

**DİKDÖRTGEN KOMPOZİT PLAKLARIN SONLU ELEMANLAR
YÖNTEMİYLE STATİK ANALİZİ**

Müberra GÜL

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**HAZİRAN 2011
ANKARA**

Müberra GÜL tarafından hazırlanan “DİKDÖRTGEN KOMPOZİT PLAKLARIN SONLU ELEMENLAR YÖNTEMİYLE STATİK ANALİZİ” adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Prof.Dr. Mahmut ÖZBAY

.....

Tez Danışmanı, Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Bu çalışma, jürimiz tarafından oy birliği / oy çokluğu ile Makina Mühendisliği Anabilim Dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Prof.Dr. Mahmut ÖZBAY

.....

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı, G.Ü.

Doç.Dr. Mehmet Ali GÜLER

.....

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı, T.O.B.B.Ü.

Yrd.Doç.Dr. Selim TÜRKBAS

.....

(Makina Mühendisliği Anabilim Dalı, G.Ü.)

Tarih:14/06/2011

Bu tez ile G.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Yüksek Lisans derecesini onamıştır.

Prof.Dr. Bilal TOKLU

.....

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 orijinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Müberra GÜL

**DİKDÖRTGEN KOMPOZİT PLAKLARIN SONLU ELEMANLAR
YÖNTEMİYLE STATİK ANALİZİ
(Yüksek Lisans Tezi)**

Müberra GÜL

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
Haziran 2011**

ÖZET

Bu çalışmada dikdörtgen kompozit plakların sonlu elemanlar yöntemiyle statik analizi yapılmıştır. Farklı malzemeler için farklı sınır şartlarında, plağa farklı yükler uygulanarak, plak boyunca oluşan gerilme, gerinim ve deformasyon analizleri elde edilmiştir. Bor epoksi, cam epoksi ve grafit epoksi kompozit malzemeleri ele alınmıştır.

Fiber takviyeli tabakalı dikdörtgen kompozit plakların statik davranışı sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak incelenmiştir. Kompozit plağın, sonlu elemanlar tabanlı ANSYS 12 programı yardımıyla modellenerek statik analiz yapılmıştır. İncelenen sınır şartları için en uygun malzemenin, en az gerilme değerinin tespit edilmesi sebebiyle, bor/epoksi malzemesi olduğu belirlenmiştir.

Bilim Kod : 914.1.073
Anahtar Kelimeler : Plak, statik analiz, tabaka,
kompozit malzeme, sonlu elemanlar metodu
Sayfa Adedi : 117
Tez Yöneticisi : Prof.Dr. Mahmut ÖZBAY

**STATIC ANALYSIS OF RECTANGULAR WITH FINITE ELEMENTS
METHOD COMPOSITE PLATES**

(M.Sc. Thesis)

Muberra GUL

**GAZI UNIVERSITY
INSTITUTE OF SCIENCE AND TECHNOLOGY**

June 2011

ABSTRACT

In this study static analysis of the rectangular with finite elements method composite plate was performed. Stress, strain and deformation analysis were achieved at various boundary conditions along the plate by changing support nodes places and applying different forces for various materials. Boron/Epoxy, Glass/Epoxy and Grafitte/Epoxy materials were considered.

Static analysis of reinforced with fiber laminated composite rectangular plates was investigated by using finite element method. Static analysis was performed at composite plate by modeling with ANSYS 12 programmed. Finally, Boron/Epoxy material is the most suitable material for inspected boundary conditions due to the detection of at least stress the value of the Boron/Epoxy materials was determinate that..

Science Code : 914.1.073

**Key Words : Plate, laminate, composite material,
finite element method**

Page Number : 117

Adviser : Prof.Dr. Mahmut OZBAY

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocam Dr. Cengiz TOLUN 'a teşekkür ederim.

Ayrıca bu çalışmamın her aşamasında zamanını ve yardımlarını esirgemeyen değerli arkadaşım Dr. Nur ÇEKEL'e teşekkürlerimi bir borç bilirim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xiv
1. GİRİŞ.....	1
2. PLAK GENEL DENKLEMİNİN ELDE EDİLMESİ.....	15
2.1. Sonlu Elemanlar Metodu.....	18
2.1.1. Sonlu Eleman Analizi.....	20
3. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞI.....	22
3.1. Elastisite Teorisine Göre Gerilme-Gerinim İlişkileri.....	22
3.1.1 Rijitlik matrisinin (C_{ij}) indirgenmesi.....	22
3.2. Ortotropik Malzemelerde Gerinim-Gerilme Bağıntısı.....	25
3.3. Ortotropik Malzemelerde Düzlemsel Gerilme.....	26
3.4. Dönüşüm Matrisi.....	27
3.5. Tabakalı Kompozit Plak.....	29
3.5.1. Yapılan kabuller (Kirchhoff kabulleri).....	30
3.6. Kirchhoff Hipotezine Göre Bir Tabakada Şekil Değiştirme.....	30
3.7. Bir Tabakadaki Gerinim-Şekil Değiştirme Bağıntıları.....	32

Sayfa

4. DİKDÖRTGEN KOMPOZİT PLAĞIN STATİK ANALİZİ.....	33
4.1. Dört Kenarı Ankastre Mesnetlerle Sabitlenmiş Dikdörtgen Plak Çözümü.....	33
4.2. Dört Köşesi Basit Mesnetlerle Sabitlenmiş Dikdörtgen Plak Çözümü.....	46
4.3. İki Kenarı Ankastre Mesnetlerle İki Kenarı Basit Mesnetlerle Sabitlenmiş Dikdörtgen Plak Çözümü.....	59
4.4. İki Kenarı Ankastre Mesnetlerle Sabitlenmiş İki Kenarı Serbest Dikdörtgen Plak Çözümü.....	72
4.5. İki Köşesi Basit Mesnetlerle Sabitlenmiş Dikdörtgen Plak Çözümü.....	85
5.SONUÇLAR.....	99
KAYNAKLAR.....	113
ÖZGEÇMİŞ.....	117

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 4.1. Kompozit malzemelerin fiziksel özellikleri	33
Çizelge 5.1. Farklı sınır şartları altında seçilen malzemelere ait ağırlık merkezinden 50kN'luk kuvvetin uygulandığı x yönündeki gerilme değeri.....	99
Çizelge 5.2. Farklı sınır şartları altında seçilen malzemelere ait A(35,35,0) noktasından 10kN'luk kuvvetin uygulandığı x yönündeki gerilme değeri.....	100

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. Çok katmanlı kompozit plakta referans düzlemi (orta tabaka).....	6
Şekil 2.1. Plak elemanında meydana gelen iç kuvvetler ve moment.....	15
Şekil 2.2. SOLID 46 SEM Elemanı.....	20
Şekil 2.3. Plağın sonlu eleman Solid 46 modelinde elemanlara bölünmüş hali.....	21
Şekil 3.1. Üç boyutlu gerilme hali.....	22
Şekil 3.2. Malzemenin asal doğrultuları.....	28
Şekil 3.3. Tabakalı kompozit.....	29
Şekil 3.4. Tabakalı plağın x-z düzleminde deformasyondan önceki ve sonraki hali.....	31
Şekil 3.5. Tabakalı plağın y-z düzleminde deformasyondan önceki ve sonraki hali.....	31
Şekil 4.1. Dört kenarı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plakta sınır şartları gösterimi.....	34
Şekil 4.2. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	35
Şekil 4.3. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.....	37
Şekil 4.4. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plak üzerine uygulanan 10kN'luk düzgün yayılı yükün oluşturduğu gerilme dağılımı.....	39
Şekil 4.5. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plak üzerine uygulanan 10kN'luk düzgün yayılı yükün oluşturduğu elastik gerinim dağılımı.....	41
Şekil 4.6. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plağın herhangi bir noktasından [A(35,35,0)] 10kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	43

Şekil	Sayfa
Şekil 4.7. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plağın herhangi bir noktasından [A(35,35,0)] 10kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinme dağılımı.....	45
Şekil 4.8. Dört köşesi basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plakta sınır şartları gösterimi.....	47
Şekil 4.9. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	48
Şekil 4.10. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinme dağılımı.....	50
Şekil 4.11. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	52
Şekil 4.12. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerinme dağılımı.....	54
Şekil 4.13. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	56
Şekil 4.14. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10N'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinme dağılımı.....	58
Şekil 4.15. İki kenarı ankastre mesnetlerle ve iki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plakta sınır şartları gösterimi.....	60
Şekil 4.16. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	61
Şekil 4.17. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.....	63
Şekil 4.18. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	65

Şekil	Sayfa
Şekil 4.19. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.....	67
Şekil 4.20. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	70
Şekil 4.21. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.....	71
Şekil 4.22. İki kenarı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş iki kenarı serbest dikdörtgen plakta sınır şartları gösterimi.....	73
Şekil 4.23. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	74
Şekil 4.24. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.....	76
Şekil 4.25. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	78
Şekil 4.26. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.....	80
Şekil 4.27. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	82
Şekil 4.28. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.....	84
Şekil 4.29. İki köşesi basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plakta sınır şartları gösterimi.....	86
Şekil 4.30. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50N'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	87

Şekil	Sayfa
Şekil 4.31. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.....	89
Şekil 4.32. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	91
Şekil 4.33. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.....	93
Şekil 4.34. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.....	95
Şekil 4.35. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.....	97
Şekil 5.1. Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında üzerine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanan plak boyunca gerilme dağılımı.....	105
Şekil 5.2. Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında üzerine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanan plak boyunca gerinim dağılımı.....	107
Şekil 5.3. Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında üzerine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanan plağın ortasından alınan şekil değiştirme dağılımı.....	110

SİMGELER VE KISALTMALAR

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

Simgeler	Açıklama
w	Sehim
W	Şekil fonksiyonu
M_x	x- eksenindeki eğilme momenti
M_y	y- eksenindeki eğilme momenti
D	Plak eğilme rijitliği
h	Plak kalınlığı
m	Kütle
γ	Şekil değiştirme
c	Sönüm katsayısı
F	Kuvvet
E	Elastisite Modülü
ν	Poisson Oranı
θ	Parametre
ε	Gerinim

1. GİRİŞ

Kompozit Malzemeler

Kullanıldıkları yerlere göre tek başlarına uygun olmayan farklı fiziksel özelliklere sahip iki veya daha fazla malzemeyi istenilen özellikler elde edilecek şekilde belirli şartlar altında ve fiziksel oranlarda, makro yapı oluşturularak elde edilen malzemeye kompozit malzemeler denir.

Kompozit malzeme, fiber ve fiberlerin gömülü olduğu matriks malzeme gruplarından oluşur. Fiber malzeme, kompozit malzemenin mukavemet ve yük taşıma özelliğini sağlamaktadır. Matriks malzeme ise kompozit yapının esas gövdesini oluşturup, deformasyonun plastik bölgesine geçiş sonucu oluşabilecek çatlak ilerlemesini engelleyerek kompozit malzemenin kopmasını geciktirmektedir. Matriks yapının bir başka görevi de kuvvet altındaki fiber malzemeyi bir arada tutarak uygulanan kuvveti homojen şekilde lifler arasında dağıtmaktır. Matriks malzemeler seramikler, metaller, cam ve polimerler olmak üzere dört temel gruba ayrılabilirler. En uygun formda istenen matriks malzemesi, düşük viskoziteli yapıda iken daha sonra fiberleri sağlam ve uygun bir şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçebilmelidir. Günümüzde kompozit malzemelerin üretiminde kullanılan matriks malzeme tipleri epoksi, polyester, vinylester, fenolik ve polimer reçinelerdir. Gelişmiş kompozitlerin üretiminde genellikle epoksi reçinesi kullanılmaktadır. Fiber malzemesi için de bor, grafit, cam, seramik veya polimer malzemeleridir.

Kompozit malzemeler aşağıdaki şekilde gruplandırılır.

- a) Parçacıklı kompozitler
- b) Tabakalı kompozitler
- c) Fiberli kompozitler
- d) Karma kompozitler

Matriks malzemesi içerisinde parçacıklar halinde başka bir malzemenin bulunması ile parçacıklı kompozitler elde edilir. Farklı fiber açılara sahip tabakaların yüksek mukavemet oluşturarak bir araya gelmesiyle de tabakalı kompozitler oluşur. Fiberlerin matriks yapıda yer almasıyla fiberli kompozitler oluşur. Kompozit yapı içerisinde iki ve daha fazla fiber malzemenin bulunmasıyla da karma kompozit malzemeler elde edilir [36].

Kompozit Malzemelerin Tercih Nedenleri ve Kullanım Alanları

Hammaddesinin pahalı olması, malzemenin kalitesinde üretim şartlarının etkili olması ve muhafaza şartlarının zor olmasının yanında aşağıda belirtilen nedenlerden dolayı kompozitler tercih edilirler.

- Çekme ve eğilme mukavemetinin birçok malzemeye göre çok yüksek olması ve istenen bölgede gerekli mukavemetin sağlanması ile yüksek dayanım oluşturması.
- Çok hacimli bir bütün parçaların yapımında, kompozit malzemelerin kullanımı işlem kolaylığı ve zamandan tasarruf sağlar.
- Düşük ısı iletim katsayısına sahip malzemelerden oluşan kompozitlerin özel bazı ilave malzemelerle ısıya dayanımları artırılarak yüksek ısı altında kullanılabilmesine olanak sağlanır.
- Sünek yapıya sahip olan kompozit malzemeler titreşimi doğal bir sönümleme ile yok ederek oluşabilecek çatlakları önlemiş olması.
- Kompozit malzemeler, kimyasal etkilere, korozyona ve her türlü hava şartlarına dayanıklı olması, kullanım alanlarını arttırmaktadır.

Kompozit malzemesinin kullanım alanları;

Havacılık Sektörü: Kompozit malzemelerin hafif olmasının yanında yüksek mukavemete sahip olması sebebiyle uçaklarda ve helikopterlerde iç ve dış yapısal parçalar kompozitlerde üretilmektedir. Örneğin;

B2 bombardıman uçağı gövde panelleri; karbon fiber + epoksi

A380 yolcu uçağı kanat panelleri ve flapler; karbon fiber + epoksi

Spor Aletleri: Özellikle ağırlığın azalması buna bağlı olarak hareket kabiliyetinin artması nedeniyle cam ve karbon elyaf takviyeli kompozitler kullanılmaktadır. Buna örnek vermek gerekirse; golf sopası, tenis raketi, dağ bisikletleri vd. şeklinde çeşitlendirilebilir.

Sağlık Sektörü: Tekerlekli sandalye, çeneye monte edilen diş protezlerinde, tıbbi cihazların muhafazalarında vd.

Günlük Kullandığımız Araç ve Gereçler: Masa, sandalye, saç kurutma makinesi, televizyon kabinleri vd.

Otomotiv Sektörü: Otomobil kaportası parçaları, bazı motor parçaları, tamponlar, oto lastikleri, iç donanımları.

Şehircilik Sektörü: Çevre güzelleştirme çalışmalarında; heykel, parklar, bahçeler, yürüme yolları, sokak lambası, vd

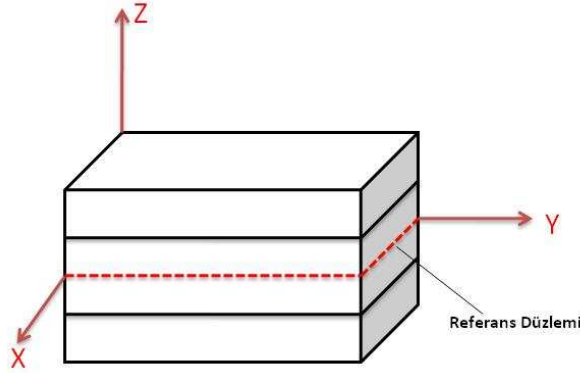
İnşaat Sektörü: Toplu konut yapımında, köprü tabanı, bina kaplama panelleri, yüzme havuzu, taşıyıcı konstrüksiyon vd.

Müzik Aletleri: Keman (karbon fiber+epoksi), akustik gitar (grafit epoksi), çello (karbon epoksi).

Kompozit yapılarda oluşan gerilmeler ve bunlara karşılık gelen birim uzama miktarları arasındaki bağıntıların oluşmasında malzemelerin fiziksel özellikleri önemli rol oynamaktadır [40].

Kompozit plaklar çeşitli kuvvetler neticesinde çekmeye, eğilmeye, burulmaya ve burkulmaya maruz kalabilirler. Tek katmanlı kompozit bir plağa gelebilecek yükler karşısında plakta oluşabilecek gerilme ve şekil değiştirmeler, ortotropik malzemelerde düzlem gerilme durumu için bulunan denklemler yardımıyla hesaplanmaktadır. Ancak çok katmanlı kompozit plaklarda oluşacak gerilme ve şekil değiştirmelerinin hesabı, tek katmanlı kompozit plaklara göre oldukça karmaşıktır. Katman teorisi, çok katmanlı plaklardaki her bir katmanda oluşacak gerilme ve şekil değiştirmeleri hesaplamaktadır. Çok katmanlı plaklar tek katmanlı plaklar tarafından oluşturulurken elyaf doğrultularına göre simetrik veya simetrik olmayan şekillerde üst üste yerleştirilebilirler. Bu çalışmada simetrik katman düzeni kullanılmıştır. Çok katmanlı bir plağın simetrik olarak adlandırılması o plağın referans düzlemine göre alt ve üst kısmında kalan kalınlığın elyaf yönlerinin ve özelliklerinin aynı olması demektir [4].

Klasik katman teorisindeki en önemli sınırlama her bir katmanın düzlemsel gerilme durumunda olması ve tabakalar arasında oluşacak süreksiz gerilmelerin ihmal edilmesidir. Bunlarla birlikte katman teorisinde referans düzleminin ayrıca bir önemi vardır. Çok katmanlı kompozit plakta referans düzlemi (orta tabaka) Şekil 1.1'den görüldüğü gibi plak kesitinin tam ortasından geçmektedir. Kompozit plak referans düzlemine göre kalınlık bakımından simetrik değilse, referans düzlem nötr bir düzlem olmaktan çıkar ve bu durumda referans düzlemdeki şekil değiştirmeler eğilme durumunda sıfıra eşit olmaz. Bu durum analiz sonuçlarını olumsuz etkiler [4].



Şekil 1.1. Çok katmanlı kompozit plakta referans düzlemi (orta tabaka) [4]

Bu çalışmada dikdörtgen elastoplastik kompozit plakların statik analizi yapılmıştır. Farklı malzemeler için mesnet noktalarının yerleri değiştirilerek ve plağa farklı yük değerleri uygulanarak, plak boyunca oluşan gerilme, gerinim ve deformasyonun analiz edilmesi amaçlanmıştır. Kullanım alanı zenginliği sebebiyle, bor epoksi, cam epoksi ve grafit epoksi kompozit malzemeleri incelenmiştir.

Bu çalışmada, 500x400x25 mm ölçülerine sahip bir plak üzerine farklı sınır şartları uygulanarak, kompozit malzemelerin farklı yüklere nasıl tepki verdikleri incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar malzemelerin elastisite modüllerinden yola çıkılarak fiziksel olarak yorumlanmıştır. Malzeme içerisindeki fiber yapı on katmana bölünerek sonlu elemanlar yöntemiyle statik analiz yapılmıştır.

Çok katmanlı kompozit plak (laminate) iki veya daha fazla tabakanın (lamina) birleşmesinden meydana gelen birleşik bir yapıdır. Çok tabakalı kompozit plaklar tipik olarak yük taşıyan elyaflar yönünde olağanüstü özelliklere sahiptirler. Fakat elyaflara dik yöndeki özellikleri oldukça yetersizdir.

Literatür Özetleri

Literatürde kompozit malzemelerin tasarım ve analizlerine yönelik birçok çalışmaya rastlanmaktadır. Aslan ve Özben [1], fiberlerle güçlendirilmiş termoplastik matriks kompozit yapısına sahip dikdörtgen delikli paslanmaz çelik plakta sonlu elemanlar

ve kayma deformasyonu metotlarını kullanarak elastik gerilme, kalıcı deformasyon ve plastik şekil değiştirmenin gelişimini incelemişlerdir. Tabakalı plakların küçük elastoplastik gerilme analizi için bilgisayar programı geliştirmişlerdir. Modelleri üzerinde simetrik ve simetrik olmayan olarak katmanlı yapıyı farklı açılı konfigürasyonlarında incelemişlerdir. Plak ortasındaki dikdörtgen deliğin kenarında, plastik şekil değiştirme ve gerilme bileşenlerinin maksimum olduğunu gözlemlemişlerdir.

Bektaş ve Sayman [2], elasto-plastik şekil değiştirmeyi kalınlık boyunca uygulandıkları farklı sıcaklıklarda gözlemlemişlerdir. Kalıcı gerilme bileşenleri σ_x ve σ_y bazı değerler alırken kayma gerilmesinin sıfır olduğunu tespit etmişlerdir. Kalıcı gerilme bileşenlerinin değerleri sıcaklık artışını bağlı olarak kademeli olarak arttığını tespit etmişlerdir.

Adin, İşcan ve Turgut [3], yayılı yükle yüklenmiş kompozit plakta elasto-plastik gerilme analizi üzerinde çalışmışlardır. Malzeme olarak alüminyum matriks ve çelik fiberlerden çelik alüminyum kompozit seçmişlerdir. Metot olarak sonlu elemanlar metodunun kullanmışlardır. Üniform yayılı çekme yükleri, ilk akmayı başlatan değerden itibaren kademeli olarak arttırarak farklı fiber takviye açılarında plaklara uygulayıp elasto plastik gerilme analizi yapmışlardır.

Kalaycıoğlu [4], dikişsiz metal astarlı ve kompozit sargılı basınç tankını sonlu elemanlar programında sayısal olarak modellemiş ve hasar analizini elyaf hasar dayanımını dikkate alarak incelemiştir. Kompozit malzemenin uygun tarama açısının belirlenmiştir.

Özer [5], düzlemsel yüklemiş ortasında dairesel delik bulunan kompozit tabakada oluşan elastik ve elasto-plastik gerilmelerin analizini yapmıştır. Dairesel deliği bulunan tabaka, bir kenarı boyunca uniform eksenel düzlemsel yüklemeye maruz bırakmış ve deliğin kenarları boyunca herhangi bir yükleme uygulamamıştır. Sonlu elemanla yöntemi kullanarak yaptığı analizler sonucunda kompozit tabakada gerilme yığılmasından dolayı ortaya çıkan akma nedeniyle artık gerilmeler elde edilmiştir.

Tolun [6], Dikdörtgen ince tabakalı kompozit plakların eşdeğer ızgara modeli kullanılarak elasto-plastik dinamik analizini yapmıştır. Kirchhoff plak teorisine dayanarak kompozit plakların hareket denklemini elde etmiş ve farklı sınır şartlarını dikkate alarak sonlu farklar metoduyla çözüm yapmıştır.

Sayman ve Özer [7], çelik fiber katmanlı alüminyum kompozit matriks yapısına sahip dairesel çubuk üzerinde elastik-plastik ısı gerilme analizini çalışmışlardır. Farklı fiber açılarında çözüm yapmışlardır. En yüksek kalıcı gerilme değerinin 0° açıda elde edildiğini belirlemişlerdir.

Kapti, Sayman, Özen ve Benli [8], döküm karbon epoksi plaklarda ve millerde moment etkisini çekme kuvveti altında deneysel olarak incelemişlerdir. Tsai-Vu kabullerini kullanmışlardır. Analizleri aynı zamanda sonlu elemanlar metoduyla da çözerek, sayısal ve deneysel sonuçları karşılaştırmışlardır.

Çallıoğlu ve Sayman [9], yüksek yoğunluklu termoplastik tabanlı kompozit dairesel kesitli çubukların elastik-plastik gerilme analizini yapmışlardır. Bernolli-Navier hipotezinin kabullerini dikkate almışlardır. Kalıcı gerilme bileşeninin çubuğun üst ve alt yüzeylerinde maksimuma ulaştığını gözlemlemişlerdir.

Sayman ve Aksoy [10], aynı yönlü ve zıt yönlü fiber açlarına sahip alüminyum metal matriks kompozit katmanlı dairesel delilikli plakların elastik plastik gerilme analizini çalışmışlardır. Klasik katman teorisini ve kayma deformasyon teorilerini kullanmışlardır. Plâğın üst ve alt kısımlarına yük uygulamışlardır. Yükü kademeli olarak arttırarak analizi çeşitlendirmişlerdir.

Arslan, Arslan ve Okumuş [11], küçük şekil değiştirmeler için fiber kalıcı termoplastik matriks yapıya sahip kompozit katmanlı kare deliği sahip plakların sonlu elemanlar metodu kullanarak elastik plastik gerilme analizini yapmışlardır. Kalıcı gerilme bileşenlerinin kare deliğin kenarlarında maksimum olduğunu tespit etmişlerdir.

Komur vd. [12], cam polyester tabakalı kompozit plakların burkulma analizini sonlu elemanlar metoduyla incelemişlerdir. Plak içerisine dairesel ve elips şeklinde delik yerleştirmişlerdir. Fiber yapının açılarını ve plak oluşturdıkları deliğin geometrisini değiştirmişlerdir. Karşılıklı fiber açlarına sahip modelin daha dayanıklı olduğuna karar vermişlerdir.

Karakuzu, Gülen ve İçten [13], üç boyutlu plağın serbest kenarının uzunluğu değiştirilerek çekme kuvveti altında sayısal analiz yapmışlardır. Sonuçları deney ortamına taşımışlardır. Deneysel sonuçlarla sayısal sonuçları karşılaştırarak sonuçların birbirine yakın olduğunu gözlemlemişlerdir.

Okutan, Arslan ve Karakuzu [14], cam/epoksi kompozitleri basınç altında üretmişlerdir. Kompozitlerin mekanik ve fiziksel özellikleri deneysel olarak elde etmişlerdir. Cam/epoksi malzemesine sahip bağlantı elemanına yük uygulamışlardır. Bağlantı elemanının gerilme direncine göre test etmişlerdir.

McGee ve Leissa [15] tarafından, bir kenarı ankastre diğer kenarları serbest dikdörtgen kalın plakın dinamik analizi yapılmıştır. Ritz metodu ile plakın doğal frekansları bulunmuştur. Bu çalışma üç boyutlu çalışma açısından ilk olmuştur. Şekil değiştirme fonksiyonları, sınır şartlarını sağlayan bir sayısal polinom şeklinde kabul edilmiştir.

Hearmon [16], Rayleigh-Ritz metodunu ortotropik dikdörtgen plaklara uygulayarak, ankaste ve basit mesnet sınır şartlarında dinamik analizini yapmıştır. Doğal frekans parametrelerinin en-boy (a/b) oranına göre değişimlerini ve katman dizilim sayılarının etkilerini incelemiştir.

Reddy [17], bu çalışmasında tabakalı kompozit kalın plakların analizini Newmark doğrusal ivme metodu ile yapmıştır. Değişik yüklemeden dolayı klasik plak teorisi ve kayma deformasyonlar teorisi ile plakın maksimum deplasmanlarını ve gerilmelerini bulmuştur. Kompozit plakın deplasmanlarına ve gerilmelerine, plakın

en-kalınlık (a/h) oranının, en-boy (a/b) oranının ve fiber diziliş yönlerinin etkisi incelenmiştir.

Reddy [18], tabakalı kompozit plakın enine kayma gerinimlerini, dönmelerini ve atalet momentlerini dikkate alarak sonlu elemanlar metodu ile nonlineer dinamik analizini yapmıştır. Kompozit plakların lineer olmayan analizinde elde edilen sonuçlar, plakın deplasmanların, gerilmelerin ve eğilme momentlerin değişimi, değişik sınır şartlarına ve yükleme durumlarına göre sunulmuştur.

Matsunaga [19], tabakalı kompozit plakların kayma deformasyon, kalınlık değişimi ve dönme atalet etkilerini dahil ederek doğal frekans parametrelerini ve burkulma gerilmelerini incelemiştir. Basit mesnetli tabakalı kompozit kalın plakın çözümü için Navier çözüm metodu kullanılmıştır. Elde edilen sayısal sonuçlar, sonlu elemanlar yöntemi ile elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır.

Reddy ve Palaninathan [20], simetrik olmayan tabakalı kompozit üçgensel plakın serbest titreşim analizini yapmışlardır. Ankastre ve basit mesnet sınır şartlarında değişik açılarda yerleştirilmiş fiberli kompozit plakın doğal frekansları sonlu elemanlar metodu ile bulunmuştur. Bulunan sonuçların, literatürde elde edilen sonuçlarla uyumlu olduğu gösterilmiştir.

Kabir [21], tabakalı kompozit plakların serbest titreşim analizini yapmıştır. Klasik plak teorisine göre elde edilen tabakalı kompozit plakın hareket denklemi, çift Fourier serileriyle çözülerek nokta şekilleri elde edilmiştir. Bulunan sonuçlar, ANSYS paket programı ile elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır.

Payan ve Hochard [22], tabakalı karbon/epoksi kompozitlerin, statik ve yorulma yükleri altında elasto-plastik bozulma davranışlarını deneysel olarak incelemişlerdir. Tabakalı kompozit malzemenin enine çekme ve basma yüklerinden dolayı oluşan gerilmelerden dolayı elasto-plastik gerilmeler bulunmuştur. Fiber yönündeki kırılmalar tespit edilmiştir. Elde edilen sonuçlar literatürdeki sonuçlarla uyumlu olduğu görülmüştür.

Belinha ve Dinis [23] tarafından, Galerkin formülasyon temel alınarak anizotropik tabakalı kompozit plakların elastik ve elasto-plastik analizi yapılmıştır. Reissner-Mindlin plak teorisine göre, şekil değiştirme ve gerinim denklemleri elde edilmiştir. Elde edilen lineer olmayan denklem sistemi Newton-Rapson metodu ile çözüldü. Elde edilen sonuçlar, sonlu elemanlar metodu ile elde edilen sonuçlarla karşılaştırıldı.

Aagaah, Mahinfalah, Jazar [24], mekanik yüklemeler nedeniyle katmanlı kompozit plaklarda oluşan deformasyonları incelemişlerdir. Plakların üçüncü dereceden kayma deformasyon teorisini kullanmışlardır. Plagın farklı dağılımı gerilme dağılımı ve şekil değiştirme çözümleri için sonlu elemanlar metodunun kullanmışlardır. Analitik ve nümerik sonuçları karşılaştırmışlardır.

Güneş v.d. [25], fonksiyonel olarak derecelendirilmiş dairesel plaklarda 3 boyutlu elasto-plastik analiz yapmışlardır. Seramik malzemesine düşük hız etkili yüklemeler yaparak deneysel sonuçlar elde etmişlerdir.

Jain ve Mittal [26], sonlu elemanlar metodunun kullanarak ortasında dairesel delik olan geçişli statik yüklemeye sahip izotropik, ortotropik ve tabakalı dikdörtgen kompozit plakların şekil değiştirme ve gerilme dağılımlarını elde etmişlerdir.

Alibeigloo, Madoliat [27], DQM metodu ve Fourier seri yaklaşımı kullanılarak gömülmüş piezo elektrik örgü tabakalı katmanlara sahip dikdörtgen plakta statik analiz yapmışlardır. Gerilim şekil değiştirme dağılımlarına ait denklemleri elde etmişlerdir. Elde ettikleri sonuçları nümerik sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Tian, Fu ve Mao [28], elasto-plastic tabakalı plakların lineer olmayan statik ve dinamik analizini yapmışlardır. Sonlu farklar ve iterasyon metotlarını kullanmışlardır. Plaklarda gerilme ve deformasyon değişimlerini karşılaştırmışlardır.

Razzaq, El-Zafrany [29], MRM (mesh reduction method) metodunu kullanarak tabakalı kompozit plakların doğrusal olmayan gerilme analizini yapmışlardır. Plagın

diferansiyel eleman miktarını değiştirerek analizi çeşitlendirmişlerdir. Ayrıca değişik geometriler için gerilme ve şekil değiştirme analizleri yapmışlardır.

Hari Kishore, Singh ve Pandit [30], tabakalı kompozit plakların lineer olmayan statik analizini yapmışlardır. Üçüncü dereceden kayma deformasyon analizini kullanmışlardır. Farklı bir malzeme (magnetostictive material) analiz etmişlerdir. Elde ettikleri sonuçları literatürdeki sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Özbay, [31], basit mesnetli simetrik ve antisimetrik kompozit plakların düzlemsel olarak yüklenmesiyle elasto-plastik gerilme analizini yapmıştır. Çalışmasında çok sayıda iterasyon kullanarak sonlu elemanlar metodu ile çözüm yapılmıştır.

Özbay, [32], yarım dairesel delikli tabakalı yapıya sahip kompozit plakların burkulmasına, sonlu elemanlar yöntemi ve birinci dereceden kayma deformasyon teorisi kullanarak incelemiştir.

Özbay ve Özer [33], düzlem yüklemelere maruz kalan dairesel delikli kompozit tabakalı plaklarda elastik ve elasto-plastik analiz yapmışlardır. ortotropik dört tabakadan oluşan Alüminyum/metal matriks kompozit tabaka farklı açılarda düzenlenerek simetrik ve antisimetrik şekilde analizi yapmışlardır. Elastik ve elasto-plastik gerilmeleri sonlu elemanlar metodu ile analiz etmişlerdir.

Tabakalı kompozit plakların statik analizi ile ilgili çeşitli çalışmalar yapılmış ve önemli olduğu düşünülen çalışmalar yukarıda özetlenmiştir. Literatür incelendiğinde bu konu ile ilgili çalışmaların çoğu sonlu elemanlar metodu ile kalıcı deformasyonun ve gerilmelerin bulunduğu görülmüştür.

Bu tez çalışmasında, fiber takviyeli tabakalı dikdörtgen elasto-plastik kompozit plakların statik davranışı sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak incelenmiştir. Sonlu elemanlar yöntemi, farklı malzemelerdeki dikdörtgen plağın değişik sınır şartlarındaki ve yüklerdeki davranışlarını, küçük elemanlara bölerek çözümleyen bir metottur. Kompozit plağın, sonlu elemanlar tabanlı ANSYS 12 programı yardımıyla

modellenerek statik analiz yapılmıştır. Sonlu Elemanlar Metodu bir sonraki başlık altında verilecektir.

Çalışmada öncelikle, ortotropik malzemelerde lineer elastisite için, gerilme-gerinim bağıntısını veren Genelleştirilmiş Hooke Kanunundan yola çıkılarak, ortotropik malzemeler için gerilme-gerinim bağıntıları elde edilmiştir. Ortotropik malzemelerde düzlemsel gerilme için gerilme-gerinim ilişkisini veren ifadeler elde edilmiştir. Ortotropik malzemenin üzerindeki gerilmeler, θ açısı kadar şekil değiştirmekte ve x-y eksenleri doğrultusunda uygulanmaktadır. Bu eksenler arası geçişi sağlamak için dönüşüm matrisi elde edilmiştir. Ortotropik malzemelerde dönüşüme uğramış gerilme-gerinim ilişkisini veren ifadeler elde edilmiştir.

Ayrıca bir tabakadaki şekil değiştirmeleri ifade eden denklemler Kirchhoff Hipotezinden yola çıkılarak elde edilmiştir. Kompozit malzemelerde kuvvetlerle gerinimler arasındaki ilişkiyi sağlayan katılık matriksinin [A], [B] ve [D] matriks elemanları oluşturulmuştur. Simetrik dengelenmiş tabakalı kompozit dikdörtgen plağın denge denklemi elde edilmiştir.

Bor epoksi, cam epoksi ve grafit epoksi malzemeleri için dikdörtgen plağa aşağıdaki sınır şartları uygulanarak statik analiz yapılmıştır. Uygulanan kuvvet değerleri 10 kN ve 50 kN olarak belirlenmiştir. Bu kuvvet değerlerinde ve değerlerinden sonra gerilmeler meydana gelmesi sebebiyle ilgili değerler alınmıştır.

A) Dört kenarı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plak::

- i) Plağın ağırlık merkezinden uygulanan 50 kN'luk kuvvet
- ii) Plak yüzeyine uygulanmış 10 kN'luk düzgün yayılı yük
- iii) Plağın herhangi bir [A(35,35,0)] noktasından uygulanmış 10kN'luk kuvvet

B) Dört köşesinden basit mesnet ile sabitlenmiş dikdörtgen plak

- i) Plağın ağırlık merkezinden uygulanan 50kN'luk kuvvet
- ii) Plak yüzeyine uygulanmış 10 kN'luk düzgün yayılı yük

iii) Plağın herhangi bir $[A(35,35,0)]$ noktasından uygulanmış 10kN 'luk kuvvet

C) İki kenarı ankastre mesnetlerle iki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plak

i) Plağın ağırlık merkezinden uygulanan 50kN 'luk kuvvet

ii) Plak yüzeyine uygulanmış 10 kN 'luk düzgün yayılı yük

iii) Plağın herhangi bir $[A(35,35,0)]$ noktasından uygulanmış 10kN 'luk kuvvet

D) İki kenarı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş ve iki kenarı serbest dikdörtgen plak

i) Plağın ağırlık merkezinden uygulanan 50kN 'luk kuvvet

ii) Plak yüzeyine uygulanmış 10 kN 'luk düzgün yayılı yük

iii) Plağın herhangi bir $[A(35,35,0)]$ noktasından uygulanmış 10kN 'luk kuvvet

E) İki köşesi basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plak

i) Plağın ağırlık merkezinden uygulanan 50kN 'luk kuvvet

ii) Plak yüzeyine uygulanmış 10 kN 'luk düzgün yayılı yük

iii) Plağın herhangi bir $[A(35,35,0)]$ noktasından uygulanmış 10kN 'luk kuvvet

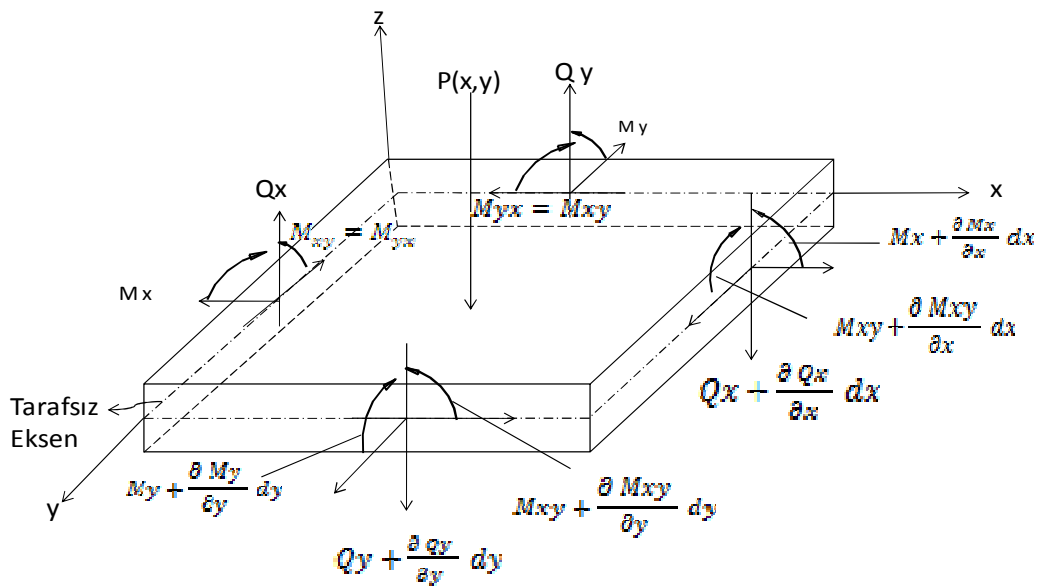
Bor epoksi, cam epoksi ve grafit epoksi malzemeleri için plak boyunca Gerilme, Gerinim, grafikleri elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar kompozit malzemelerin mekanik özelliklerine göre değerlendirilmiştir.

2. PLAK GENEL DENKLEMİNİN ELDE EDİLMESİ:

Kompozit malzeme, birbirinden ayrı iki ya da daha fazla malzemenin kullanım yerindeki aranan özellikleri verebilecek daha uygun bir malzeme oluşturmak için makro seviyede birleştirme sonucu elde edilen malzemedir. Kompozit malzemeler genellikle kendini oluşturan malzemelerin sahip olduğu en iyi özelliklerin yanı sıra mukavemet, aşınma direnci, imalat kolaylığı, yorulma ömrü, ağırlık, ısıl korozyon, bağıl sıcaklık aralığı estetiklik gibi özellikleri de (tamamının geliştirilmesi aynı anda ihtiyaç duyulmaz) geliştirilebilir [39].

Plak; bir matriksteki örülmüş fiberler veya tek yönlü fiber düzlemidir. İki yada daha fazla plağın birleşik bir yapı elemanı olarak hareket etmesini sağlayan ve ana malzeme yönlerinde farklı oryantasyon açılarına sahip plakların birleştirilme haliyle tabakalar elde edilir. Tabakalar, plakların ana malzeme yönlerine göre simetrik veya antisimetrik şekilde oluşabilir.

Plak elemanındaki iç kuvvet ve momentler Şekil 2.1.de gösterilmiştir. Plak üzerindeki tüm kuvvet ve momentlerin toplamı sıfırdır.



Şekil 2.1. Plak elemanında meydana gelen iç kuvvetler ve moment.

Plak elemanında z eksenine yönündeki toplam iç kuvvetler sıfırdır ($\sum F_z = 0$).

$$-Q_x dy + \left(Q_x + \frac{\partial Q_x}{\partial x} dx \right) dy - Q_y dx + \left(Q_y + \frac{\partial Q_y}{\partial y} dy \right) dx + P dx dy = 0 \quad (2.1)$$

Denklem (2.1) düzenlenir ve gereken sadeleştirmeler yapılırsa,

$$\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} + P = 0 \quad (2.2)$$

ifadesi elde edilir. Denklem 2.1 iki boyutlu plak elemanındaki gerilmelere ait toplam denge diferansiyel denklemdir.

Şekil 2.1.'deki plak elemanında gerilmelerin yanında momentler toplamı da incelenmelidir. Plak statik olarak incelendiğinden x ve y eksenlerindeki momentlerin toplamı sıfırdır ($\sum M_x = 0; \sum M_y = 0$).

x eksenine paralel, dx ve dy elemanın ortasından geçen bir elemana göre moment denklemi yazılırsa,

$$\left(Q_y dx \right) \frac{dy}{2} + \left[\left(Q_y + \frac{\partial Q_y}{\partial y} dy \right) dx \right] \frac{dy}{2} M_y dx - \left(M_y + \frac{\partial M_y}{\partial y} dy \right) dx + M_{xy} dy - \left(M_{xy} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial x} dx \right) dy = 0 \quad (2.3)$$

ifadesi elde edilir. Gerekli sadeleştirmeler yapılarak denklem tekrar düzenlenirse,

$$Q_y + \frac{\partial M_y}{\partial y} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial x} = 0 \quad (2.4)$$

ifadesi elde edilir. Bu ifade y eksenindeki moment dengesini belirtmektedir. y eksenine paralel, dx ve dy elemanın ortasından geçen bir elemana göre moment denklemi yazılırsa,

$$Q_x - \frac{\partial M_x}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} = 0 \quad (2.5)$$

ifadesi elde edilir. Denklem (2.1), (2.3) ve (2.4) plak genel denge denklemleridir. Bu ifadelerdeki M_x , M_y ve M_{xy} aşağıdaki gibi yazılır.

$$M_x = -D \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) \quad (2.6)$$

$$M_y = -D \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \nu \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) \quad (2.7)$$

$$M_{xy} = D(1 - \nu) \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \quad (2.8)$$

Denklem (2.3)'den Q_y çekilir ve gerekli M_x ve M_y ifadeleri yerine yazılırsa,

$$Q_y = -D \left(\frac{\partial^3 w}{\partial y^3} + \frac{\partial^3 w}{\partial x^2 \partial y} \right) \quad (2.9)$$

ifadesi elde edilir. Denklem (2.4)'dan Q_x çekilir ve gerekli M_x ve M_y ifadeleri yerine yazılırsa,

$$Q_x = -D \left(\frac{\partial^3 w}{\partial x^3} + \frac{\partial^3 w}{\partial x \partial y^2} \right) \quad (2.10)$$

ifadesi elde edilir. Denklem (2.8) ve (2.9) ifadelerinin türevleri alınır, denklem (2.1)'de yerine yazılıp sadeleştirmeler yapılarak denklem yeniden düzenlenirse plak genel denklemi,

$$\frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = \frac{P}{D} \quad (2.11)$$

şeklinde elde edilir.

2.1. Sonlu Elemanlar Metodu

Mühendisler uğraştıkları kompleks problemlere doğrudan yaklaşamadıkları zaman ya da doğrudan yaklaşımla çözümün daha zor olduğu durumlarda ana problemi daha kolay anlaşılabilen alt problemlere ayırıp, sonra bu alt problemlerin çözümünden orijinal problemin çözümünü elde etmeleri çoğu zaman kullanılan tabii metottur.

Problemin çözümünde, iyi tanımlanmış sonlu sayıda eleman kullanarak yeterli bir model elde edilebilir. Böyle problemler sonlu olarak adlandırılır. Bazı problemler matematiksel sonsuz küçük kurgusuyla tanımlanabilir. Bu tanım diferansiyel denklemlere veya sonsuz sayıda eleman kullanımına götürür. Gerçekte elastik sürekli ortamda elemanlar arası bağlantı noktalarının sayısı sonsuzdur.

Sonlu elemanlar metoduyla bu sonsuz sayıdaki bağlantı sonlu bir sayıya indirgenir. Cisim sanki sadece bu noktalardan birbiriyle bağlıymış gibi düşünülür. Sonlu sayıda bu bağlantı noktaları ne kadar çoğaltılırsa bu metotla yapılan çözümdeki hata oranı o kadar küçülür. Diğer taraftan bu sayının çok fazla artması da sayısal çözümlemede büyük zorluk getirir. Bilgisayarlar yardımıyla bu zorluk bir derece giderilmiştir.

Sonlu eleman metodunun önemli bir özelliği, tüm problemi temsil etmek üzere elemanları bir araya koymadan önce, her bir elemanın ayrı formüle edilebilmesidir. Eğer bir gerilme analizi problemi ile uğraşıyorsa her bir elemana etki eden dış kuvvetler ile elemanın düğüm noktalarının, şekil değiştirme bağıntıları bulunduğu tüm sistem çözülmüş olur. Bu şekilde kompleks bir problem oldukça basit bir probleme dönüşür. Sonlu elemanlar metodunda eleman özellikleri değişik yollardan formüle edilir.

Genelde uygulanan çözüm metotları;

- 1- Direkt yaklaşım
- 2- Varyasyonel yaklaşım
- 3- Ölçülmüş kalıcı yaklaşım
- 4- Enerji dengesi yaklaşımı

Kullanılan yaklaşım ne olursa olsun sonlu eleman metoduyla problem çözümünde aşağıdaki yol takip edilir.

A) Sürekli ortamın (cismin) hayali çizgilerle veya yüzeylerle elemanlara bölünmesi elemanların geometrisi ortamın fiziki yapısına uygun seçilmelidir.

B) Komşu elemanlar birbiriyle belirli sayıda düğüm noktaları vasıtasıyla, bağlanmış kabul edilir. Bu düğüm noktalarının şekil değiştirmeleri basit yapıların analizinde olduğu gibi problemin bilinmeyen ana parametreleridir.

C) Her bir sonlu elemanın şekil değiştirmesini tanımlamak için düğüm noktalarının şekil değiştirmeleri cinsinden fonksiyonlar seçilir (genelde bir polinomdur). Polinomun derecesi elemana konulan düğüm sayısına bağlıdır.

D) Elemanlar ve şekil değiştirme fonksiyonları seçildikten sonra her bir elemanın özelliklerini ifade eden matriks denklemleri teşkil edilebilir.' Bunun için yukarıda bahsedilen dört yaklaşımdan biri kullanılır.

E) Elemanlara bölünen sistemin özelliklerini bulmak için elemanların özelliklerini toplamak gerekir, diğer bir ifadeyle elemanların davranışlarını ifade eden matriks denklemlerini birleştirerek sistemin davranışını ifade eden matriks denklemlerini oluşturmak gerekir.

Sistemin matriks denklemleri, bir elemanın matriks denklemleriyle aynı formdadır. Ancak sistem denklemlerinin terim sayısı daha fazladır.

F) Düğüm noktalarında toplanmış farz edilen ve sınır gerilmelerin dengeleyen kuvvetler ile düğüm noktalarının şekil değiştirmeleri arasında

$$[P] = [K]\{U\} \quad (2.12)$$

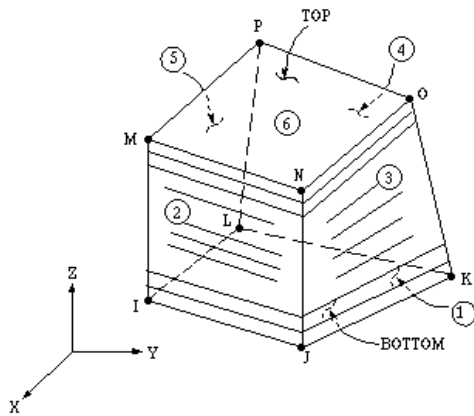
bağıntısı bulunur. Burada $[P]$ sütun matriks olup dış kuvvetlerin tamamını göstermektedir. Bu matriks içinde r, e, z yönündeki kuvvetler ile momentler bulunabilir. $[K]$ sistemin toplam katılık matriksidir. $\{U\}$ ise r, e ve z yönündeki düğüm şekil değiştirmelerini gösteren sütun matrikstir. $[P]$ kuvvet matriksi ile $[K]$ katılık matriksi biliniyorsa şekil değiştirmeler ve daha sonra gerilmeler hesaplanabilir [34].

2.1.1. Sonlu Eleman Analizi

Ansys 12.0 sonlu eleman tabanlı analiz programı kullanılarak dikdörtgen plağın gerilme analizi yapılmıştır. Analizde kompozit malzemenin fiber açıları $(90^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ)$ olarak seçilmiştir.

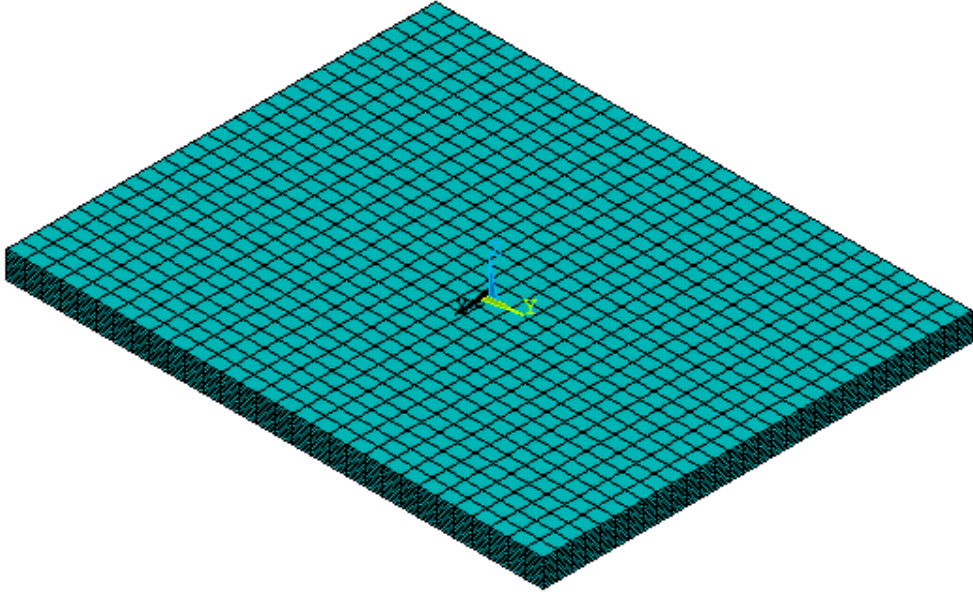
Bilgisayar Modelinin Oluşturulması

Plak modeli oluşturulurken, geometrisi Şekil 2.2’de gösterilmiş olan tabakalı sekiz düğümlü yapı analizi özellikli Solid 46 eleman tipi seçilmiştir. Solid 46 elemanın her bir düğüm noktası x, y ve z yönlerinde olmak üzere üç serbestlik derecesine sahiptir. Ayrıca Solid 46 elemanına, 250’den fazla farklı malzeme tabakası tanımlanabilme özelliğine sahiptir.



Şekil 2.2. SOLID 46 SEM Elemanı.

Eleman tipi belirlendikten sonra seçilen malzemelerin fiziksel özellikleri tanımlanmıştır. Plak boyutu ve fiber açıları tanımlanarak model oluşturulur. Model, sonlu küçük elemanlara ayrılır (Mesh). Sonlu küçük elemanlara ayrılmış plak Şekil 2.3’de gösterilmiştir. Plğa sınır şartları uygulanarak Ansys programında çözümleme yapılmıştır. Plak boyunca gerilme, gerinim ve şekil değıştirme görünümleri elde edilmiştir.



Şekil 2.3. Plğın sonlu eleman Solid 46 modelinde elemanlara bölünmüş hali.

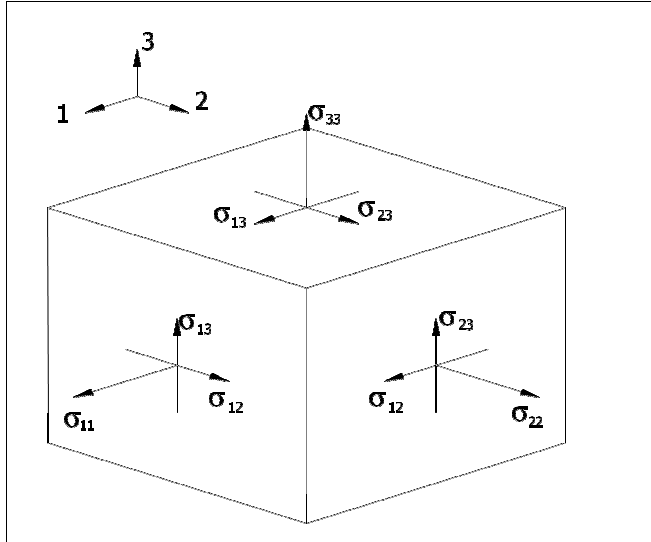
3. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞI

Tabakalı ve fiberli kompozitler, uzay endüstrisi başta olmak üzere birçok endüstri alanında kullanılmaktadır. Fiberle güçlendirilmiş kompozit malzemelerin hem mukavemeti yüksek hem de düşük maliyette imal edilmesi, kompozit malzemelerin tercih edilmesinin en önemli sebeplerinden bir kaç tanesidir. Yapının geometrisi ve uygulanan yüke göre fiberlerin yerleşim açısı önemlidir. Bu bölümde bu tür malzemelerin mekanik davranışı Elastisite Teorisine göre açıklanacaktır [6].

3.1. Elastisite Teorisine Göre Gerilme-Gerinim İlişkileri

3.1.1. Rijitlik matrisinin (C_{ij}) indirgenmesi

Anizotropik malzemelerde lineer elastisite teorisine göre, gerilme-gerinim bağıntısını veren Genelleştirilmiş Hooke Kanunu aşağıdaki gibidir.[38]



Şekil 3.1 Üç boyutlu gerilme hali

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \epsilon_{kl} \quad (i, j, k, l = 1, 2, 3) \quad (3.1)$$

Burada,

σ_{ij} : Gerilme tensörü

ε_{kl} : Gerinim tensörü

C_{ijkl} : 4.mertebeden rijitlik veya malzeme (elastisite) tensörüdür.

C_{ijkl} rijitlik matrisinin 81 bağımsız elemanı vardır. Gerilme ve gerinim tensörlerinin simetrik olmasından dolayı ($\sigma_{ij} = \sigma_{ji}$, $\varepsilon_{kl} = \varepsilon_{lk}$) C_{ijkl} rijitlik matrisinin 81 adet bağımsız elemanı 36'ya iner. Rijitlik matrisinin simetrik olmasından dolayı ($C_{ijkl} = C_{klij}$), bağımsız eleman sayısı 21'e iner. Denklem 3.1' in matris formunda yazılımı aşağıdaki gibidir:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{1111} & C_{1122} & C_{1133} & C_{1123} & C_{1113} & C_{1112} \\ C_{2211} & C_{2222} & C_{2233} & C_{2223} & C_{2213} & C_{2212} \\ C_{3311} & C_{3322} & C_{3333} & C_{3323} & C_{3313} & C_{3312} \\ C_{2311} & C_{2322} & C_{2333} & C_{2323} & C_{2313} & C_{2312} \\ C_{1311} & C_{1322} & C_{1333} & C_{1323} & C_{1313} & C_{1312} \\ C_{1211} & C_{1222} & C_{1233} & C_{1223} & C_{1213} & C_{1212} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.2)$$

Love notasyonuna (mühendislik notasyonu) göre;

$11 \rightarrow 1, 22 \rightarrow 2, 33 \rightarrow 3, 23 \rightarrow 4, 13 \rightarrow 5, 12 \rightarrow 6$

idi. Bu durumda,

$\sigma_{11} \rightarrow \sigma_1, \sigma_{22} \rightarrow \sigma_2, \sigma_{33} \rightarrow \sigma_3, \sigma_{23} \rightarrow \sigma_4, \sigma_{13} \rightarrow \sigma_5, \sigma_{12} \rightarrow \sigma_6$

$\varepsilon_{11} \rightarrow \varepsilon_1, \varepsilon_{22} \rightarrow \varepsilon_2, \varepsilon_{33} \rightarrow \varepsilon_3, 2\varepsilon_{23} \rightarrow \varepsilon_4, 2\varepsilon_{13} \rightarrow \varepsilon_5, 2\varepsilon_{12} \rightarrow \varepsilon_6$

olur. Böylece 2.2 denklemi aşağıdaki gibi yazılır:

$$\sigma_i = C_{ij} \varepsilon_j \quad (i, j=1, 2, \dots, 6) \quad (3.3)$$

Malzemede tek bir simetrik düzlem varsa (monoklinik malzeme),

$$C_{14}=C_{15}=C_{24}=C_{25}=C_{34}=C_{35}=C_{46}=C_{56}=0 \quad (3.4)$$

olur. Rijitlik matrisi (C_{ij})'nin 13 adet bağımsız eleman sabitleri aşağıdaki gibidir:

$$C_{ij} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{45} & C_{55} & 0 \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Eğer malzemedede iki adet simetri düzlemi varsa (ortotropik malzeme),

$$C_{16}=C_{26}=C_{36}=C_{45}=0 \quad (3.6)$$

olur. Rijitlik matrisi (C_{ij})'nin dokuz adet bağımsız eleman sabitleri aşağıdaki gibidir:

$$C_{ij} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Sonuçta ortotropik malzeme için gerilme-gerinim bağıntısı aşağıdaki gibi olur:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (3.8)$$

3.2. Ortotropik Malzemelerde Gerinim-Gerilme Bağıntısı

Ortotropik malzemelerde gerinim-gerilme bağıntısı, 3.8 denkleminde gerinimin çekilmesiyle aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (3.9)$$

Bu ifade kısa olarak, $\{\varepsilon\} = [S] \cdot \{\sigma\}$ şeklinde yazılır. Burada; $[S]$, komplians matrisidir ve $[S] = [C]^{-1}$ 'dir. Komplians matrisinin sabit elamanları mühendislik sabitleri cinsinden ifadesi aşağıdaki gibidir:

$$[S] = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & -\frac{\nu_{13}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Burada; E_1 , E_2 ve E_3 sırasıyla malzemenin 1, 2 ve 3 yönündeki elastisite modülleri, G_{23} , G_{13} ve G_{12} malzemenin kayma modülleridir.

Komplians matrisinin simetrik olmasından dolayı $(S_{ij}=S_{ji})$, $E_1\nu_{21} = E_2\nu_{12}$, $E_2\nu_{32} = E_3\nu_{23}$, $E_3\nu_{13} = E_1\nu_{31}$ olur.

Fiziksel olarak ortotropik malzemeler $E_1, E_2, E_3, G_{12}, G_{23}, G_{13}, \nu_{12}, \nu_{23}$, ve ν_{13} olmak üzere dokuz adet bağımsız mühendislik sabitleriyle ifade edilir. Denklem 3.8 tekrar yazılırsa aşağıdaki gibi olur:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & -\frac{\nu_{13}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (3.11)$$

3.10 denklemindeki $[S]$ matrisinin tersi alınırsa, 3.8 denklemindeki C_{ij} terimleri aşağıdaki gibi olur:

$$C_{11} = (1 - \nu_{23}^2 E_3/E_2) \frac{E_1}{V}, C_{12} = (\nu_{12} + \nu_{13} \nu_{23} E_3/E_2) \frac{E_2}{V},$$

$$C_{13} = (\nu_{13} + \nu_{12} \nu_{23}) \frac{E_3}{V}, C_{23} = (\nu_{23} + \nu_{13} \nu_{12} E_2/E_1) \frac{E_3}{V},$$

$$C_{22} = \left(1 - \frac{\nu_{13}^2 E_3}{E_1}\right) \frac{E_2}{V}, C_{44} = G_{23}, C_{55} = G_{13}, C_{66} = G_{12}$$

$$V = [1 - \nu_{12} (\nu_{12} E_2/E_1 + 2\nu_{23} \nu_{13} E_3/E_1) - \nu_{13}^2 E_3/E_1 - \nu_{23}^2 E_3/E_2] \dots (3.12)$$

şeklinde olur.

3.3. Ortotropik Malzemelerde Düzlemsel Gerilme

Düzlemsel gerilmede, $\sigma_3 = \sigma_4 = \sigma_5 = 0$ olur. Bu durumda 3.11 denklemi aşağıdaki forma indirgenir:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{Bmatrix} \dots\dots\dots (3.13)$$

3.13 nolu ifadeden gerilmeler çekilirse;

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \dots\dots\dots (3.14)$$

elde edilir. Burada,

$$Q_{11} = \frac{E_1}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}, Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})},$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}, Q_{66} = G_{12} \dots\dots\dots (3.15)$$

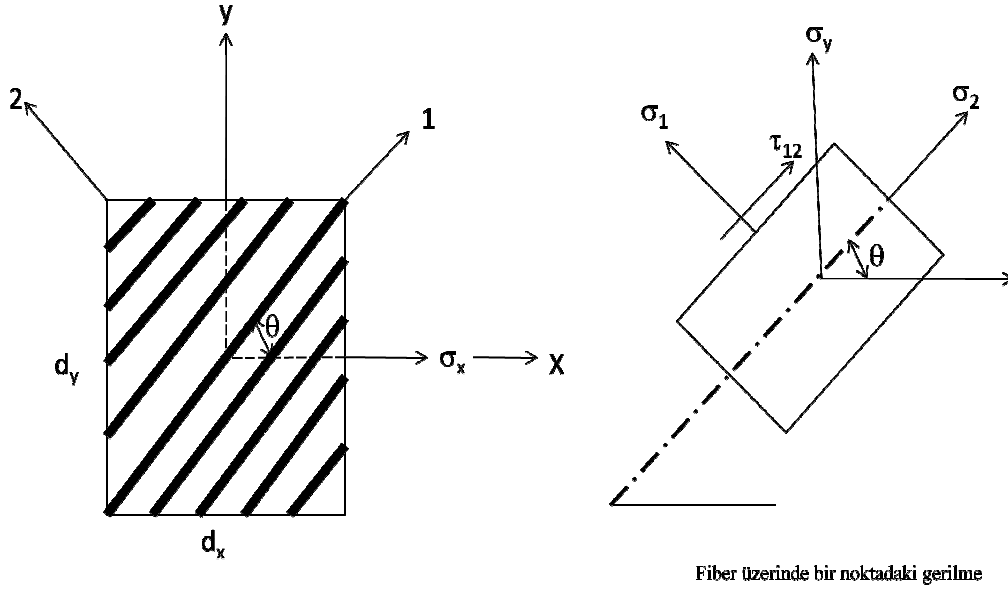
dir.

3.4. Dönüşüm Matrisi

Daha önceki bölümlerde ortotropik malzemenin asal malzeme ekseninde gerilme-gerinim bağıntıları ifade edildi. Bu özel bir durum olup, genelde malzeme asal eksen doğrultularından farklı doğrultularda gerilmelere maruz kalır. Bu eksenler asal gerilme eksenlerinden θ açısı kadar dönmüş olan doğrultularda olabilir (Şekil 3.2.).

Asal doğrultuları 1 ve 2'de gösterilen ve σ_x ve σ_y gerilmelerine maruz ortotropik malzemeden oluşan elemanın, asal doğrultulardan θ açısı kadar farklı doğrultulardaki gerilmeler aşağıdaki gibi elde edilir:

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma_x \cos^2 \theta + \sigma_y \sin^2 \theta + 2\tau_{xy} \cos \theta \sin \theta \\ \sigma_2 &= \sigma_x \sin^2 \theta + \sigma_y \cos^2 \theta - 2\tau_{xy} \cos \theta \sin \theta \\ \tau_{12} &= -\sigma_x \cos \theta \sin \theta + \sigma_y \cos \theta \sin \theta + \tau_{xy} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \end{aligned} \dots\dots\dots (3.16)$$



Şekil 3.2. Malzemenin asal doğrultuları

Dönüşüm matrisi $[T]$ aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Ortotropik malzemelerde dönüşüme uğramış gerilme-gerinim ilişkisini veren ifade aşağıdaki gibidir:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.18)$$

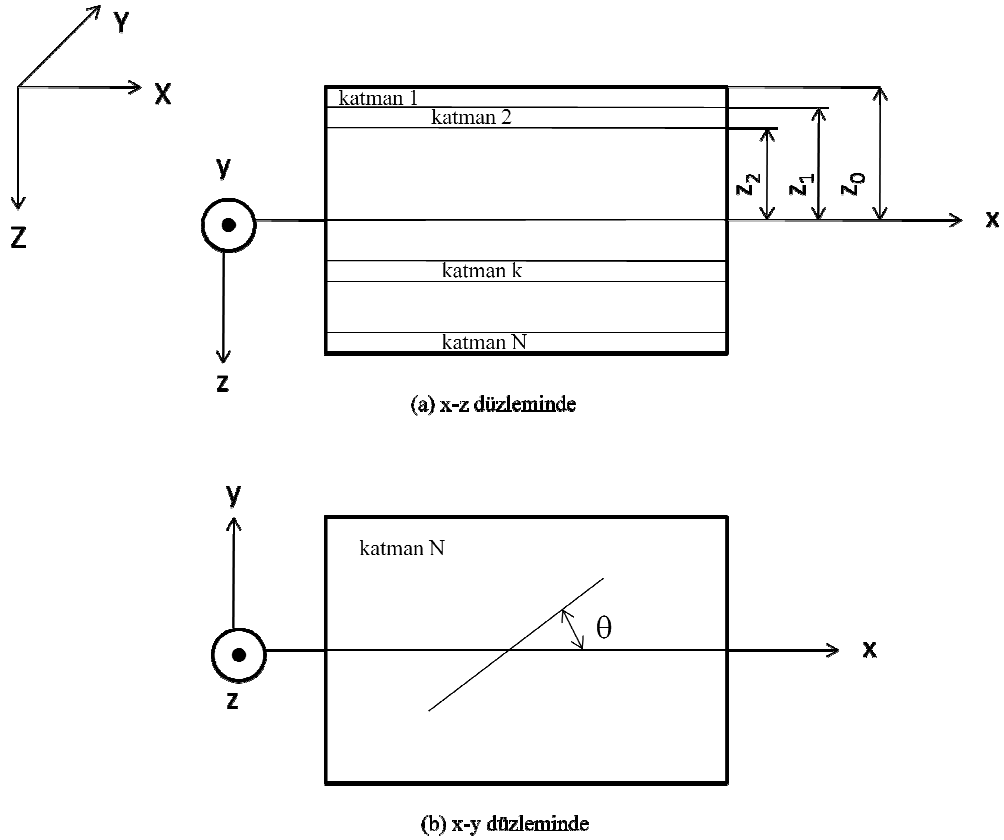
$[\bar{Q}]$: İndirgenmiş $[Q]$ rijitlik matrisi yerine transform olmuş rijitlik matrisidir.

$[\bar{Q}]$ matrisinin, $\bar{Q}_{ij}$ terimleri aşağıdaki gibi tanımlanırlar:

$$\begin{aligned}
\bar{Q}_{11} &= Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta \\
\bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\
\bar{Q}_{22} &= Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{11} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta \\
\bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \\
\bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta \\
\bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta)
\end{aligned} \tag{3.19}$$

3.5. Tabakalı Kompozit Plak

Fiberlerle takviye edilmiş katmanlar birleşerek tabakaları oluşturur. Şekil 3.3'de global koordinatlarda, fiberle takviye edilmiş N adet katmandan meydana gelen bir tabaka x-z ve x-y düzleminde gösterildi. Birinci katmanın sınırları z_0 ve z_1 , ikinci katmanın sınırları z_2 ve z_1 , N.katmanın sınırları ise z_{N-1} ve z_N 'dir.



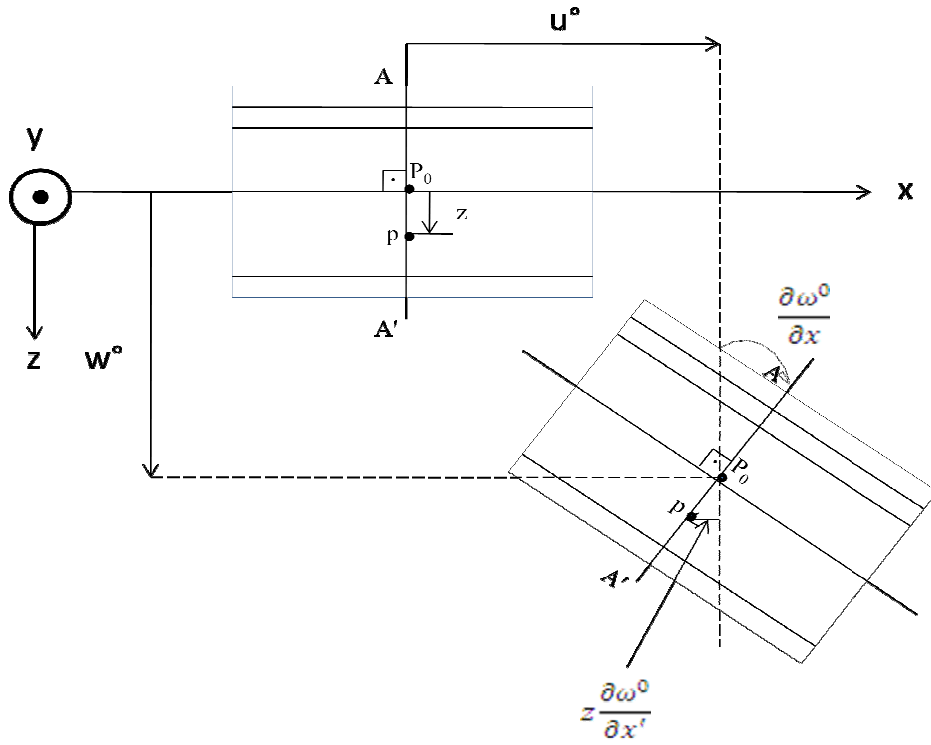
Şekil 3.3. Tabakalı kompozit

3.5.1. Yapılan kabuller (Kirchhoff kabulleri)

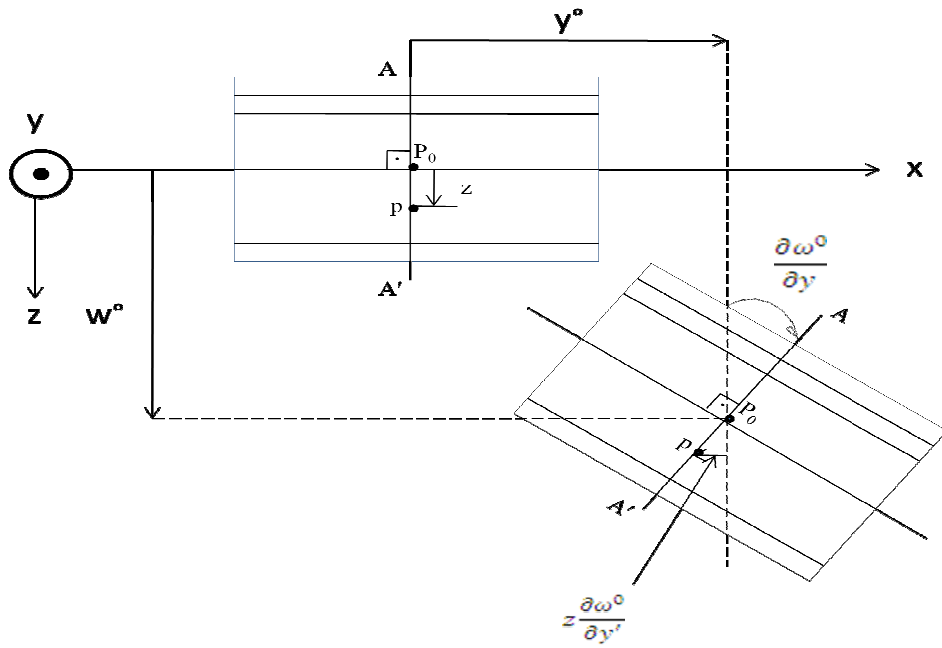
1. Kompozit plak, birbiriyle birleştirilmiş ortotropik N adet katmandan oluşmaktadır.
2. Plak ince ve sabit kalınlığa sahiptir. Plakın kalınlığı diğer uzunluklardan çok küçüktür ($a \geq 10h$).
3. Plak kalınlığına göre u , v ve w şekil değiştirmeleri çok küçüktür.
4. ϵ_x , ϵ_y , ϵ_z ve γ_{xy} olan gerinimler birden çok küçüktür.
5. Hareket denklemindeki doğrusal olmayan terimler ihmal edilmiştir.
6. Deformasyondan önce plak orta düzlemine dik olan doğrultular, deformasyondan sonra da düzgün ve dik kalırlar.
7. Enine kayma gerinimleri olan ϵ_{xy} ve ϵ_{yz} ihmal edilmiştir.
8. u ve v , z 'nin lineer bir fonksiyonudur.
9. Herbir katman Hooke Kanunu ile uyumlu ve lineer elastik hareket ederler.
10. Dönen terimler ihmal edilmiştir ve kütle kuvvetlerinin olmadığı kabul edilmiştir.

3.6. Kirchhoff Hipotezine Göre Bir Tabakada Şekil Değiştirme

Şekil 3.4 ve Şekil 3.5'de sırasıyla x - z ve y - z düzlemlerinde tabakalı plakın deformasyondan önce ve sonraki şekil değiştirmeleri gösterildi.



Şekil 3.4. Tabakalı plağın x - z düzleminde deformasyondan önceki ve sonraki hali



Şekil 3.5. Tabakalı plağın y - z düzleminde deformasyondan önceki ve sonraki hali

Şekil değiştirmeler aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned}
 u(x, y, z) &= u^0(x, y) - z \frac{\partial \omega^0(x, y)}{\partial x} \\
 v(x, y, z) &= v^0(x, y) - z \frac{\partial \omega^0(x, y)}{\partial y} \\
 w(x, y, z) &= w^0(x, y)
 \end{aligned} \tag{3.20}$$

Kirchhoff hipotezine göre deformasyonlardan önce plak yüzeyine dik olan doğru deformasyondan sonra da dik kalır. Bu kabule göre şekil değiştirmeler z 'ye bağlı değildir.

3.7. Bir Tabakadaki Gerinim-Şekil Değiştirme Bağıntıları

Elastisite teorisine göre gerinim-şekil değiştirme bağıntıları aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_x(x, y, z) &= \varepsilon_x^0(x, y) + z\kappa_x^0(x, y) \\
 \varepsilon_y(x, y, z) &= \varepsilon_y^0(x, y) + z\kappa_y^0(x, y) \\
 \gamma_{xy}(x, y, z) &= \gamma_{xy}^0(x, y) + z\kappa_{xy}^0(x, y) \\
 \varepsilon_z(x, y, z) &= \gamma_{xz}(x, y, z) = \gamma_{yz}(x, y, z) = 0
 \end{aligned} \tag{3.21}$$

Burada κ_x^0 , κ_y^0 ve κ_{xy}^0 , eęrilikler olup, aşağıdaki gibi ifade edilir [38]:

$$\begin{aligned}
 \kappa_x^0(x, y) &= -\frac{\partial^2 w^0}{\partial^2 x} \\
 \kappa_y^0(x, y) &= -\frac{\partial^2 w^0}{\partial^2 y} \\
 \kappa_{xy}^0(x, y) &= -2\frac{\partial^2 w^0}{\partial x \partial y}
 \end{aligned} \tag{3.22}$$

4. DİKDÖRTGEN KOMPOZİT PLAĞIN STATİK ANALİZİ

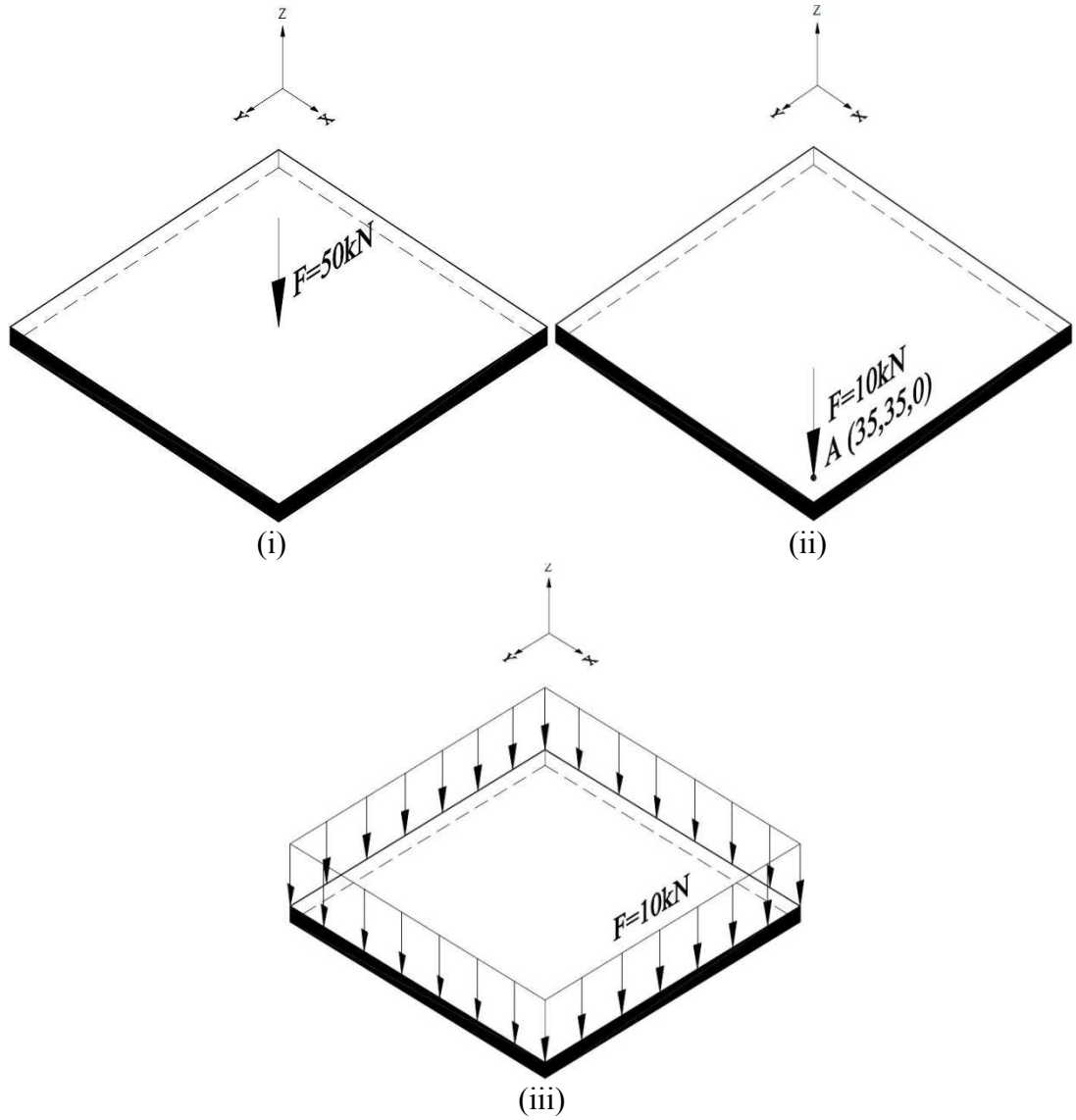
Farklı fiziksel özelliklere sahip matriks ve fiber yapılardan oluşan dikdörtgen kompozit plakların bölüm 1.4’de belirtilen sınır şartları altında statik analizi yapılmıştır. Analizler yapılırken Sonlu Elemanlar esaslı bir program olan Ansys 12 kullanılmıştır. 500x400x25 mm boyutlarında dikdörtgen plak Krishoff kabulleri kullanılarak modellenmiştir. Bor Epoksi, Cam Epoksi ve Grafit Epoksi malzemelerine ait özellikler Çizelge 4.1.’de verilmiştir.

Çizelge 4.1. Kompozit malzemelerin fiziksel özellikleri [41]

Mühendislik Sabitleri	Bor/Epoksi	Cam/Epoksi	Grafit/Epoksi
E_y (GPa)	224.649	9.710	144.8
E_x (GPa)	12.753	3.250	9.65
G_{xz} (GPa)	4.434	0.903	4.14
ν_{xz}	0.438	0.799	0.165

4.1. Dört Kenarı Ankastre Mesnetlerle Sabitlenmiş Dikdörtgen Plak Çözümü

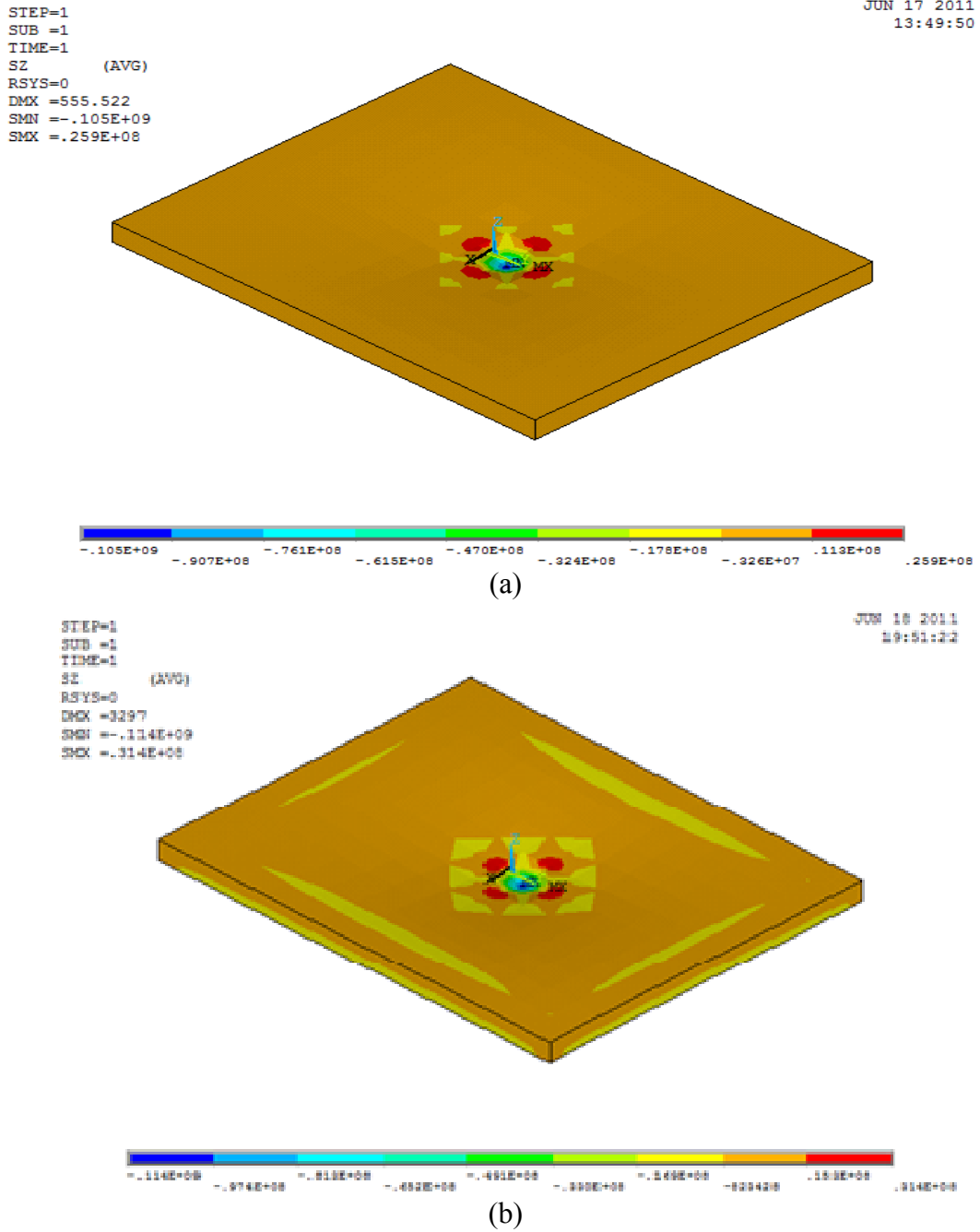
Dört kenarı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plağa uygulanan sınır şartları Şekil 4.1.’de gösterilmiştir. Plağa ağırlık merkezinden 50 kN ve A(35,35,0) noktasından 10 kN (-z) eksen boyunda kuvvet uygulanmıştır. Ayrıca plak yüzeyine 10 kN’luk düzgün yayılı yük uygulanarak plağın statik davranışı incelenmiştir.



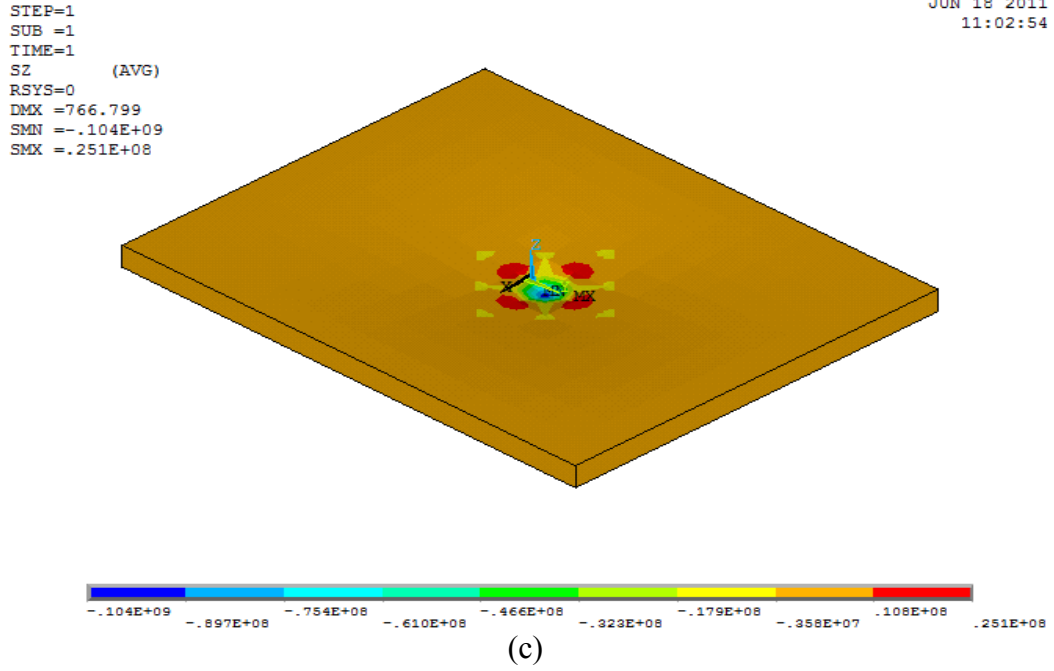
Şekil 4.1. Dört kenarı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plakta sınır şartları gösterimi

i) Dört kenarı sabitlenmiş dikdörtgen plak için analizler yapılırken ilk önce 50kN'luk bir kuvvetin ağırlık merkezine etki ettiği düşünülmüştür. Plakın ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet, farklı fiziksel özelliklere sahip kompozit malzemelere de uygulanmıştır. Uygulanan kuvvetten dolayı kompozit plakta meydana gelen gerilmeler Şekil 4.2.'de gösterilmiştir. Seçilen kompozit malzemeler arasında en fazla deformasyon cam/epoksi malzemesinde gözlenmiştir. Cam/epoksi malzemesinin elastisite modülü diğer iki kompozit malzemeye göre düşüktür. Elastisite modülü malzemenin dayanımını gösteren ayırıcı bir özelliktir. Seçilen

kompozit malzemelerinin Elastisite modülleri küçükten büyüğe doğru cam/epoksi<grafit/epoksi<bor/epoksi şeklinde sıralanır. Buna göre en az deformasyonun bor/epoksi malzemesinde olduğu şekilden görülmektedir.



Şekil 4.2. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50kN’luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

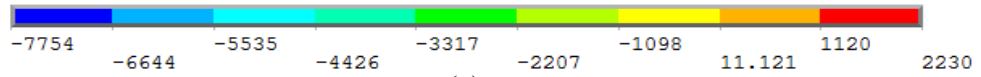
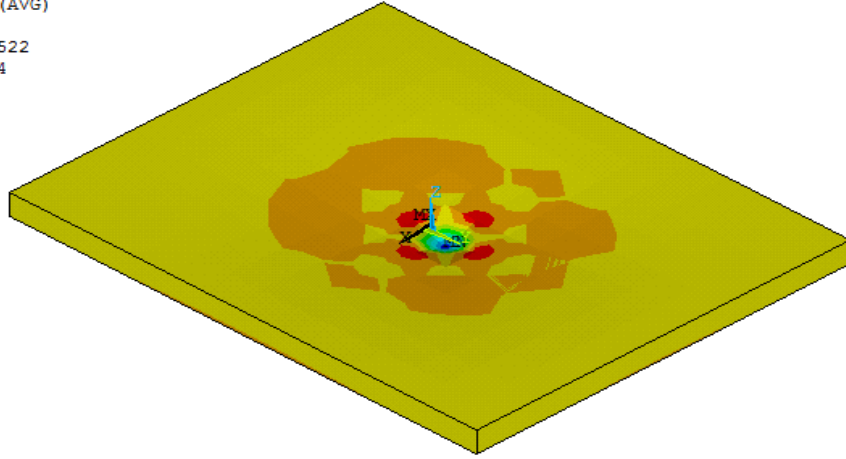


Şekil 4.2. (Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Farklı fiziksel özelliklere sahip kompozit malzemeler için plağın ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmıştır. Uygulanan kuvvetten dolayı kompozit plakta meydana gelen plak boyunca gerinim analizi Şekil 4.3.'de gösterilmiştir. Gerinim malzeme çeşidinden başka bir deyişle elastisite modülünden bağımsız bir büyüklüktür. Malzemenin şekil değiştirmesine bağlı olarak değişmektedir. En fazla şekil değiştirme grafit malzemesinde gözlenmiştir. Bor/Epoksi ve Grafit/Epoksi malzemelerinde çökme sadece ağırlık merkezinde gözlenirken, Cam/Epoksi malzemesinde tüm plak yüzeyinde çökme oluşmuştur.

STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =555.522
SMN =-7754
SMX =2230

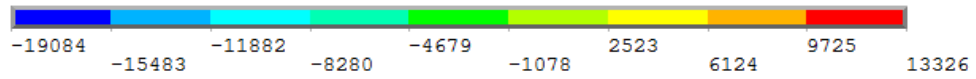
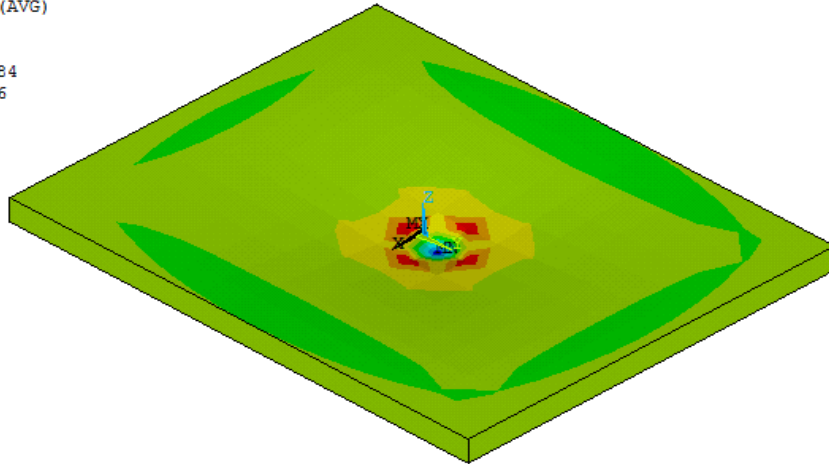
JUN 17 2011
13:49:07



(a)

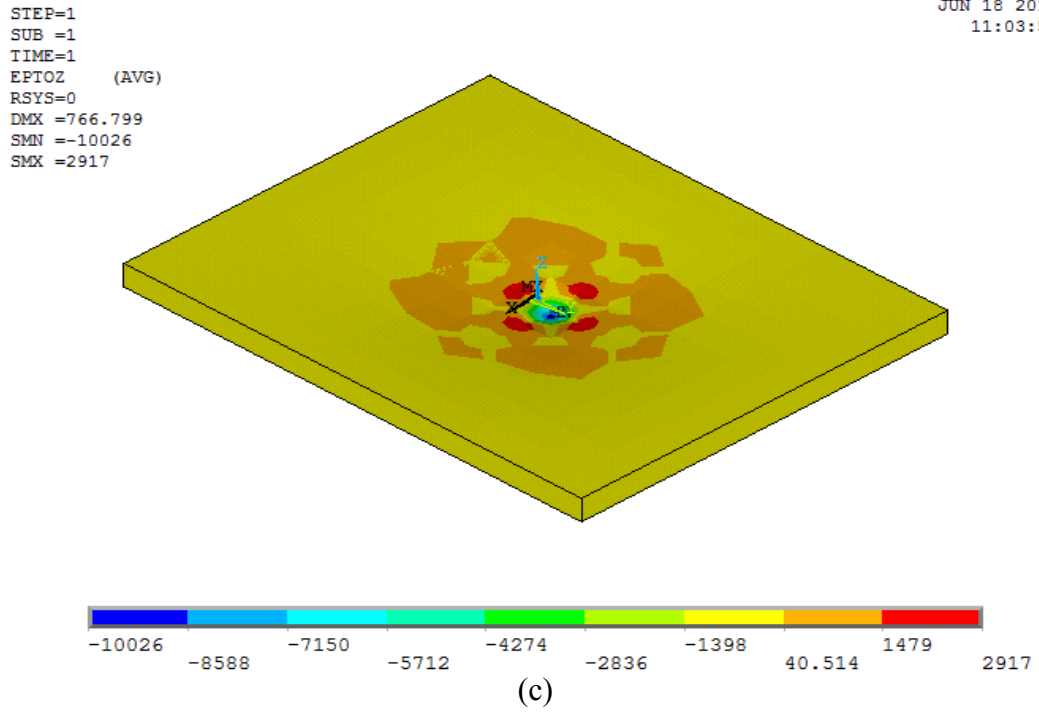
STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =3297
SMN =-19084
SMX =13326

JUN 18 2011
19:52:05



(b)

Şekil 4.3.(a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

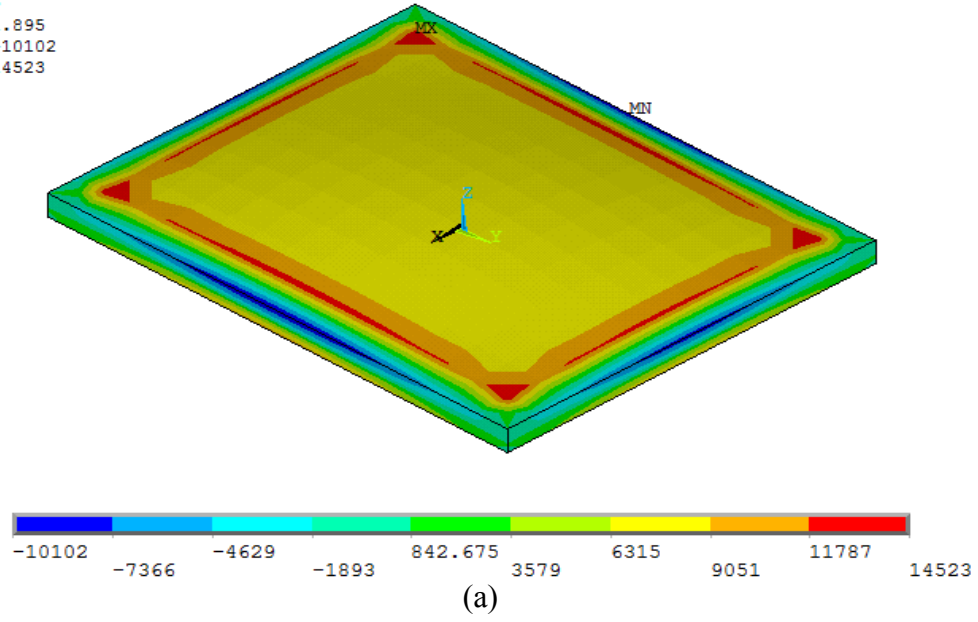


Şekil 4.3.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

ii) Aynı sınır şartlarına sahip plak yüzeyine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmıştır. Şekil 4.4'de plak üzerine uygulanan düzgün yayılı yükün oluşturduğu gerilme değişimi gösterilmiştir. Bir önceki 50 kN'luk kuvvetle yapılan statik analize paralel olarak bu analizde de gerilmeden en fazla etkilenen malzeme camdır. Malzeme içerisinde en çok şekil değiştirmenin cam örneğinde olduğu gözlenmiştir. Bu yükleme ve sınır şartları dikkate alındığında, pratik uygulamada bor/epoksi malzemesi yüksek elastisite modülüne sahip olması nedeniyle tercih edilmesi gerektiği gerilme dağılımında gözlenmiştir.

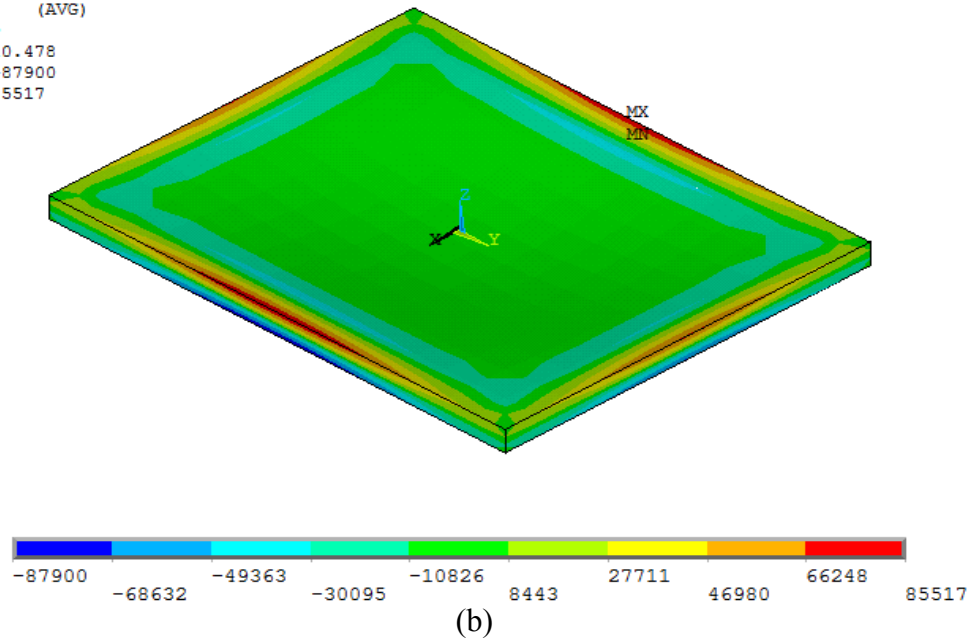
STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =2.895
SMN =-10102
SMX =14523

JUN 17 2011
13:56:53

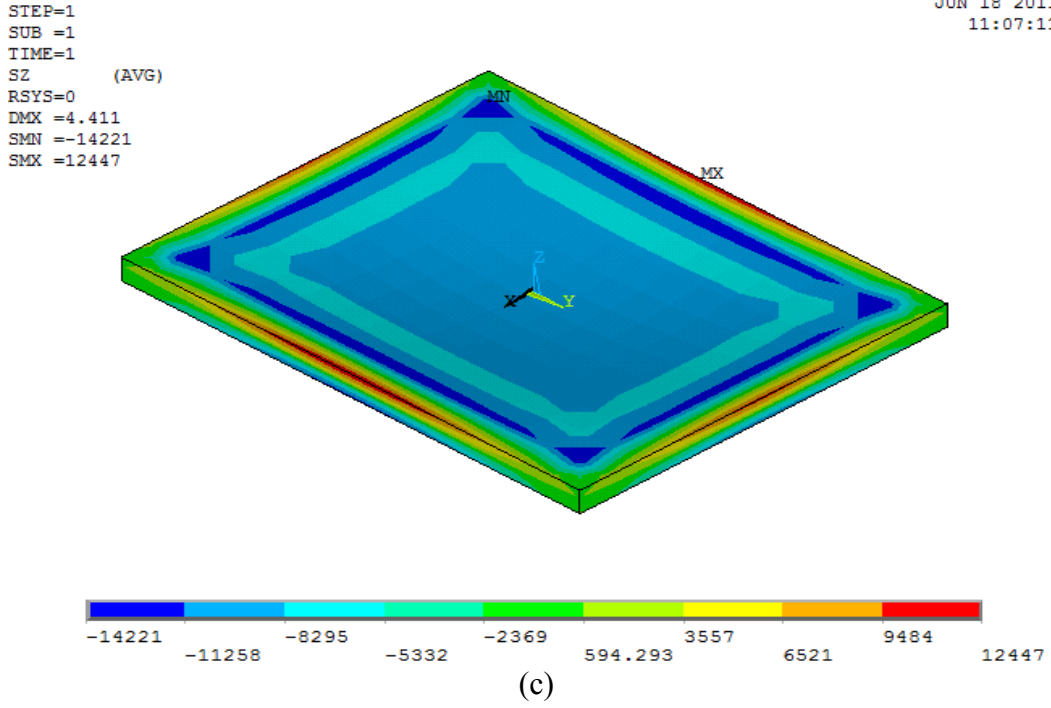


STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =20.478
SMN =-87900
SMX =85517

JUN 18 2011
19:53:35

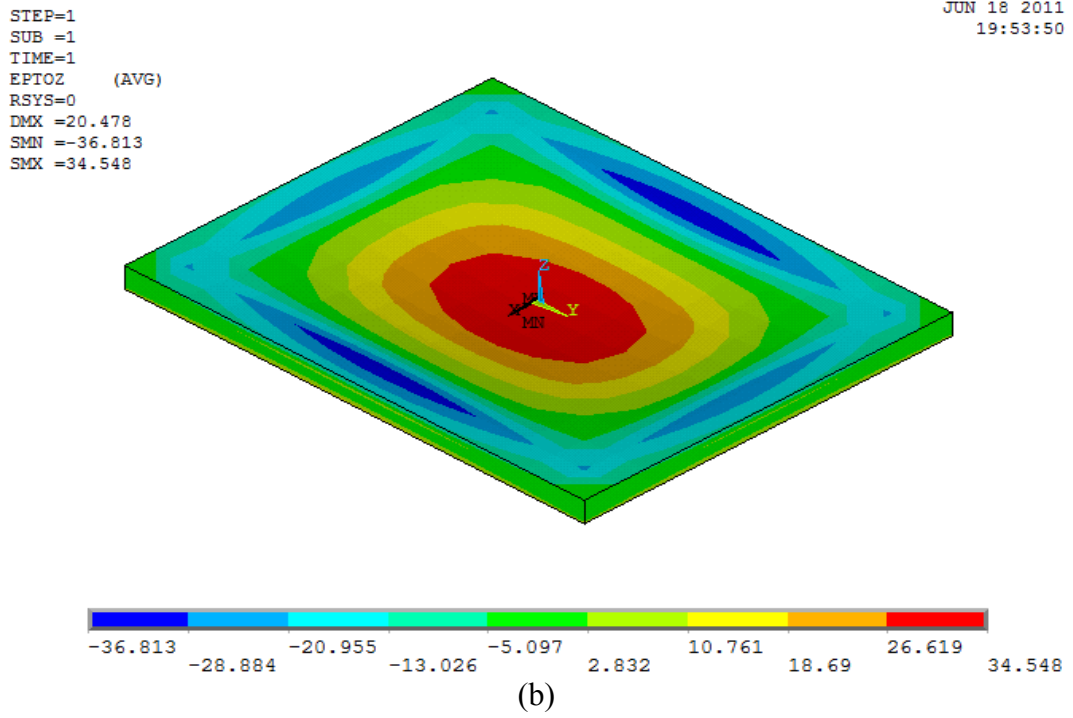
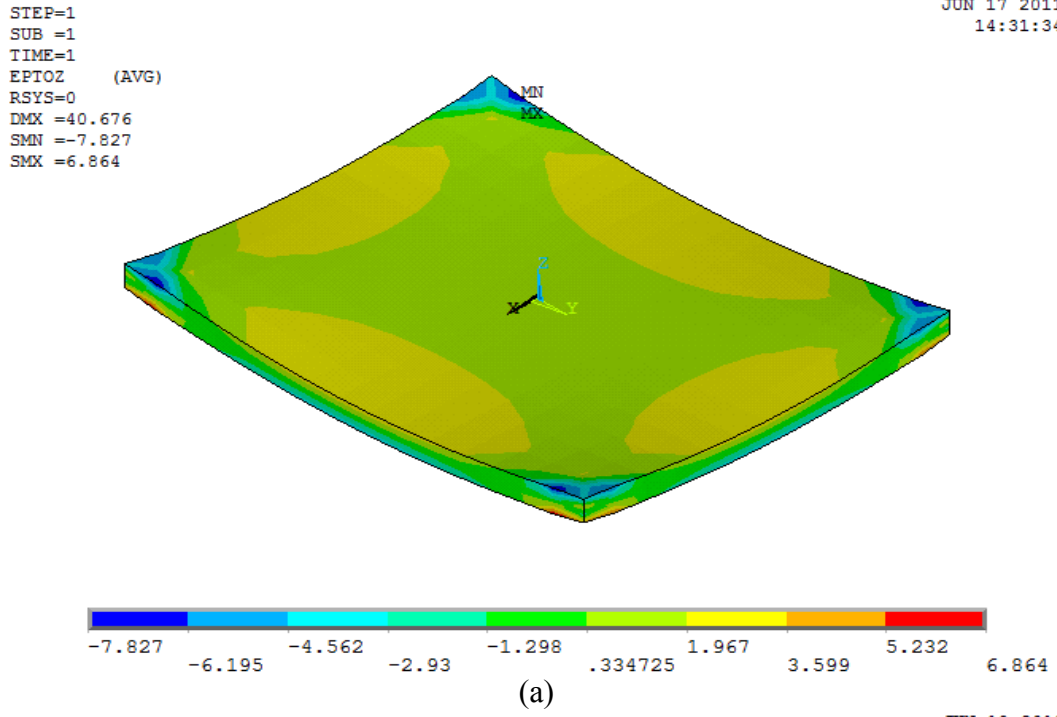


Şekil 4.4. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plak üzerine uygulanan 10 kN'luk düzgün yayılı yükün oluşturduğu gerilme dağılımı.

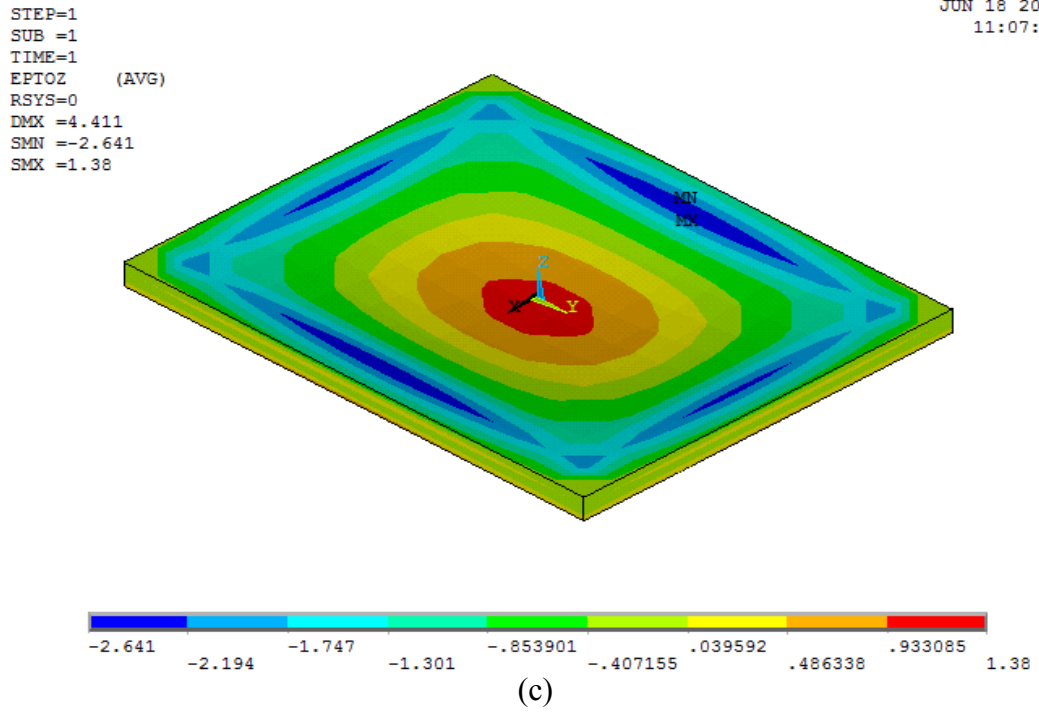


Şekil 4.4. (Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plak üzerine uygulanan 10 kN'luk düzgün yayılı yükün oluşturduğu gerilme dağılımı.

Plak üzerine uygulanan düzgün yayılı yükün oluşturduğu elastik gerinim değişimi Şekil 4.5'de gösterilmiştir. Yayılı yük söz konusu olduğunda plak yüzeyine uygulanan basınç sebebiyle plak şekil değiştirmiş olup plak boyunca elastik gerinim de incelenmiştir.

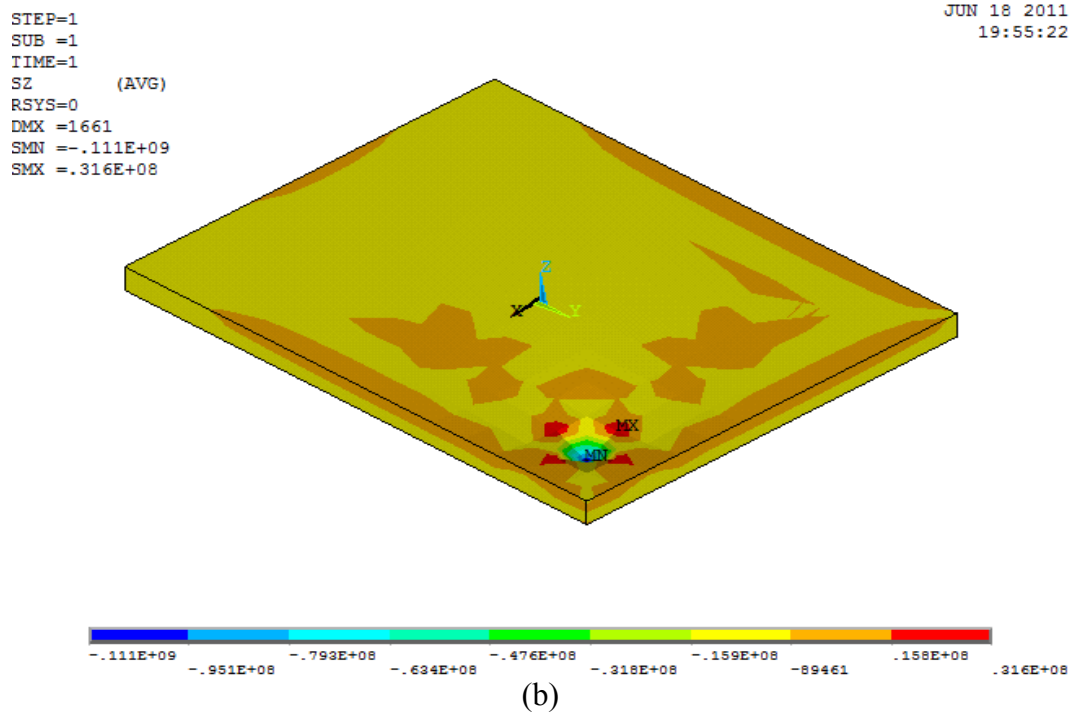
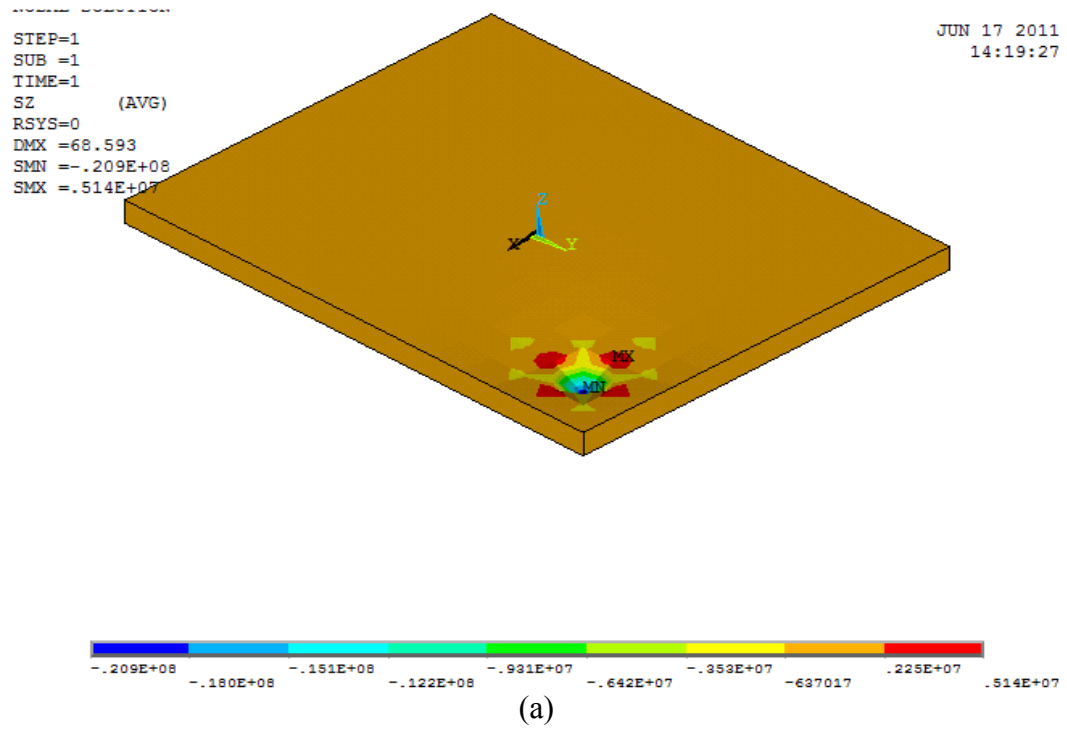


Şekil 4.5. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plak üzerine uygulanan 10 kN'luk düzgün yayılı yükün oluşturduğu elastik gerinim dağılımı.

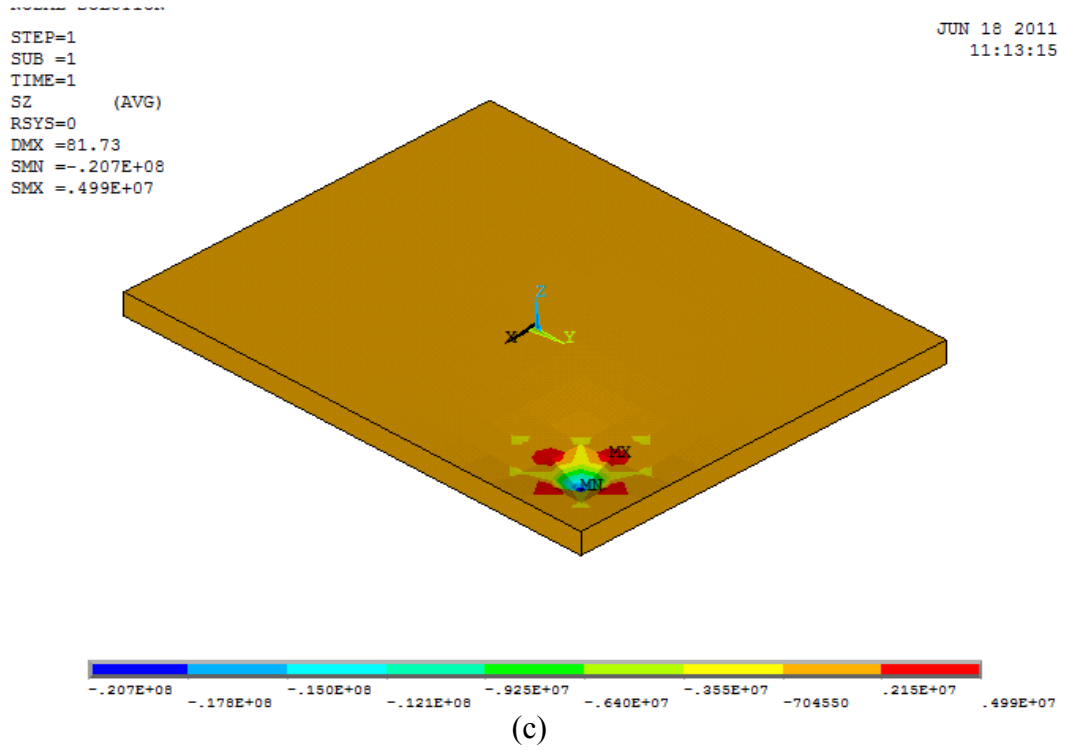


Şekil 4.5.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plak üzerine uygulanan 10 kN’luk düzgün yayılı yükün oluşturduğu elastik gerinim dağılımı.

iii) Dört kenarı sabitlenmiş dikdörtgen plağın herhangi bir noktasından [A(35,35,0)] 10 kN’luk kuvvet uygulanmıştır. Uygulanan kuvvetin plak boyunca gerilme etkisi Şekil 4.6.’da gösterilmiştir. Seçilen kompozit malzemelerden istenmeyen yorulmuş bölgeler cam epoksi malzemesinde görülmüştür. Camın elastisite modülünün düşük değerinden dolayı yumuşak bir malzeme olduğundan şekildeki gibi bir sonuç elde edilmiştir. Bu yükleme örneğinde Grafit ve Bor malzemeleri benzer özellikler göstermişlerdir. En az yorulma etkisi bor malzemesinde gözlenmiştir.

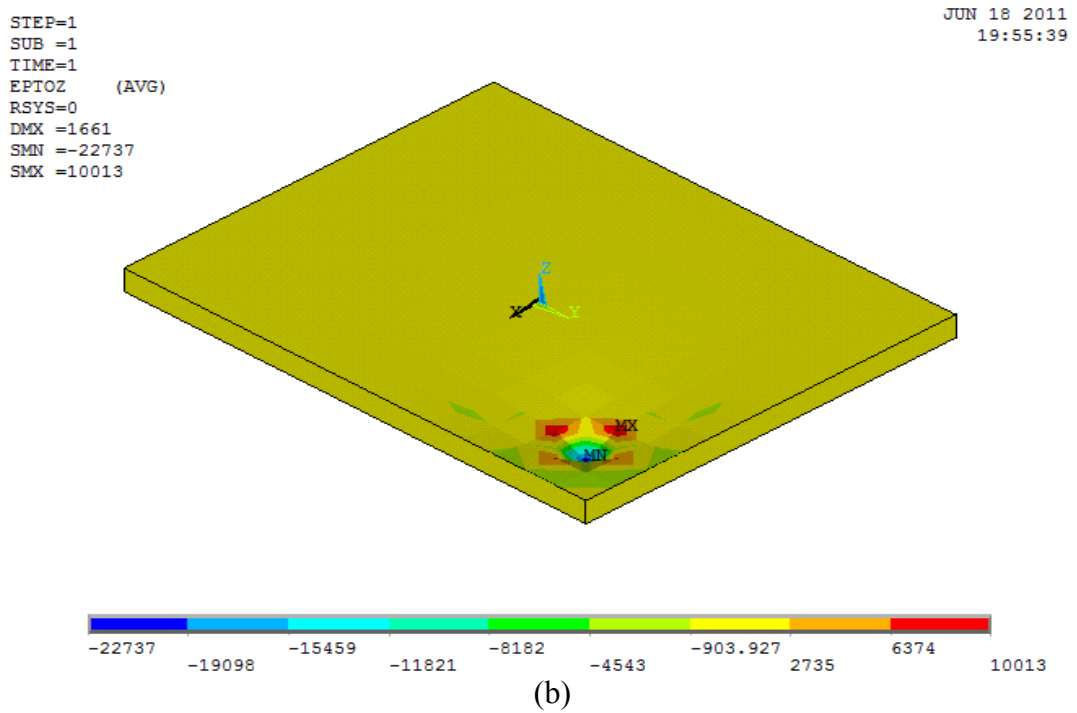
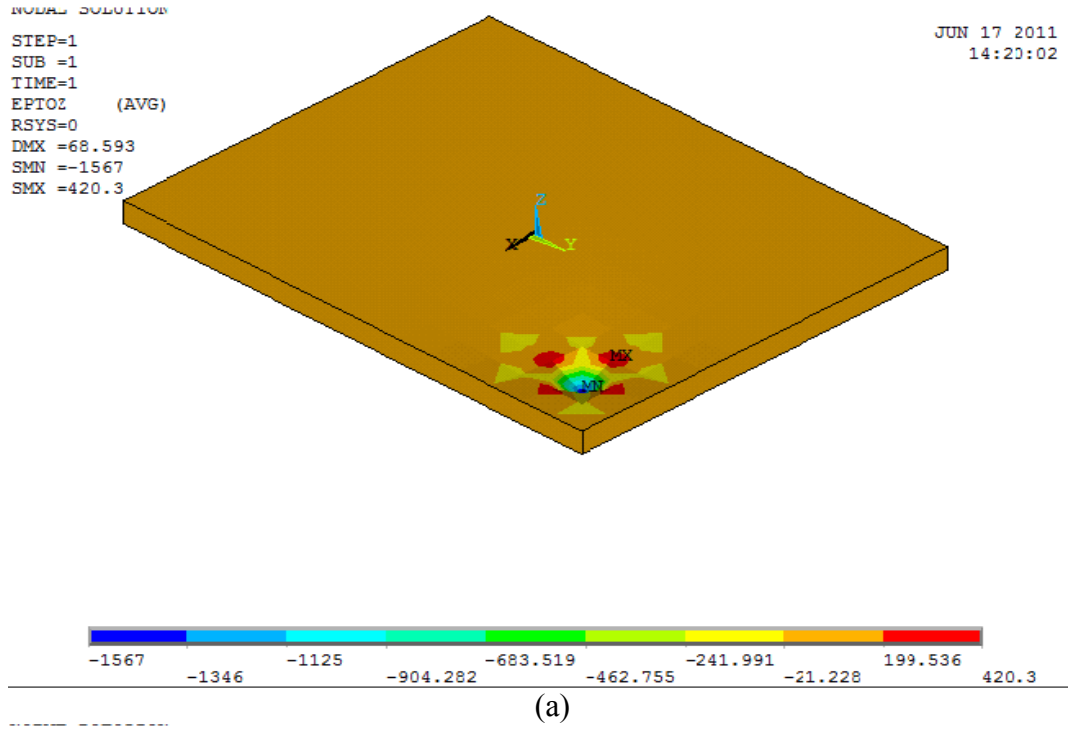


Şekil 4.6. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plağın herhangi bir noktasından $[A(35,35,0)]$ 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

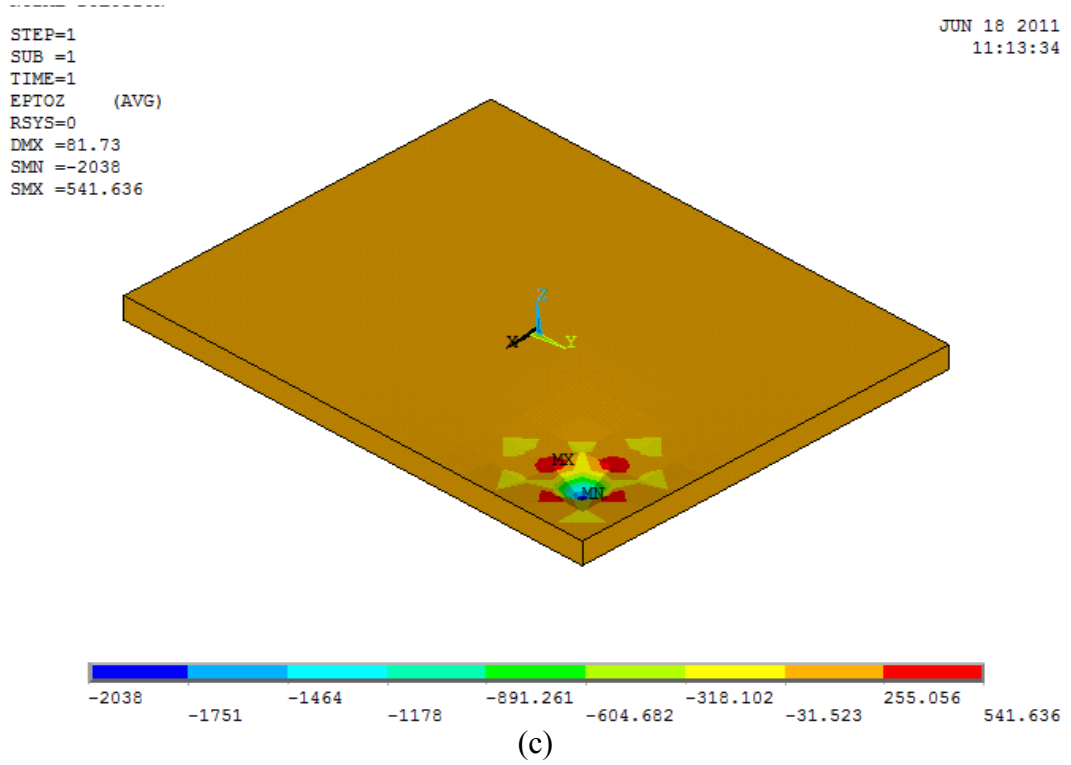


Şekil 4.6. (Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plağın herhangi bir noktasından [A(35,35,0)] 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Plağın herhangi bir noktasından [A(35,35,0)] 10 kN'luk kuvvet uygulanmasına ait plak boyunca gerinim etkisi Şekil 4.7.'de gösterilmiştir. Farklı fiziksel özelliklere sahip kompozit malzemelerden grafit/epoksi en fazla şekil değiştirme sonucunu gösteren malzemedir. İncelenen malzemeler içinde en yüksek Poisson Oranına sahip olan malzeme grafit/epoksidir. Kompozit malzemelerde elastisite modülü fiber ve matriks malzemenin elastisite modülüyle doğru orantılı Poisson oranı ile ters orantılı olarak değişir.



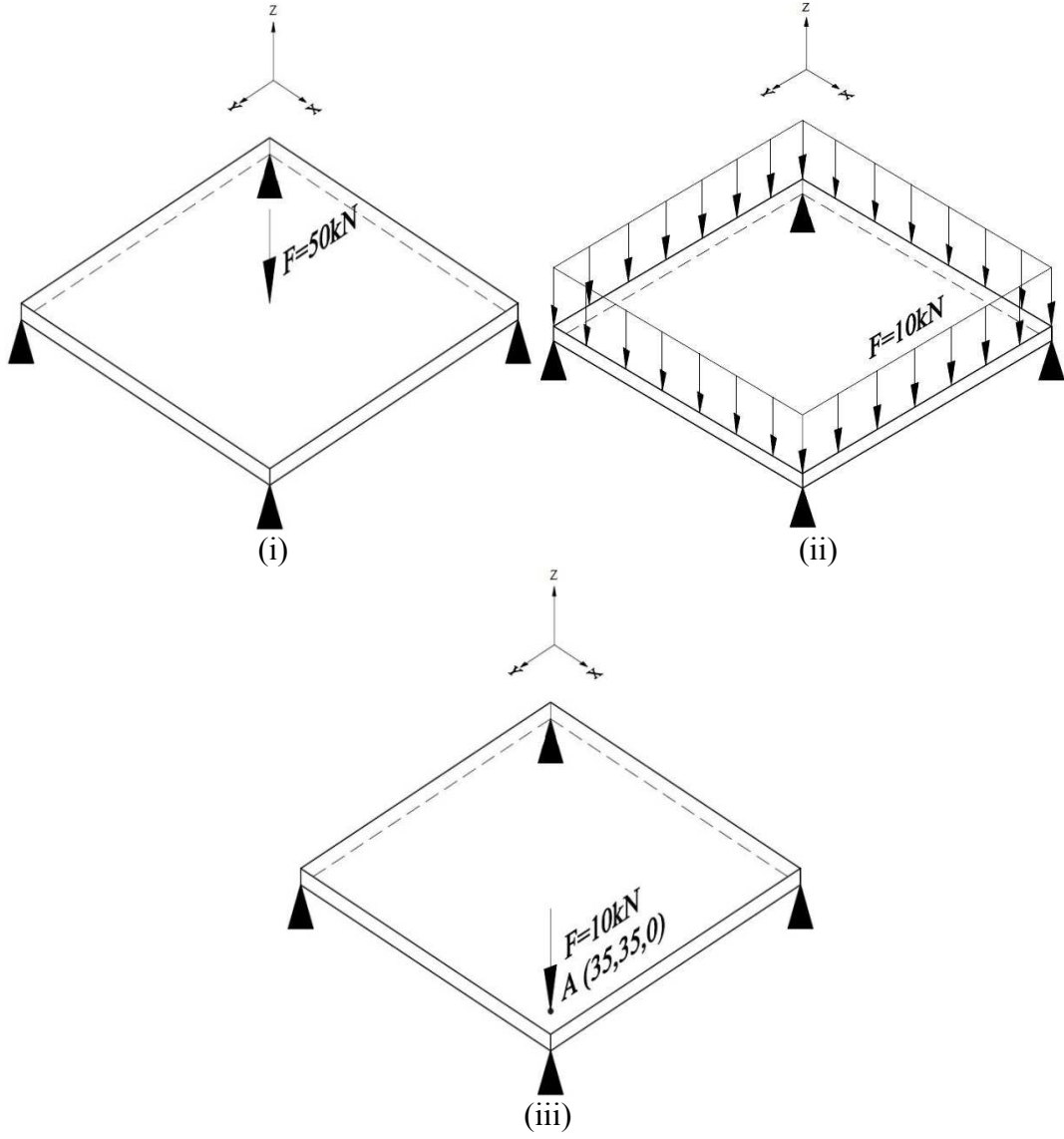
Şekil 4.7. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plağın herhangi bir noktasından [A(35,35,0)] 10kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinme dağılımı.



Şekil 4.7.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait plağın herhangi bir noktasından [A(35,35,0)] 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinme dağılımı.

4.2. Dört Köşesi Basit Mesnetlerle Sabitlenmiş Dikdörtgen Plak Çözümü:

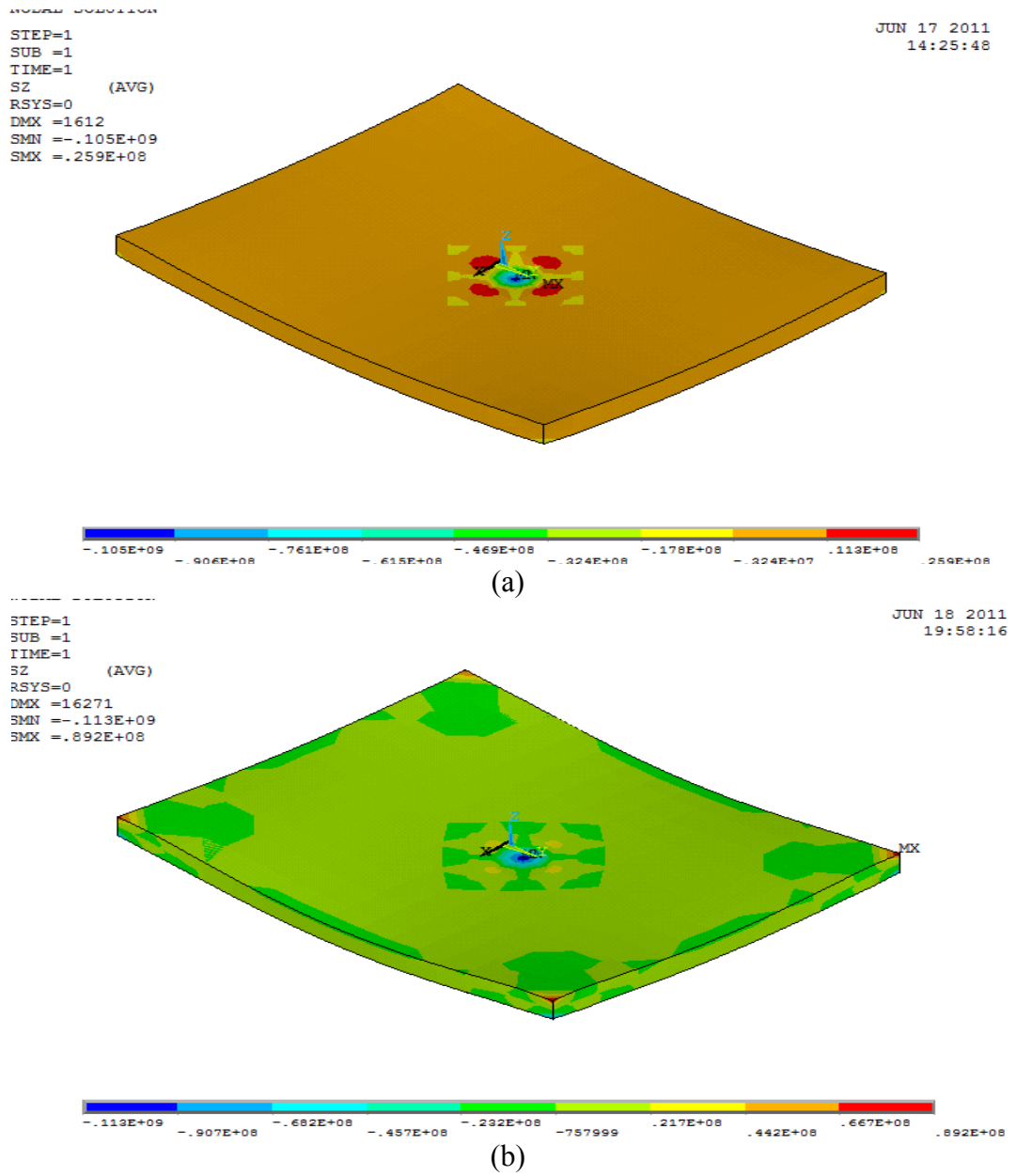
Dört köşesi basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plağa uygulanan sınır şartları Şekil 4.8.'de gösterilmiştir. Plağa ağırlık merkezinden 50 kN ve A(35,35,0) noktasından 10 kN (-z) eksen boyunda kuvvet uygulanmıştır. Ayrıca plak yüzeyine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanarak plağın statik davranışı incelenmiştir.



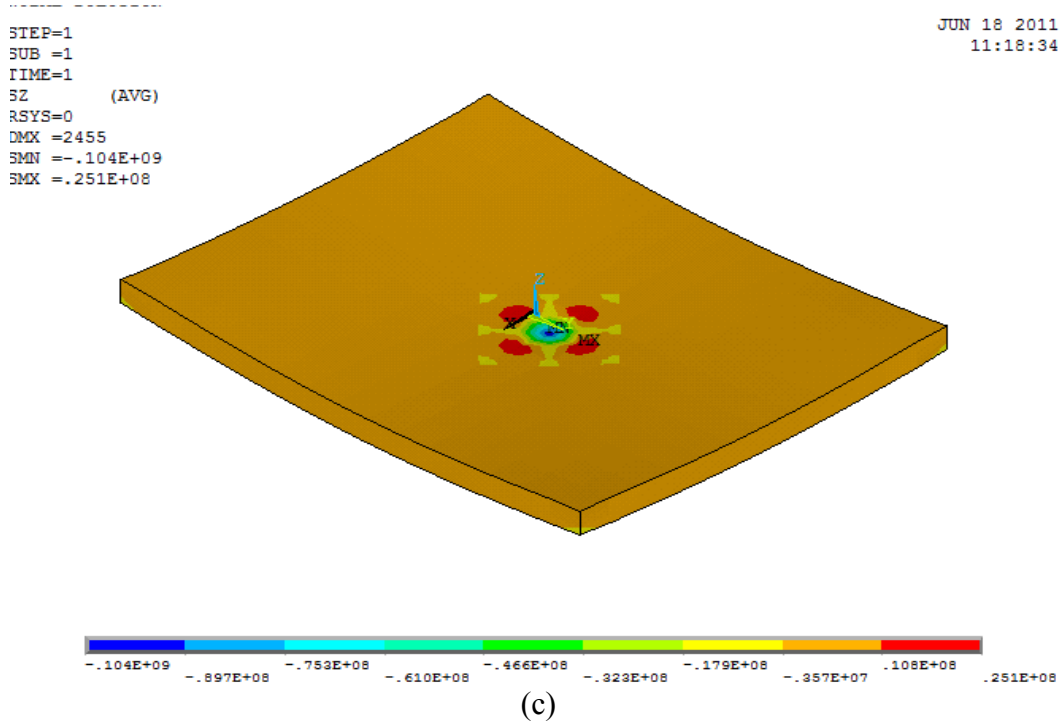
Şekil 4.8. Dört köşesi basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plakta sınır şartları gösterimi

i) Bir önceki incelemede plak, dört kenarındaki yüzey alanlarından başka bir yüzeye sabitlendiği düşünülerek statik analizleri yapılmıştı. Plakın dört köşesindeki uçlarından basit mesnetlerle sabitlendiğinde gerilme ve gerinim değişimleri ise bu alt başlık altında incelenmiştir. Dikdörtgen plakın dört köşesinden basit mesnetlerle tutturulmuş olması durumunda plakın ağırlık merkezinde ve kenar yüzeylerinde kuvvet yönüyle doğru orantılı olarak şekil değiştirme gözlenmiştir.

Dört köşesi basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plağın ağırlık merkezine 50kN'luk bir kuvvetin etki ettiği düşünülmüştür. Bu 50 kN'luk kuvvet altında oluşan gerilme grafiği Şekil 4.9.'da gösterilmiştir. Cam/epoksi malzemesinin x ve y yönlerindeki elastisite modülleri, grafit/epoksi ve bor/epoksi malzemelerinin elastisite modüllerine göre küçük olması sebebiyle en az gerilme yüzey alanı oluşturduğu gözlenmektedir.



Şekil 4.9. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.



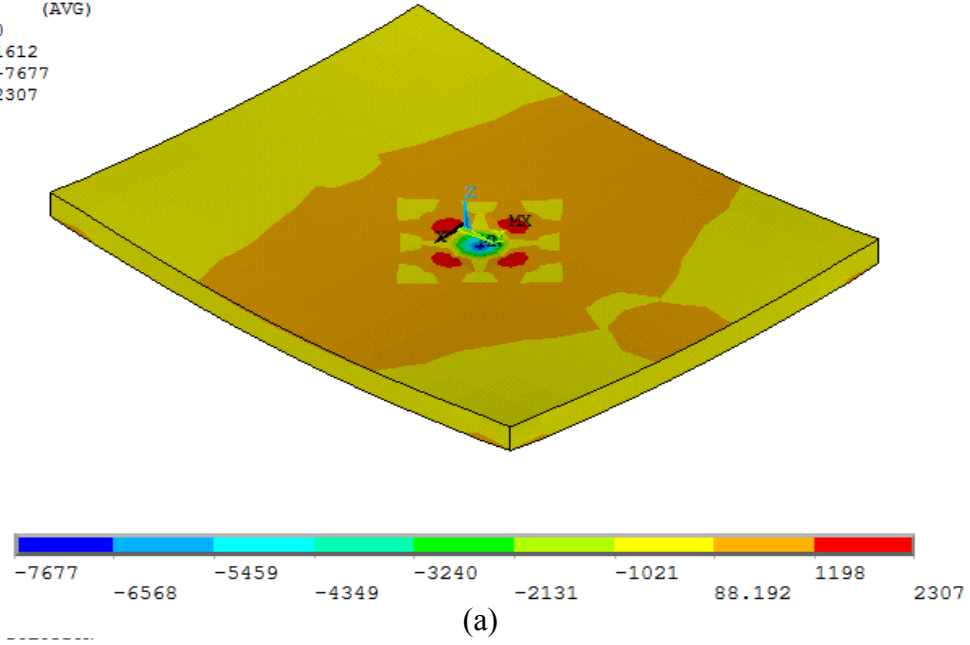
Şekil 4.9.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Plağın ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmasına ait plak boyunca gerinim etkisi Şekil 4.10.'da gösterilmiştir. Farklı fiziksel özelliklere sahip kompozit malzemelerden grafit/epoksi plağın ağırlık merkezinde en fazla şekil değiştirme sonucunu gösteren malzemedir.

Cam/epoksi malzemesinde kuvvet uygulamasına maruz kalan bölgede kritik şekil değiştirme değeri (kırmızı bölge) oluşmamıştır. Cam/epoksi malzemesinde ağırlık merkezinden uygulanan kuvvet, basit mesnet kullanılarak tutturulan plakta daha fazla şekil değiştirmeye maruz kalarak kritik notanın oluşmasını engellemiştir.

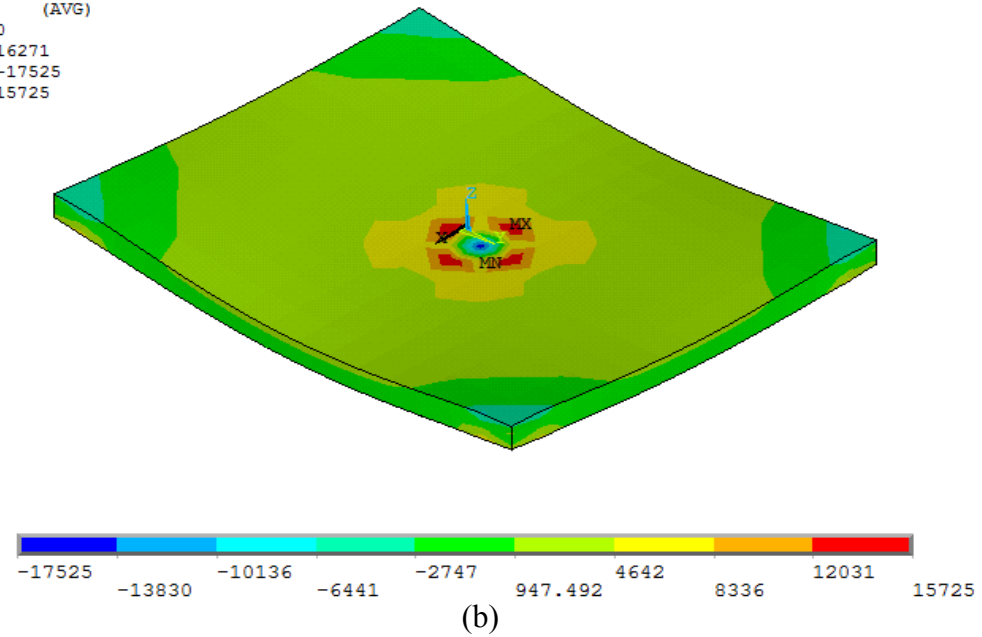
STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =1612
SMN =-7677
SMX =2307

JUN 17 2011
14:26:11

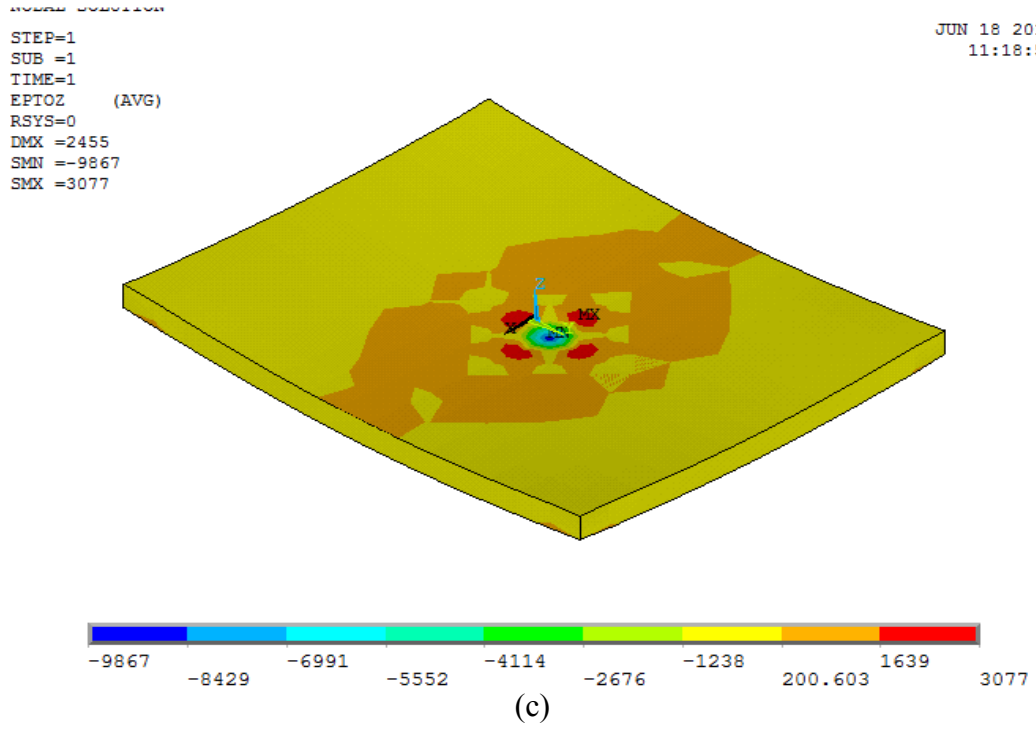


STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =16271
SMN =-17525
SMX =15725

JUN 18 2011
19:58:32



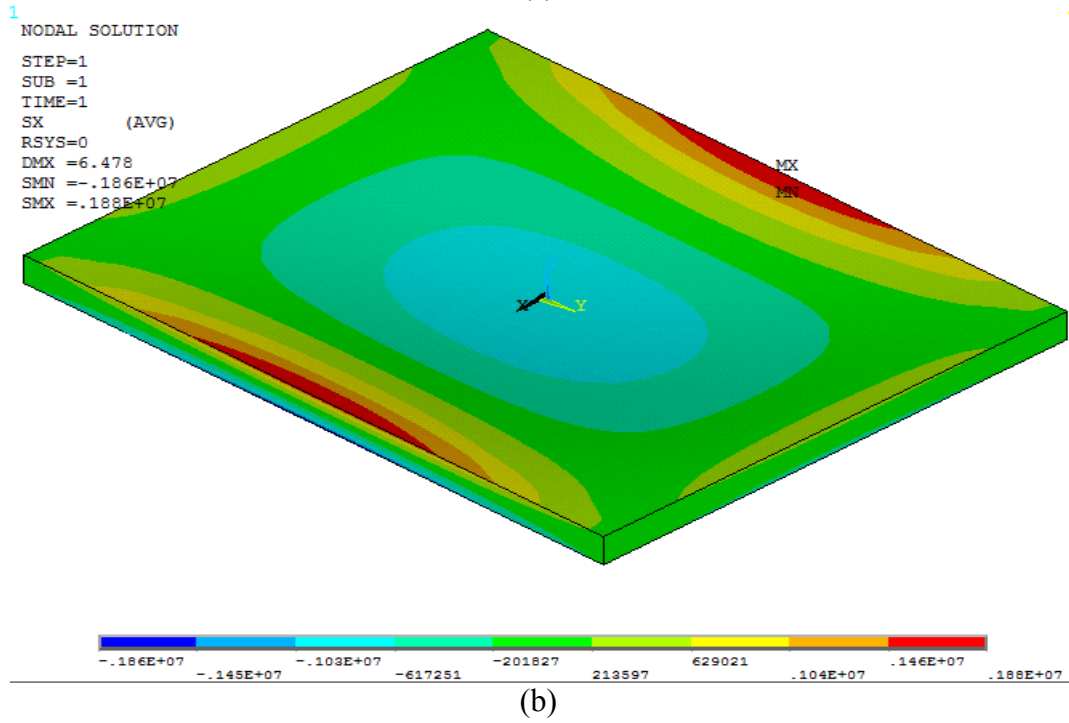
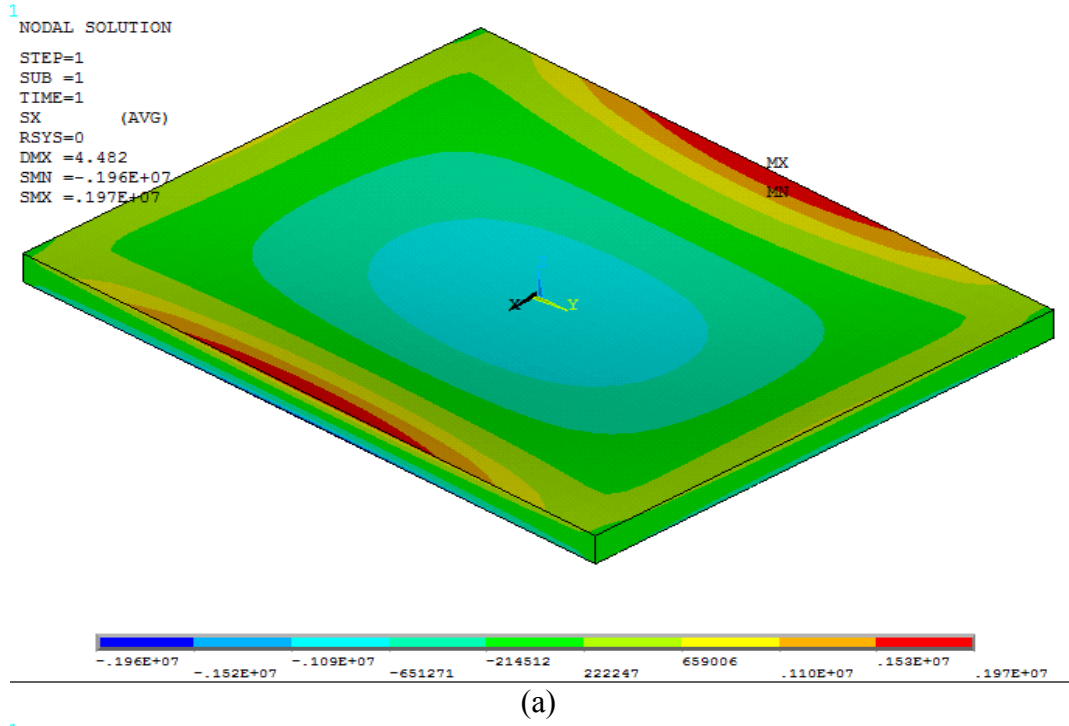
Şekil 4.10. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinme dağılımı.



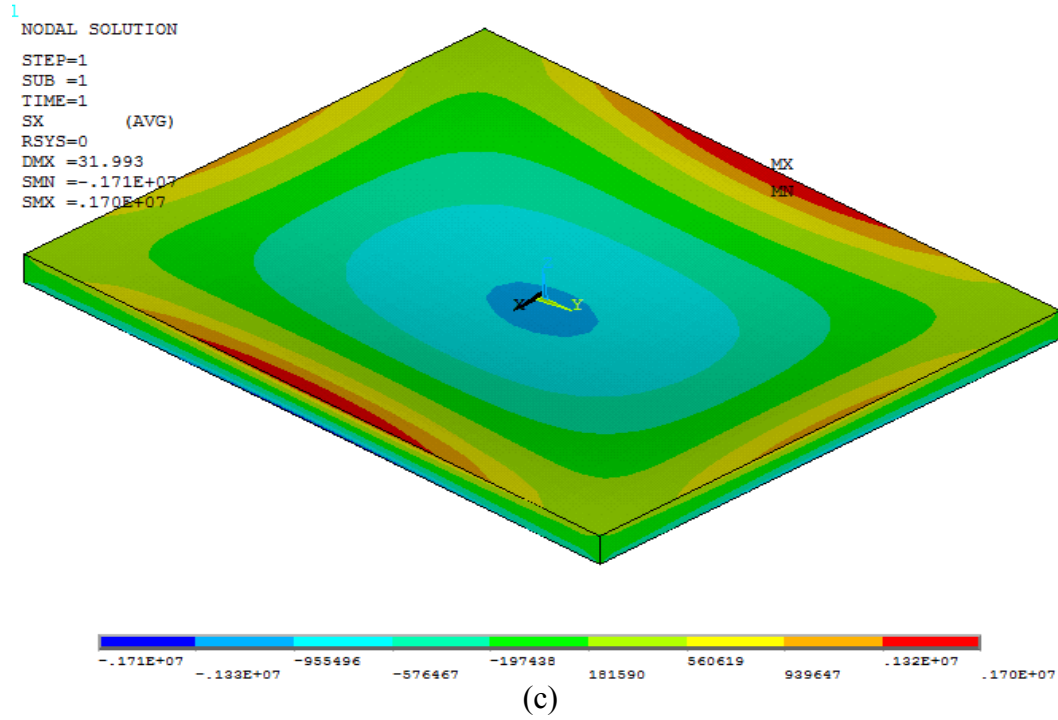
Şekil 4.10.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

ii) Aynı sınır şartlarına sahip plak yüzeyine uygulanan 10 kN'luk düzgün yayılı yükün oluşturduğu gerilme değişimi Şekil 4.11'de gösterilmiştir. Cam/epoksi malzemesinin elastisite modülü çok küçük olması sebebiyle gerilme değişimi çok az olduğu şekilden gözlenmektedir. Malzemenin elastisite modülü gerilme ile doğru orantılı olarak değişen bir büyüklüktür.

Yayılı yük uygulamasında plak üzerinde kritik noktaların oluşmadığı sadece mesnet noktalarında istemeyen bölgelerin oluştuğu gözlenmiştir. Dört köşesi sabitlenmiş plak örneğinden farklı olarak plaklarda şekil değiştirmeler gözlenmiştir. Basit mesnet uygulamasında gerilmeye karşı oluşan mukavemet değerinin en yüksek olarak gözlemlendiği örnek cam/epoksi malzemesidir.

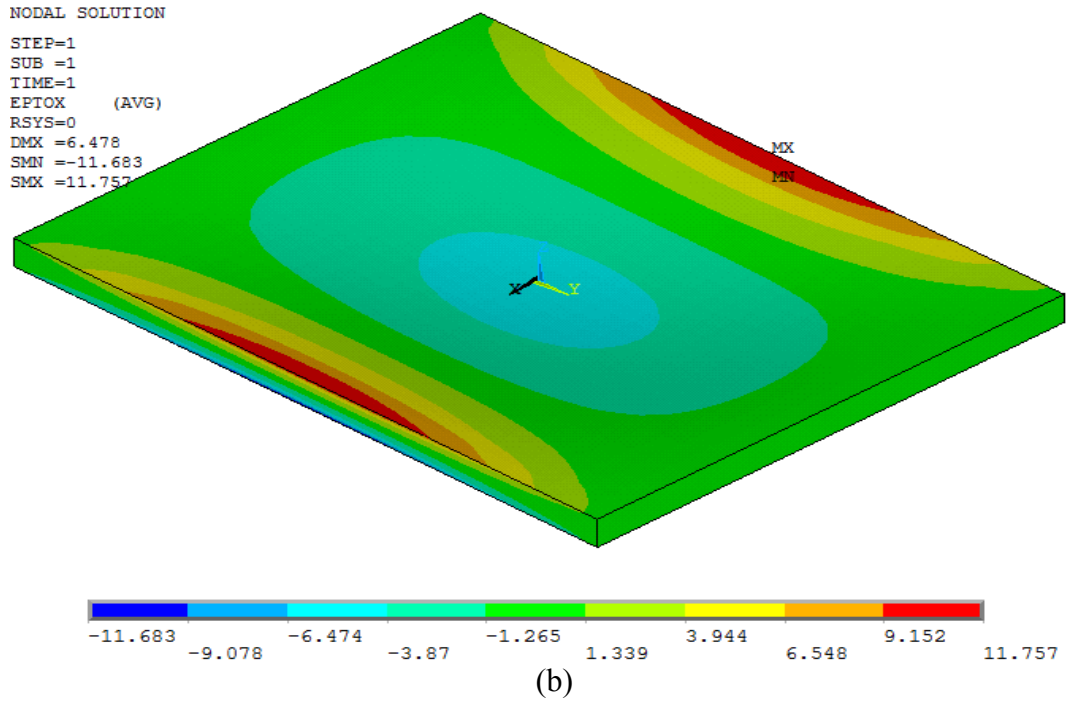
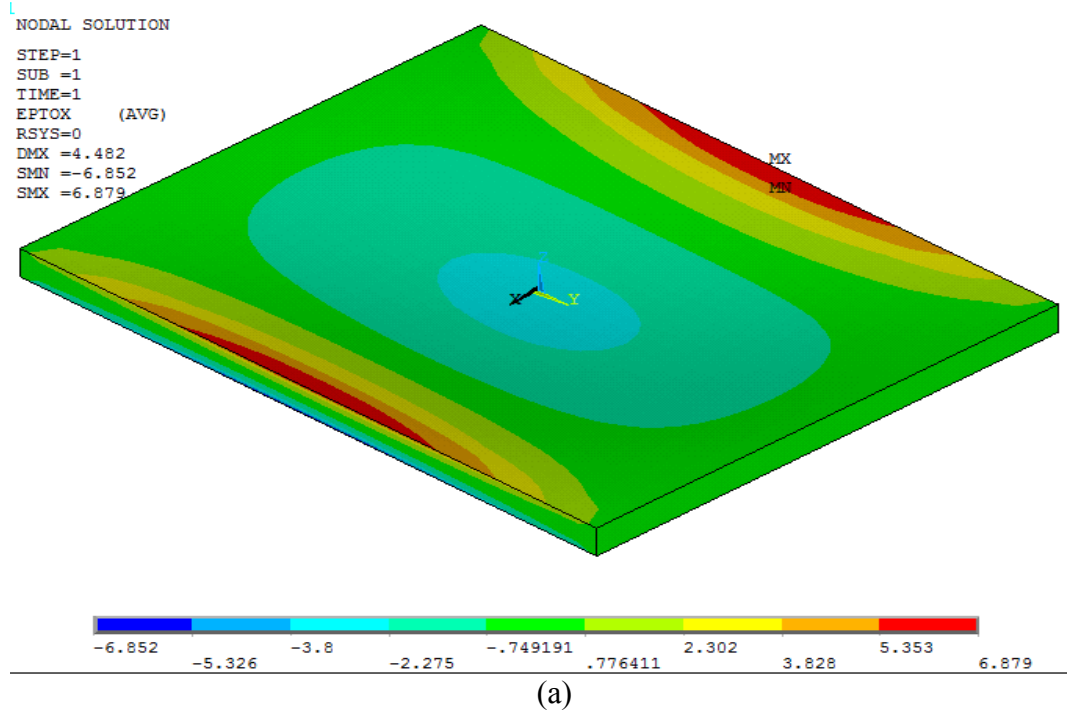


Şekil 4.11. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

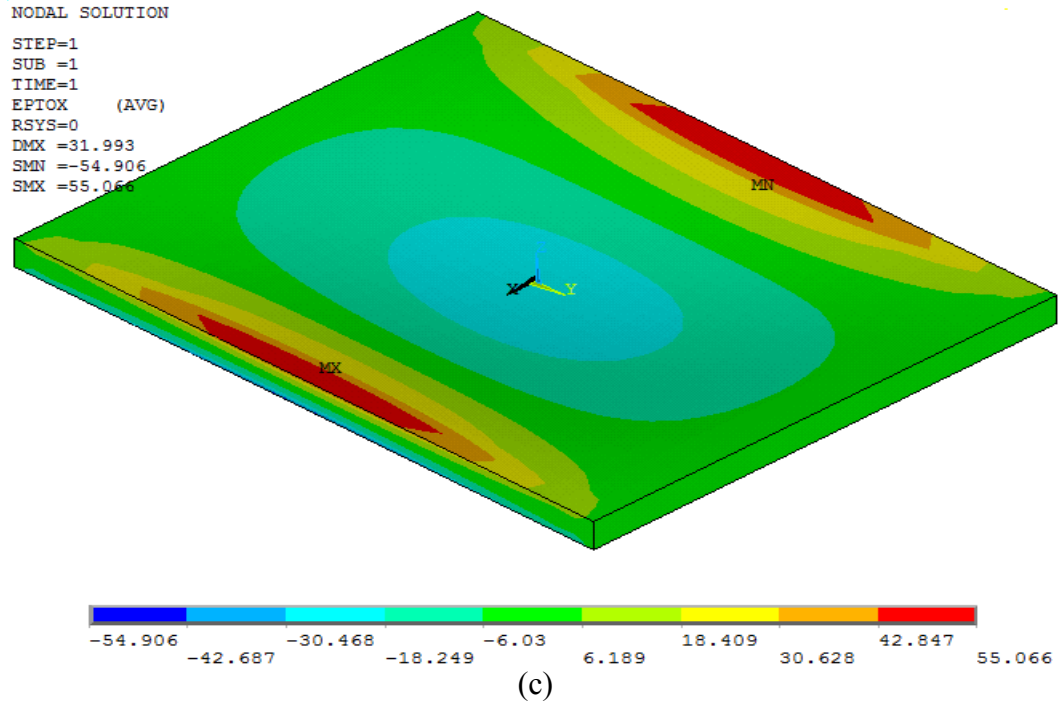


Şekil 4.11.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Farklı fiziksel özelliklere sahip malzemelere ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı Şekil 4.12'de gösterilmiştir. Gerilme değeri yüksek olan cam/epoksi malzemesinin gerinim değeri de buna paralel olarak yüksek olduğu gözlenmiştir. Grafit/epoksi malzemesinin kullanıldığı plağın orta kısımlarında kritik bölgelerin oluştuğu gözlenmiştir. En düşük gerinim değeri cam/epoksi malzemesinde elde edilmiştir. Malzemenin şekil değiştirme değeri elastisite modülüyle ters orantılı olması nedeniyle en az gerinim değeri cam epoksi malzemesinde gözlenmiştir. Bütün plaklarda mesnet noktalarında kritik bölgelerin oluştuğu tespit edilmiştir.



Şekil 4.12. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerinme dağılımı.

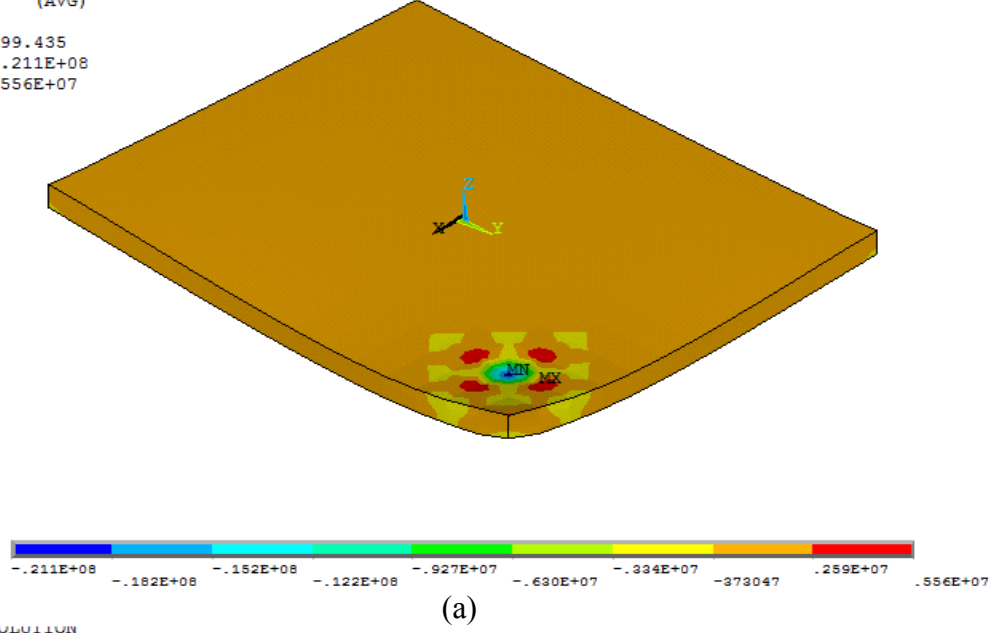


Şekil 4.12.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

iii) Dört köşesi basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plak için analizler yapılırken plağın herhangi bir noktasından [A(35,35,0)] 10 kN'luk kuvvet uygulanmıştır. Uygulanan kuvvetin plak boyunca gerilme etkisi Şekil 4.13'de gösterilmiştir. Elastisite modülü oranına göre yüzey alanları arasında doğru orantılı bir bağ kuracak olursak, bor/epoksi ve grafit/epoksi malzemelerinin cam/epoksi malzemesine göre mukavemetin azaldığı bölgenin fazlalığı gözlenmiştir.

STEP=1
 SUB =1
 TIME=1
 SZ (AVG)
 RSYS=0
 DMX =299.435
 SMN =-.211E+08
 SMX =.556E+07

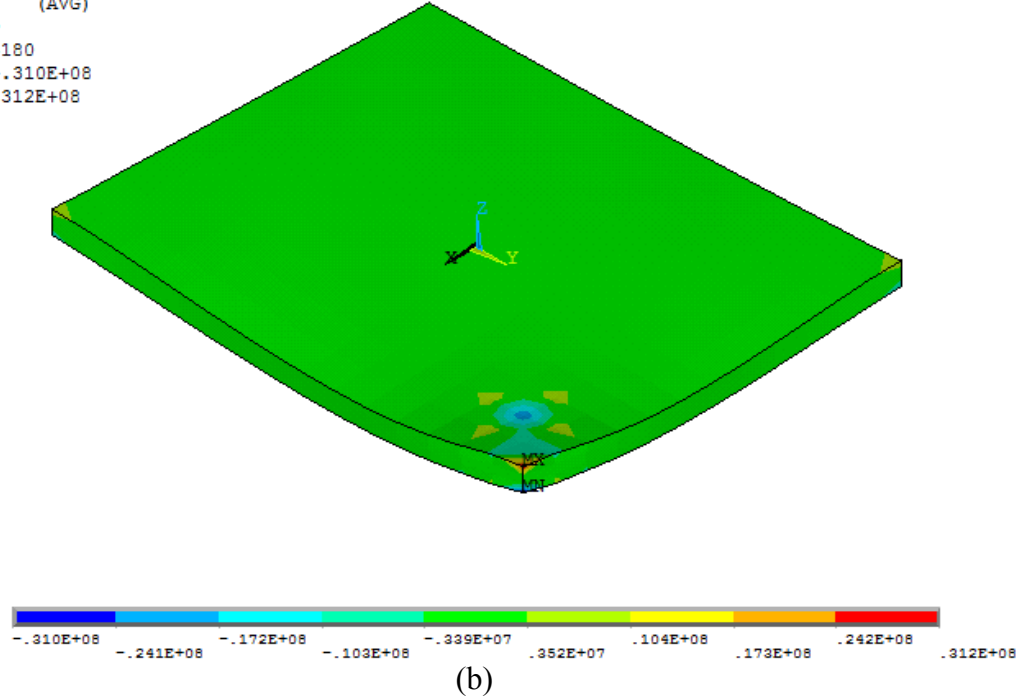
JUN 17 2011
 14:38:26



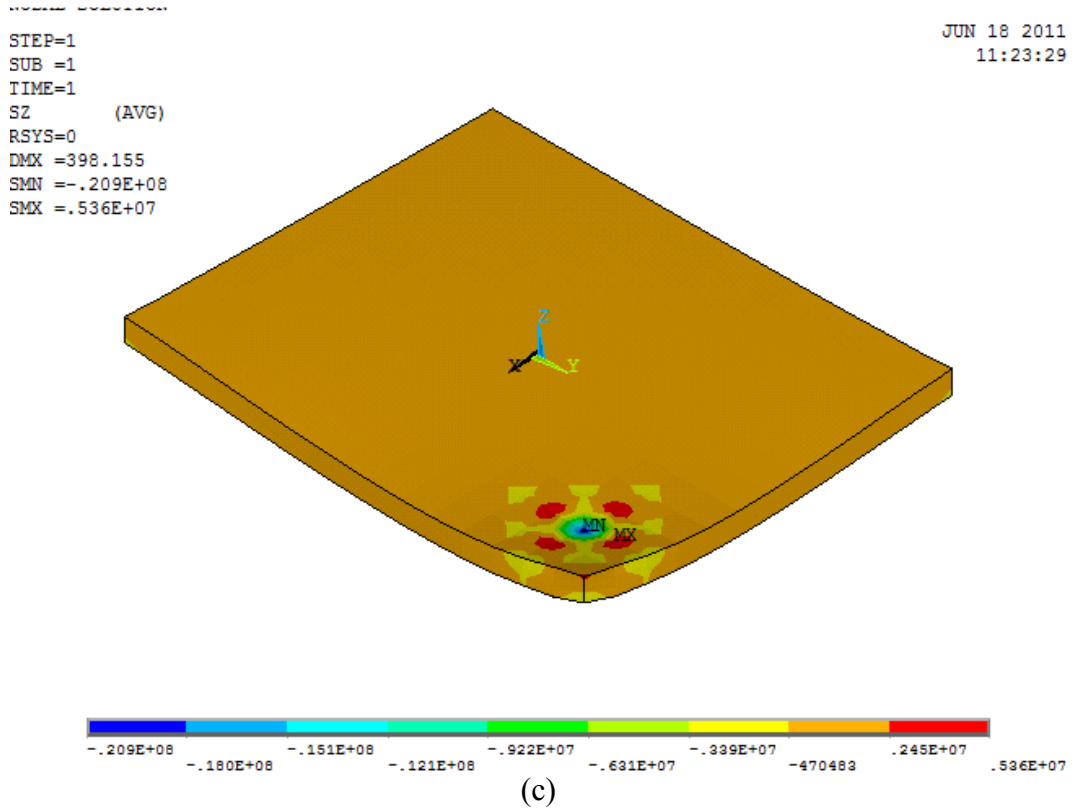
NODAL SOLUTION

STEP=1
 SUB =1
 TIME=1
 SZ (AVG)
 RSYS=0
 DMX =3180
 SMN =-.310E+08
 SMX =.312E+08

JUN 18 2011
 20:00:15



Şekil 4.13. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

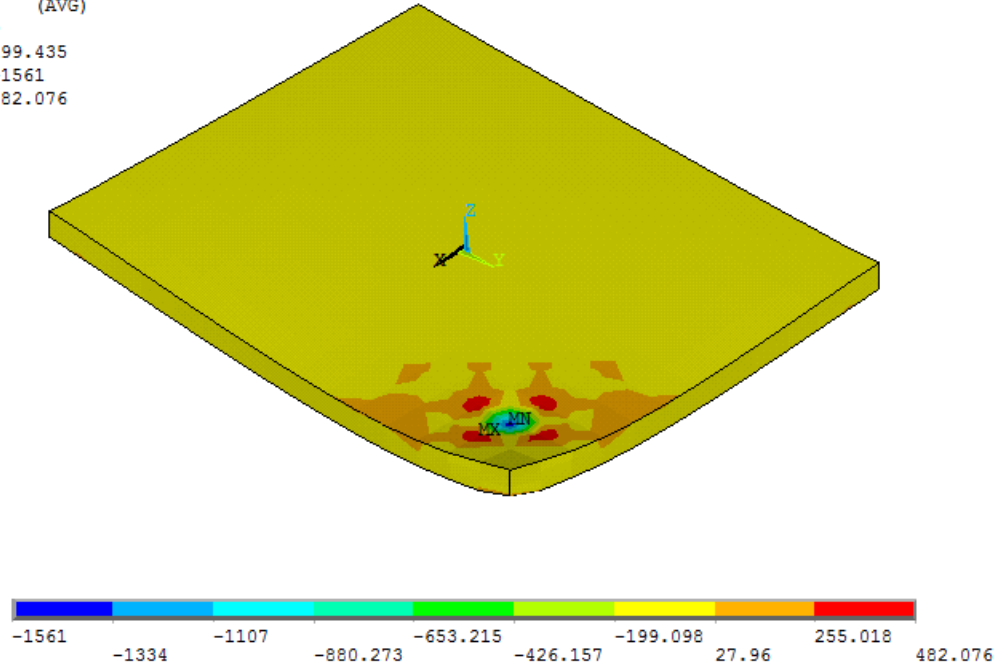


Şekil 4.13.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Farklı fiziksel özelliklere sahip malzemelere ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilim dağılımı Şekil 4.14'de gösterilmiştir. Bütün plaklar incelendiğinde plak yüzeyindeki şekil değiştirmelerin en düşük değerinin cam/epoksi malzemesine ait olduğu gözlenmiştir. Kuvvetin uygulandığı A(35,35,0) noktasında çökme olduğu tespit edilmiştir. Bu şekil değiştirmeler kritik noktaların oluşmasına sebep olmuştur.

STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =299.435
SMN =-1561
SMX =482.076

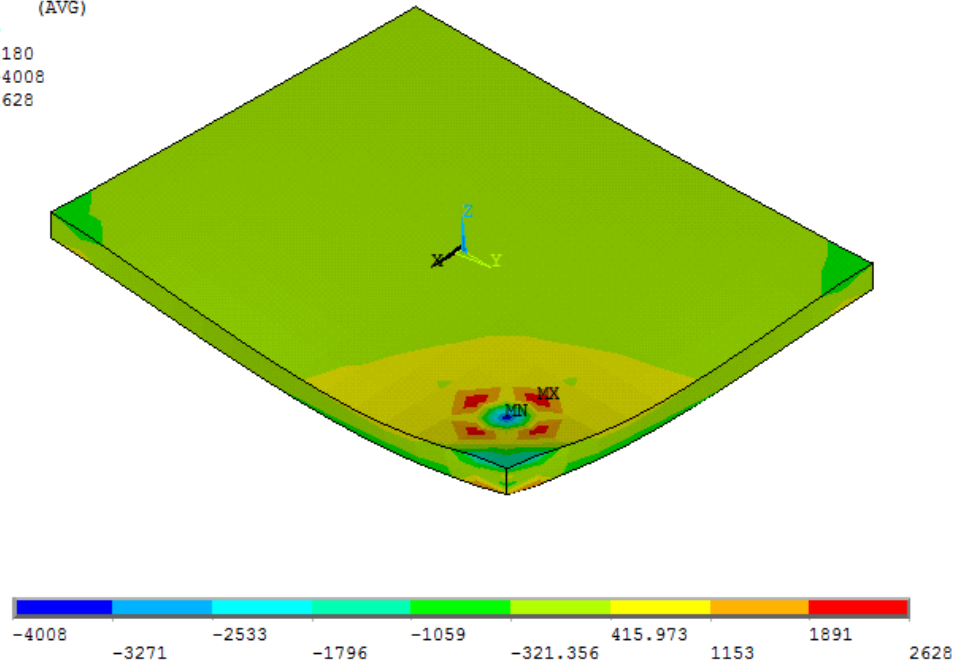
JUN 17 2011
14:38:45



(a)

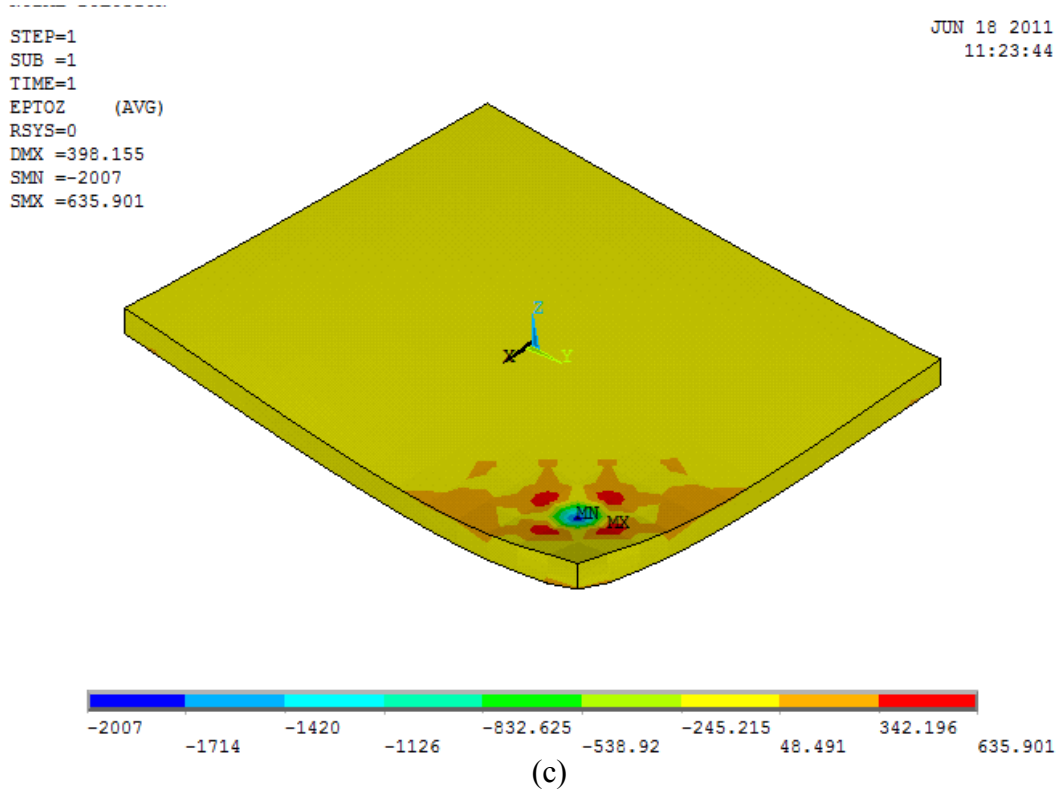
STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =3180
SMN =-4008
SMX =2628

JUN 18 2011
20:00:44



(b)

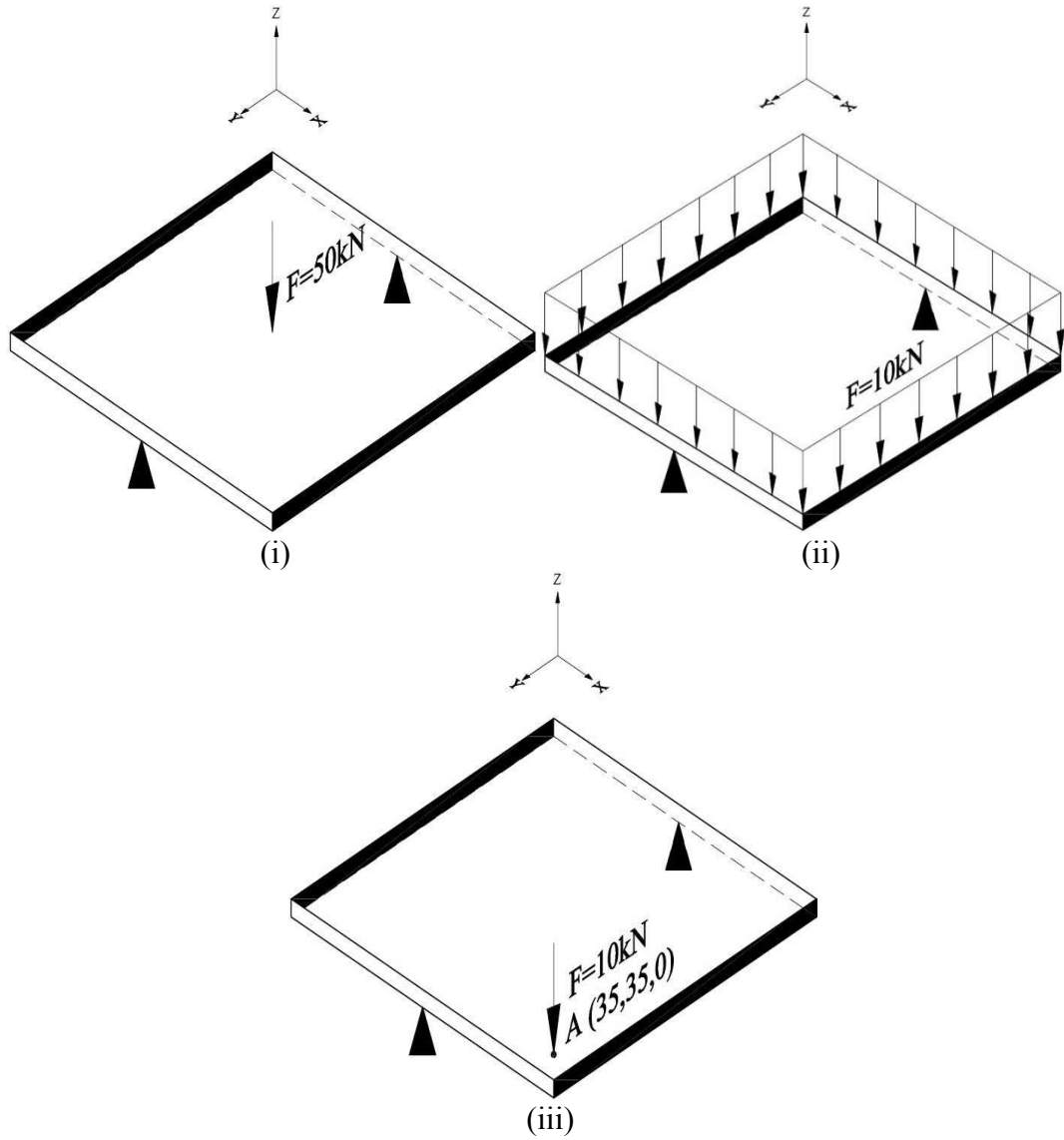
Şekil 4.14. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinme dağılımı.



Şekil 4.14.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinme dağılımı.

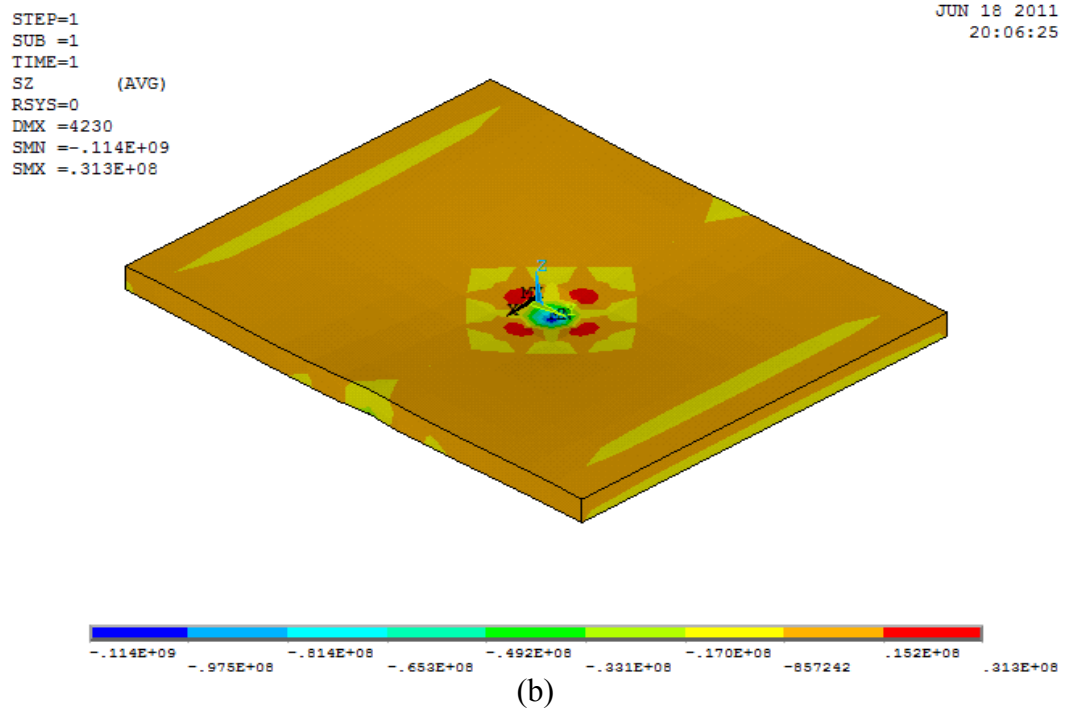
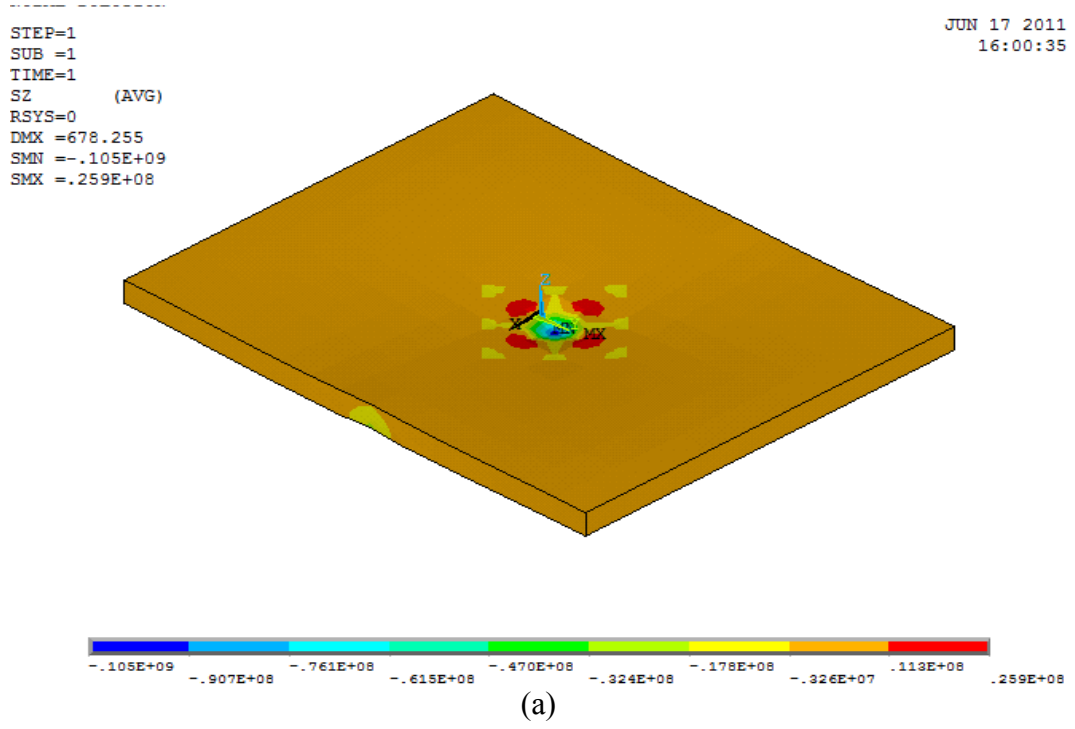
4.3. İki Kenarı Ankastre Mesnetlerle İki Kenarı Basit Mesnetlerle Sabitlenmiş Dikdörtgen Plak Çözümü:

İki kenarı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş iki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plağa uygulanan sınır şartları Şekil 4.15.'de gösterilmiştir. Plağa ağırlık merkezinden 50 kN ve A(35,35,0) noktasından 10 kN ($-z$) eksen boyunda kuvvet uygulanmıştır. Ayrıca plak yüzeyine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanarak plağın statik davranışı incelenmiştir.

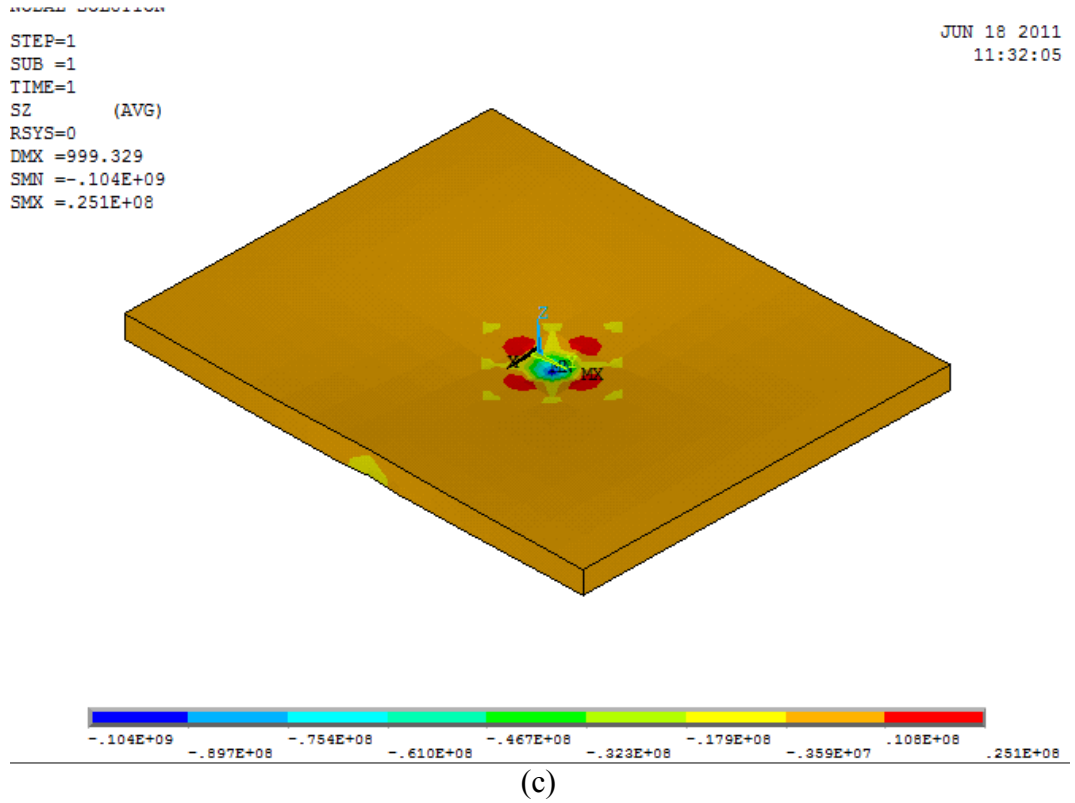


Şekil 4.15. İki kenarı ankastre mesnetlerle ve iki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plakta sınır şartları gösterimi

i) İki kenarı ankastre mesnetlerle iki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plak; uygulamasına ağırlık merkezinden 50 kN’luk kuvvet etki ettirilmesi durumunda farklı fiziksel özelliklere kompozit malzemelerde gerilme değişimi incelenmiştir. Gerilme dağılımı Şekil 4.16.’da gösterilmiştir. İncelenen malzemeler arasında cam/epoksi malzemesinde mesnetlerde kritik noktaların oluştuğu gözlenmiştir.



Şekil 4.16. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.



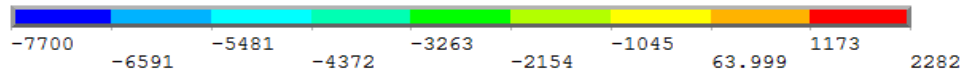
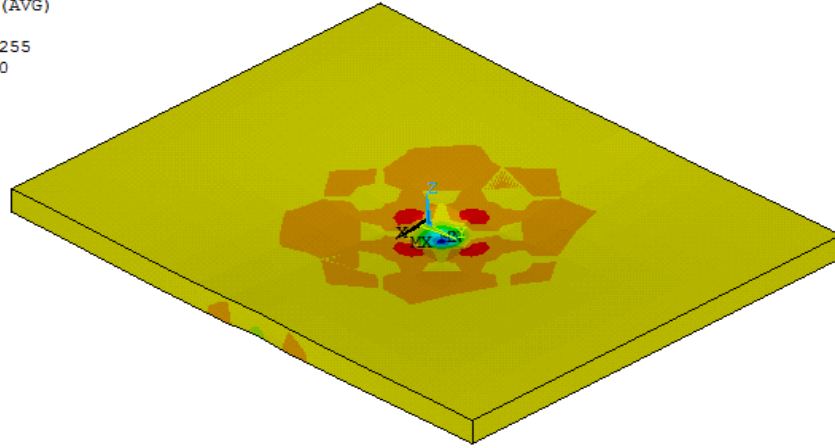
Şekil 4.16.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Plağın dört tarafından mesnetlerle tutturulması nedeniyle plak üzerinde şekil değiştirme değerinin yüksek olması beklenmeyen durumdur. Plağın ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulamasına ait gerinim dağılımı Şekil 4.17.'de gösterilmiştir. Plak üzerindeki şekil değiştirmelerin sadece kuvvetin etki ettiği bölgede gözlenmiştir. Cam/epoksi malzemesinde mesnetlere doğru gerinim değerinin diğer malzemelere göre daha düşük olduğu tespit edilmiştir.

MODEL SUBVION

STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTO2 (AVG)
RSYS=0
DMX =678.255
SMN =-7700
SMX =2282

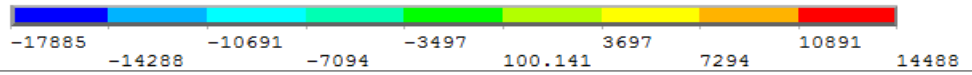
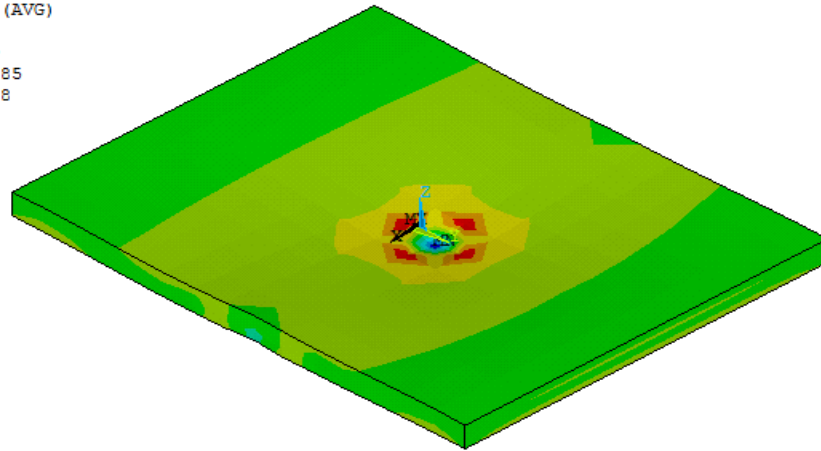
JUN 17 2011
16:02:16



(a)

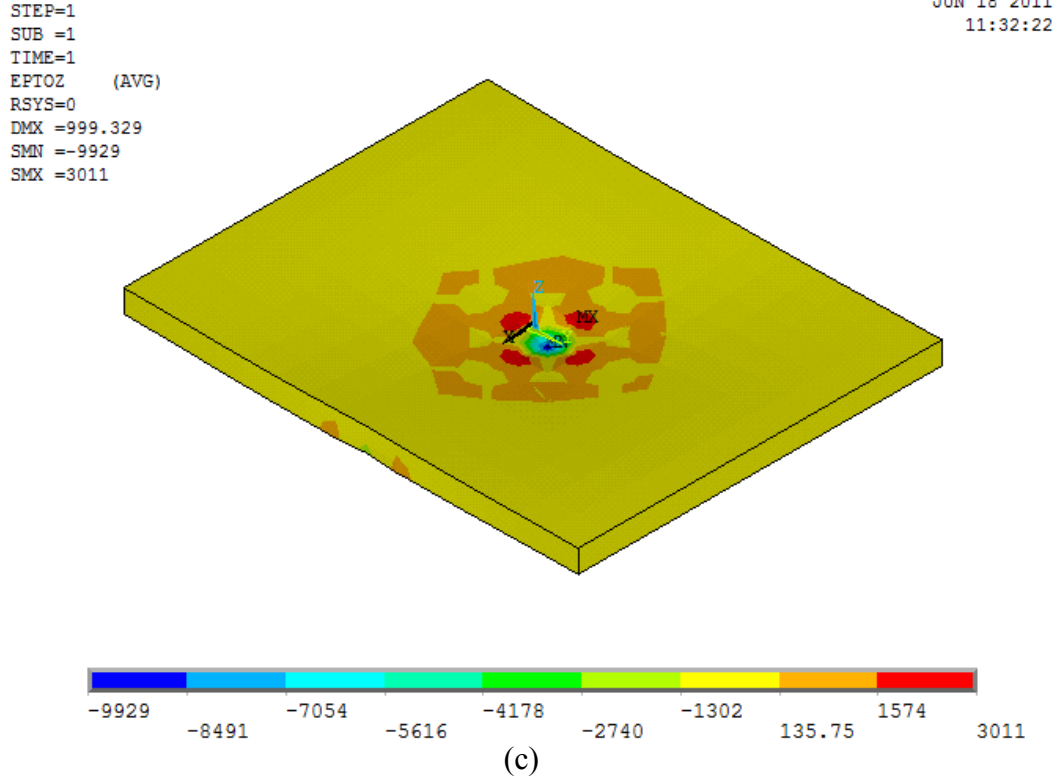
STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTO2 (AVG)
RSYS=0
DMX =4230
SMN =-17885
SMX =14488

JUN 18 2011
20:06:42



(b)

Şekil 4.17. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

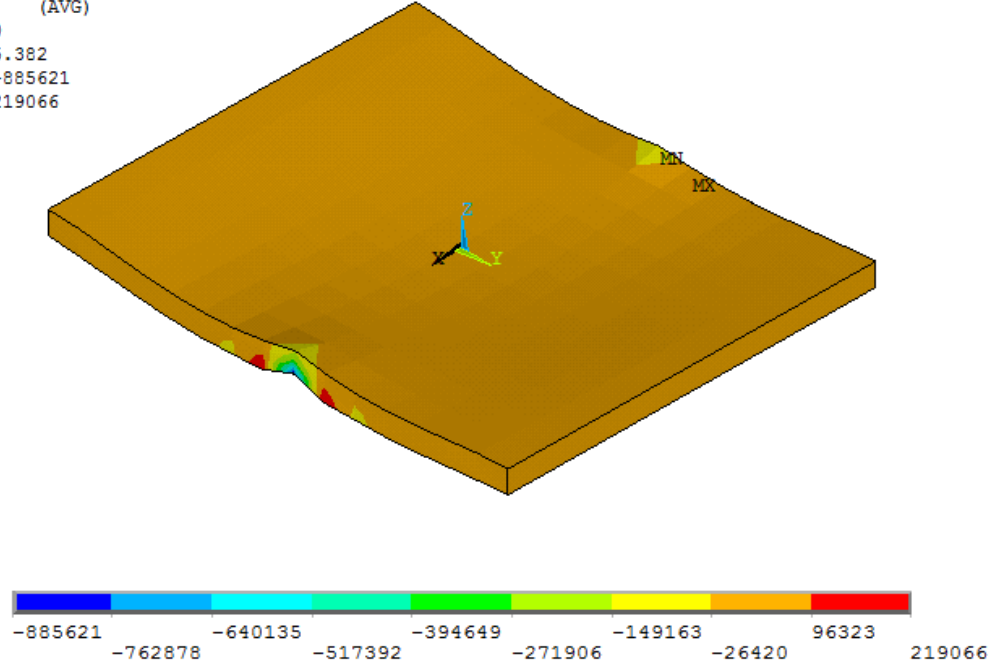


Şekil 4.17.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilim dağılımı.

ii) İki kenarı ankastre mesnetlerle iki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plağa 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanması durumunda farklı fiziksel özelliklere kompozit malzemelerde gerilme değişimi incelenmiştir. Gerilme dağılımı Şekil 4.18.'de gösterilmiştir. Bütün plaklarda, basit mesnedin kullanıldığı kenarlarda istenmeyen bölgelerin oluştuğu gözlenmiştir. Sadece cam/epoksi malzemesinin yüzeyinde gerilme değeri, diğer malzemelere göre düşüktür.

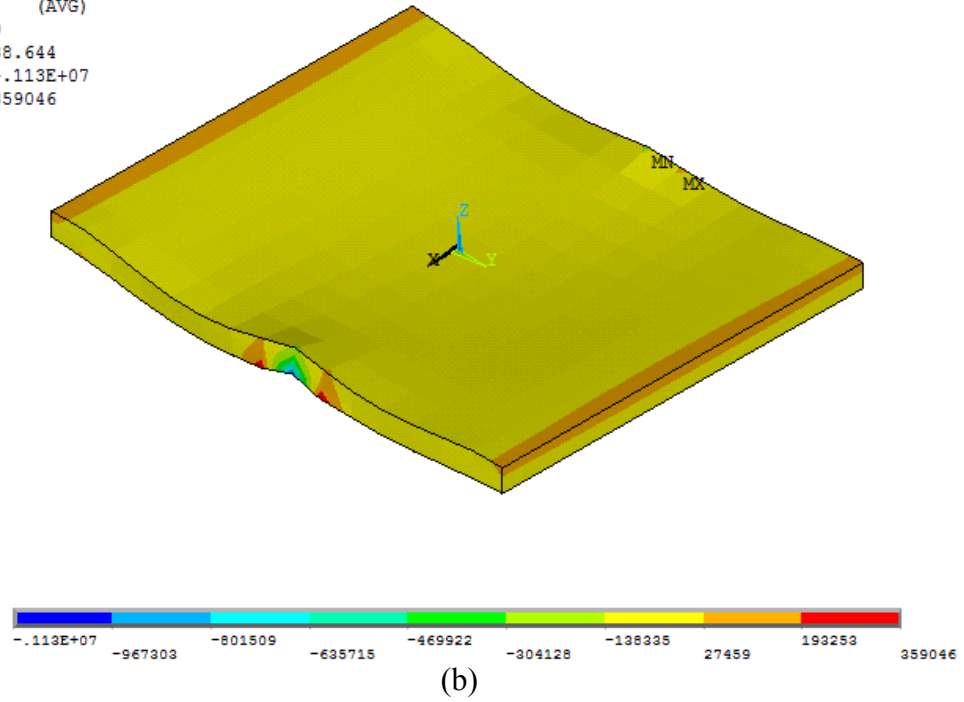
STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =5.382
SMN =-885621
SMX =219066

JUN 17 2011
16:07:12

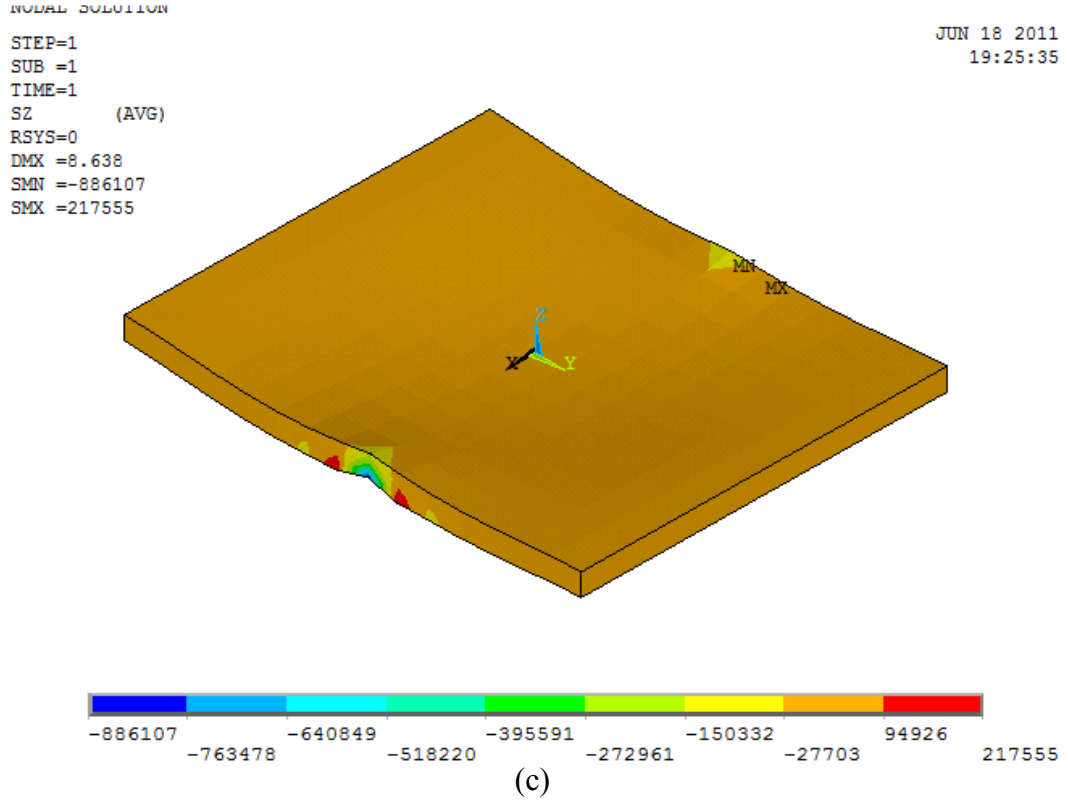


STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =38.644
SMN =-.113E+07
SMX =359046

JUN 18 2011
20:08:00



Şekil 4.18. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

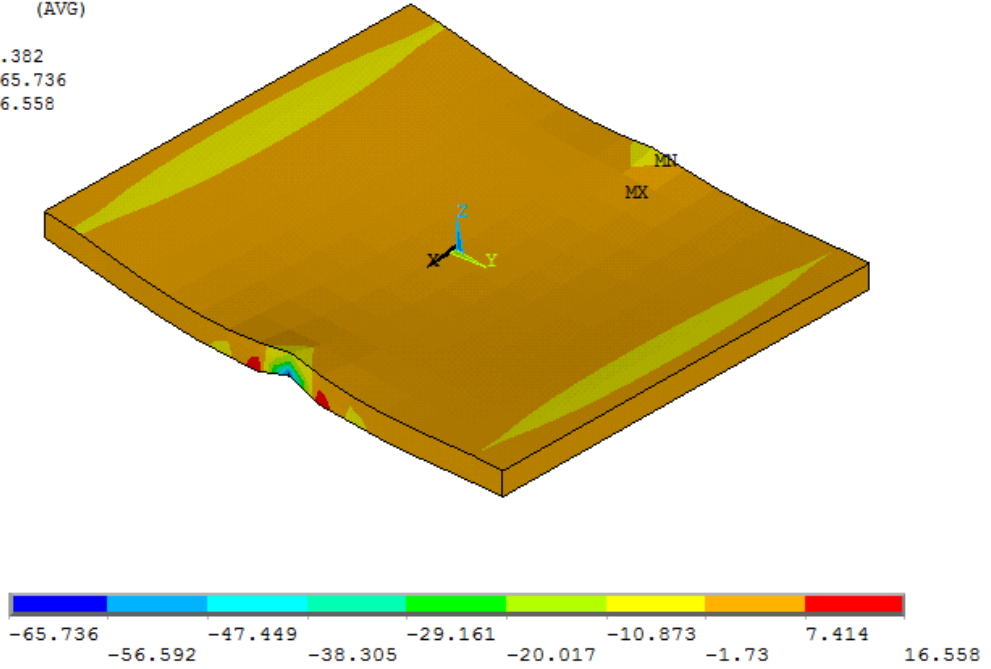


Şekil 4.18.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Aynı sınır şartlarına sahip dikdörtgen plağın gerinme analizi incelerek gerinme dağılımı Şekil 4.19'da gösterilmiştir. Bor/epoksi ve grafit/epoksi malzemelerinden benzer sonuçlar elde edildiği gözlenmiştir. Plağın ağırlık merkezinde en fazla şekil değiştirme cam/epoksi malzemesinde görülmüştür. Ankastre mesnedin olduğu noktalarda şekil değiştirme değeri cam/epoksi malzemesinde diğer malzemelere göre daha düşüktür.

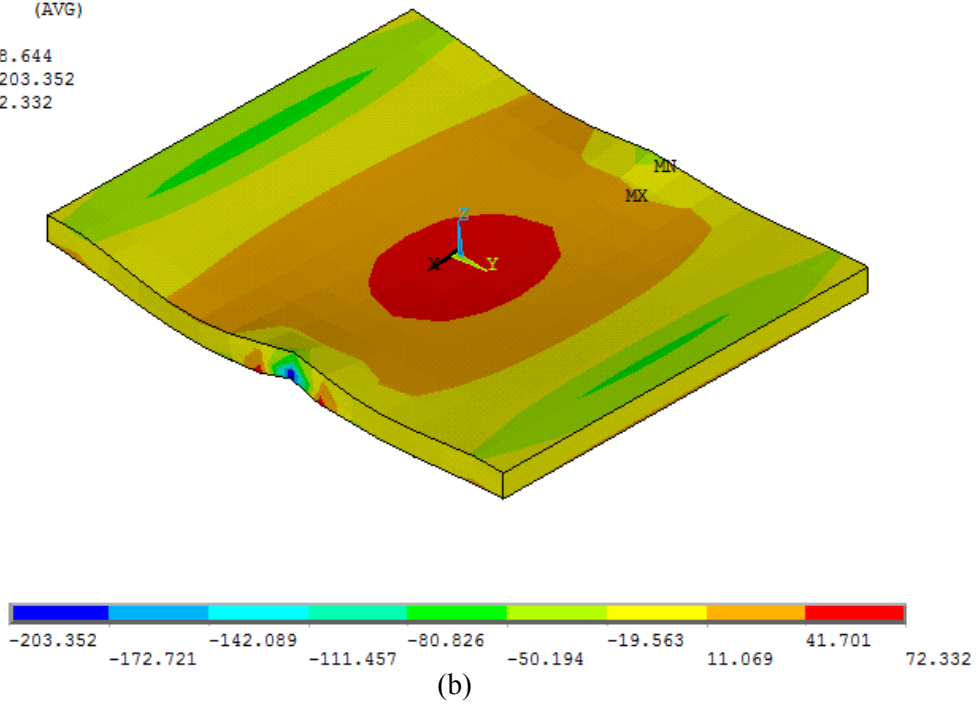
STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =5.382
SMN =-65.736
SMX =16.558

JUN 17 2011
16:07:35

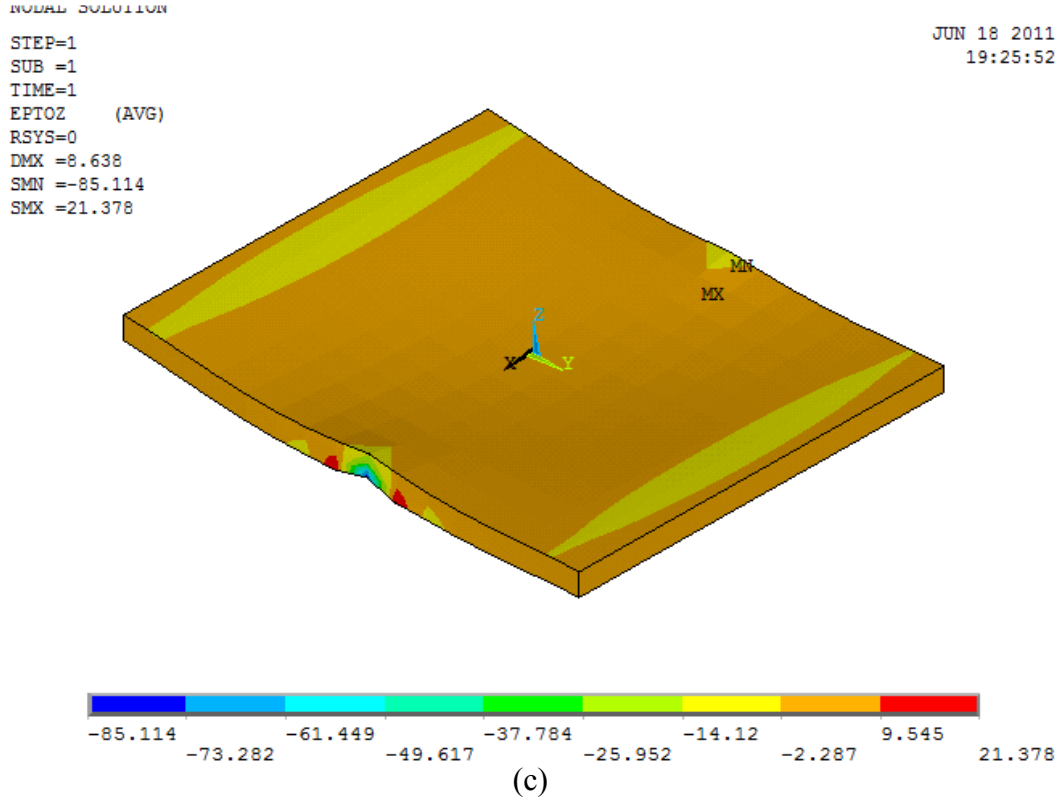


STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =38.644
SMN =-203.352
SMX =72.332

JUN 18 2011
20:08:15



Şekil 4.19. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

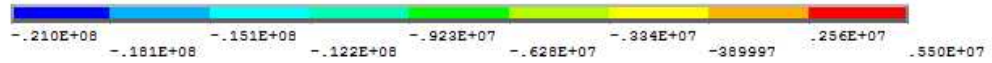
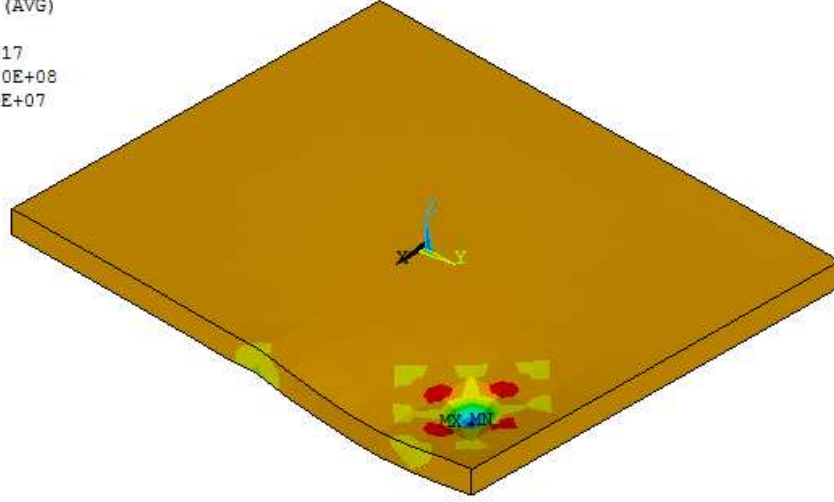


Şekil 4.19.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

iii) İki kenarı ankastre mesnetlerle iki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plağın A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanması durumunda gerilme değişimi incelenmiş olup, Şekil 4.20.'de gösterilmiştir. Bütün plaklar incelendiğinde en az gerilme yüzeyinin cam/epoksi malzemesinde olduğu gözlenmiştir. Kuvvetin etki ettiği noktanın çevresinde kritik noktaların olduğu tespit edilmiştir.

STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =85.417
SMN =-.210E+08
SMX =.550E+07

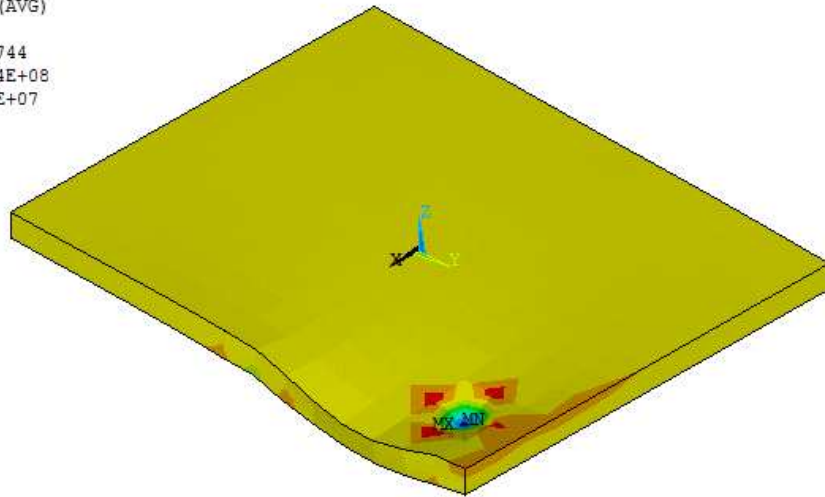
JUN 17 2011
16:11:02



(a)

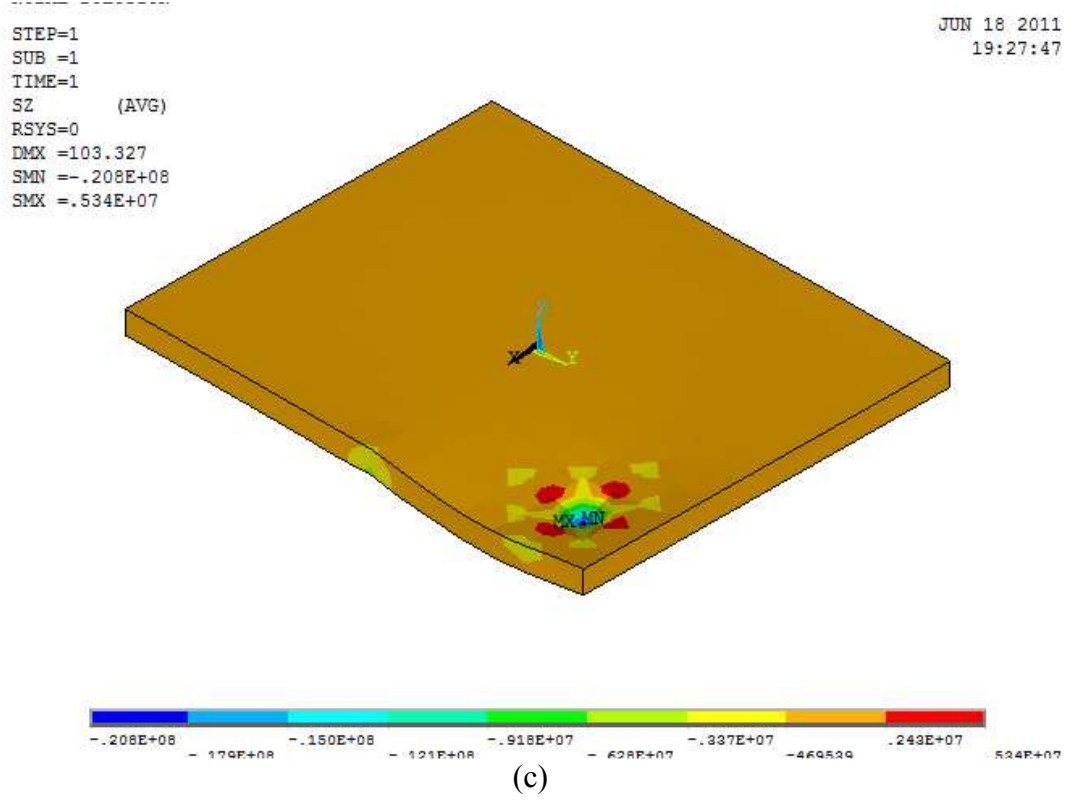
STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =456.744
SMN =-.224E+08
SMX =.707E+07

JUN 18 2011
20:09:40



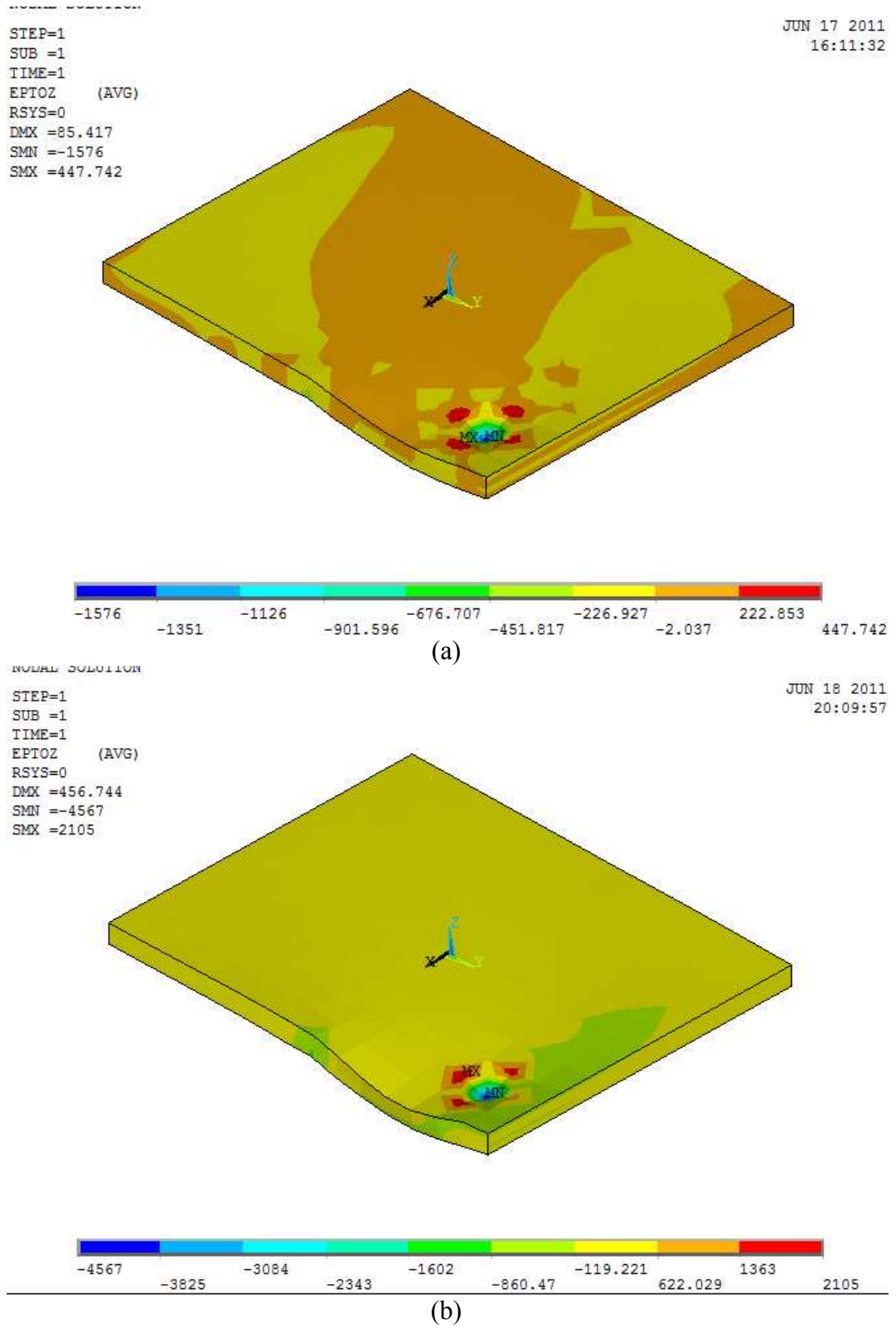
(b)

Şekil 4.20. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

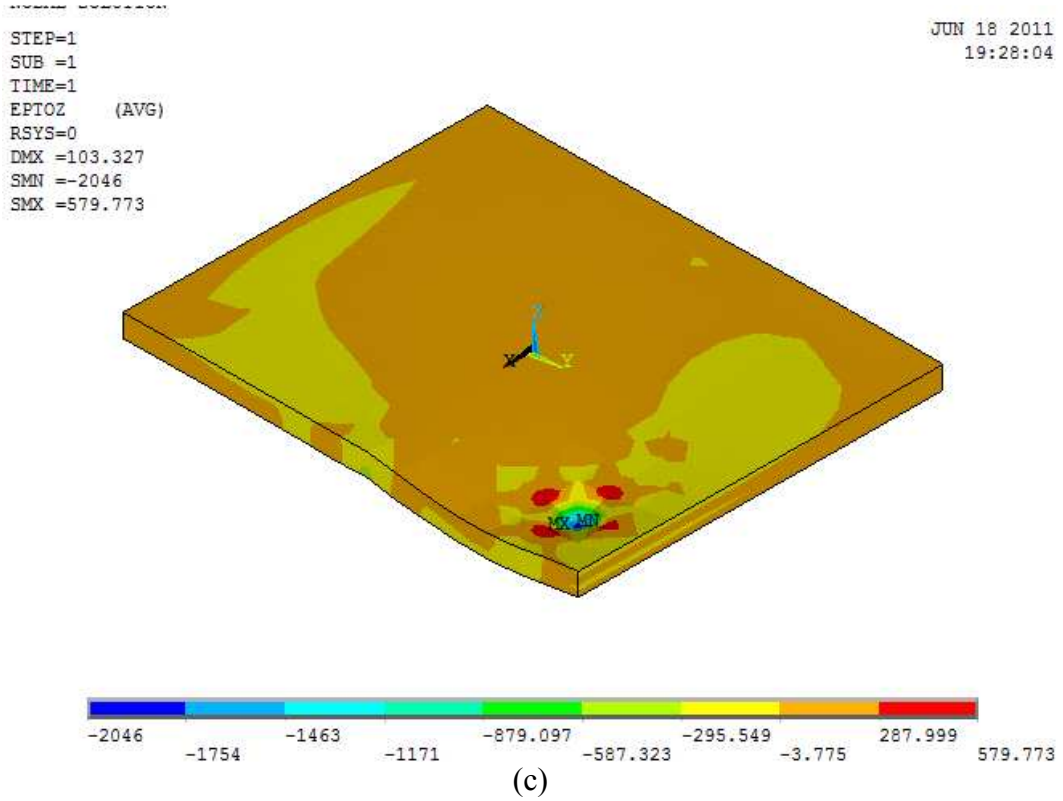


Şekil 4.20.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Aynı sınır şartında gerinim dağılımı incelenerek Şekil 4.21'de gösterilmiştir. En fazla gerinim yüzeyi grafit/epoksi malzemesinde gözlenmiştir.



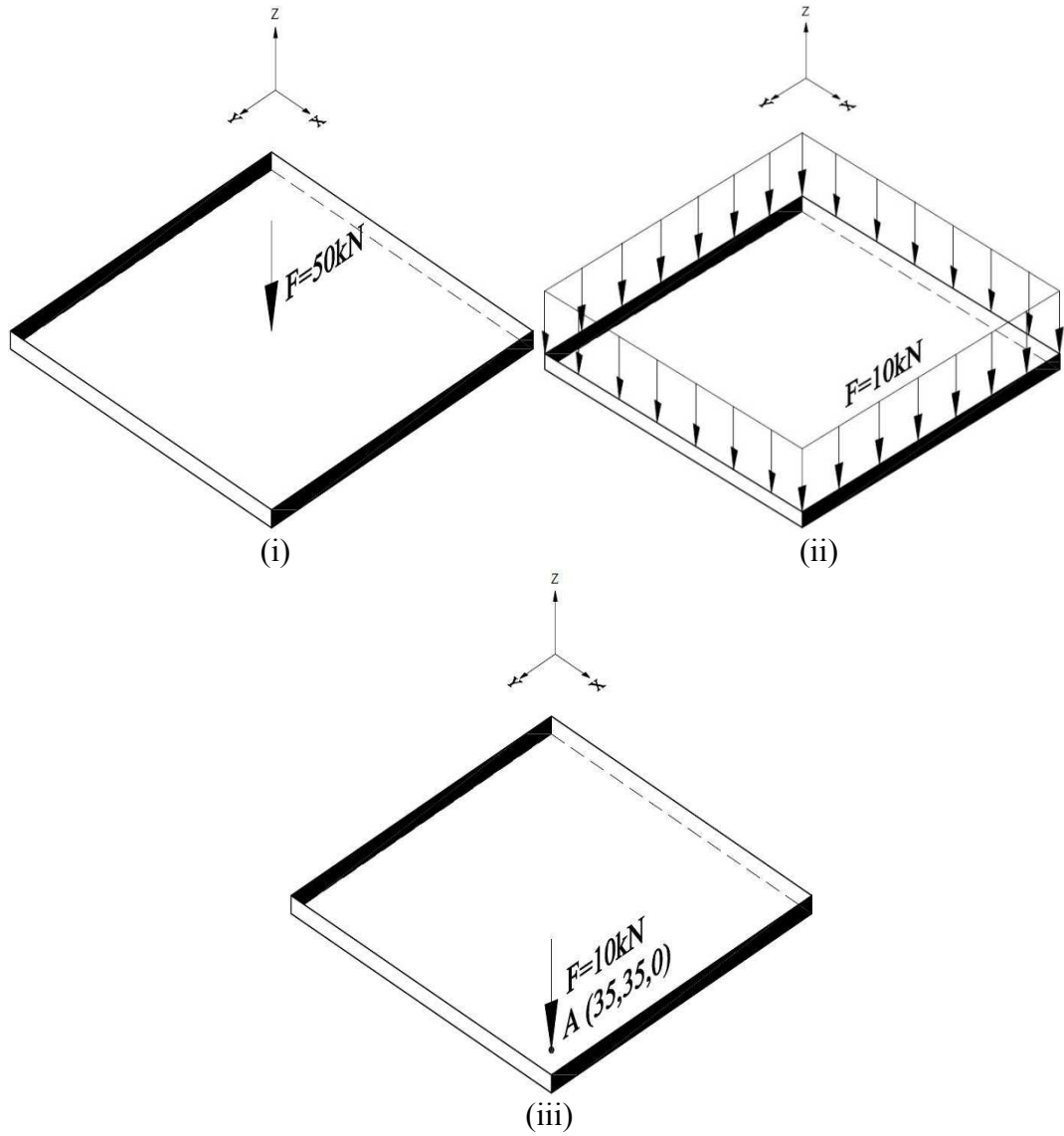
Şekil 4.21. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.



Şekil 4.21.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

4.4. İki Kenarı Ankastre Mesnetlerle Sabitlenmiş İki Kenarı Serbest Dikdörtgen Plak Çözümü:

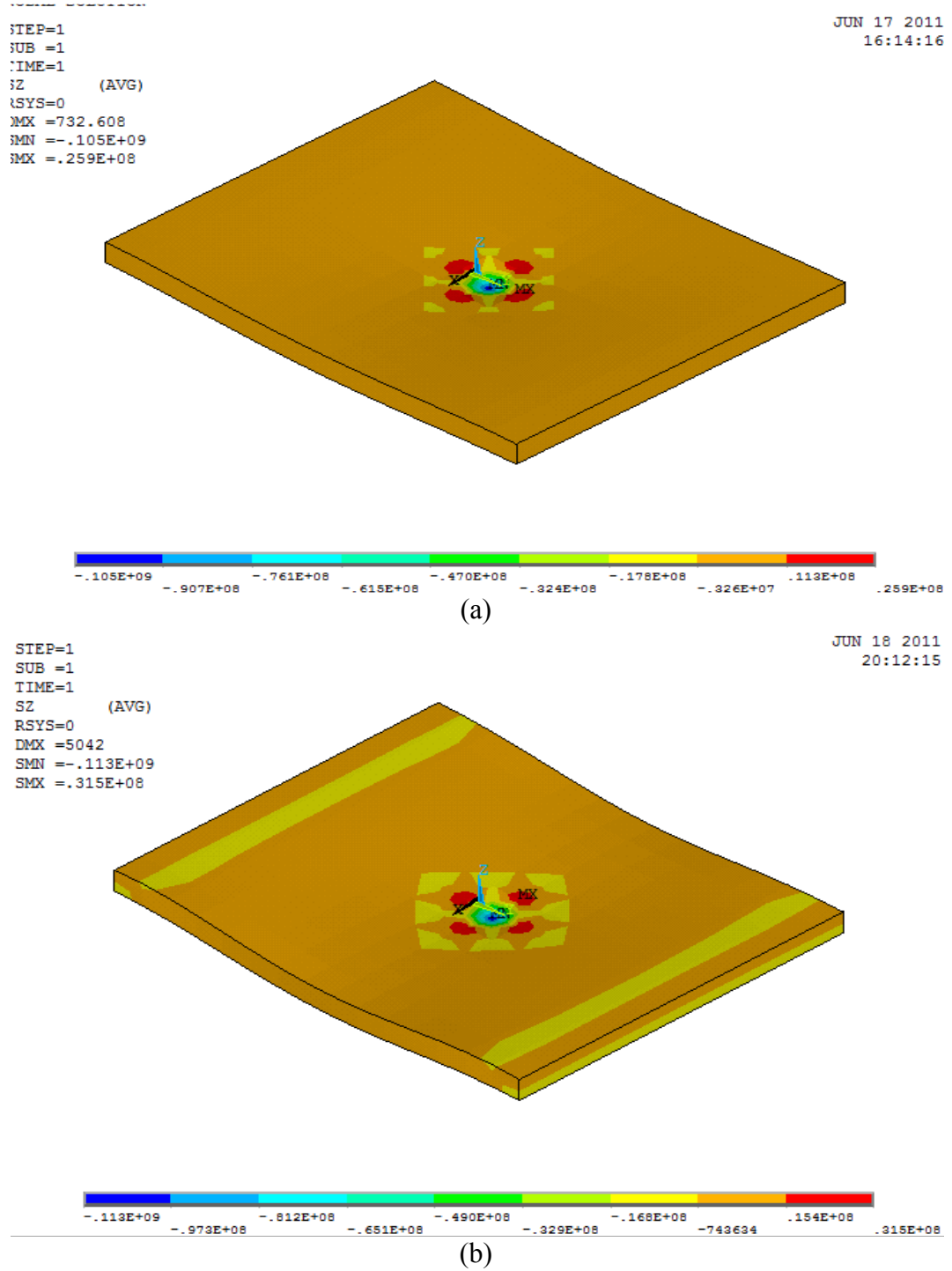
İki kenarı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş iki kenarı serbest dikdörtgen plağa uygulanan sınır şartları Şekil 4.22.'de gösterilmiştir. Plağa ağırlık merkezinden 50kN ve A(35,35,0) noktasından 10 kN ($-z$) eksenı boyunca kuvvet uygulanmıştır. Ayrıca plak yüzeyine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanarak plağın statik davranışı incelenmiştir.



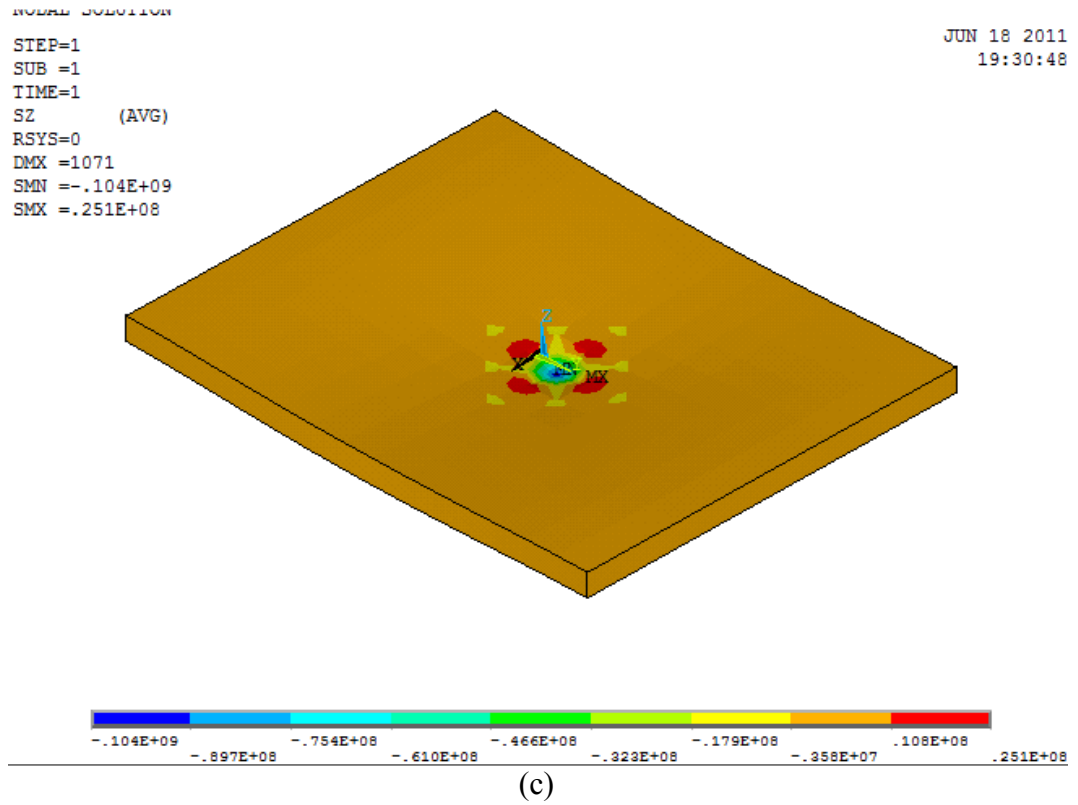
Şekil 4.22. İki kenarı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş iki kenarı serbest dikdörtgen plakta sınır şartları gösterimi

i) İki kenarı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş iki kenarı serbest olan dikdörtgen plak; uygulamasına ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet etki ettirilmesi durumunda farklı fiziksel özelliklere kompozit malzemelerde gerilme değişimi incelenmiştir. Gerilme dağılımı Şekil 4.23'de gösterilmiştir. İncelenen malzemeler arasında cam /epoksi malzemesinde ankastre mesnetlerle sabitlenmiş yüzeyde kritik bölgelerin oluştuğu gözlenmiştir. Ayrıca cam/epoksi malzemesinde kuvvet etkisinden dolayı kuvvet yönüne paralel doğrultuda serbest yüzeyde şekil değiştirme meydana

gelmiştir. Cam/epoksi malzemesinin elastisite modülü diğer malzemelere göre düşük olduğundan şekil değiştirme beklenen bir davranıştır.



Şekil 4.23. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

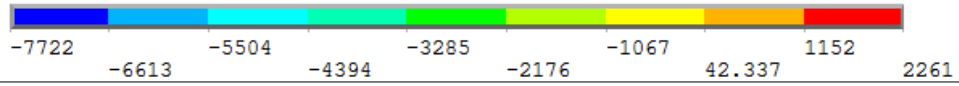
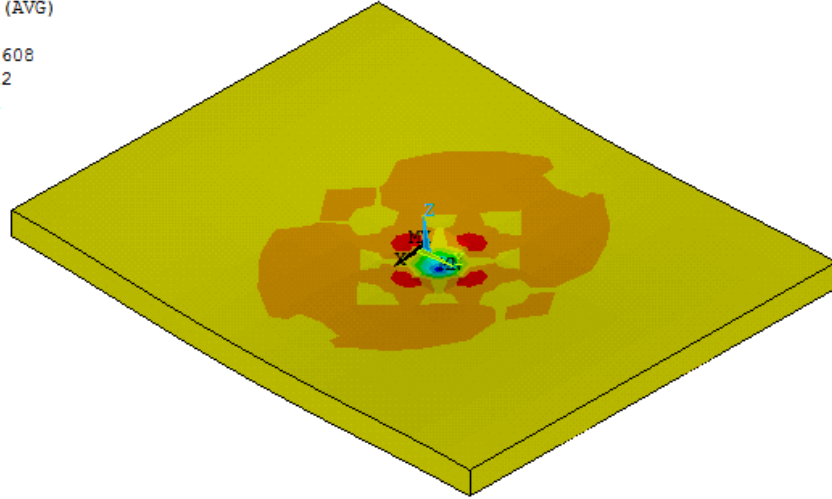


Şekil 4.23.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Aynı sınır şartında gerinim dağılımı incelenerek Şekil 4.24'de gösterilmiştir. Şekilden de görüldüğü gibi gerilim dağılımında elde edilen sonuçlara paralel sonuçlar bulunmuştur. Bor/epoksi ve grafit/epoksi malzemeleri birbirine yakın sonuçlar vermiştir. Cam/epoksi malzemesinde en fazla şekil değiştirme değeri elde edilmiştir.

STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =732.608
SMN =-7722
SMX =2261

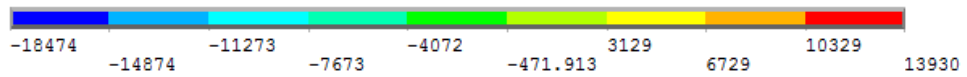
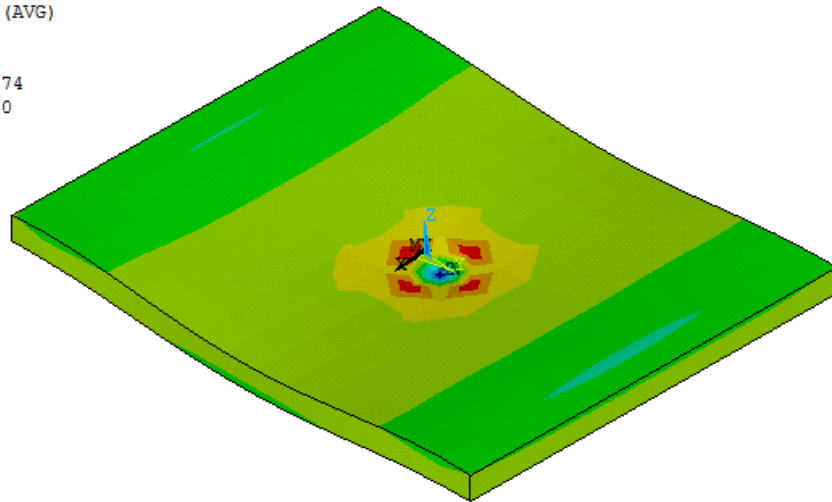
JUN 17 2011
16:14:36



(a)

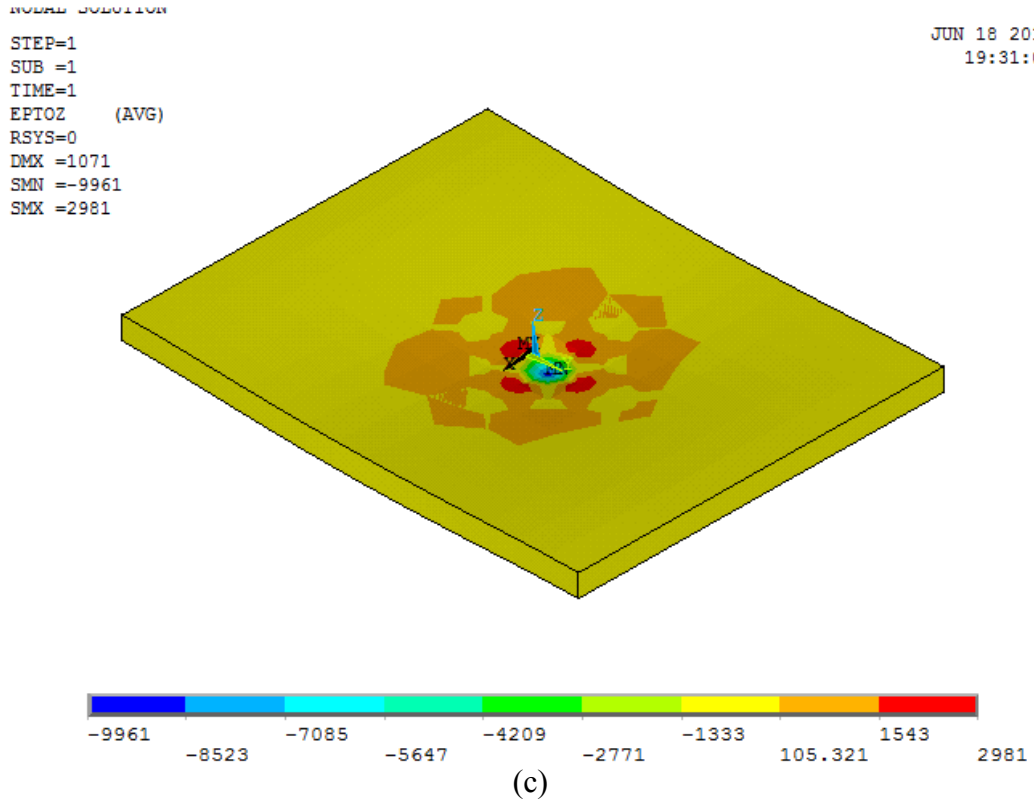
STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =5042
SMN =-18474
SMX =13930

JUN 18 2011
20:12:29



(b)

Şekil 4.24. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

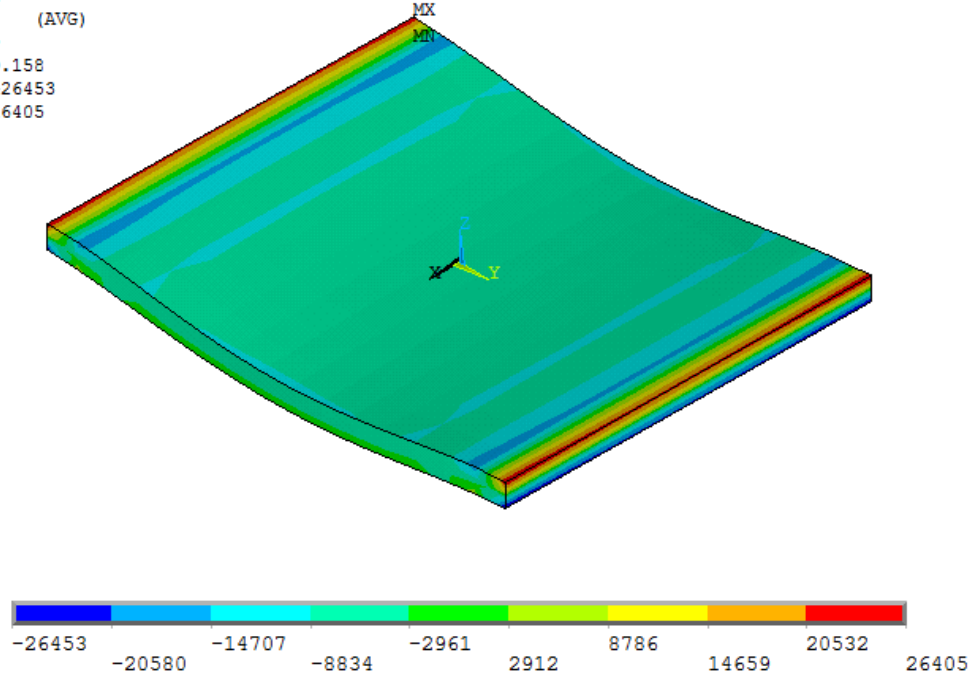


Şekil 4.24. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilim dağılımı.

ii) İki tarafı ankastre mesnetlerle tutturulmuş iki tarafı serbest olan plakta 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulamasına ait gerilme dağılımı Şekil 4.25'de gösterilmiştir. Serbest kenarlara uygulanan düzgün yayılı yük plak yüzeyine düzgün basınç uygulamasından dolayı etkin bir basma kuvveti göstermiştir. Basma kuvveti serbest kenarlarda şekil değiştirme olarak etki ettiği görülmektedir.

STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =9.158
SMN =-26453
SMX =26405

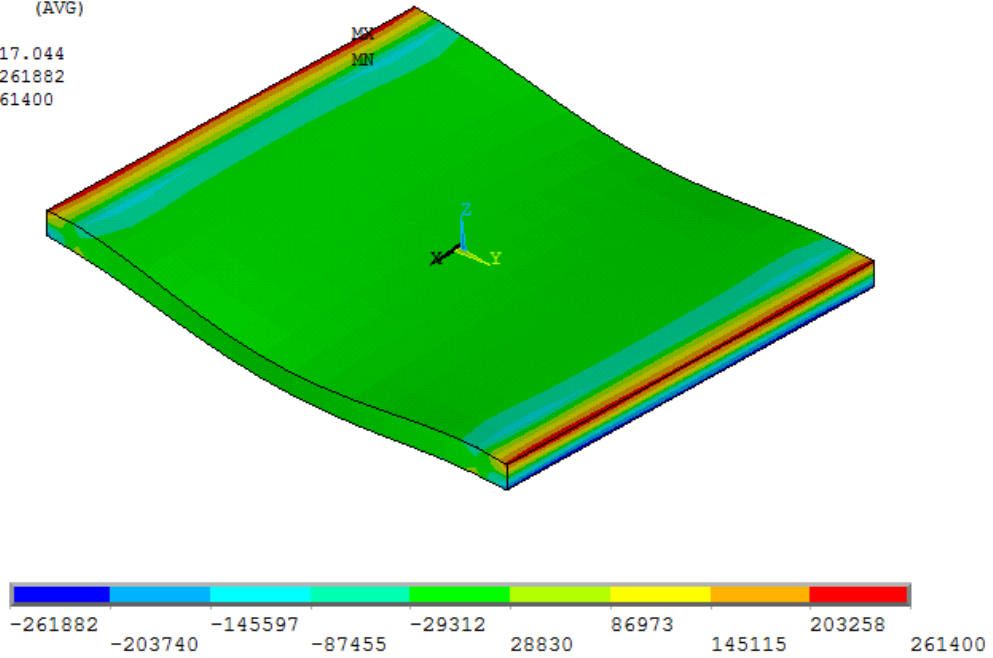
JUN 17 2011
16:17:07



(a)

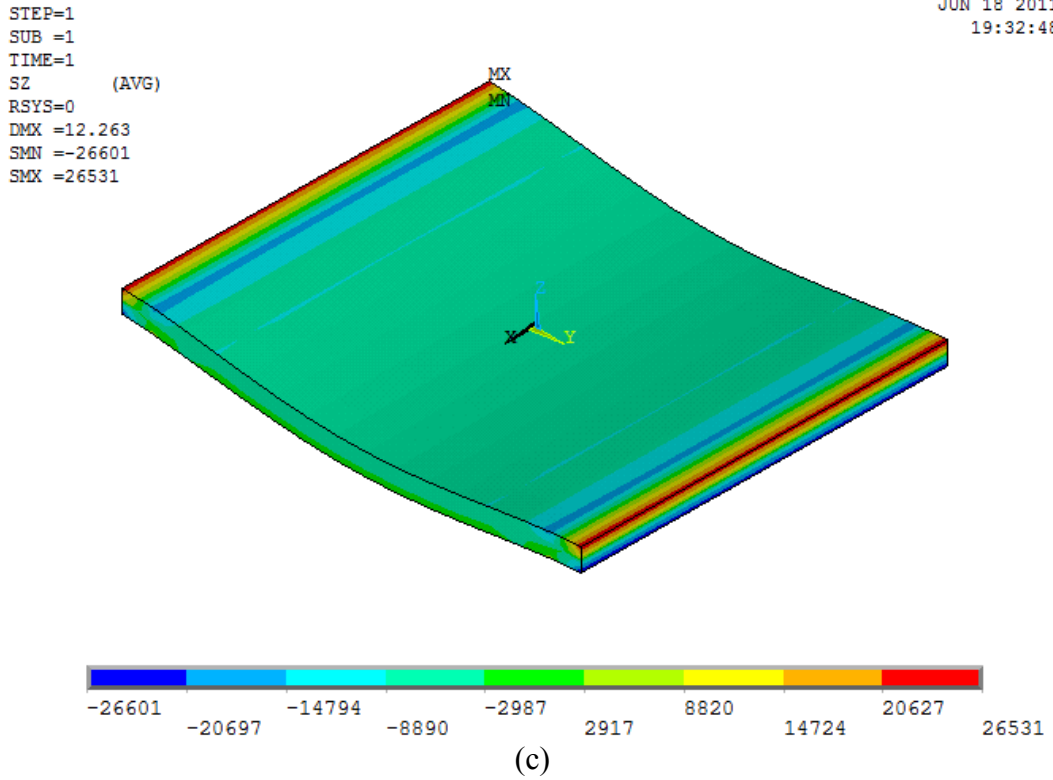
STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =117.044
SMN =-261882
SMX =261400

JUN 18 2011
20:14:20



(b)

Şekil 4.25. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

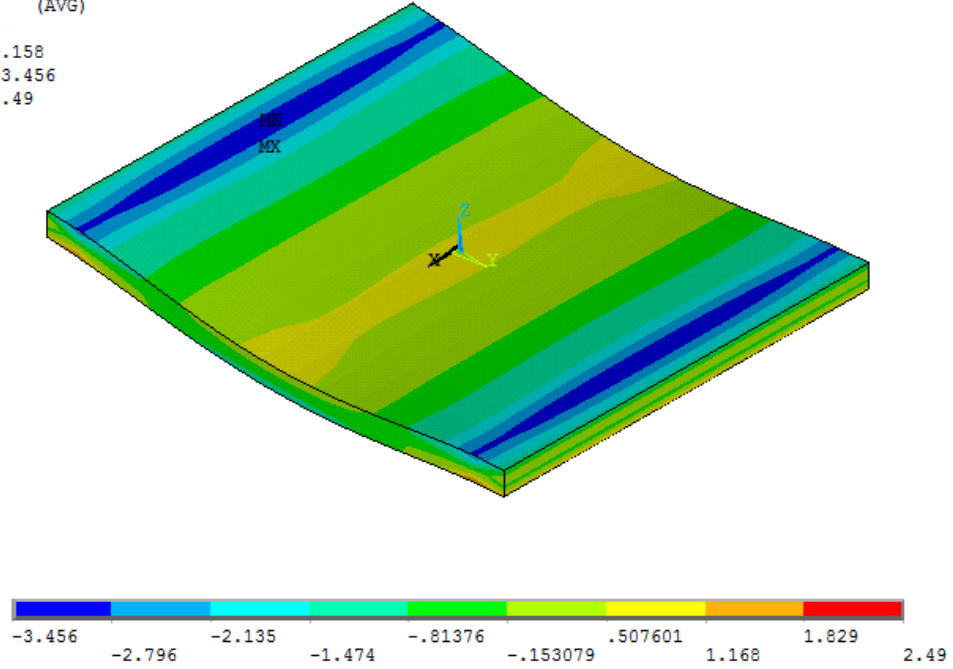


Şekil 4.25.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Plağın yüzeyine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanması durumunda plağın gerinim davranışı incelenerek Şekil 4.26.'da gösterilmiştir. Seçilen kompozit malzemeler arasında en fazla deformasyon cam/epoksi malzemesinde gözlenmiştir. Cam/epoksi malzemesinin elastisite modülü diğer iki kompozit malzemeye göre düşüktür. Seçilen kompozit malzemelerinin Elastisite modülleri küçükten büyüğe doğru cam/epoksi<grafit/epoksi<bor/epoksi şeklinde sıralanır. Buna göre en az elastoplastik deformasyonun bor/epoksi malzemesinde olduğu şekilden görülmektedir. Kritik bölgeler daha çok ankastre mesnetlerle sabitlenmiş kenarlarda gözlenmiştir.

STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =9.158
SMN =-3.456
SMX =2.49

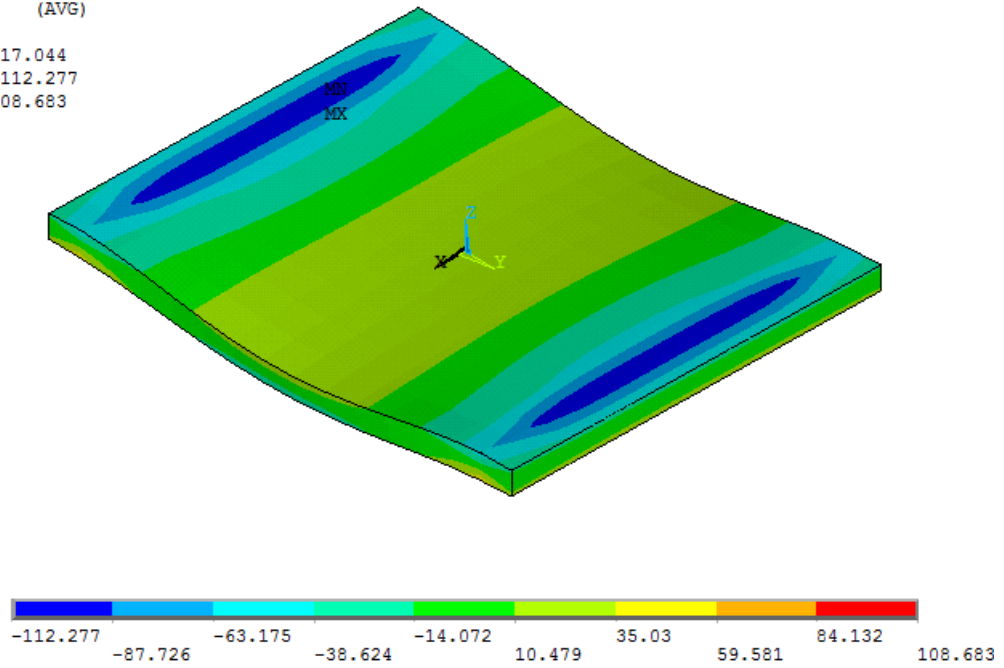
JUN 17 2011
16:17:29



(a)

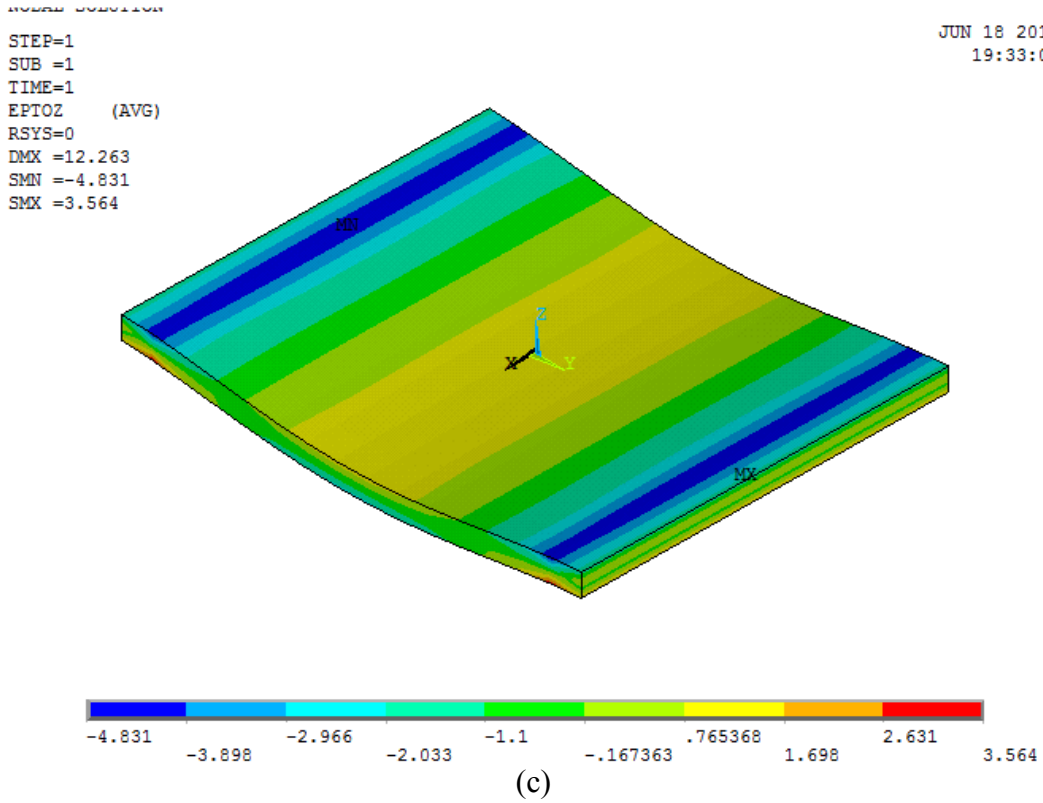
STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =117.044
SMN =-112.277
SMX =108.683

JUN 18 2011
20:14:34



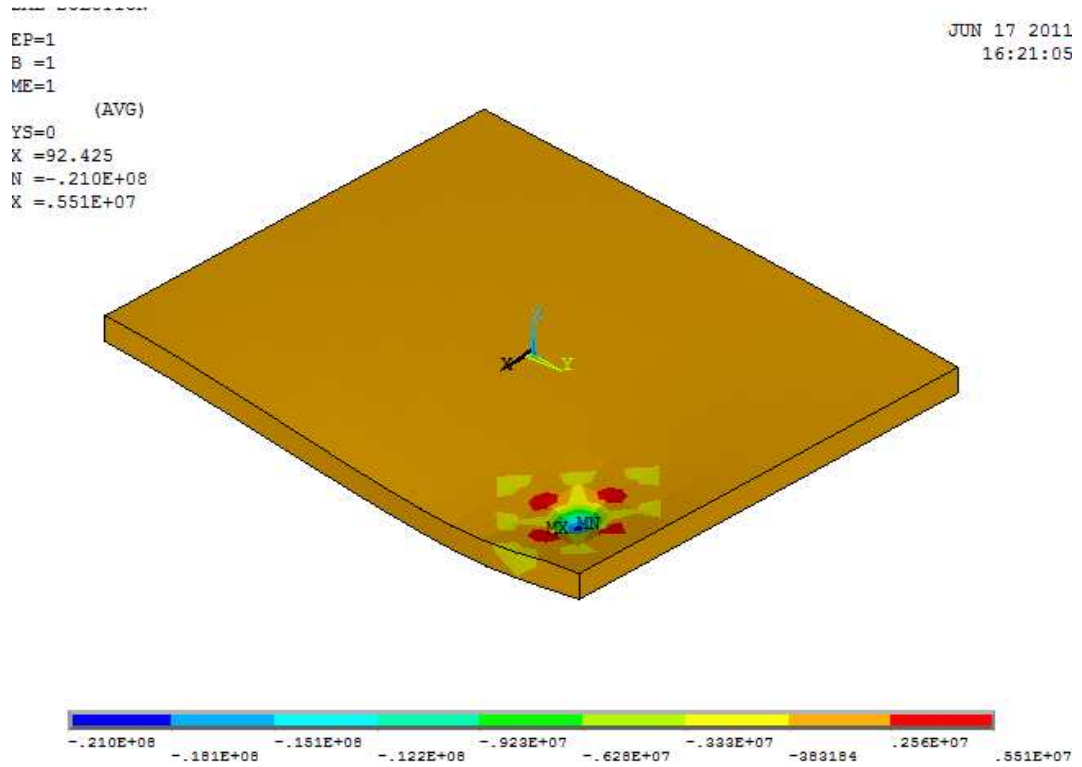
(b)

Şekil 4.26. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

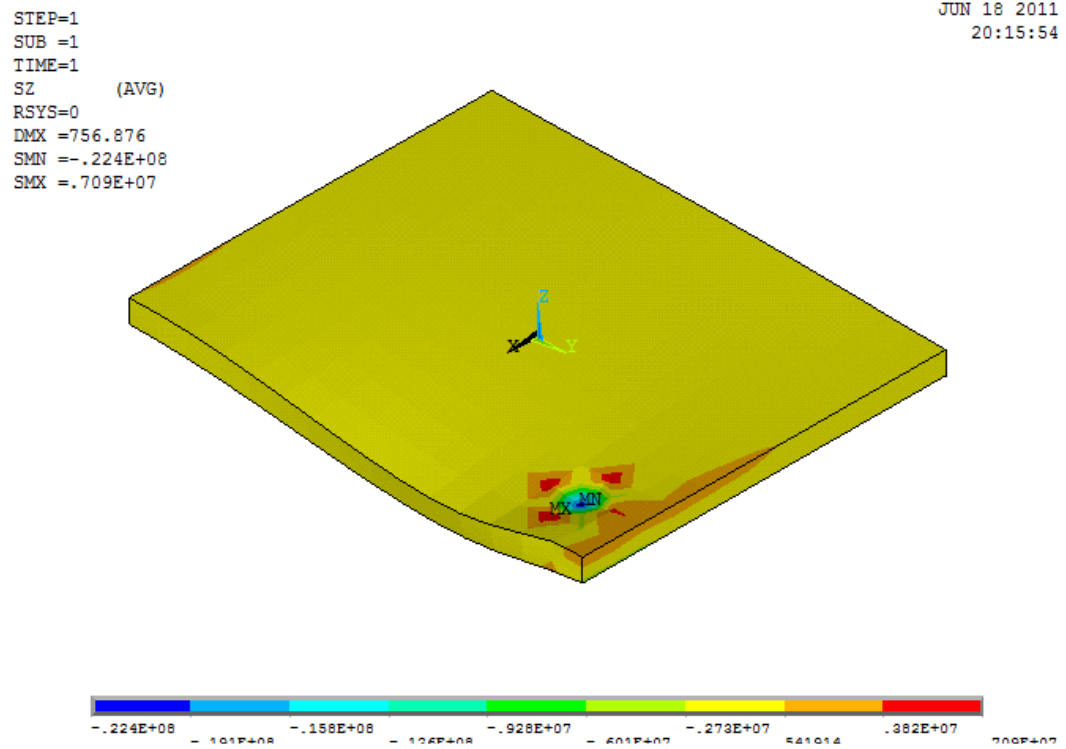


Şekil 4.26.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

iii) İki kenarı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş iki kenarı serbest olan dikdörtgen plağın A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanması durumunda gerilme değişimi incelenmiş olup, Şekil 4.27.'de gösterilmiştir. Kuvvet ankastre mesnetlerle sabitlenmiş kenara yakın bir noktadan uygulanması nedeniyle cam/epoksi malzemesinde mesnete yakın bölgelerde kritik gerilme değerleri elde edilmiştir. Bor/epoksi ve grafit/epoksi malzemeleri elastisite modülü değerlerinin yakın olması nedeniyle benzer gerilme davranışları göstermiştir.

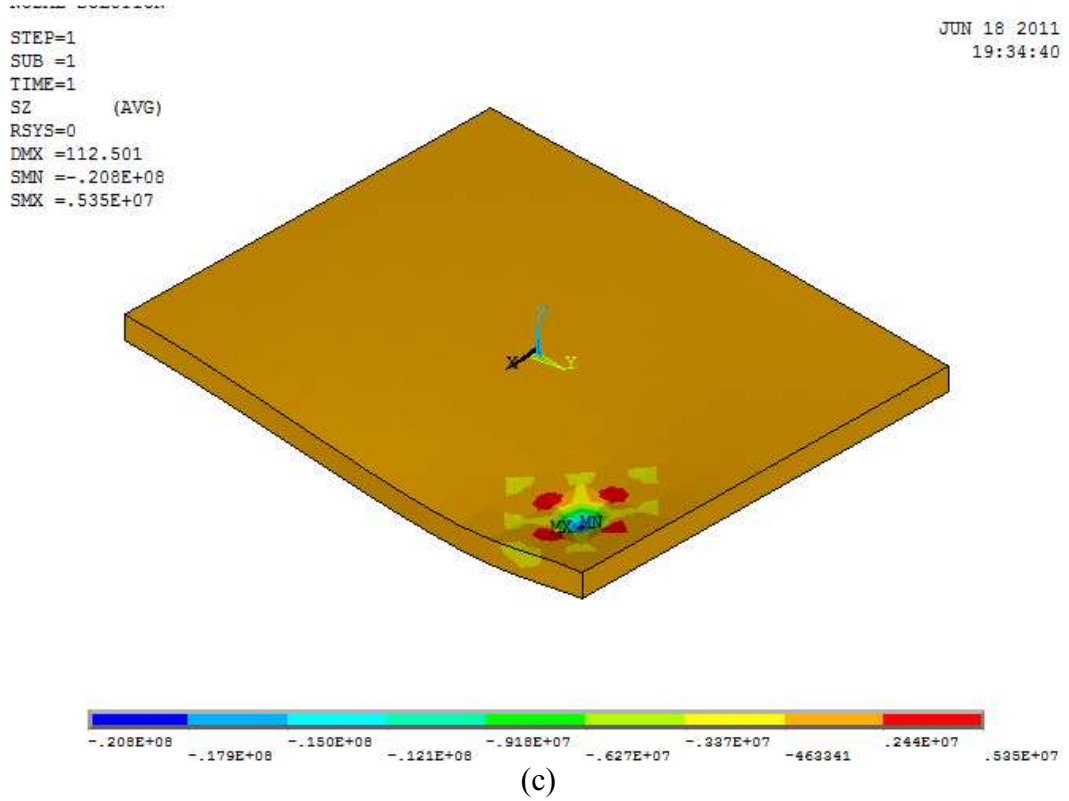


(a)



(b)

Şekil 4.27. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı



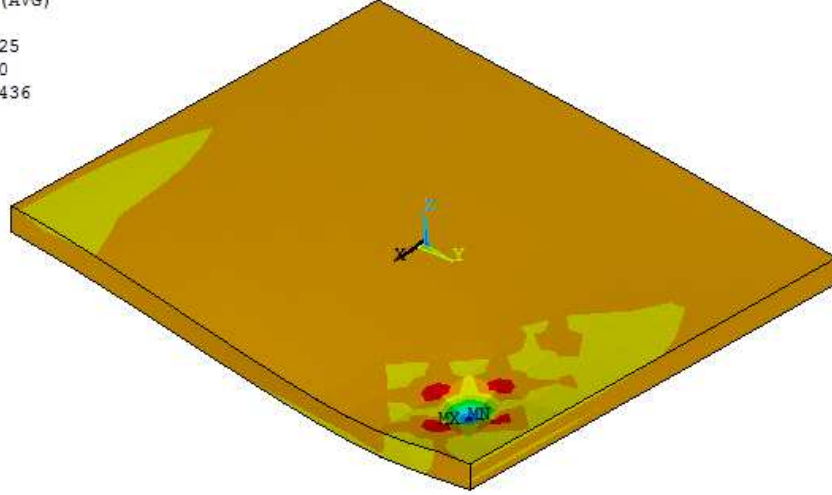
Şekil 4.27.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Belirtilen sınır şartında farklı fiziksel özelliklere sahip malzemelere ait plakların gerinim dağılımları Şekil 4.28'de gösterilmiştir. Aynı sınır şartında plakların gerilme dağılımından farklı olarak gerinim davranışlarında kuvvetin uygulanmadığı ankastre mesnetle sabitlenmiş kenarda şekil değiştirme gözlenmiştir.

MODEL SOLUTION

STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =92.425
SMN =-1580
SMX =443.436

JUN 17 2011
16:21:23

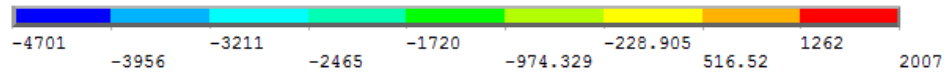
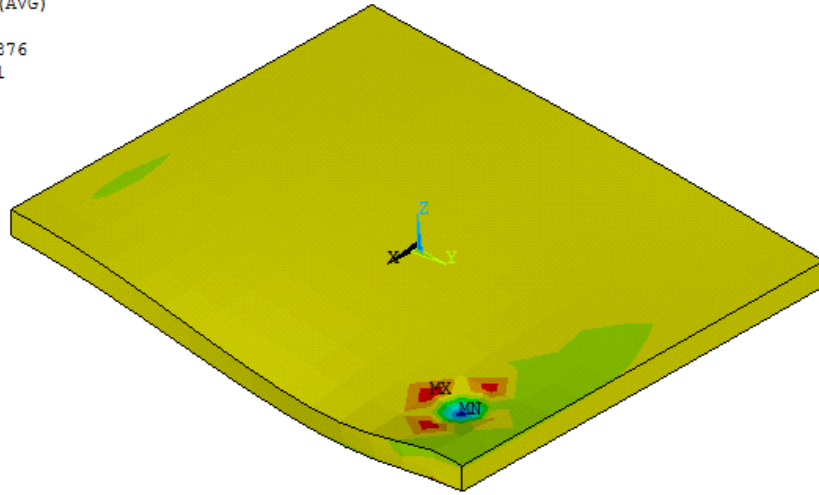


(a)

MODEL SOLUTION

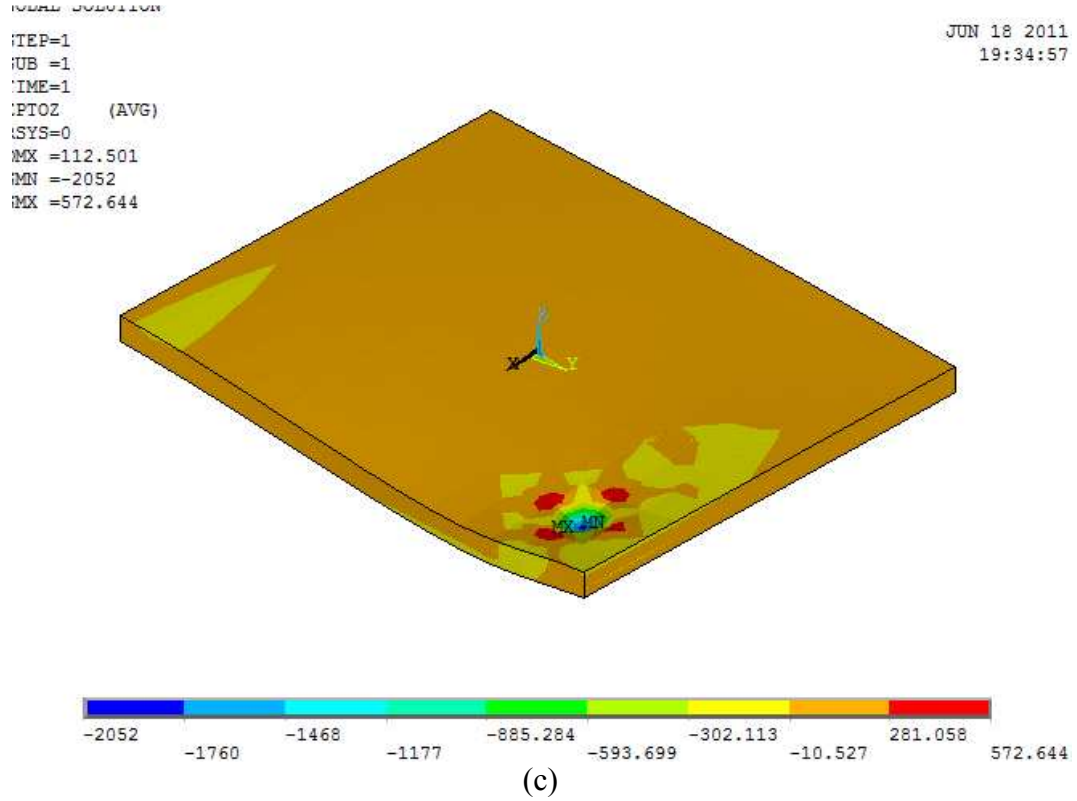
STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =756.876
SMN =-4701
SMX =2007

JUN 18 2011
20:16:21



(b)

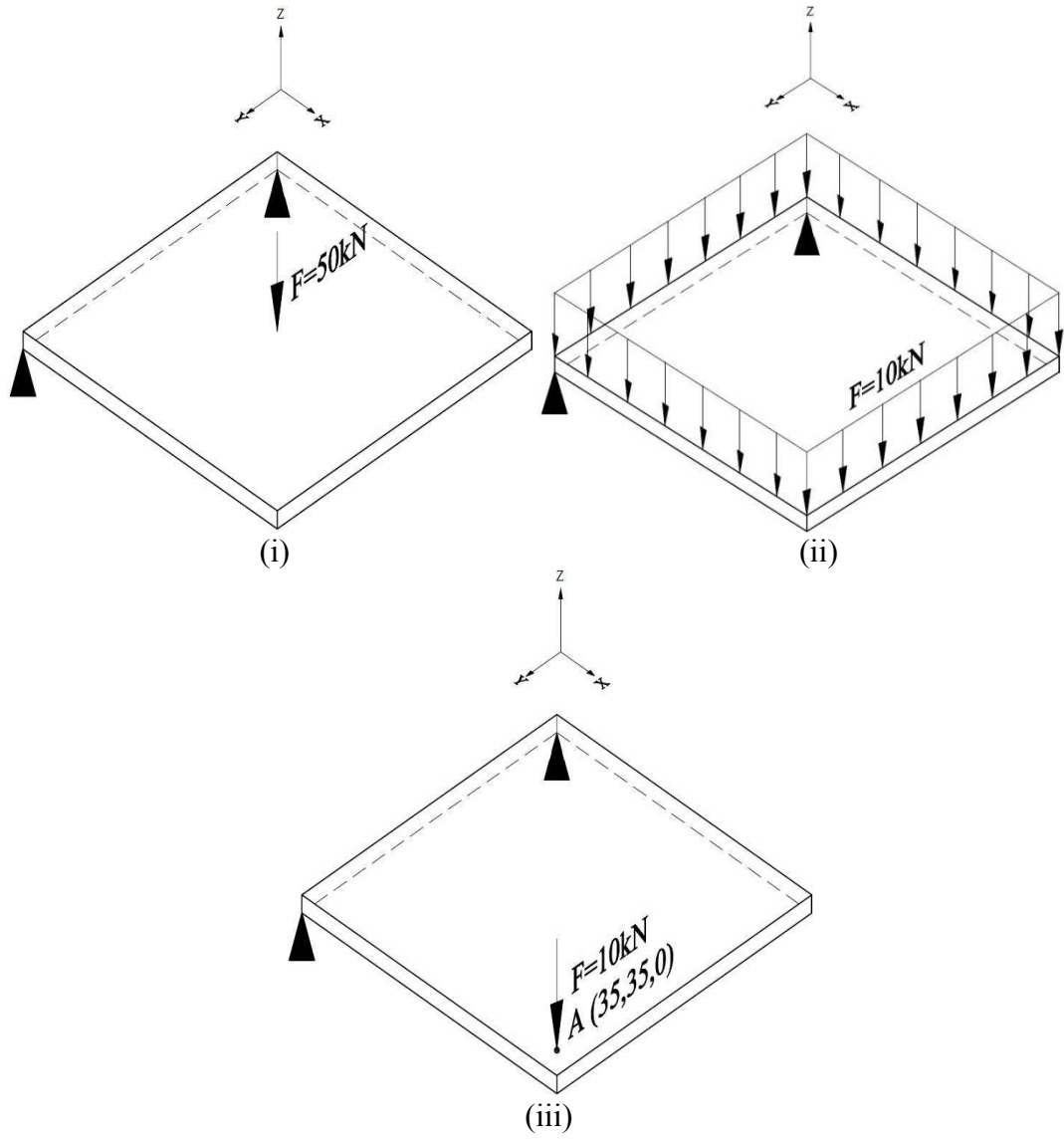
Şekil 4.28. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.



Şekil 4.28. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

4.5. İki Köşesi Basit Mesnetlerle Sabitlenmiş Dikdörtgen Plak Çözümü:

İki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plağa uygulanan sınır şartları Şekil 4.29.'da gösterilmiştir. Plağa ağırlık merkezinden 50 kN ve A(35,35,0) noktasından 10 kN ($-z$) eksenini boyunca kuvvet uygulanmıştır. Ayrıca plak yüzeyine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanarak plağın statik davranışı incelenmiştir.



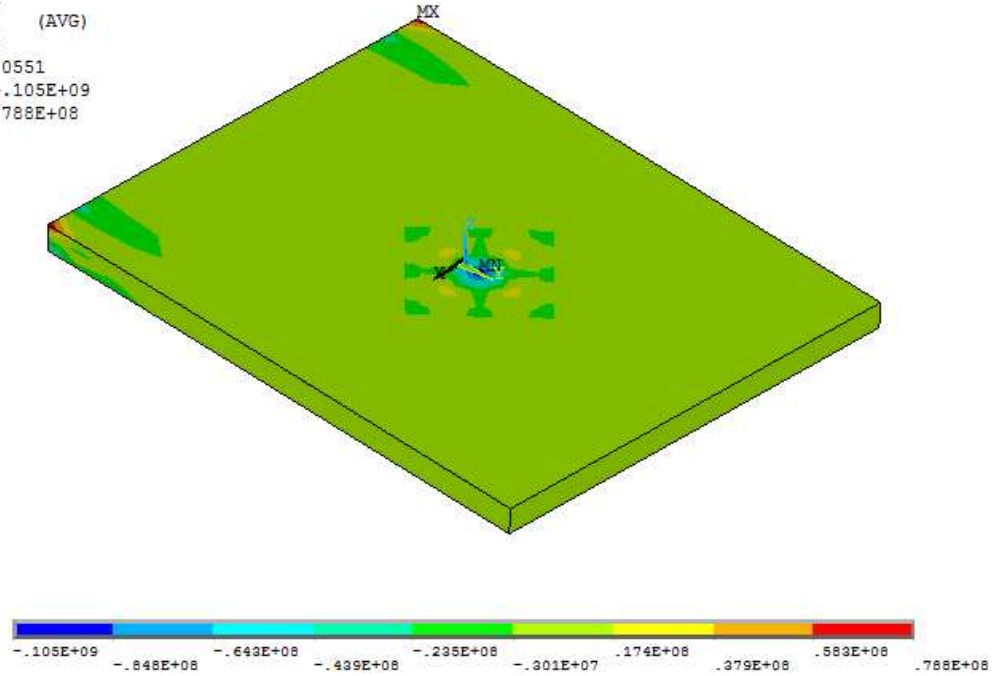
Şekil 4.29. İki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plakta sınır şartları gösterimi

i) İki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plak; uygulamasına ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet etki ettirilmesi durumunda aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir.

GLOBAL SOLUTION

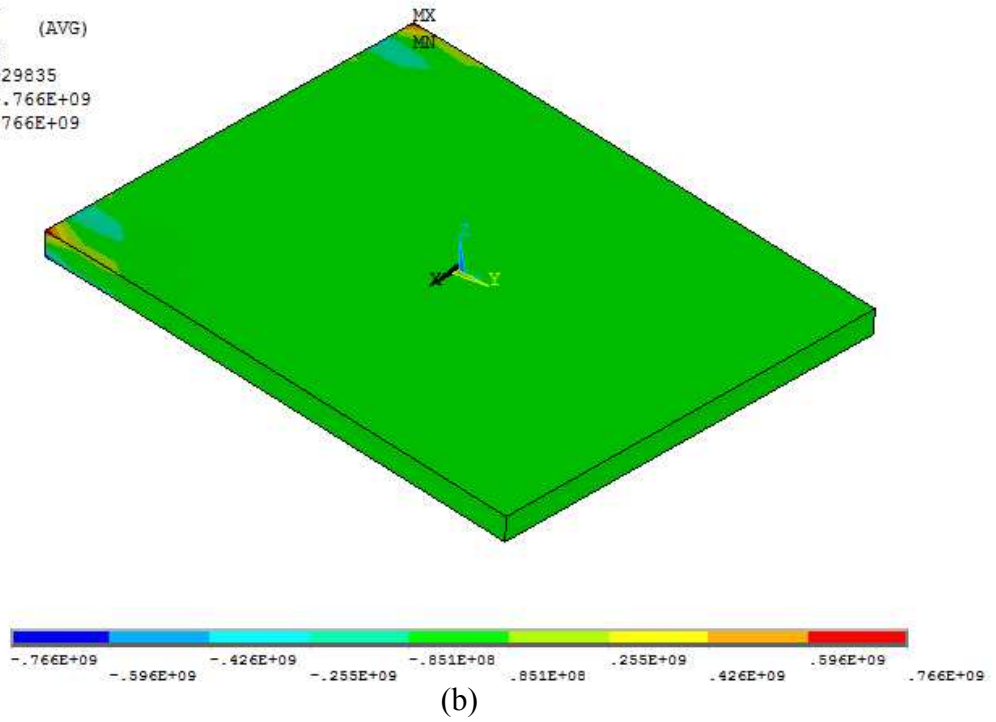
STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =70551
SMN =-.105E+09
SMX =.788E+08

JUN 17 2011
16:24:08

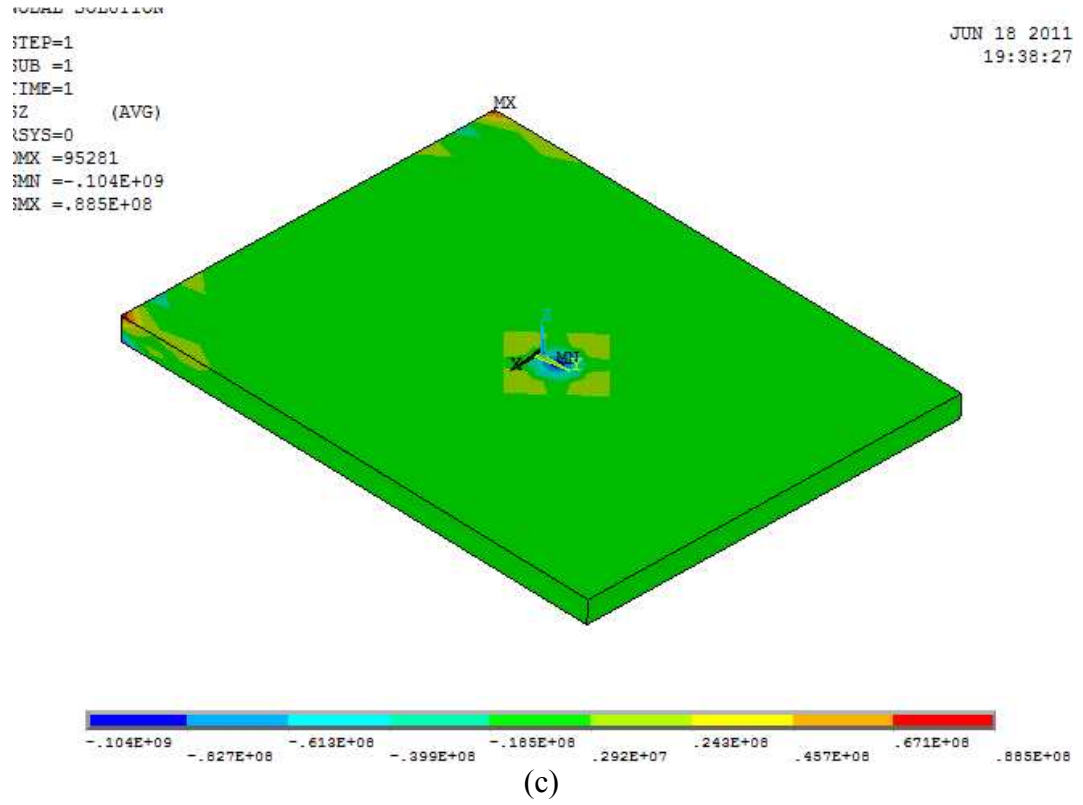


STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =929835
SMN =-.766E+09
SMX =.766E+09

JUN 18 2011
20:18:58



Şekil 4.30. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.



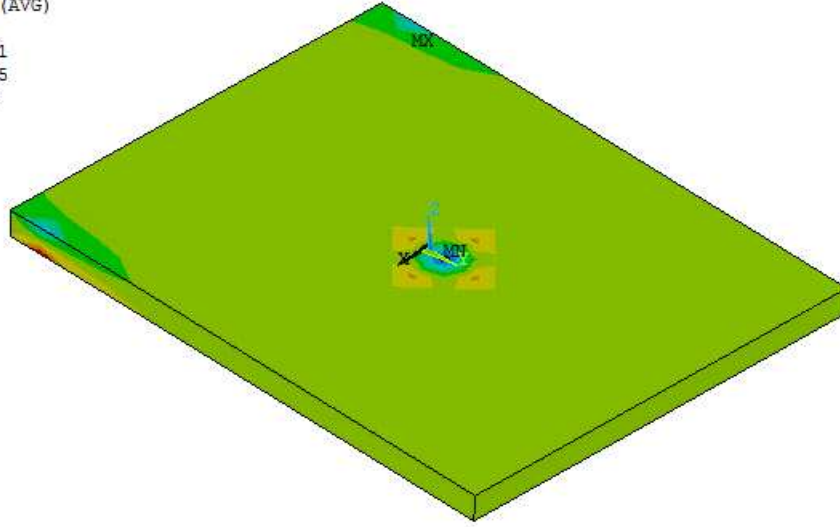
Şekil 4.30.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Aynı sınır şartında gerinim dağılımı incelenerek Şekil 4.31'de gösterilmiştir.

GLOBAL SOLUTION

STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =70551
SMN =-7695
SMX =4693

JUN 17 2011
16:24:26

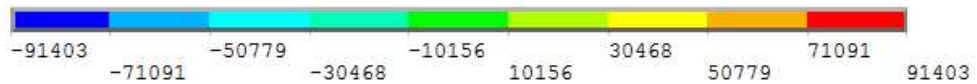
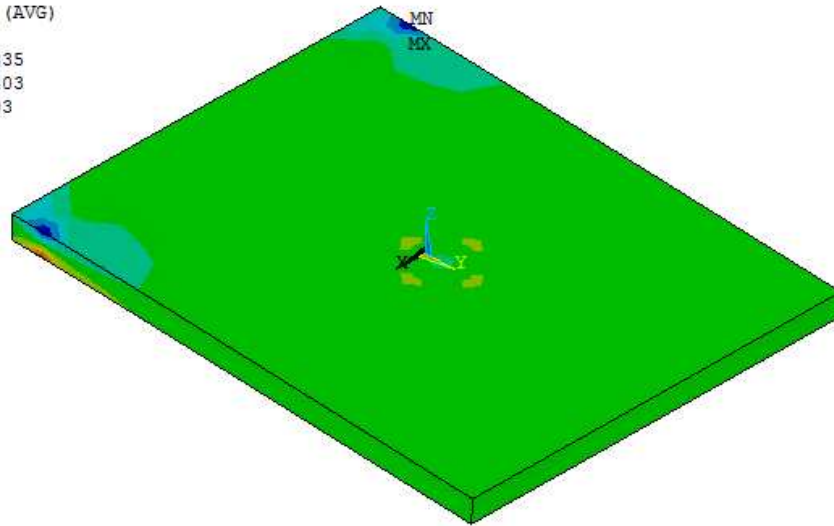


(a)

GLOBAL SOLUTION

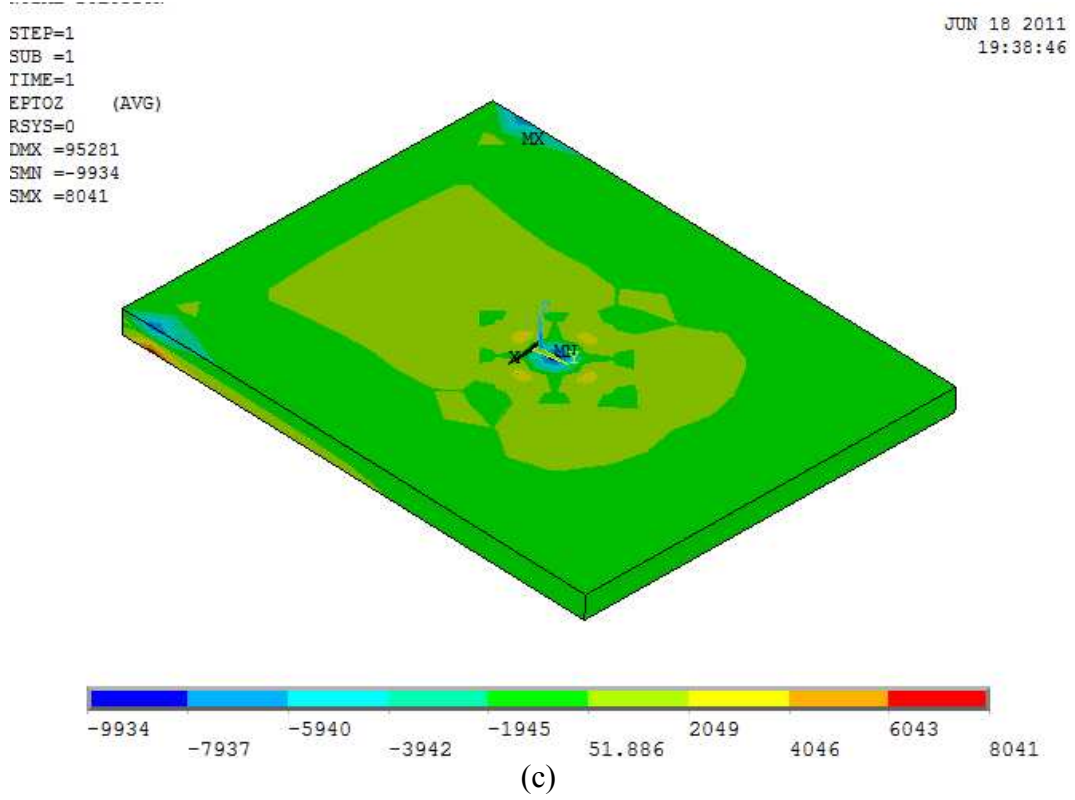
STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =929835
SMN =-91403
SMX =91403

JUN 18 2011
20:19:12



(b)

Şekil 4.31. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.



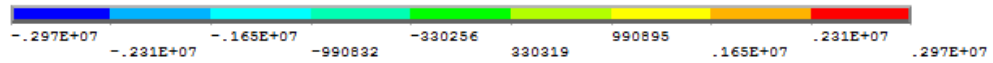
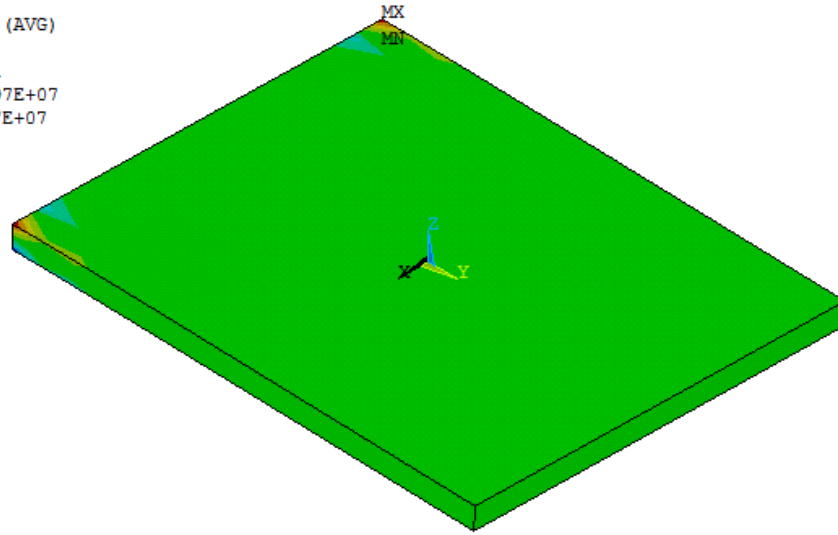
Şekil 4.31.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

ii) İki tarafı basit mesnetlerle tutturulmuş plakta 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulamasına ait gerilme dağılımı Şekil 4.32'de gösterilmiştir.

NODAL SOLUTION

STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =2651
SMN =-.297E+07
SMX =.297E+07

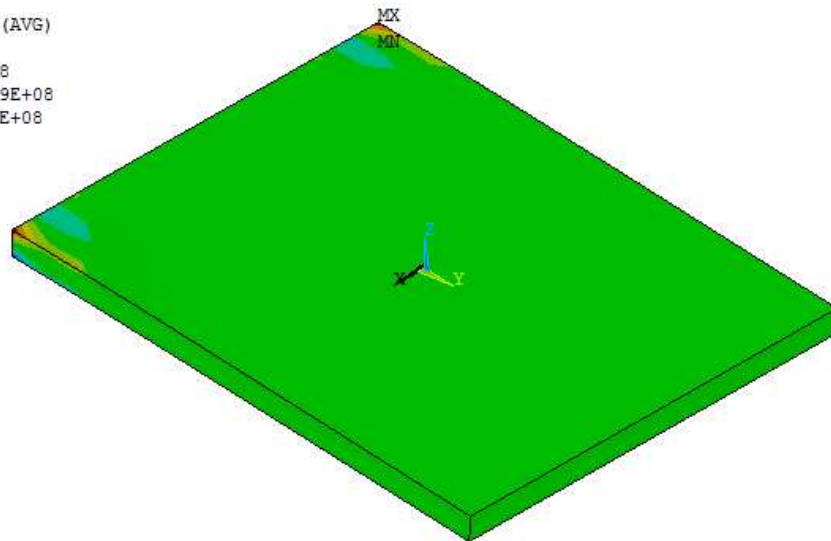
JUN 17 2011
16:26:58



(a)

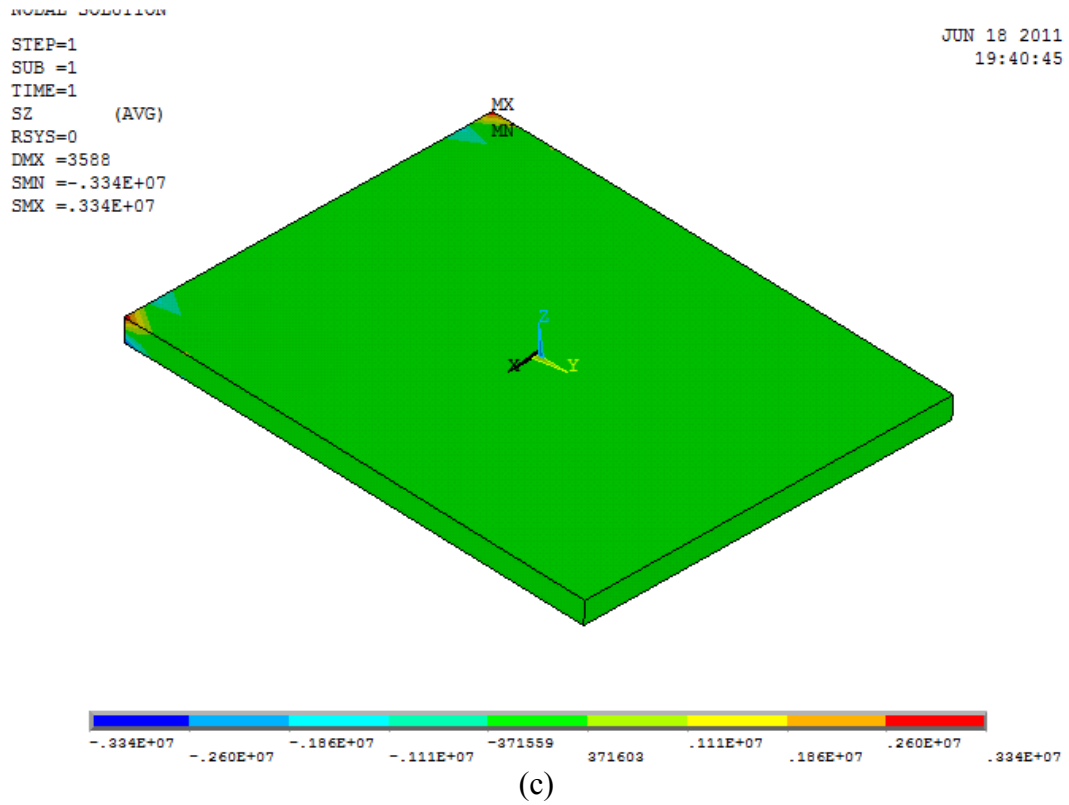
STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =35048
SMN =-.289E+08
SMX =.289E+08

JUN 18 2011
20:20:27



(b)

Şekil 4.32. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.



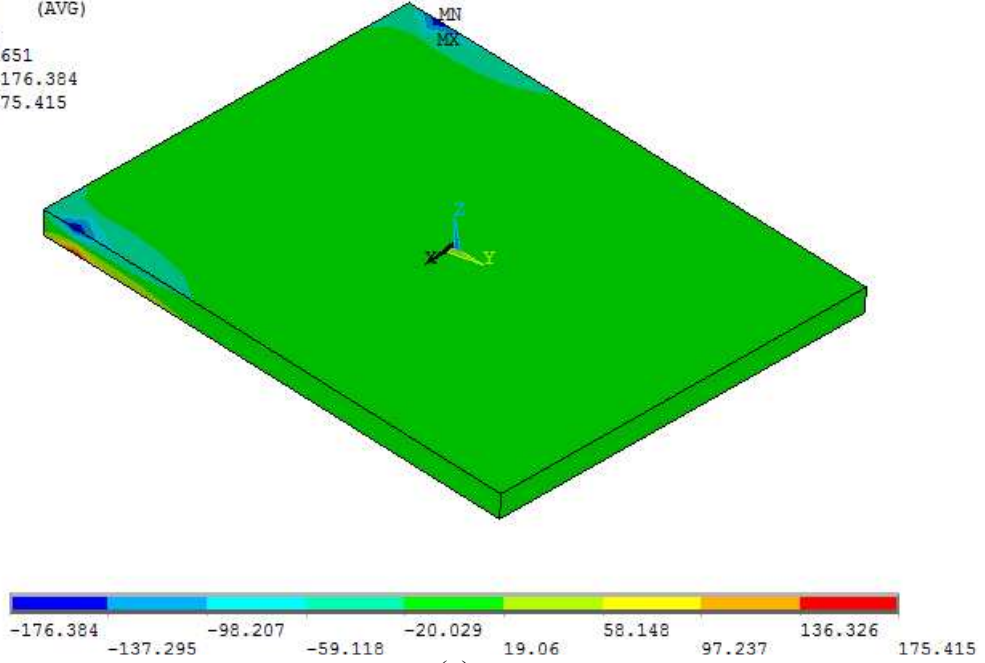
Şekil 4.32. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Plâğın yüzeyine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanması durumunda plâğın gerinim davranışı incelenerek Şekil 4.33'de gösterilmiştir.

NODAL SOLUTION

STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =2651
SMN =-176.384
SMX =175.415

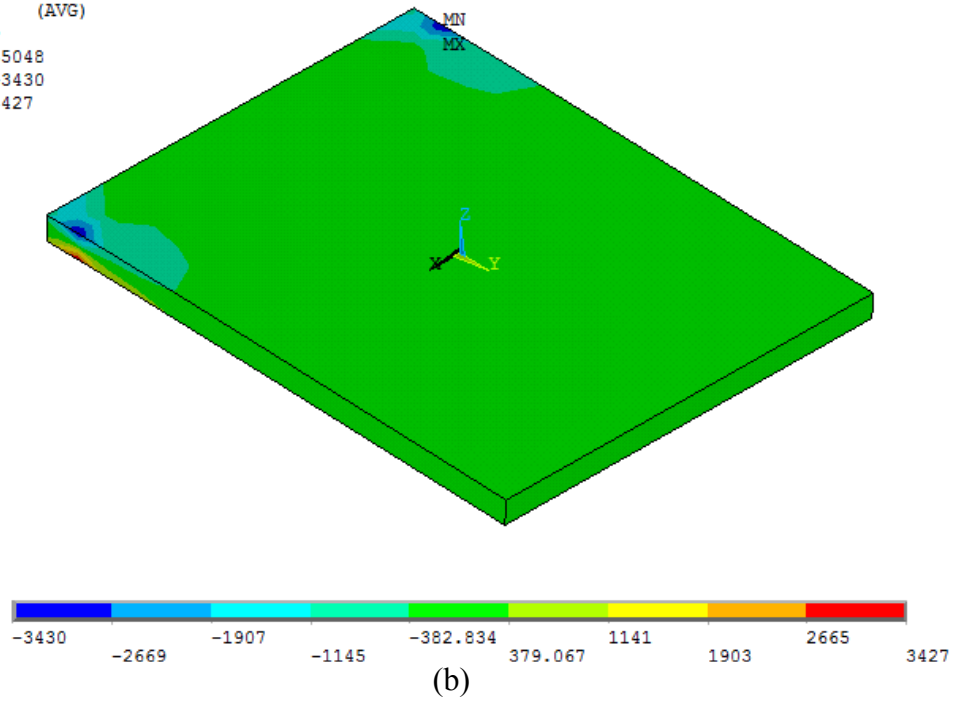
JUN 17 2011
16:27:17



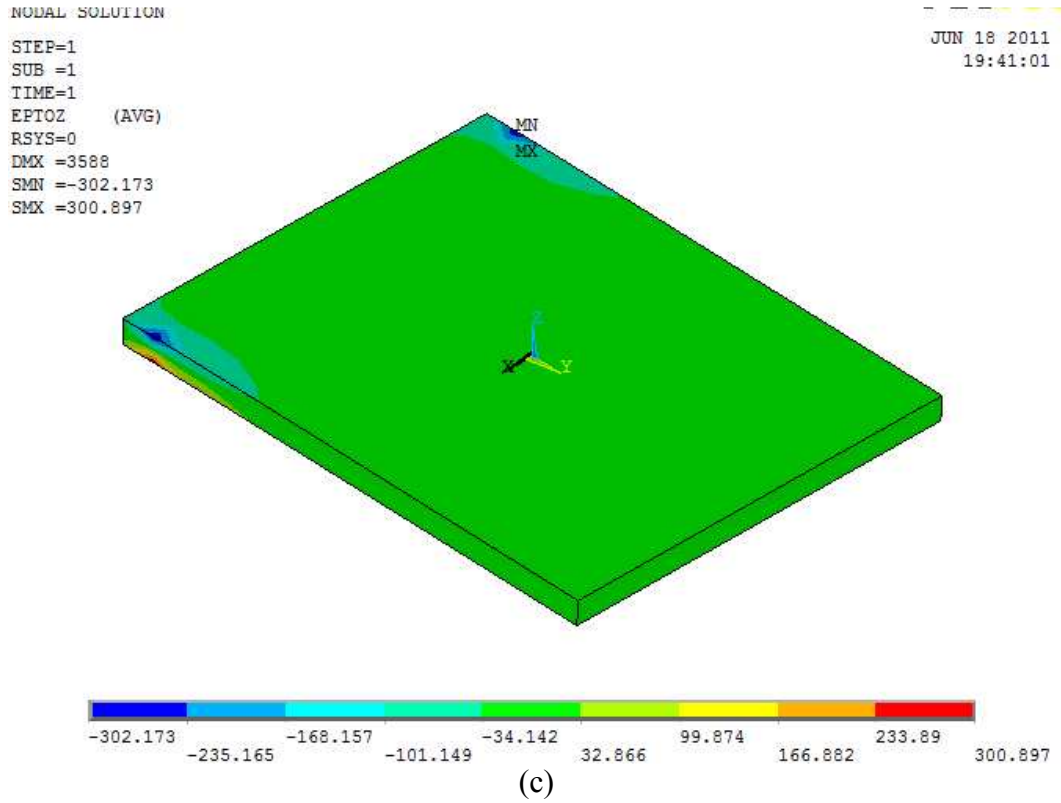
NODAL SOLUTION

STEP=1
SUB =1
TIME=1
EPTOZ (AVG)
RSYS=0
DMX =35048
SMN =-3430
SMX =3427

JUN 18 2011
20:20:41



Şekil 4.33. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.



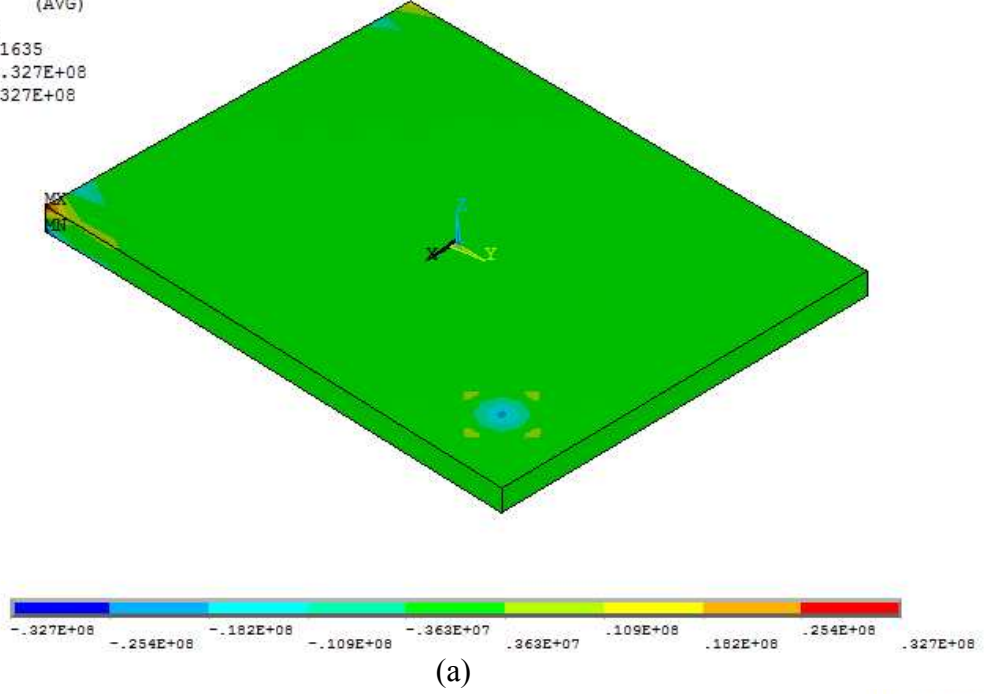
Şekil 4.33. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait 10kN'luk düzgün yayılı yük uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

iii) İki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plağın A(35,35,0) noktasından 10kN'luk kuvvet uygulanması durumunda gerilme değişimi incelenmiş olup, Şekil 4.34.'de gösterilmiştir.

NODAL SOLUTION

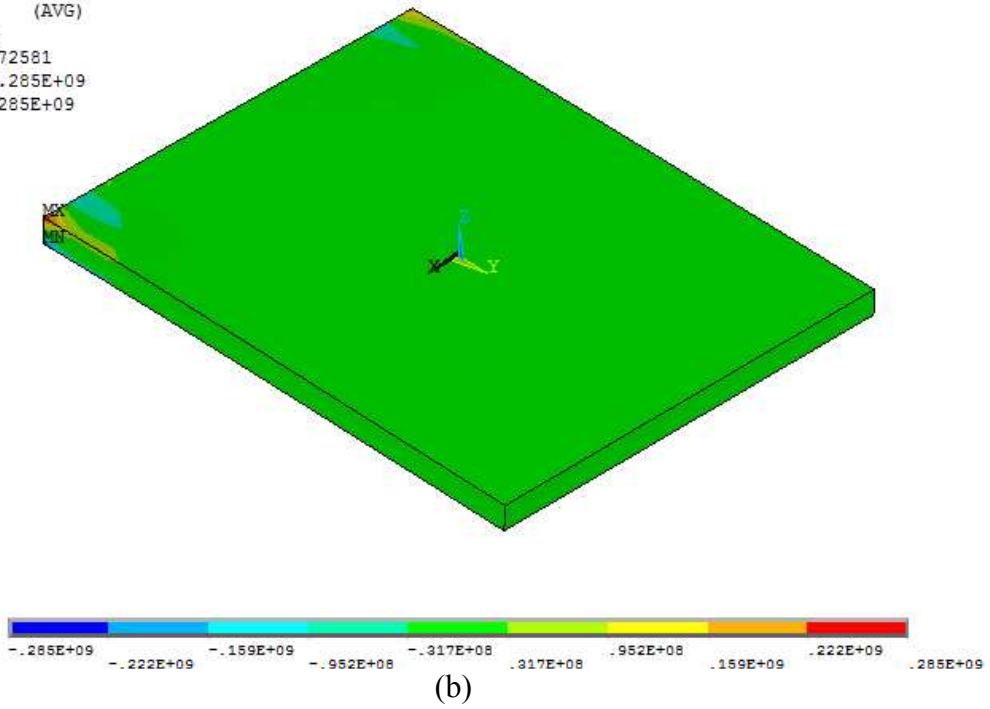
STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =31635
SMN =-.327E+08
SMX =.327E+08

JUN 17 2011
16:29:15

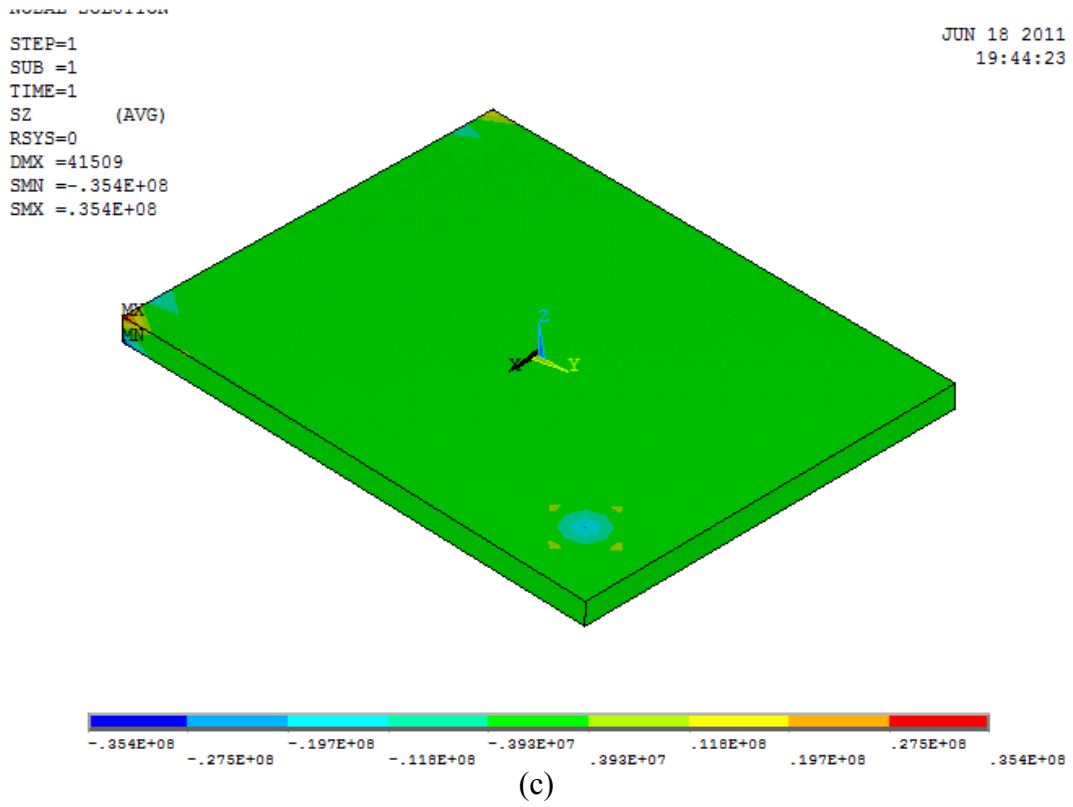


STEP=1
SUB =1
TIME=1
SZ (AVG)
RSYS=0
DMX =372581
SMN =-.285E+09
SMX =.285E+09

JUN 18 2011
20:22:13

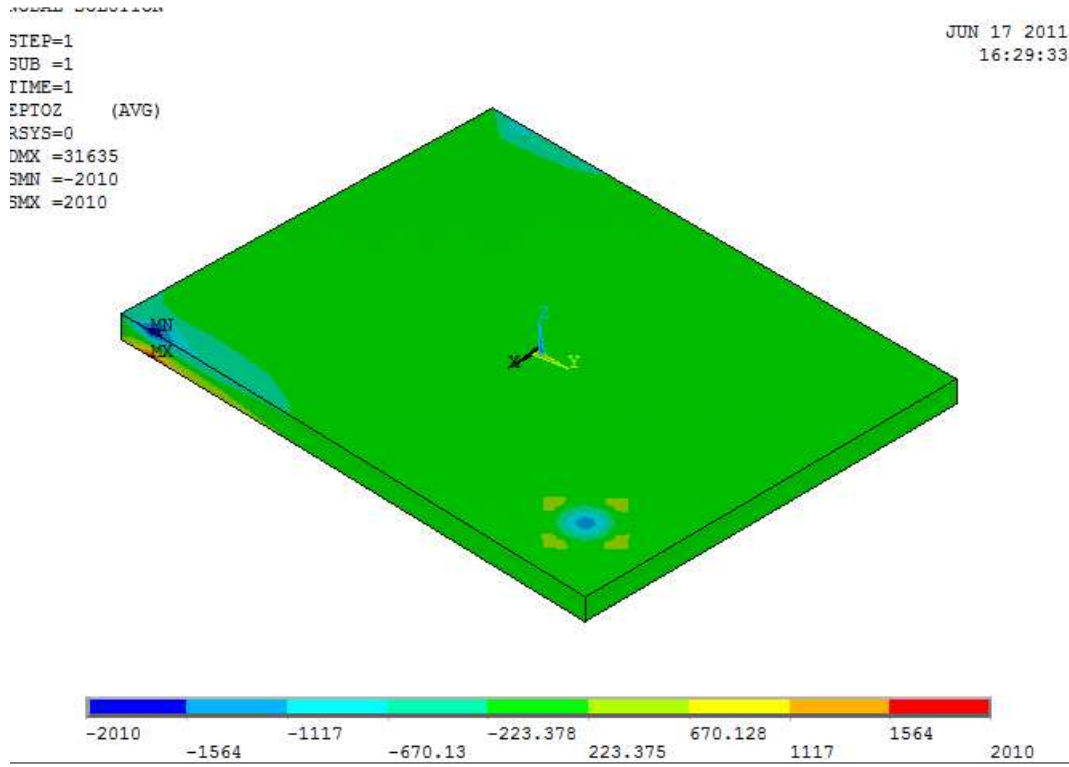


Şekil 4.34. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

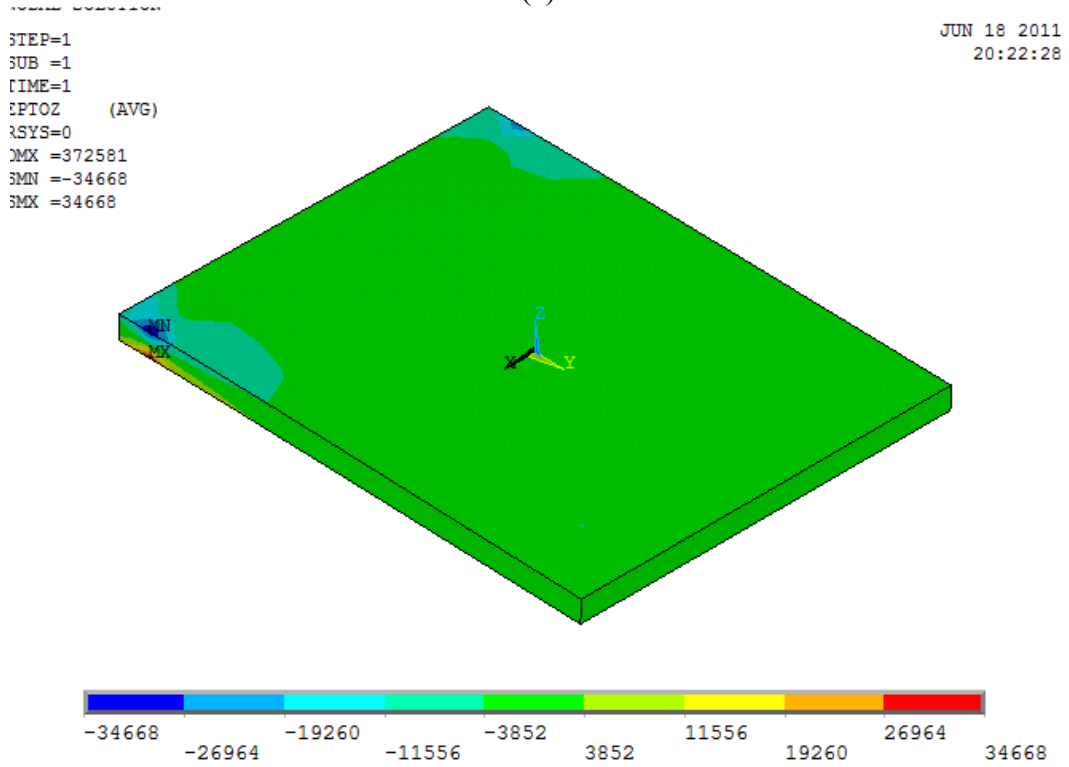


Şekil 4.34.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerilme dağılımı.

Aynı sınır şartında plakların gerinim dağılımları Şekil 4.35'de gösterilmiştir.

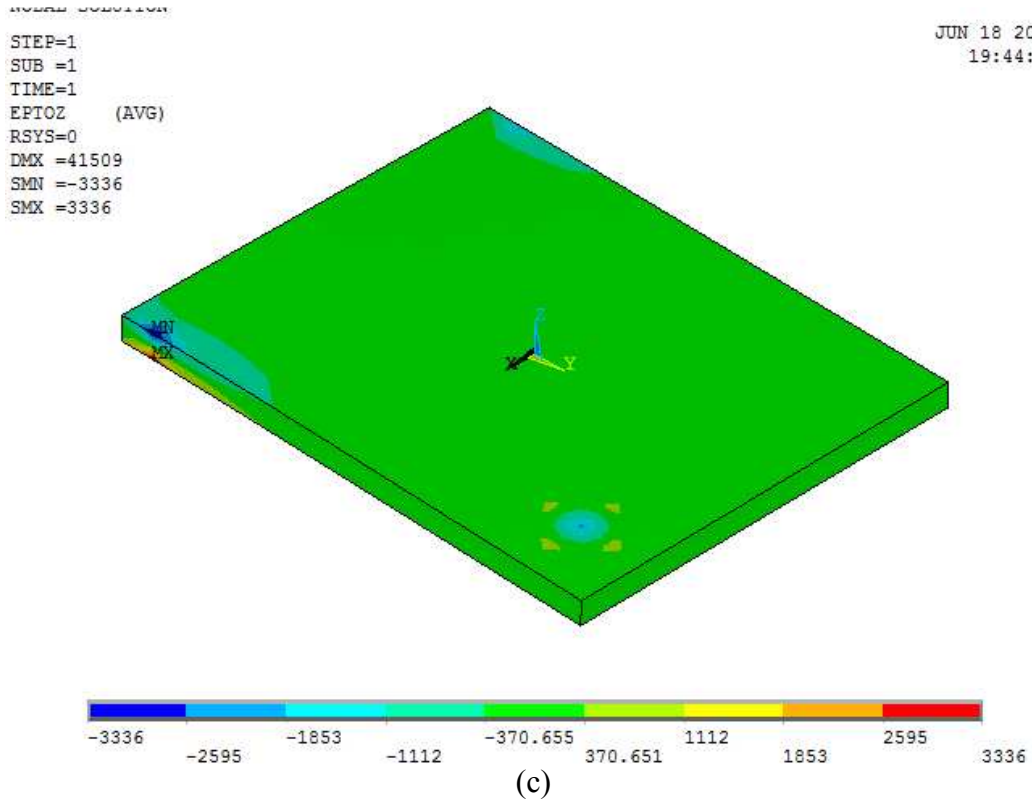


(a)



(b)

Şekil 4.35. (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.



Şekil 4.35.(Devamı) (a) Bor/Epoksi, (b) Cam/Epoksi, (c) Grafit/Epoksi malzemelerine ait A(35,35,0) noktasından 10 kN'luk kuvvet uygulanmış plak boyunca gerinim dağılımı.

5. SONUÇLAR

Dikdörtgen kompozit plakların statik analizi yapılmıştır. Bor/epoksi, cam/epoksi ve grafit/epoksi malzemeleri için gerilme gerinim dağılımları plak boyunca elde edilmiştir. Farklı sınır şartları altında plak üzerine çeşitli yüklemeler yapılarak analizler çeşitlendirilmiştir. Farklı sınır şartları altında seçilen malzemelere ait ağırlık merkezinden 50 kN'luk kuvvetin uygulandığı noktadaki gerilme değerleri Çizelge 5.1. de gösterilmiştir. Plâğın ağırlık merkezinden 50 kN basma kuvveti uygulaması için yapılan statik analizlerde en fazla gerilme değerinin cam/epoksi malzemesine ait olduğu tespit edilmiştir. Plâğın; iki köşesi basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plak sınır şartında cam/epoksi malzemesinde elde edilen gerilme değeri diğer malzemelere ve sınır şartlarına göre en yüksek değer elde edilmiştir. Cam/epoksi malzemesinin elastisite modülü diğer malzemelere göre daha büyüktür. Gerilme, elastisite modülü ile doğru orantılı olarak değişen bir büyüklük olması sebebiyle maksimum gerilme değerinin cam/epoksi malzemesinde elde edilmesi beklenen bir durumdur.

Çizelge 5.1. Farklı sınır şartları altında seçilen malzemelere ait ağırlık merkezinden 50kN'luk kuvvetin uygulandığı noktadaki x yönü gerilme değerleri

	Bor/Epoksi MPa	Cam/Epoksi MPa	Grafit/Epoksi MPa
Dört tarafı sabitlenmiş plak	219.62	266.01	185.86
Dört köşesinden basit mesnet ile sabitlenmiş plak	231.89	289.90	201.10
İki kenarı sabitlenmiş ve iki kenarı basit mesnetli plak	245.70	286.54	209.78
İki kenarı sabitlenmiş ve iki kenarı serbest plak	224.20	270.31	189.37
İki köşesi basit mesnetlerle sabitlenmiş plak	299.24	319.89	270.52

Farklı sınır şartları altında seçilen malzemelere ait A(35,35,0) noktasından 10kN'luk kuvvetin uygulandığı noktadaki gerilme değerleri Çizelge 5.2. de gösterilmiştir. Plâğın A(35,35,0) noktasından 10 kN basma kuvveti uygulaması için yapılan statik analizlerde en fazla gerilme değerinin cam/epoksi malzemesine ait olduğu tespit edilmiştir. Dört köşesinden basit mesnetlerle sabitlenmiş dikdörtgen plak sınır şartında cam/epoksi malzemesinde elde edilen gerilme değeri diğer malzemelere ve sınır şartlarına göre en yüksek değer elde edilmiştir.

Çizelge 5.2.Farklı sınır şartları altında seçilen malzemelere ait A(35,35,0) noktasından 10kN'luk kuvvetin uygulandığı noktadaki x yönü gerilme değerleri

	Bor/Epoksi MPa	Cam/Epoksi MPa	Grafit/Epoksi MPa
Dört tarafı sabitlenmiş plak	30.547	29.098	24.765
Dört köşesinden basit mesnet ile sabitlenmiş plak	41.881	51.835	38.367
İki kenarı sabitlenmiş ve iki kenarı basit mesnetli plak	30.912	38.437	26.056
İki kenarı sabitlenmiş ve iki kenarı serbest plak	30.409	36.962	25.749
İki köşesi basit mesnetlerle sabitlenmiş plak	33.971	45.089	28.980

Bu çalışma boyutlu bir çalışma olması nedeniyle literatürdeki boyutsuz çalışmalarla yapılan literatür araştırmasında benzer bir çalışmaya rastlanmamıştır. Ayrıca kompozit malzemelerde; yüklemeye, geometriye, fiber açlarına ve katman sayısına bağlı olarak sonuçlar farklılık göstermekte, metaller gibi üniform yapıya sahip değildir.

Çalışmanın analitik çözüme ne kadar yakınsadığını tespit etmek amacıyla ortotropik kompozit plakın diferansiyel denklem çözümü, Sonlu Elemanlar(ansys) çözümüyle karşılaştırılmıştır.

$$D_{11} \frac{\partial^4 W}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 W}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 W}{\partial y^4} = P_Z(x, y) \quad (5.1)$$

Bu denklemi Navier Çözüm Metodu ile çözersek. Deplasman, Çift Fourier Serisi ile aşağıdaki gibidir:

$$W(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \quad (m, n=1, 2, 3, \dots) \quad (5.2)$$

Şimdi (1) nolu denklemdeki $\frac{\partial^4 W}{\partial x^4}$, $\frac{\partial^4 W}{\partial x^2 \partial y^2}$ ve $\frac{\partial^4 W}{\partial y^4}$ terimlerinin türevlerini bulalım:

$$\begin{aligned} \frac{\partial W}{\partial x} &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \left(\frac{m\pi}{a} \right) \cos \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \\ \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \left(\frac{m\pi}{a} \right)^2 \left(-\sin \frac{m\pi x}{a} \right) \sin \frac{n\pi y}{b} \\ \frac{\partial^3 W}{\partial x^3} &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \left(\frac{m\pi}{a} \right)^3 \left(-\cos \frac{m\pi x}{a} \right) \sin \frac{n\pi y}{b} \\ \frac{\partial^4 W}{\partial x^4} &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \left(\frac{m\pi}{a} \right)^4 \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \\ \frac{\partial W}{\partial y} &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \left(\frac{n\pi}{b} \right) \cos \frac{n\pi y}{b} \\ \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \left(\frac{n\pi}{b} \right)^2 \left(-\sin \frac{n\pi y}{b} \right) \end{aligned} \quad (5.3)$$

$$\begin{aligned}
\frac{\partial^3 w}{\partial y^3} &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \left(\frac{n\pi}{b}\right)^3 \left(-\cos \frac{n\pi y}{b}\right) \\
\frac{\partial^4 w}{\partial y^4} &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \left(\frac{n\pi}{b}\right)^4 \left(\sin \frac{n\pi y}{b}\right)
\end{aligned}
\tag{5.4}$$

Benzer şekilde;

$$\frac{\partial^4 W}{\partial x^2 \partial y^2} = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \left(\frac{m\pi}{a}\right)^2 \left(\frac{n\pi}{b}\right)^2 \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}
\tag{5.5}$$

bulunur.

(5.3), (5.4), ve (5.5) denklemleri, (5.1) nolu denklemde yerine yazılırsa,

$$\begin{aligned}
D_{11} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \left(\frac{m\pi}{a}\right)^4 \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \\
+ 2(D_{12} + 2D_{66}) \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \left(\frac{m\pi}{a}\right)^2 \left(\frac{n\pi}{b}\right)^2 \sin \left(\frac{m\pi x}{a}\right) \sin \left(\frac{n\pi y}{b}\right) \\
+ D_{22} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \left(\frac{n\pi}{b}\right)^4 \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} = P_z(x, y)
\end{aligned}
\tag{5.6}$$

Kuvveti de Çift Fourier Serisi ile ifade edilirse,

$$P_z(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} P_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}
\tag{5.7}$$

(m,n=1,2,3,...)

elde edilir.

(5.7) nolu denklem, (5.6) nolu denklemde yerine yazılırsa,

$$\sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} W_{mn} \left[D_{11} \left(\frac{m\pi}{a} \right)^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left(\frac{m\pi}{a} \right)^2 \left(\frac{n\pi}{b} \right)^2 + D_{22} \left(\frac{n\pi}{b} \right)^4 \right] = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} P_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \quad (5.8)$$

elde edilir.

(5.8) nolu denklem düzenlenirse;

$$W_{mn} = \frac{P_{mn}}{\left[D_{11} \left(\frac{m\pi}{a} \right)^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left(\frac{m\pi}{a} \right)^2 \left(\frac{n\pi}{b} \right)^2 + D_{22} \left(\frac{n\pi}{b} \right)^4 \right]} \quad (5.9)$$

elde edilir.

(5.9) nolu denklem, (5.2) nolu denklemde yerine yazılırsa,

$$W(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{P_{mn} \left(\sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \right)}{\left[D_{11} \left(\frac{m\pi}{a} \right)^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left(\frac{m\pi}{a} \right)^2 \left(\frac{n\pi}{b} \right)^2 + D_{22} \left(\frac{n\pi}{b} \right)^4 \right]} \quad (5.10)$$

elde edilir.

(5.10) nolu denklem ortotropik kompozit plakın yerdeğiştirme denklemidir.

P_{mn} , ise üniform yayılı yük ve dört kenarı basit mesnetli plak için;[39]

$$P_{mn} = \frac{16P_0}{\pi^2 mn} \quad (m, n=1, 3, 5, 7, \dots)$$

$$W(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\frac{16P_0}{\pi^2 mn} \left(\sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \right)}{\left[D_{11} \left(\frac{m\pi}{a} \right)^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left(\frac{m\pi}{a} \right)^2 \left(\frac{n\pi}{b} \right)^2 + D_{22} \left(\frac{n\pi}{b} \right)^4 \right]} \quad (5.11)$$

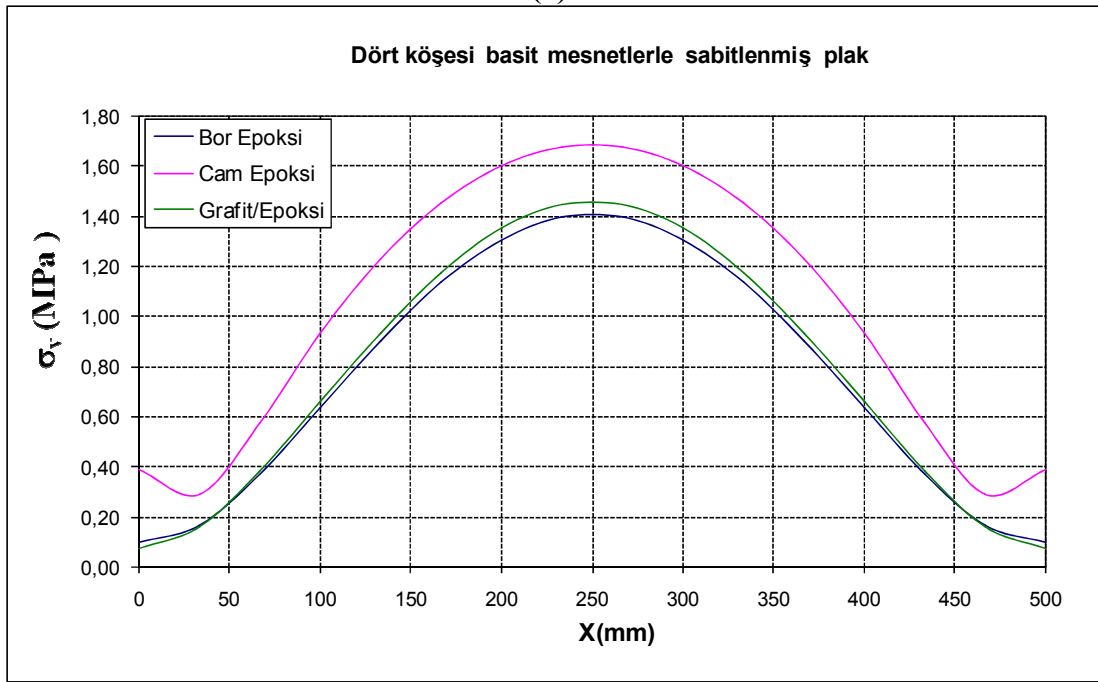
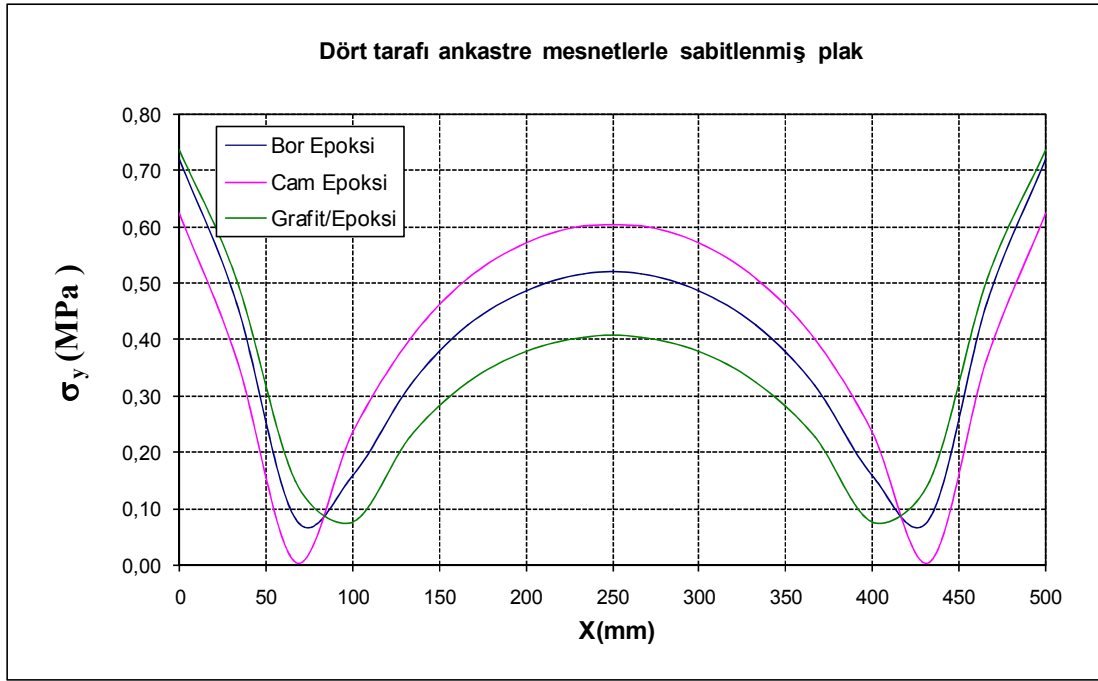
olur.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = -z \begin{bmatrix} \overline{Q_{11}} & \overline{Q_{12}} & 0 \\ \overline{Q_{21}} & \overline{Q_{22}} & 0 \\ 0 & 0 & \overline{Q_{66}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \\ 2 \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} \quad (5.12)$$

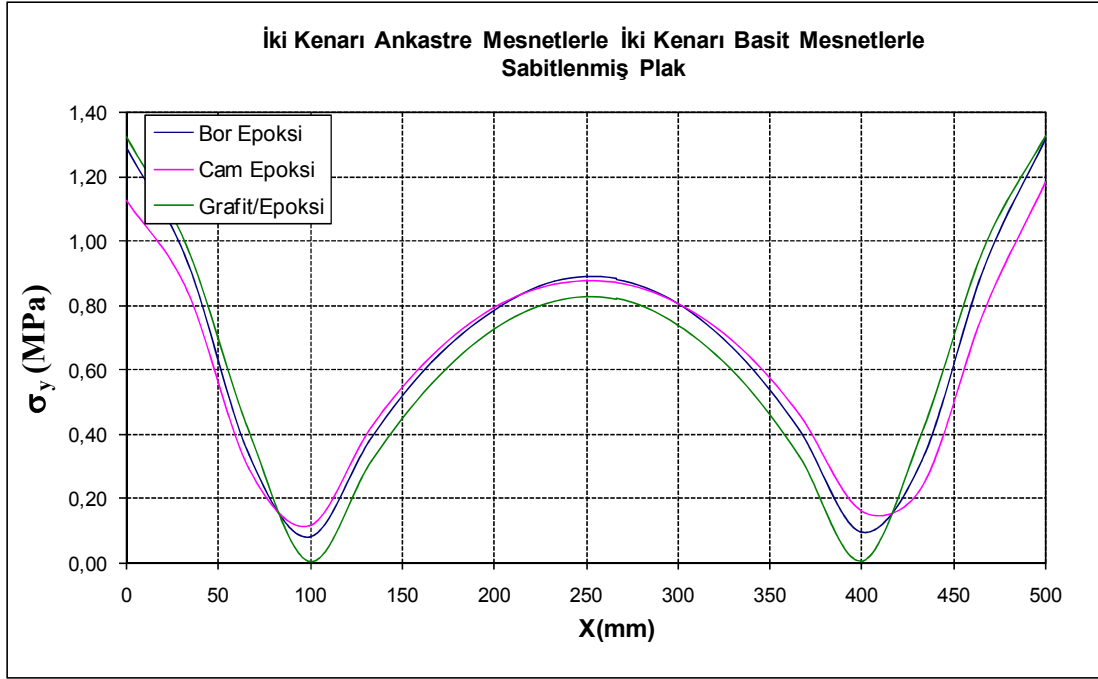
$$\begin{aligned} \sigma_x &= -z \left[\overline{Q_{11}} \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + \overline{Q_{12}} \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} \right] \\ \sigma_x &= -z \left[Q_{11} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \left(\frac{m\pi}{a} \right)^2 \left(-\sin \frac{m\pi x}{a} \right) \sin \frac{n\pi y}{b} \right. \\ &\quad \left. + Q_{12} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \left(\frac{n\pi}{a} \right)^2 \sin \frac{m\pi x}{a} \left(-\sin \frac{n\pi y}{b} \right) \right] \\ \sigma_x &= -z \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \left[Q_{11} \left(\frac{m\pi}{a} \right)^2 + Q_{12} \left(\frac{n\pi}{a} \right)^2 \right] \\ \sigma_x &= -z \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\frac{16P_0}{\pi^2 mn} \left[Q_{11} \left(\frac{m\pi}{a} \right)^2 + Q_{12} \left(\frac{n\pi}{a} \right)^2 \right] \left(\sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \right)}{\left[D_{11} \left(\frac{m\pi}{a} \right)^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left(\frac{m\pi}{a} \right)^2 \left(\frac{n\pi}{b} \right)^2 + D_{22} \left(\frac{n\pi}{b} \right)^4 \right]} \end{aligned} \quad (5.13)$$

Denklem (5.13) x yönündeki maksimum gerilme değerini ifade etmektedir. Dört kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş çalışmada incelenen plak geometrisine 10 kN'luk düzgün yayılı yükün uygulanması durumunda bor/epoksi malzemesi için x yönündeki maksimum gerilme değeri analitik çözümle $(\sigma_x)_{\max}=2,106\text{MPa}$ değeri elde edilmiştir. Aynı plak incelemesi, Sonlu Elemanlar Metodu (Ansys) ile çözümlendiğinde, x yönündeki maksimum gerilme değeri ise $(\sigma_x)_{\max}=1,97\text{MPa}$ elde edilmiştir. Analitik çözüm ile sayısal çözümün %6,5'luk farkla birbirine yakınsadığı tespit edilmiştir.

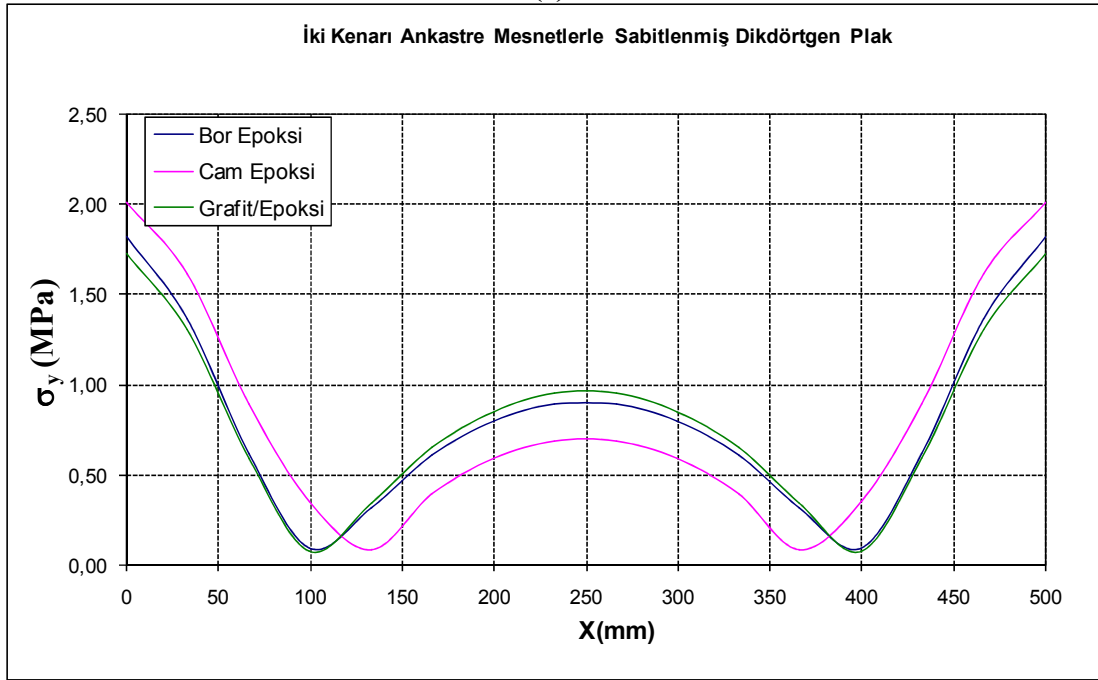
Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında plak boyunca gerilme dağılımı Şekil 5.1'de gösterilmiştir. Plak boyunca en fazla gerilme dağılımı cam/epoksi malzemesinde gözlenmiştir. Dört tarafı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş plak sınır şartında grafit/epoksi malzemesinde cam/epoksi malzemesine yakın gerilme değerleri elde edilmiştir. En düşük gerilme değeri yüksek elastisite modülü nedeniyle bor/epoksi malzemesine aittir.



Şekil 5.1. Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında üzerine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanan plak boyunca gerilme dağılımı.



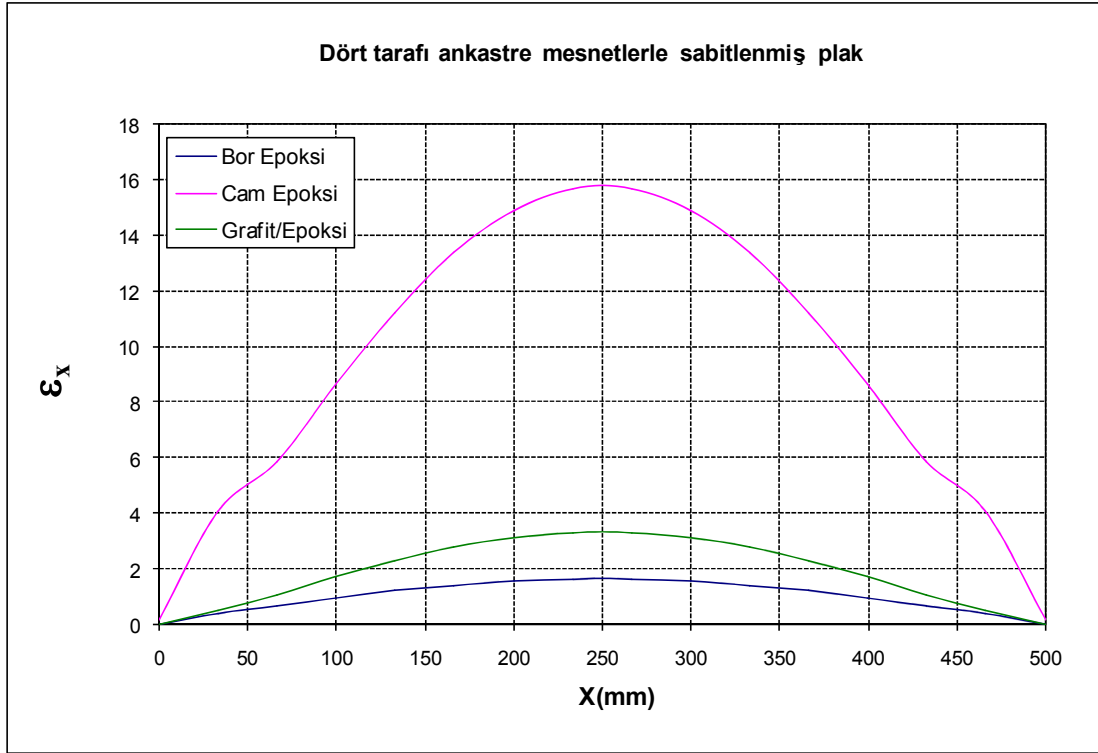
(c)



(d)

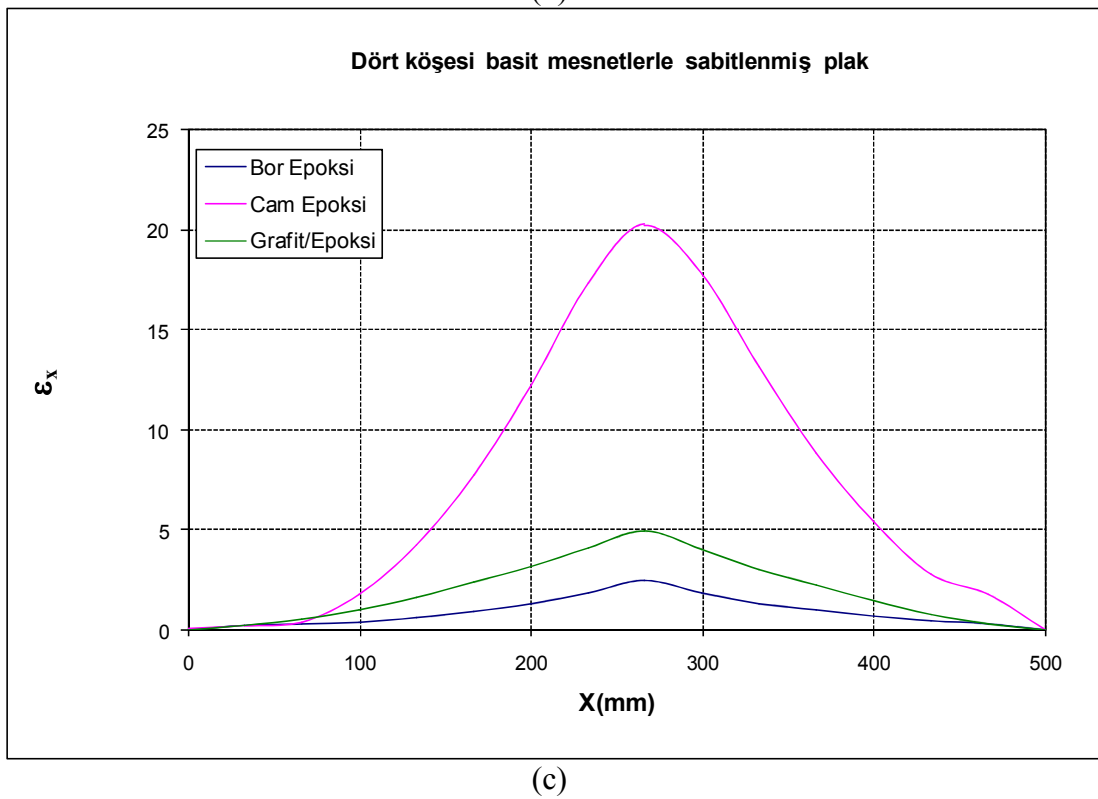
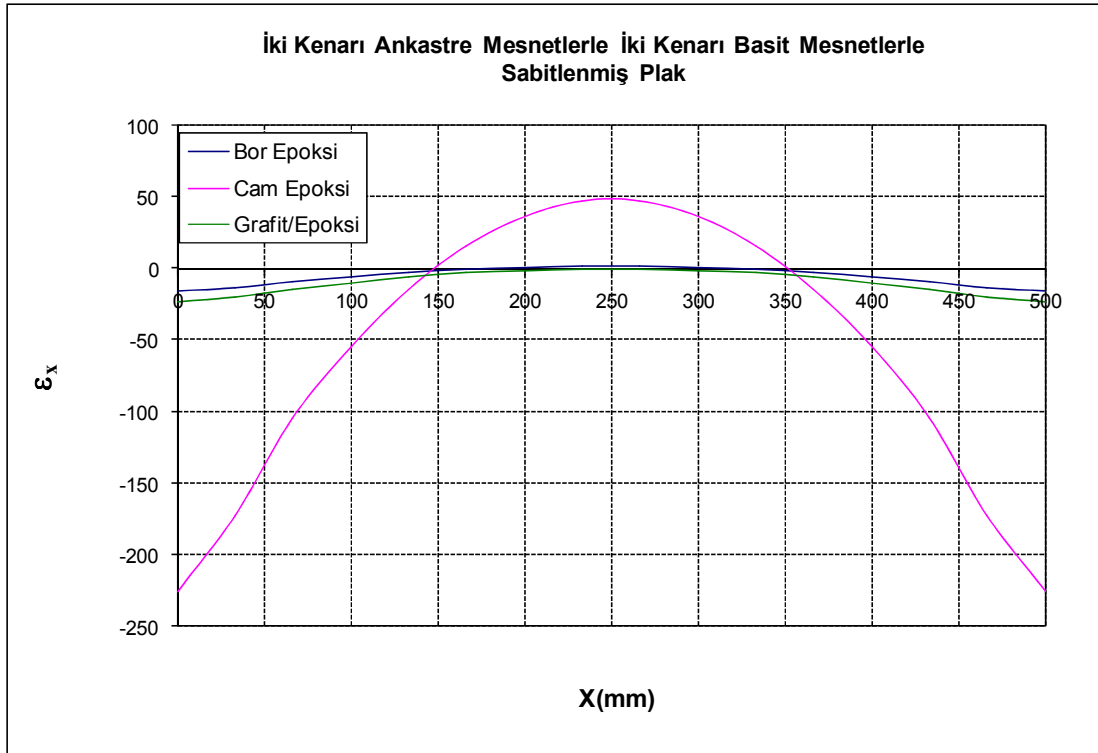
Şekil 5.1. (Devamı) Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında üzerine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanan plak boyunca gerilme dağılımı.

Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında plak boyunca gerinim dağılımı Şekil 5.2’de gösterilmiştir. Plak boyunca en fazla şekil değiştirme cam/epoksi malzemesinde gözlenmiştir. Dört tarafı ankastre mesnetlerle sabitlenmiş plak sınır şartında grafit/epoksi malzemesinde cam/epoksi malzemesine yakın gerinim değerleri elde edilmiştir. Dört köşesi basit mesnetlerle sabitlenmiş plak sınır şartında plak ortasında çökme gözlenmiştir. Yayıllı yük uygulamasında kuvvet aynı zamanda basınç da uygulaması nedeniyle plak ortasında çökmeye sebep olmaktadır. Ankastre mesnet kullanımı plak mukavemetini arttırdığından, şekil değiştirme değerini de azaltır.

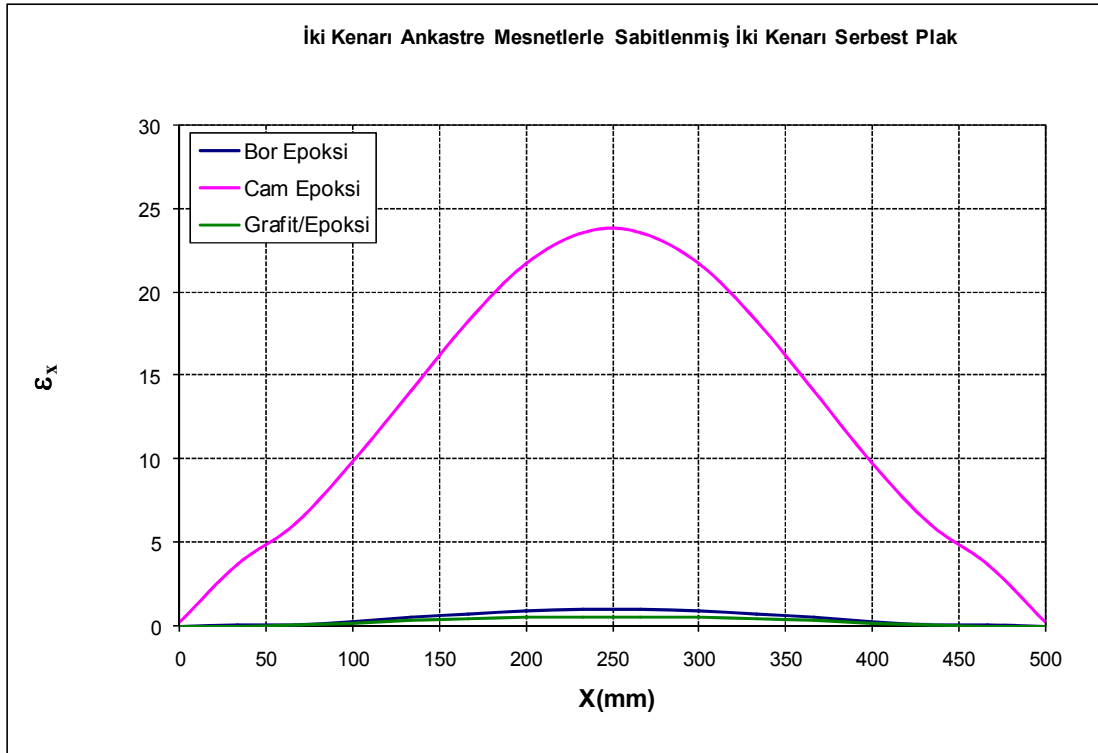


(a)

Şekil 5.2. Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında üzerine 10 kN’luk düzgün yayılı yük uygulanan plak boyunca gerinim dağılımı



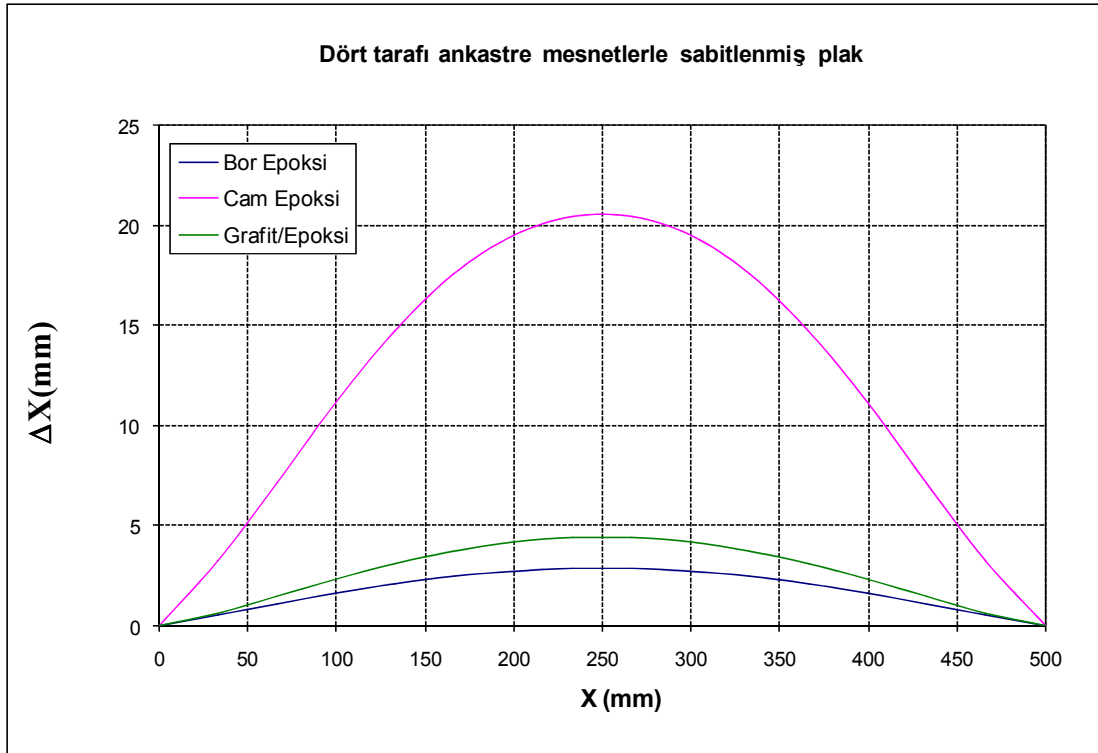
Şekil 5.2.(Devamı) Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında üzerine 10 kN'lık düzgün yayılı yük uygulanan plak boyunca gerinim dağılımı



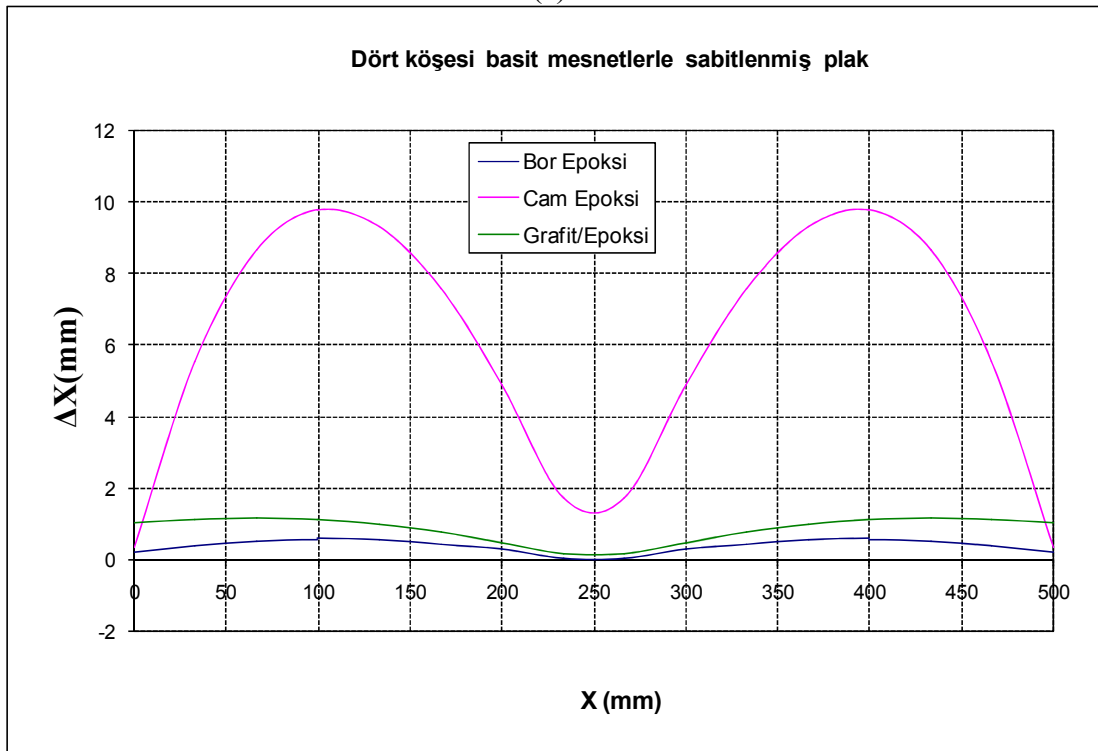
(d)

Şekil 5.2.(Devamı) Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında üzerine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanan plak boyunca gerinim dağılımı

Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında plak boyunca şekil değiştirme dağılımı Şekil 5.3'de gösterilmiştir. Plak boyunca en fazla şekil değiştirme grafit/epoksi malzemesinde ve iki kenarı ankastre mesnetlerle iki kenarı basit mesnetlerle sabitlenmiş plak sınır şartında gözlenmiştir.

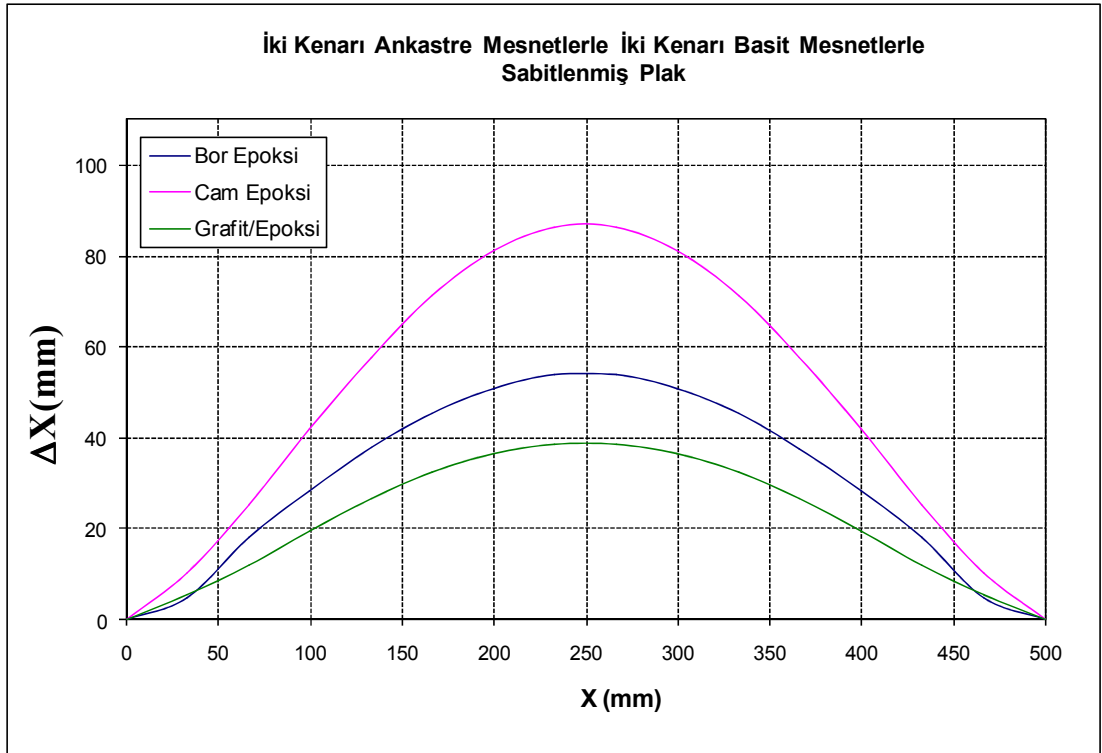


(a)

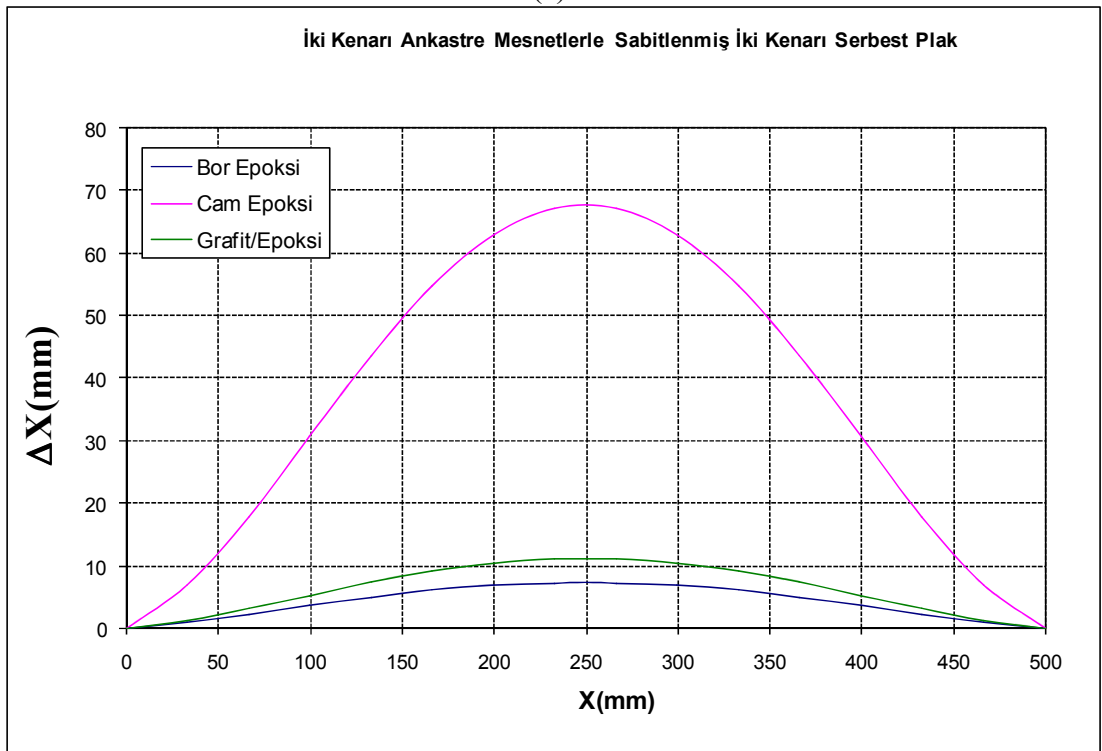


(b)

Şekil 5.3. Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında üzerine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanan plağın ortasından alınan şekil değiştirme dağılımı.



(c)



(d)

Şekil 5.3.(Devamı) Farklı fiziksel özellikteki malzemelere ait farklı sınır şartları altında üzerine 10 kN'luk düzgün yayılı yük uygulanan plağın ortasından alınan şekil değiştirme dağılımı.

Seçilmiş olan malzemeler ve analizi yapılan plak uçak kanatlarında, otomotiv sektörlerinde kullanılabilir. Bu uygulamalar için en uygun malzemenin, en az gerilme değerinin tespit edilmesi sebebiyle, bor/epoksi malzemesi olduğu belirlenmiştir.

Bu çalışmada dikdörtgen plakta kullanılan kompozit malzemenin fiber açıları (90°/0) şeklinde aynı yönlü kabul edilerek statik analiz yapılmıştır. Fiber açıları değiştirilip analiz çeşitlendirilebilir. Plak üzerine uygulanan kuvvet değerleri ve plağın geometrisi sabit seçilerek çözümleme yapılmıştır. Plak geometrisi yamuk üçgen konkav parabolik v.b. şeklinde değiştirilip plak üzerine farklı kuvvet değerleri uygulanarak statik analiz yapılabilir.

KAYNAKLAR

1. Özben,T., Arslan, N., “FEM analysis of laminated composite plate with rectangular hole and various elastic modulus under transverse loads”, *Applied mathematical Modelling*, 34: 1746-1762 (2010).
2. Numan, B. Bektaş, Sayman, O., “Elasto-plastic stres analysis in simply supported thermoplastic lamineted plates under thermal loads”, *Composites Science and Tecnology*, 61:1695-1701 (2001).
3. Adin, H., İşcan, B., Turgut, A., “Kompozit yapıllı düzlemsel yüklü plaklarda elasto-plastik gerilme analizi”, *Fırat Üniv.Fen ve Müh. Bil. Dergisi*, 20:333-343 (2008).
4. Kalaycıoğlu, B., “Dikişsiz metal astarlı ve kompozit sargılı basınç tankı tasarımı”, Doktora Tezi, *Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Kırıkkale, 28-31 (2010)
5. Özer, D., “Düzlemsel yüklenmiş ortasında dairesel delik bulunan kompozit tabakada oluşan gerilmelerin sonlu elemanlar yöntemiyle analizi”, Yüksek Lisans Tezi, *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara, 37-42 (2002)
6. Tolun, C.,“Kompozit plaklarda elasto- plastik dinamik analizin sonlu farklar metoduyla incelenmesi”, *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara, 12-50 (2008)
7. Sayman, O., Özer, R.M., “Elastic–plastic thermal stress analysis of aluminum-martix composite beams under a parabolically temperature distribution” *Composites Science and Tecnology*, 61:2129-2137 (2001)
8. Kapti, S., Sayman, O., Ozen, M., Benli, S., “Experimental and numerical failure analysis of carbon/epoxy laminated composite joints under different conditions” *Materials and Desing*, 31:4933-4942 (2010)
9. Sayman, O., Çallioğlu, O., “An elastic- plastic stress analysis of thermoplastic composite beams loaded by bending moments”, *Composite Structures*, 50:199-205 (2000)
10. Sayman, O., Aksoy, S., “Elastic-plastic stres analysis of simply supported and clamped aluminum metal-matrix lamineted plates with a hole”, *Composite Structures* 53:355-364 (2001)
11. Arslan, N., Arslan, N., Okumuş, F., “Elastic-plastic stres analysis and expansion of plastic zone in clamped and simply supported thermoplastik matrix laminated plates with square hole”, *Composites Science and Tecnology*, 64:1147-1166 (2004)

12. Komur, A.M., Şen, F., Ataş, A., Arslan, N., "Buckling analysis of laminated composite plates with an elliptical/ circular cutout using FEM", *Advances in Engineering Software*, 41:161-164 (2010)
13. Karakuzu, R., Gülen, T., İçten, M.B., "Failure analysis of woven laminated glass-vinylester composites with pin-loaded hole", *Composite Structures*, 72:27-32 (2006)
14. Okutan, B., Aslan, Z., Karakuzu, R., "A study of the effects of various geometric parameters on the failure strength of pin-loaded woven-glass-fiber reinforced epoxy laminate", *Composites Science and Technology*, 61:1491-1497 (2001)
15. Leissa, A.W., McGee, O.G., "Three dimensional free vibrations of thick skewed cantilevered plates", *Journal of Sound and Vibration*, 144: 305-322 (1990).
16. Hearmon R., "The frequency of flexural vibrations of rectangular orthotropic plates with clamped or simply supported edges", *Journal of Applied Mechanics*, 26: 537-542 (1959).
17. Reddy, J.N., "On the solutions to forced motions of rectangular composite plates", *Journal of Applied Mechanics*, 49: 403-408 (1982).
18. Reddy, J.N., "Geometrically nonlinear transient analysis of laminated composite plates", *AIAA Journal*, 21: 621-629 (1983).
19. Matsunaga, H., "Vibration and stability of cross-ply laminated composite plates according to a global higher-order plate theory", *Composite Structures*, 48(4):, 231-244 (2000).
20. Reddy, A.R.K., Pananinathan, R., "Free vibration of skew laminates", *Computers and structures*, 70: 415-423 (1999).
21. Kabir, H.R.H., "On the free vibration response and mode shapes of arbitrarily laminated rectangular plates", *Composite Structures*, 65: 13-27 (2004).
22. Payan, J., Hochard, C., "Damage modelling of laminated carbon/epoxy composites under static and fatigue loadings", *International Journal of Fatigue*, 24: 299-306 (2002).
23. Belinha, J., Dinis, L.M.J.S., "Nonlinear analysis of plates and laminates using the element free Galerkin method", *Composite Structures*, 78: 337-350 (2007).

24. M.R. Aagaah, M.Mahinfalah, G.N.Jazar; “Linear static analysis and finite element modeling for laminated composite plates using third order shear deformation theory”, ***Composite Structures***, 62: 27-39 (2003).
25. Gunes, R., Aydin, M., Apalak, M., K., Reddy, J., N., “The elasto-plastic impact analysis of functionally graded circular plates under low-velocities” ***Composite Structures***, 93: 860-869 (2011).
26. Jain, N.,K., Mittal, N.,D., “Finite element analysis for stress concentration and deflection in isotropic, orthotropic and laminated composite plates with central circular hole under transverse static loading” ***Materials Science and Engineering A***, 498:115-124 (2008)
27. Alibeigloo, A., Madoliat, R., “Static analysis of cross – ply laminated plates with integrated surface piezoelectric layers using differential quadrature” ***Composite Structures***, 88: 342-353 (2009).
28. Tian,Y., Fu, Y., Mao, Y., “Nonlinear static-dynamic analysis for elasto-plastic limited plates with interfacial damage evolution” ***Composite Structures***, 93: 103-112 (2010).
29. Razzaq, J.,R., El-Zafrany, A., “Non-Linear stress analysis of composite layered plates and shells using a mesh reduction method” ***Engineering Analysis with Boundary Elements***, 29: 1115-1123 (2005)
30. Hari Kishore, V.,D.,M., Singh, N.,B., Pandit, K.,M.,“Nonlinear static analysis of smart laminated composite plate” ***Aerospace Science and Technology***, 15: 224-235 (2011)
31. Özbay, M., “Stress Analysis of Metal Matrix Laminated Plates Under In Plane Loading” ***Journal of the institute of Science and Technology of Gazi Üniv.***, 12:3, 849-857 (1999)
32. Özbay, M., “Buckling of Laminated Plates with semicircular holes” ***Journal of the institute of Science and Technology of Gazi Üniv.***, 10:3, 393-401 (1997)
33. Özbay, M., Özer, D., “The analysis of elasto-plastic stresses in the composite laminate with a circular hole subjected to in plane loads by means of finete element metod” ***Journal of reinforced plastic and composite***, 24:6, 621-631 (2005)
34. Zor, M., “Yanal Delaminasyon Bölgesi İçeren Termoplastik Tabakalı Kompozitlerde Burkulma Analizi”, Bitirme Projesi, ***Dokuz Eylül Üniv. Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü***, İzmir, 22-26 (2005)

35. Ataş, A. “Dokuma fiber takviyeli paralel pim delikli tabakalı polyester kompozit plakların statik yük altındaki davranışlarının incelenmesi”, Yüksek Lisans Tezi, **Balıkesir Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü**, Balıkesir, 47-52 (2007)
36. Bilgin, İ., “Kompozit disklerde termal gerilme analizi”, Bitirme Projesi, **Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü**, İzmir, 1-5 (2009)
37. Vatangül, E., “Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi ve Ansys 10 programı ile ısı gerilme analizi”, Bitirme Projesi, **Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü**, İzmir, 13-20 (2009)
38. Reddy JN., “Mechanics of laminated composite plates and shells, theory and analysis, **CRC press**, Boca Raton, 81-99, 377-400 (2004).
39. Szilard, R., “Theory and analysis of plate”, **Prentice-Hall**, New Jersey, 15-20, 58, 184-191, 243-251 (1974).
40. Yılmazoğlu, Ü., “Kompozit malzemelerin elasto-plastik davranışının incelenmesi”, Bitirme Projesi, **Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü**, İzmir, 14-15 (2004)
41. Jones, RM., “Mechanics of composite materials”, **McGraw-Hill**, Washington, 55-78, 147-185 (1975).

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : GÜL, Müberra
 Uyruğu : T.C.
 Doğum tarihi ve yeri : 20.03.1979 Altındağ/ANKARA
 Medeni hali : Bekar
 Telefon : 0 (312) 203 17 97
 Faks : 0 (312) 203 14 40
 e-mail : muberragul@hotmail.com

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Lisans	Selçuk Üniversitesi/Makine Müh Bölümü	2002
Lise	Anıttepe Lisesi/Ankara	1997

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2002-2003	Dizayn Mühendislik	Makine Mühendisi
2004-2005	ELTEM-TEK	Makine Mühendisi
2005-2007	Denizcilik Müsteşarlığı	Makine Mühendisi
2007-2009	Bayındırlık Bakanlığı	Makine Mühendisi
2009- Halen	Ulaştırma Bakanlığı	Makine Mühendisi

Yabancı Dil

İngilizce