 8006-8027.
- Lin, C.C., Kuo, C.S., 1989. Buckling of laminated plates with holes. *Journal of Composite Materials*, 23(6), 536-553.
- Matsunaga, H., 2005. Thermal buckling of cross-ply laminated composite and sandwich plates according to a global higher-order deformation theory. *Composite Structures*, 68(4), 439-454.
- Özben, T., 2009. Analysis of critical buckling load of laminated composites plate with different boundary conditions using FEM and analytical methods. *Computational Materials Science*, 45(4), 1006-1015.
- Ouinias, D., Achour, B., 2013. Buckling analysis of laminated composite plates $[(\theta / - \theta)]$ containing an elliptical notch. *Composites Part B: Engineering*, 55, 575-579.
- Popov, E.P., 1976. *Mukavemet (Katı Cisimlerin Mekaniğine Giriş)*. Çev. H. Demiray, Çağlayan Kitabevi, İstanbul, 662 s.
- Przemieniecki, J.S., 1973. Finite element structural analysis of local instability. *AIAA Journal*, 11(1), 33-39.
- Ritchie, D., Rhodes, J., 1975. Buckling and post-buckling behaviour of plates with holes. *Aeronautical Quarterly*, 26, 281-296.
- Sayman, O., Aksoy, S., 1981. *Mukavemet I*. Dokuz Eylül Üniversitesi, İzmir, 250 s.
- Schlack Jr, A.L., 1964. Elastic stability of pierced square plates. *Experimental Mechanics*, 4(6), 167-172.
- Shufrin, I., Rabinovitch, O., Eisenberger, M., 2008. Buckling of symmetrically laminated rectangular plates with general boundary conditions—a semi analytical approach. *Composite Structures*, 82(4), 521-531.
- Şahin, Y., 2000. *Kompozit Malzemelere Giriş*. Gazi Kitabevi, Ankara, 327 s.

- Topal, U., Uzman, Ü., 2007. Optimum design of laminated composite plates to maximize buckling load using MFD method. *Thin-Walled Structures*, 45(7), 660-669.
- Wu, Z., Chen, W., 2007. Thermomechanical buckling of laminated composite and sandwich plates using global–local higher order theory. *International Journal of Mechanical Sciences*, 49(6), 712-721.
- Xie, J., Ni, Q.Q., Iwamoto, M., 2005. Buckling analysis of laminated composite plates with internal supports. *Composite Structures*, 69(2), 201-208.

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, Adı : TOPAL, Ersin
Uyruğu : T.C.
Doğum tarihi ve yeri : 28.06.1982 - Amasya
Medeni hali : Evli
Telefon : 0 (358) 212 19 69
e-mail : ersin_engineer@hotmail.com

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Lisans	Atatürk Üni. /Makine Mühendisliği	2004
Lise	Merzifon Y.D.A. Lisesi	2000

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2008 -	Amasya İl Özel İdaresi	Mühendis
2007 – 2008	Meray Yağ Fabrikası (Merzifon)	Mühendis
2006 – 2008	Lojik Plastik Makine A.Ş. (Merzifon)	Mühendis

Yabancı Dil

İngilizce