

BURSA TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ❖ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**SICAKLIK ETKİSİ ALTINDAKİ TABAKALI KOMPOZİT PLAKLARIN
STATİK VE TİTREŞİM DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Yusuf Ziya YÜKSEL

İnşaat Mühendisliği Anabilim Dalı

ARALIK 2018

BURSA TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ❖ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**SICAKLIK ETKİSİ ALTINDAKİ TABAKALI KOMPOZİT PLAKLARIN
STATİK VE TİTREŞİM DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Yusuf Ziya YÜKSEL
(161082901)**

İnşaat Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Şeref Doğuşcan AKBAŞ

ARALIK 2018

BTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 161082901 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Yusuf Ziya YÜKSEL, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "SICAKLIK ETKİSİ ALTINDAKİ TABAKALI KOMPOZİT PLAKLARIN STATİK VE TİTREŞİM DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ" başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Doç. Dr. Şeref Doğuşcan AKBAŞ**
Bursa Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Mustafa Özgür YAYLI**
Uludağ Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Melih SÜRMEİ
Bursa Teknik Üniversitesi

Savunma Tarihi : 26 Aralık 2018

FBE Müdürü : **Doç. Dr. Murat ERTAŞ**
Bursa Teknik Üniversitesi/...../.....

İNTİHAL BEYANI

Bu tezde görsel, işitsel ve yazılı biçimde sunulan tüm bilgi ve sonuçların akademik ve etik kurallara uyularak tarafımdan elde edildiğini, tez içinde yer alan ancak bu çalışmaya özgü olmayan tüm sonuç ve bilgileri tezde kaynak göstererek belgelediğimi, aksinin ortaya çıkması durumunda her türlü yasal sonucu kabul ettiğimi beyan ederim.

Öğrencinin Adı Soyadı: Yusuf Ziya YÜKSEL

İmzası:

Y. Z. YÜKSEL



Eşime,

ÖNSÖZ

Tezin oluşma ve çalışma süresince, gece gündüz demeden her türlü desteği veren, yardım eden çok değerli danışman hocam Doç. Dr. Şeref Doğuşcan AKBAŞ'a yaptığı katkılardan dolayı teşekkür ederim. Ayrıca yüksek lisans çalışmam süresince ve hayatımın her aşamasında bana maddi - manevi her türlü desteği veren aileme ve çok kıymetli eşime teşekkür ederim.

Tez çalışmamda, Bursa Teknik Üniversitesi'ne, Bilimsel Araştırma Projeleri (BAP), Proje no: 172L22 kapsamında, maddi desteklerinden dolayı ayrıca teşekkür ederim.

Aralık 2018

Yusuf Ziya Yüksel

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	v
İÇİNDEKİLER	vi
SEMBOLLER	vii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	x
ŞEKİL LİSTESİ.....	xi
ÖZET	xiv
SUMMARY	xv
1. GİRİŞ	1
1.1 Kompozit Malzemeler ve Özellikleri	1
1.2 Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları	4
1.2.1 Altyapı – inşaat yapılarında kompozit malzeme kullanımı	4
1.2.2 Havacılık sektörü	8
1.2.3 Uzay sanayii	9
1.2.4 Otomotiv sektörü.....	12
1.2.5 Denizcilik uygulamaları	14
1.2.6 Spor malzemeleri	15
1.2.7 Sağlık sektörü.....	17
1.2.8 Diğer uygulamalar.....	17
1.3 Grafit Fiberler ve Grafit Epoksi Malzeme Özellikleri ve Kullanım Alanları ..	22
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	23
3. TEORİ VE FORMÜLASYONLAR.....	34
3.1 Kompozit Malzemelerin Mekanik Özellikleri	34
3.2 Birinci Mertebeden Plak Kayma Şekil Değişirme Teorisi.....	39
3.2.1 Yer değiştirme - şekil değiştirme ilişkisi	41
3.2.2 Kayma düzeltme faktörü	42
3.2.3 Tabaka yönetici denklemleri	43
3.2.4 Hareket denklemleri	45
3.3 Çapraz Tabakalı Dikdörtgen Kompozit Plakların Birinci Mertebeden Kayma Şekil Değişirme Plak Teorisi Kullanılarak Navier Çözümü	52
3.3.1 Gerilme tansörü ve bünye denklemleri ilişkisi	60
3.3.2 Birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisine göre elde edilen titreşim bağıntıları	61
4. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA.....	63
5. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	100
KAYNAKLAR	102
ÖZGEÇMİŞ.....	110

SEMBOLLER

$A_{ij}(T)$ ($i,j=1,2,\dots,6$)	: Sıcaklığa bağlı uzama rijitliği
$B_{ij}(T)$ ($i,j=1,2,\dots,6$)	: Sıcaklığa bağlı eğilme-uzama girişim rijitliği
C_{ij} ($i,j=1,2,\dots,6$)	: Rijitlik tansörü
$D_{ij}(T)$ ($i,j=1,2,\dots,6$)	: Sıcaklığa bağlı eğilme rijitliği
E	: Elastisite modülü
E_{01}, E_{02}	: Malzemenin başlangıç sıcaklığındaki X_1 ve X_2 doğrultularındaki elastisite modülleri
$E_1(T), E_2(T)$: X_1 ve X_2 doğrultularındaki elastisite modülleri
f_{ij} ($i,j=1,2,\dots,6$)	: Yük vektörü
G	: Kayma modülü
G_{012}, G_{023}	: Malzemenin başlangıç sıcaklığındaki X_1 - X_2 ile X_2 - X_3 düzlemlerine ait kayma modülleri
$G_{12}(T), G_{13}(T), G_{23}(T)$: Sıcaklığa bağlı X_1 - X_2 , X_1 - X_3 ile X_2 - X_3 düzlemlerine ait kayma modülleri
h	: Plak kalınlığı
h_t	: Tabaka kalınlığı
I_0, I_1, I_2	: Kütle atalet momentleri
K	: Kayma düzeltme faktörü
k, l	: Navier çözüm sabitleri
L_{X_1}, L_{X_2}	: Plak kenar uzunlukları
$M_{X_1X_1}, M_{X_1X_2}, M_{X_2X_2}$: Plakta oluşan moment tesirleri
$M_{X_1X_1}^T, M_{X_1X_2}^T, M_{X_2X_2}^T$: Sıcaklık etkisinden oluşan moment bileşenleri
m_{ij} ($i,j=1,2,\dots,6$)	: Kütle matrisi elemanları
$N_{X_1X_1}, N_{X_1X_2}, N_{X_2X_2}$: Plak içerisinde oluşan aksenal kuvvetler
$N_{X_1X_1}^T, N_{X_1X_2}^T, N_{X_2X_2}^T$: Sıcaklık etkisinden oluşan aksenal kuvvetler
p_{ij} ($i,j=1,2,\dots,6$)	: Tabakalı ortotropik plağa rijitlik tansör elemanları
T_{mn}	: Navier çözüm yöntemine göre düzgün yayılı sıcaklık yükleme
u_{01}, u_{02}, u_{03}	: X_1, X_2 ve X_3 eksenleri doğrultuları boyunca plak orta düzlemindeki yer değiştirmeler
u_1, u_2, u_3	: X_1, X_2 ve X_3 eksenleri doğrultuları boyunca plakta oluşan toplam yer değiştirmeler
\hat{u}_3	: Boyutsuz düşey yer değiştirme
$U_{1mn}, U_{2mn}, U_{3mn}$: Navier çözüm yöntemine göre statik yer değiştirmeler
Q_{mn}	: Navier çözüm yöntemine göre düzgün yayılı mekanik yükleme
Q_{X_1}, Q_{X_2}	: X_1 ve X_2 eksenleri doğrultusundaki enine kayma kuvvetleri
$Q_{ij}(T)^n$ ($i,j=1,2,\dots,6$)	: Sıcaklığa bağlı n'inci tabakadaki rijitlik tansörü elemanları

$\bar{Q}_{ij}(T)^n$ (i,j=1,2,...6)	: Sıcaklığa bağlı dönüştürülmüş n'inci tabakadaki rijitlik tansörü elemanları
q	: Düzgün yayılı yük
q_a	: Tabakanın alt yüzeyinden uygulanan yayılı yük
$q_{\bar{u}}$: Tabakanın üst yüzeyinden uygulanan yayılı yük
$X_1, X_2, X_3,$ $X_1', X_2', X_3',$: Eksen takımları
$\alpha_{011}, \alpha_{022}$: Yönlenmiş eksen takımları
α_{11}, α_{22}	: Malzemenin başlangıç sıcaklığındaki X_1 ve X_2 doğrultularındaki sıcaklık genleşme katsayıları
$\bar{\alpha}_{ij}(T)$ (i,j=1,2,...6)	: X_1 ve X_2 doğrultularındaki sıcaklık genleşme katsayıları
$\bar{\alpha}_{X_1X_1}, \bar{\alpha}_{X_1X_2}, \bar{\alpha}_{X_2X_2}$: Dönüştürülmüş X_1 ve X_2 doğrultularındaki sıcaklık genleşme katsayıları
ΔT	: Sıcaklık artışı
T_0	: İlk ortam sıcaklığı
$\Delta T_A, \Delta T_{\bar{u}}$: Alt yüzey ve üst yüzey sıcaklık artışları
ϕ_{X_1}, ϕ_{X_2}	: X_2 ve X_1 eksenleri etrafındaki dönmeler
σ_{ij} (i,j=1,2,...6)	: Gerilme tansörü
$\sigma_{X_1X_1}, \sigma_{X_2X_2}$: X_1 ve X_2 doğrultularındaki normal gerilme
$\hat{\sigma}_{X_1X_1}, \hat{\sigma}_{X_2X_2}$: Boyutsuz X_1 ve X_2 doğrultularındaki normal gerilme
$\sigma_{X_1X_2}, \sigma_{X_1X_3}, \sigma_{X_2X_3}$: X_1 - X_2 , X_1 - X_3 ile X_2 - X_3 düzlemlerinde oluşan gerilmeler
ε_{ij} (i,j=1,2,...6)	: Şekil değiştirme tansörü
$\varepsilon_{X_1X_1}, \varepsilon_{X_2X_2}, \varepsilon_{X_3X_3}$: X_1 , X_2 ve X_3 eksenleri doğrultuları boyunca oluşan şekil değiştirmeler
ε^0	: Düzlem içi şekil değiştirmeler
$\varepsilon_{X_1X_1}^{(0)}, \varepsilon_{X_2X_2}^{(0)}$: X_1 ve X_2 doğrultularındaki düzlem içi şekil değiştirmeler
ε^1	: Eğilmeden kaynaklı oluşan düzlem içi şekil değiştirmeler
$\varepsilon_{X_1X_1}^{(1)}, \varepsilon_{X_2X_2}^{(1)}$: X_1 ve X_2 doğrultularındaki eğilmeden kaynaklı oluşan düzlem içi şekil değiştirmeler
$\gamma_{X_1X_2}, \gamma_{X_1X_3}, \gamma_{X_2X_3}$: X_1 - X_2 , X_1 - X_3 ile X_2 - X_3 düzlemlerinde oluşan kayma şekil değiştirmeleri
$\gamma_{X_1X_2}^{(0)}$: X_1 - X_2 düzlemlerinde oluşan kayma şekil değiştirmeleri
$\gamma_{X_1X_2}^{(1)}$: X_1 - X_2 düzlemlerinde eğilmeden kaynaklı oluşan kayma şekil değiştirmeleri
δU	: Virtüel şekil değiştirme enerjisi
$\delta u_{01}, \delta u_{02}, \delta u_{03},$: Virtüel yer değiştirmeler
δV	: Dış yüklerin yapmış olduğu virtüel iş
δK	: Virtüel kinetik enerji
$\delta \phi_{X_1}, \delta \phi_{X_2}$: Virtüel dönmeler
ω	: Doğal titreşim frekansı

ω_{mn}	: Navier çözüm yöntemine göre mn modundaki doğal frekans
$\hat{\omega}_{mn}$: Navier çözüm yöntemine göre boyutsuz mn modundaki doğal frekans
ν	: Poisson oranı
ν_{12}, ν_{21}	: X_1 - X_2 ile X_2 - X_1 düzlemlerindeki Poisson oranları



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 4.1 : Grafit epoksinin 30° C'deki mekanik özellikleri.....	64
Çizelge 4.2 : Karşılaştırma çalışması:üniform olmayan sıcaklık artışı olan üç tabakalı çapraz bağlı kare plağın plağın statik sonuçları.	64
Çizelge 4.3 : Karşılaştırma çalışması: İki ve dört tabakalı kare plağın farklı tabaka dizilişlerine göre boyutsuz doğal frekansları.	65
Çizelge 4.4 : Karşılaştırma çalışması: 0/90/0 dizilimli üç tabakalı kare plağın değişik modlardaki göre boyutsuz doğal frekansları.	65
Çizelge 4.5 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 0/0 dizilimli kare plağın üniform olmayan sıcaklık artışındaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.	68
Çizelge 4.6 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 90/90 dizilimli kare plağın üniform olmayan sıcaklık artışındaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.	69
Çizelge 4.7 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 0/90 dizilimli kare plağın üniform olmayan sıcaklık artışındaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.	70
Çizelge 4.8 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 0/0/0 dizilimli kare plağın üniform olmayan sıcaklık artışındaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.	71
Çizelge 4.9 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 90/90/90 dizilimli kare plağın üniform olmayan sıcaklık artışındaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.	72
Çizelge 4.10 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 0/90/0 dizilimli kare plağın üniform olmayan sıcaklık artışındaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.	73
Çizelge 4.11 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 90/0/90 dizilimli kare plağın üniform olmayan sıcaklık artışındaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.	74
Çizelge 4.12 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 0/0/0/0 dizilimli kare plağın üniform olmayan sıcaklık artışındaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.	75
Çizelge 4.13 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 90/90/90/90 dizilimli kare plağın üniform olmayan sıcaklık artışındaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.	76
Çizelge 4.14 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 0/90/90/0 dizilimli kare plağın üniform olmayan sıcaklık artışındaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.	77
Çizelge 4.15 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 0/90/0/90 dizilimli kare plağın üniform olmayan sıcaklık artışındaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.	78

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Rüzgar türbini pervane kanadı (Gay, 2015, s. 218).....	5
Şekil 1.2 : FRP döşemesi yapılan köprü örneği (compositesworld.com, Haziran 2018)	6
Şekil 1.3 : FRP döşemesi yapılan köprü örneği (compositesworld.com, Haziran 2018)	6
Şekil 1.4 : Yapı temeline yerleştirilen sismik izolatör örneği (pbs.org, Temmuz 2018)	7
Şekil 1.5 : Sismik izolatör kesit örneği.....	7
Şekil 1.6 : Sandviç Panel Örneği (nuhpanel.com.tr, Temmuz 2018)	8
Şekil 1.7 : Rafale savaş uçağı (Gay, 2015, s. 171)	9
Şekil 1.8 : NASA uzay mekiğı (Gay, 2015, s. 200)	10
Şekil 1.9 : Sandviç panel yapısı ve bileşenleri (aerospaceengineeringblog.com, Temmuz 2018)	11
Şekil 1.10 : Karbon fiber sandviç petek panel(aerospaceengineeringblog.com, Temmuz 2018)	11
Şekil 1.11 : Grafit epoksi uydu örneği (teknodestek.com.tr, Ağustos 2018).....	12
Şekil 1.12 : Bir otomobilin kompozit parçaları (Gay, 2015, s. 211)	13
Şekil 1.13 : Formula 1 yarışı arabası R31 Renault (FRA) (Gay, 2015, s. 216).....	14
Şekil 1.14 : Golf sopası örneği (golfakademisi.com.tr, Haziran 2018)	16
Şekil 1.15 : Tenis raketi (trt.net.tr, Temmuz 2018)	17
Şekil 1.16 : Kevlardan yapılmış kurşun yelek örneği.....	17
Şekil 1.17 : Sağlamlştırılmış fiber optik kablo kesiti.....	18
Şekil 1.18 : Liflerle güçlendirilmiş kompozit malzemeler	18
Şekil 1.19 : Pul parçacıklarla güçlendirilmiş kompozit malzemeler	19
Şekil 1.20 : Partikül kompozit malzemeler.....	19
Şekil 1.21 : Tabakalı kompozit malzemeler	19
Şekil 1.22 : Tek yönlü sürekli liflerle güçlendirilmiş kompozit.....	20
Şekil 1.23 : Örgü şeklinde liflerle güçlendirilmiş kompozit	20
Şekil 1.24 : Rastgele yönlenmiş liflerle güçlendirilmiş kompozit.....	21
Şekil 1.25 : Tek yönlü süreksiz liflerle güçlendirilmiş kompozit.....	21
Şekil 3.1 : Yönlendirilmiş fiberlerden oluşan tabaka	36
Şekil 3.2 : Sıcaklık etkisi altındaki tabakalı bir plak	40
Şekil 4.1 : Grafit epoksi malzemesinin mekanik özellikleri ile sıcaklık artışı arasındaki ilişki. a) E_{11} Elastisite modülü, b) E_{22} Elastisite modülü, c) G_{12} Kayma modülü, d) G_{23} Kayma modülü, e) α_{11} sıcaklık genleşme katsayısı, f) α_{22} sıcaklık genleşme katsayısı.	66
Şekil 4.2 : İki tabakalı plak için sıcaklık - maksimum düşey yer değıştirme ilişkisi, a) 0/0, b) 90/90, c) 0/90, d) 90/0.	81
Şekil 4.3 : Üç tabakalı plak için sıcaklık - maksimum düşey yer değıştirme ilişkisi, a) 0/0/0, b) 90/90/90, c) 0/90/0, d) 90/0/90, e) 0/90/90, f) 90/90/0.....	81

Şekil 4.4 : Dört tabakalı plak için sıcaklık - maksimum düşey yer değiştirme ilişkisi, a) 0/0/0/0, b) 90/90/90/90, c) 0/90/90/0, d) 90/0/0/90 e) 0/90/0/90, f) 90/0/90/0, g) 0/0/90/90, h) 90/90/0/0.	82
Şekil 4.5 : İki tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$) ilişkisi, a) 0/0, b) 90/90, c) 0/90, d) 90/0.	83
Şekil 4.6 : Üç tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$) ilişkisi, a) 0/0/0, b) 90/90/90, c) 0/90/0, d) 90/0/90, e) 0/90/90, f) 90/90/0.	83
Şekil 4.7 : Dört tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$) ilişkisi, a) 0/0/0/0, b) 90/90/90/90, c) 0/90/90/0, d) 90/0/0/90 e) 0/90/0/90, f) 90/0/90/0, g) 0/0/90/90, h) 90/90/0/0.	84
Şekil 4.8 : İki tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_2X_2}$) ilişkisi, a) 0/0, b) 90/90, c) 0/90, d) 90/0.	85
Şekil 4.9 : İki tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_2X_2}$) ilişkisi, a) 0/0/0, b) 90/90/90, c) 0/90/0, d) 90/0/90, e) 0/90/90, f) 90/90/0.	85
Şekil 4.10 : Dört tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_2X_2}$) ilişkisi, a) 0/0/0/0, b) 90/90/90/90, c) 0/90/90/0, d) 90/0/0/90 e) 0/90/0/90, f) 90/0/90/0, g) 0/0/90/90, h) 90/90/0/0.	86
Şekil 4.11 : 0/0 tabaka dizilimli iki tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık - boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) \hat{w}_{11} , b) \hat{w}_{22} , c) \hat{w}_{33}	88
Şekil 4.12 : 0/90 tabaka dizilimli iki tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık - boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) \hat{w}_{11} , b) \hat{w}_{22} , c) \hat{w}_{33}	88
Şekil 4.13 : 0/0/0 tabaka dizilimli üç tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık - boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) \hat{w}_{11} , b) \hat{w}_{22} , c) \hat{w}_{33}	89
Şekil 4.14 : 90/0/90 tabaka dizilimli üç tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık - boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) \hat{w}_{11} , b) \hat{w}_{22} , c) \hat{w}_{33}	89
Şekil 4.15 : 90/90/0 tabaka dizilimli üç tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık - boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) \hat{w}_{11} , b) \hat{w}_{22} , c) \hat{w}_{33}	90
Şekil 4.16 : 0/0/0/0 tabaka dizilimli dört tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık - boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) \hat{w}_{11} , b) \hat{w}_{22} , c) \hat{w}_{33}	90
Şekil 4.17 : 0/90/90/0 tabaka dizilimli dört tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) \hat{w}_{11} , b) \hat{w}_{22} , c) \hat{w}_{33}	91
Şekil 4.18 : 0/90/0/90 tabaka dizilimli dört tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) \hat{w}_{11} , b) \hat{w}_{22} , c) \hat{w}_{33}	91
Şekil 4.19 : 0/0/90/90 tabaka dizilimli dört tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) \hat{w}_{11} , b) \hat{w}_{22} , c) \hat{w}_{33}	92
Şekil 4.20 : 0/0 tabaka dizilimi iki tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenini doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C.	93
Şekil 4.21 : 90/90 tabaka dizilimi iki tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenini doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C.	94
Şekil 4.22 : 0/90 tabaka dizilimi iki tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenini doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C.	94
Şekil 4.23 : 0/0/0 tabaka dizilimi üç tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenini doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C.	95

- Şekil 4.24** : 90/90/90 tabaka dizilimi üç tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C. **95**
- Şekil 4.25** : 0/90/0 tabaka dizilimi üç tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C. **96**
- Şekil 4.26** : 90/0/90 tabaka dizilimi üç tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C. **96**
- Şekil 4.27** : 0/0/0/0 tabaka dizilimi dört tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C. **97**
- Şekil 4.28** : 90/90/90/90 tabaka dizilimi dört tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C. **97**
- Şekil 4.29** : 0/90/90/0 tabaka dizilimi dört tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C. **98**
- Şekil 4.30** : 90/0/0/90 tabaka dizilimi dört tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C. **98**
- Şekil 4.31** : 90/0/0/90 tabaka dizilimi dört tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C. **99**

SICAKLIK ETKİSİ ALTINDAKİ TABAKALI KOMPOZİT PLAKLARIN STATİK VE TİTREŞİM DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ

ÖZET

Kompozit malzemeler iki ya da daha fazla malzemelerin bir araya gelerek daha üstün bir malzeme elde etmek amacıyla oluşturulan malzemelerdir. Kompozit malzemeler içinde sıkça tercih edilen tabakalı (laminantlı) kompozitler birçok mühendislik uygulamalarında kullanılmaktadır. Tabakalı kompozit yapılarda oluşan olumsuz durumlardan biri olan tabaka birleşimindeki çatlaklar, özellikle yüksek sıcaklık etkisinde oldukça sık görülmekte ve yapının göçmesine neden olmaktadır. Bu yüzden yüksek sıcaklığa maruz yapılarda kullanılan kompozit tabakalı yapıların mekanik davranışlarının iyi analizi ve yorumlanması oldukça önem arz etmektedir. Bu çalışmada sıcaklık etkisi altındaki kenarlarında serbestçe mesnetlenmiş tabakalı kompozit plakların, sıcaklığa bağlı malzeme özelliği ile birlikte statik ve titreşim davranışları incelenmiştir. Tabaka malzeme özellikleri ortotropik ve sıcaklığa bağlı olarak değişmektedir. Kayma etkilerinin dikkate alan birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisi ile birlikte virtüel iş prensibinden yararlanılarak probleme ait yönetici denklemler elde edilmiştir. Elde edilen denklemler Navier yöntemi ile çözülmüştür. MATLAB programında algoritmalar yazılarak ve sayısal sonuçlar elde edilmiş, grafikleri çizdirilmiştir. Çalışmada, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması özelliği ile birlikte kompozit plağın farklı tabaka sayıları, tabaka dizilimleri, fiber yönelme açıları, sıcaklık değerleri ve plağın geometrik özelliklerine göre, sıcaklık artışı ile birlikte statik ve titreşim sonuçları elde edilmiş ve yorumlanmıştır. Kompozit plağa ait yer değiştirmeler, gerilmeler, doğal frekanslar tablolar ve grafikler üzerinden sunulmuştur. Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olma ve olmama durumları arasındaki farklar, statik ve titreşim sonuçları üzerinden etraflıca incelenmiş ve kıyaslanmıştır. Birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisi ve bu teorinin özel durumu olan klasik plak teorisi arasındaki farklar ise sıcaklık etkisi ile birlikte yer değiştirmeler, gerilmeler ve doğal frekanslar yönünden elde edilmiş ve yorumlanmıştır. Literatürde konuya yakın çalışmaların özel sonuçları ile karşılaştırma çalışmaları yapılmıştır.

Anahtar kelimeler: Kompozit Malzemeler, Tabakalı Plaklar, Sıcaklık Etkisi, Sıcaklığa Bağlı Malzeme Özellikleri.

INVESTIGATION OF STATIC AND VIBRATION BEHAVIORS OF THE LAMINATED COMPOSITE PLATES UNDER TEMPERATURE EFFECT

SUMMARY

A composite material consists of two or more different materials in order to obtain a superior material. The laminated composites, which are frequently preferred in composite materials, are used in many engineering applications. In the high temperature effect, cracks in laminated composites frequently occur at the layer interfaces. Therefore, the understanding in the mechanical behavior of laminated composite structures in high temperature effect is very important. In this study, the static and vibration behavior of the simply supported laminated composite plates are investigated within the temperature-dependent material property. The material of lamina is considered as orthotropic and temperature-dependent. In order to obtain the governing equations of the problem, the first order shear deformation plate theory and virtual work principle are used. In solution of the governing equations, the Navier solution is used. By using MATLAB program, the numerical results and graphs are obtained. In this program, the effects of the layer numbers, stacking sequences, fiber orientation angles, different temperature values and geometric properties of the laminated plates on the static and vibration responses are investigated and discussed. The displacements, stresses and natural frequencies of laminated composite plates are presented in tables and graphs. The differences between the results of temperature-dependent and independent material properties are examined and compared. Also the difference between the first order shear plate theory and the classical plate theory is compared in the displacements, stresses and natural frequencies of the laminated composite plates. Some of the particular results of the present study are compared with the results of the published results in the literature.

Keywords: Composite Materials, Laminated Plates, Temperature Effect, Temperature-Dependent Material Properties.

1. GİRİŞ

1.1 Kompozit Malzemeler ve Özellikleri

Kompozit malzemeler iki veya daha fazla malzemenin, makroskopik ölçekte bir araya getirilerek, geleneksel malzemeler olarak sınıflandırılan metallere üstün mühendislik özellikleri elde etmek amacıyla, gelişen teknolojiyle birlikte ihtiyaç doğrultusunda üretilen malzemelerdir.

İhtiyaçlara cevap verecek şekilde üretilen kompozit malzemelerin sağlayacağı avantajları şu şekilde sıralayabiliriz;

- **Dayanım** : Kompozit malzemelerin çekme ve eğilme dayanımları, birçok metalik malzemeye göre çok daha yüksek olacak şekilde üretilir. Kompozitler, kaplama özellikleri sayesinde, istenilen doğru ve kısımlarda yerleştirilerek ihtiyaç duyulan dayanım sağlanabilir. Bu sayede malzemenin tasarruf edilip, daha hafif ve ucuz malzemeler üretilir.
- **Rijitlik**
- **Korozyon ve kimyasal etkilere karşı direnç** : Kompozit malzemeler, korozyon, hava kaynaklı ve çoğu kimyasal etkilerden zarar görmezler. Kompozit malzemeler bu özellikleri sayesinde, kimyasal madde içeren tanklar, boru ve aspiratörleri, tekne ve denizcilik uygulamalarında güvenle kullanılmaktadır.
- **Aşınma direnci**
- **İletkenlik** : Uygun malzemeler bir araya getirilerek, üstün elektriksel özelliklere sahip kompozit malzemeler elde edilebilir.
- **Ağırlık** : Kompozit malzemeler, geleneksel malzemelerden birim ağırlığı daha düşük olup, aynı derecede yüksek dayanım ve rijitlik özelliklerini sağlayabilir. Bu sayede dayanım ve rijitliği yüksek daha hafif malzemeler üretilir.
- **Yorulma ömrü**
- **Sıcaklığa bağlı davranış** : Liflerle güçlendirilmiş kompozitlerin çoğunun termal genleşme katsayıları metallere göre daha düşüktür. Bunun

sonucunda, kompozit yapılar geniş sıcaklık değişimlerinde daha iyi boyutsal stabilite sergilerler.

- **Isı yalıtımı** : Isı iletim katsayısı düşük malzemelerden oluşan kompozitler ısı yalıtımı amacıyla kullanılır. Ayrıca ısıya dayanıklılık özellikleri sayesinde, yüksek sıcaklık altında kullanılabilmesine olanak sağlar. Bazı özel katkı maddeleri ile kompozit malzemenin yüksek sıcaklık ve ısıya karşı dayanımı artırılabilir.
- **Termal iletkenlik**
- **Ses yalıtımı**
- **Kolay Şekil Verilebilmesi** : Kompozit malzemelerden yapılan karmaşık ve büyük parçalar, çok fazla işlem gerektirmeden parça halinde kalıplanabilir. Bu durumda da malzeme ve işçilikten kazanç sağlanır.
- **Titreşim Sönümlenme** : Kompozit malzemelerin sünek olması sayesinde, doğal bir titreşim sönümlenme ve dışarıdan gelen şokları yutabilme özelliği vardır. Bu sayede malzeme içerisindeki çatlak yürümesi olayı da engellenmiş olur. Kompozit malzemelerin yüksek enerji yutma kapasitesi, çoğu otomotiv uygulamaları için; ses, titreşim ve şiddetli çarpma etkisi gibi kritik durumlarda, yolcuların rahat yolculuk yapabilmelerini sağlar. Enerji yutma kapasitesinin yüksek olması nedeniyle, çoğu spor aletleri uygulamalarında da kullanılır.
- **Kalıcı Renklendirme** : Kompozit malzemeler, kalıplama esnasında epoksi içerisine ilave edilen renk pigmentler sayesinde, malzemeye istenen renk verilebilir. Bu işlem gerçekleştirilirken ek bir masraf ve işçilik gerektirmez.
- **Maliyet Avantajı ve Dezavantajı** : Maliyet hesabı yapılırken sadece hammadde maliyetlerine bakılmaz. Aynı zamanda bakım ve işçilik maliyetleri de önemlidir. Kompozit yapılarda işçilik maliyetleri metalik malzemelere göre daha düşüktür. Örneğin; kompozit malzemeler, rekabetin yüksek olduğu havayolu pazarında rijitliği ve mukavemeti düşürmeden uçak toplam kütleini azaltır. Başlangıç maliyetleri yüksek bile olsa kullanım süresi maliyeti ve yakıt maliyetlerindeki düşme, kompozit malzeme kullanımını daha avantajlı duruma getirir (Jones, 1999).

Başlangıç maliyeti

- Hammadde maliyeti

- Tasarım maliyeti
- Üretim maliyeti
- Montaj maliyeti

Kullanım süresi maliyeti

- İşçilik maliyeti – kullanılan yakıt ve diğer tüketilen yakıt benzeri enerji kaynaklarını içerir.
- Bakım – onarım maliyeti – tamir ve periyodik bakım maliyetlerini içerir.

Kompozit malzemelerin dezavantajlarını şöyle sıralayabiliriz;

- Hammaddenin maliyetinin yüksek olması
- Tabakalar haline getirilmiş kompozit malzemelerin özellikleri her zaman ideal değildir. Kalınlıkları yönünde düşük dayanım ve tabakalar arasında düşük kayma dayanım özelliği göstermektedir.
- Malzemenin kalitesi üretim yöntemlerinin kalitesine bağlı olarak değişir. Bu yüzden standart haline gelmiş bir kalite yoktur.
- Kompozit malzemeler gevrek malzeme olmalarından dolayı kolaylıkla zarar görürler. Bu yüzden onarımları yeni problemler yaratabilir.
- Kompozit malzemelerin tamiri, metallerle kıyaslandığında daha zor bir işlemdir. Bazen üretilen kompozit malzemedeki tespit edilemeyen kritik kusur ve çatlaklar oluşabilir.
- Malzemelerin sınırlı raf ömürleri vardır. Bazı türlerdeki kompozit malzemelerin soğutulmuş olarak saklanmaları gerekmektedir. Kompozit malzemeler onarılmadan önce çok iyi temizlenmeli ve kurutulmalıdır. Bazı durumlarda bu zor olabilir. Bazı kurutma teknikleri uzun zaman alabilmektedir (Jones, 1999).

Teknolojik bir devrim olarak nitelendirilebilecek liflerle güçlendirilmiş kompozit malzemeler özellikle jet motorlarında kullanılmaktadır. Jet motorlarında kullanılan kompozit malzemeler, motorların üst düzeyde performans göstermesini sağlarken, aynı zamanda düşük bakım maliyetleri de ortaya çıkarmaktadır. Büyük avantaj sağlayan lifli kompozit malzemelerden, özellikle boron ve grafit gibi malzemeler, ultra yüksek dayanım ve rijitlik sağlar. Fakat cam liflerden yapılmış kompozit malzemeler istenen dayanım ve rijitliği vermezler. Özellikle diğer geleneksel malzemelerle kıyaslandığında bu kompozit malzemelerin birim ağırlığa düşen

dayanım ve rijitlikleri fazladır. Örneğin; çelik bu kompozit malzemeler kadar rijitlik ve yüksek dayanım gösterir.

Yolcu uçağının gövdesinin hafif olması sayesinde uçuş başına yakıttan elde ettiği tasarrufu düşünülecek olursa, bu malzemelerin havacılık açısından ne kadar önemli oldukları daha iyi anlaşılmış olur. Sayısal bir örnek vermek gerekirse, aynı dayanıma ve geometriye sahip bir kompozit yapı, aynı dayanım ve rijitliğe sahip çelikten imal edilen parçadan %70 daha hafiftir. Kompozit parça, alüminyum kullanılarak imal edilen parçadan %60 daha hafif olup, kullanılan alüminyumdan üç kat daha fazla dayanım gösterir (Jones, 1999).

1.2 Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları

Ticari ve endüstriyel uygulamaların hemen hemen hepsinde kompozit malzemeler kullanılmaktadır. Ana yapısal uygulama alanları, havacılık, uzay ve otomotiv sektörü, spor malzemeleri, denizcilik ve altyapı tesisleri gibi birçok alanda kullanılmaktadır. Liflerle güçlendirilmiş polimerler, elektronik aletlerde, yapı inşaatlarında, mobilya imalatında, enerji endüstrisinde, yakıt endüstrisinde, tıbbi ürünler sanayisinde ve çoğu endüstriyel ürünlerde de kullanılmaktadır. Kısacası mühendislik alanlarının hemen hepsinde liflerle güçlendirilmiş kompozitler kullanılmaktadır. Kompozit malzemelerin kullanım alanlarından bazıları aşağıda örnekler verilerek gösterilmiştir.

1.2.1 Altyapı – inşaat yapılarında kompozit malzeme kullanımı

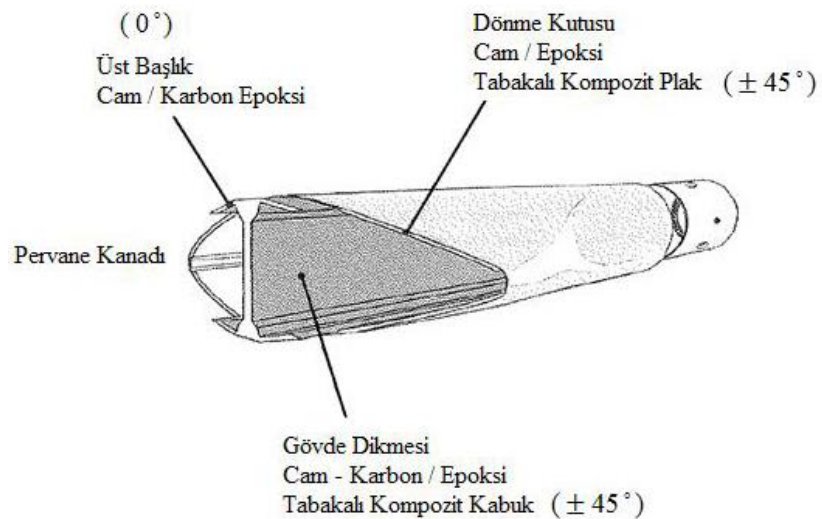
Liflerle güçlendirilmiş polimerler köprülerde, yapılarda ve diğer inşaat altyapılarında betonarmenin yerini alacak potansiyele sahiptir (Hollaway, 2003). Bu tip yapılarda kompozit malzeme seçilmesinin temel nedeni, korozyon direncine sahip olmalarıdır. Bunun sayesinde yapı uzun ömürlü olurken, düşük bakım ve tamir maliyetleri oluşmasını sağlar. Betonarme köprülerde çelik donatılar kullanılmasından dolayı, birkaç yıl içerisinde korozyona maruz kalabilir. Bu durum köprülerde betonarme yapı kullanılmasında caydırıcı etki yapar. Dünyanın birçok ülkesinde kış aylarında yollarda buzlanma olması durumunda, ulaşım hatlarına tuzlama işlemi yapılarak, buzlanma çözdürülür. Bu tuzlama işlemi betonarme veya asfalt yollara ciddi şekilde zarar verir. Betonarme yapılarda tuzlanma etkisinden dolayı beton çatlaklar, donma çözülme etkileriyle birlikte çatlaklar büyür. Serbest kalan donatılar su ve havayla

temas etmesi sonucunda korozyona uğrar. Bunun sonucunda betonarme yapının taşıma kapasitesi düşer. Liflerle güçlendirilmiş polimer (FRP) malzemede böyle bir sorun yaşanmaz. FRP malzemesi kullanılmasının diğer bir avantajı büyük köprü yapılarını hafifletmesi, yani ölü yükleri azaltmasıdır. Malzemenin hafiflemesi, üretilen fabrikadan köprünün yerleşim alanına kolay ulaşımını ve malzemenin rahat taşınmasını sağlar. Ölü yüklerin azalmasından dolayı, deprem anında daha az insanın zarar görmesini sağlar. Yapının hafif olması, köprünün mesnetleri arasında uzun açıklıkların oluşturulabilmesine imkan sağlar.

İlk kompozit malzeme kullanılarak yapılan köprü, 1995 yılında Lockheed Martin Araştırma Laboratuvarı tarafından Palo Alto, Kaliforniya'dadır. Köprü, uzunluğu 9 metreye 5.4 metrelik kesitlerin bir araya getirilmesiyle oluşturulmuştur. Malzeme olarak E- Cam Liflerle Güçlendirilmiş Polyester kullanılmıştır. 15 mm kalınlığında tabakalı kompozit sandviç plak, liflerle güçlendirilmiş tabakalar arasına matris malzeme içerisine gömülü E-Cam liflerle güçlendirilmiş kompozit tüpler yerleştirilerek oluşturulmuştur.

Son yıllarda Amerika ve Kanada'da kompozit köprü yapımı giderek artmıştır. Wickwire Run Köprüsü Amerika'nın doğu Virjinya eyaletinde, kompozit malzemedan yapılmış başka bir köprü örneğidir. Köprüyü oluşturan profillerin hemen hemen tamamı cam takviyeli polyester matristen yapılmıştır.

Enerji santralleri, rüzgar türbinleri vb. daha bir çok alanda kompozit malzemeler kullanılmaktadır (Mallick, 2008). Rüzgar türbini pervane kanadı örneği Şekil 1.1'de gösterilmiştir.



Şekil 1.1 : Rüzgar türbini pervane kanadı (Gay, 2015, s. 218)

Liflerle Güçlendirilmiş Polimer (FRP); köprülerde, kablo yapımlarında kullanılır. (Şekil 1.2, Şekil 1.3).



Şekil 1.2 : FRP döşemesi yapılan köprü örneği (compositesworld.com, Haziran 2018)

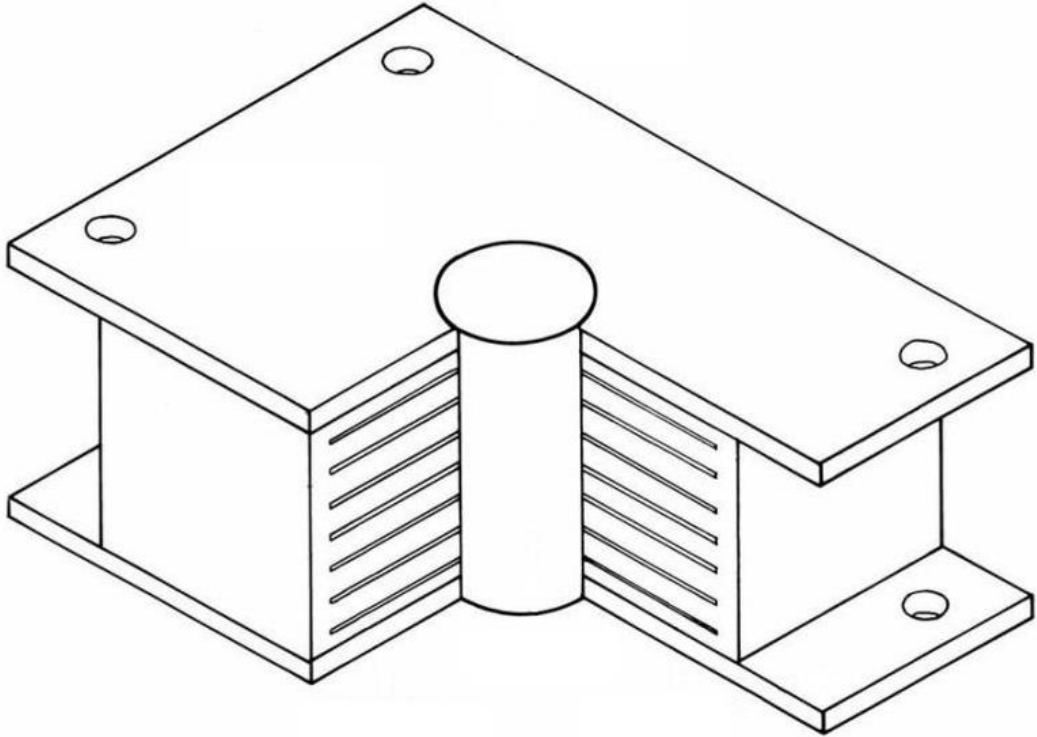


Şekil 1.3 : FRP döşemesi yapılan köprü örneği (compositesworld.com, Haziran 2018)

Kauçuk tabakalar arasında çelik plakalar takviye edilerek elde edilen sismik izolatörler Şekil 1.4’de gösterilmiştir. Sismik izolatör kesit örneği Şekil 1.5’de gösterilmiştir.

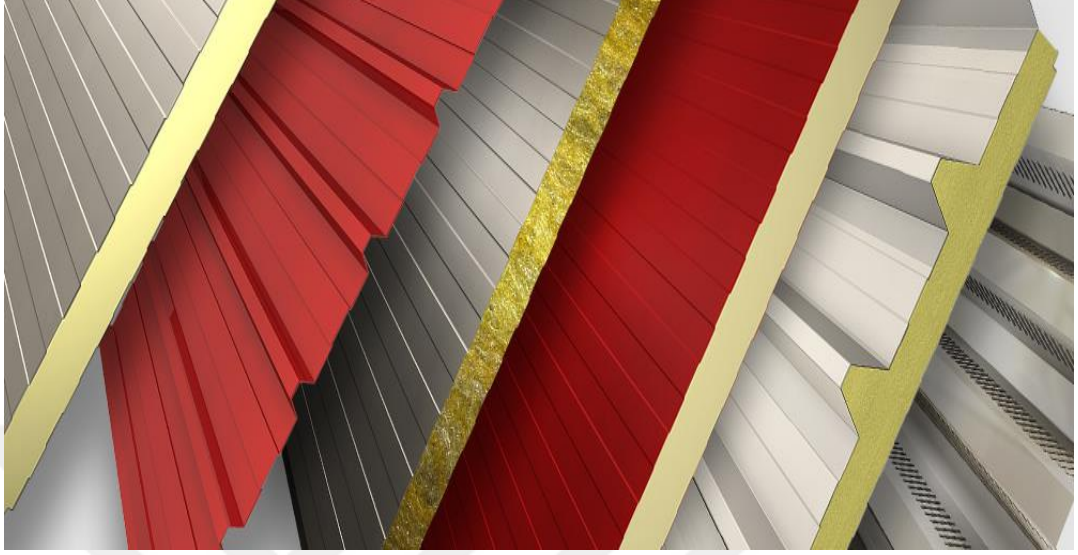


Şekil 1.4 : Yapı temeline yerleştirilen sismik izolatör örneği (pbs.org, Temmuz 2018)



Şekil 1.5 : Sismik izolatör kesit örneği

Sandviç paneller, iki kat boyalı galvaniz sac veya alüminyum levha arasına ihtiyaç doğrultusunda kalınlık ve yoğunlukta poliüretan enjeksiyon uygulanarak imal edilir. Bu kompozit malzeme, çatı ve cephe kaplama malzemesi olarak kullanılır(Şekil 1.6).



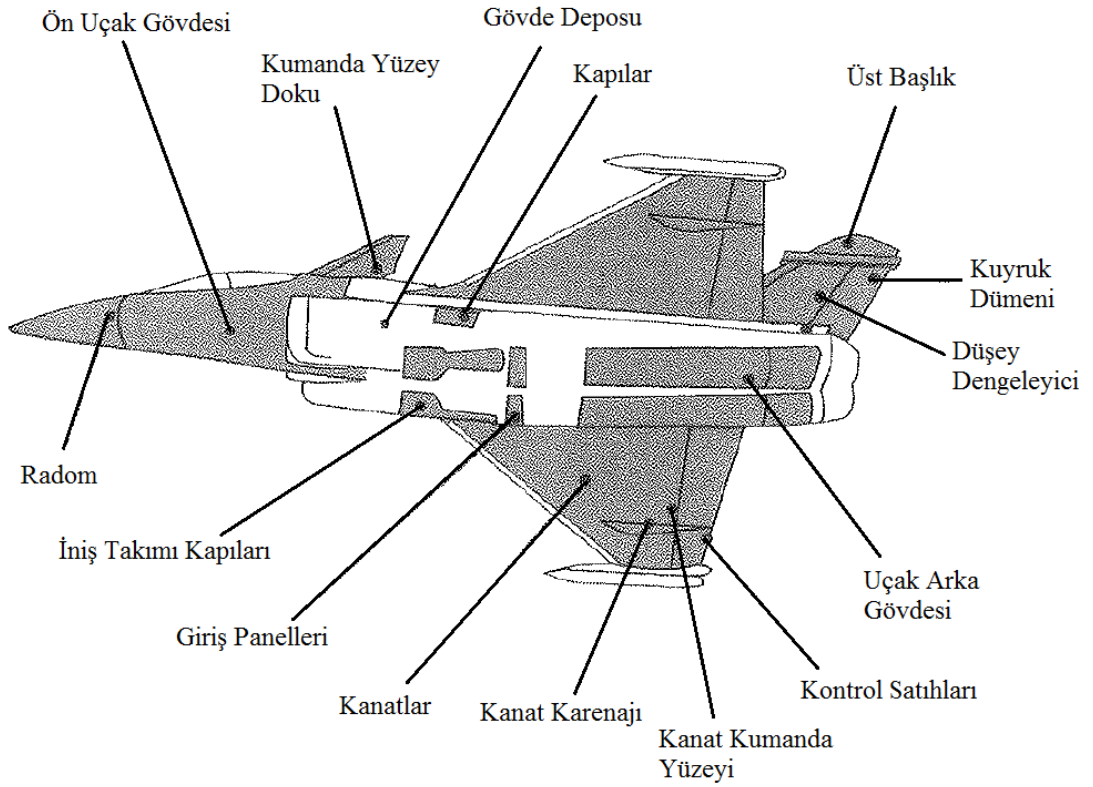
Şekil 1.6 : Sandviç Panel Örneği (nuhpanel.com.tr, Temmuz 2018)

1.2.2 Havacılık sektörü

Polimer kompozitler ağırlıklı olarak askeri uçak sanayisinde kullanılmaktadır. 1970’li yıllarda ağırlıklı olarak F-15 içinde kullanılan kompozit malzeme %2’den az iken, 1990’lı yıllarda AV-8B’de yaklaşık %30 oranında artmıştır. Her iki durumda da metal malzeme kullanılarak imal edilmiş parçalardan oluşan uçaktan %20 oranında daha hafiftir. Güvenlik kaygılarından dolayı, ticari havayollarında kompozit kullanımı fazla arttırılamamıştır. Uçakların temel yapılarında kompozit malzeme kullanıldığı uçaklara örnek olarak, Lear Fan2100 uçağının tümü ve Airbus A310-300’ün kuyruk kanadı gösterilebilir. Airbus A310-3002’nin kuyruk kanadı, grafit epoksi ve aramid petekten imal edilmiştir. Bu yolla kuyruk kanadı 300 kg seviyelerine kadar inerken, kullanılan parça sayısı 2000’den 100’e kadar iner.

Grafit Fiberler; uçak parçaları vs. gibi yüksek modüllü ve yüksek mukavemetli uygulamalarda çok sık görülür (Şekil 1.7). Grafit fiberlerin avantajları, yüksek özgül mukavemet ve modül, düşük termal genişleme katsayısı ve yüksek yorulma dayanımına sahip olmasıdır. Yüksek maliyet, düşük darbe direnci ve yüksek elektrik iletkenliği ise dezavantajlarıdır.

Grafit epoksi, uçak kanatlarında kullanılmaktadır. (Kaw, 2014).



Şekil 1.7 : Rafale savaş uçağı (Gay, 2015, s. 171)

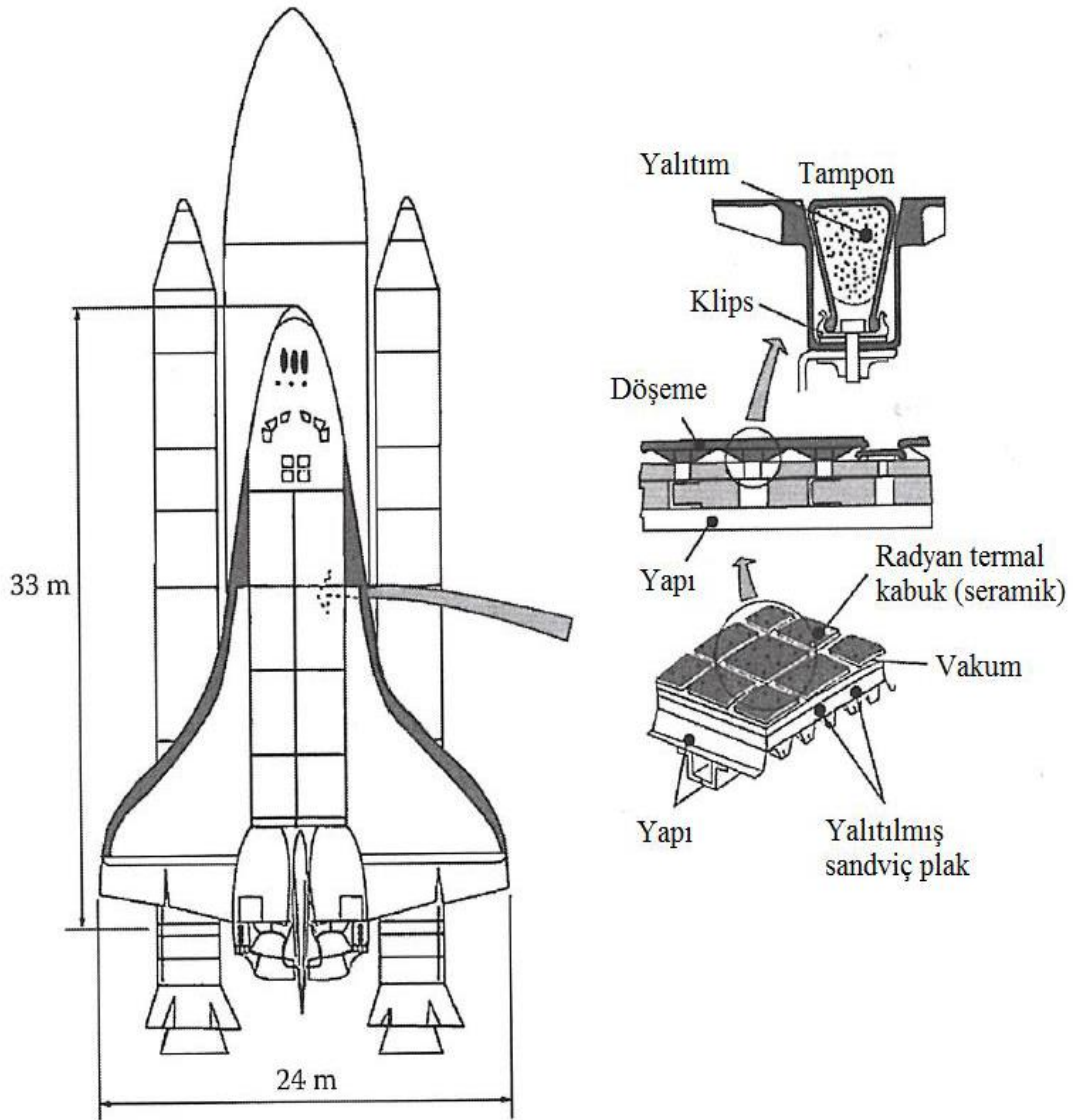
1.2.3 Uzay sanayii

Çoğu uzay mekiğinde liflerle güçlendirilmiş kompozit kullanılmasının amacı temelde, uzay mekiğini hafifletmektir. Uzay araçları yapılarındaki çeşitli uygulamalarda kullanım alanlarına birkaç örnek verildi. Kafes gövde yapılarında, bor liflerle güçlendirilmiş alüminyum tüpler kullanılır. Yük peronu kapılarında, karbon liflerle güçlendirilmiş sandviç tabakalı plaklar ve alüminyum çekirdekten oluşan petekler kullanılır. Uzaktan idare edilen kollar, çok yüksek modüllü karbon liflerle güçlendirilmiş epoksi tüpten yapılır. Basınç tüpleri, Kevlar 49 lifleriyle güçlendirilmiş epoksi kullanılarak üretilir (Mallick, 2008).

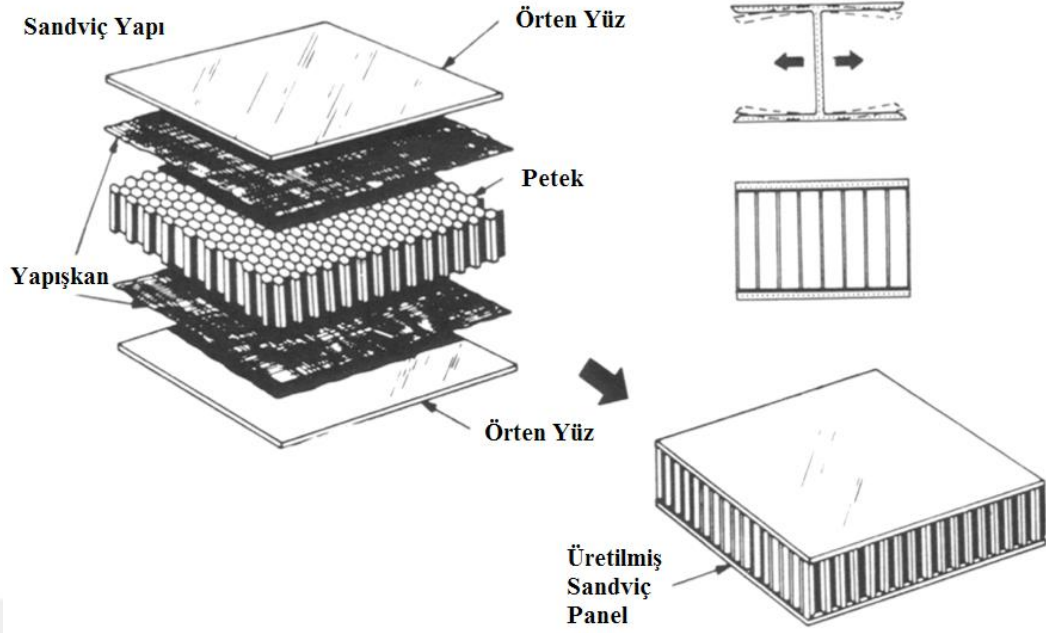
Ayrıca liflerle güçlendirilmiş polimerlerden oluşturulan büyük yapı bileşenleri için, kompozit malzemelerde oluşturulan çoğu küçük bileşenler de destek yapıları olarak kullanılır. Güneş enerjisi tertibatları, antenler ve optik platformlar örnek verilebilir (Bansemir ve Haider, 1998). Uzaydaki uygulamalarda bu tip kompozit malzemelerin kullanılmasının en büyük nedeni, geniş sıcaklık değişimleri oluştuğunda, malzemelerin boyutsal olarak stabilitelelerini korumalarıdır. Karbon fiber kompozitler çok düşük yoğunlukta, yüksek dayanım ve rijitlik/ağırlık oranına sahiptir. Bu yüzden böylesine mükemmel mekanik özellik kombinasyonuna sahip karbon fiberlerle

güçlendirilmiş epoksi malzeme, yapay uydu yapımında tercih sebebidir. Benzer bir uygulama alanı da uzay teleskopları için geçerlidir. Uzay teleskoplarında destek yapıları olarak aynalar ve lensler kullanılır. Uzayda sıcaklık -100°C ve 100°C değerleri arasında sürekli değişim gösterdiği için, bu destek yapılarının sıcaklık değişimine karşı boyutsal stabilite göstermesi gerekmektedir. Aksi takdirde sıcaklıktaki büyük değişim, ayna ve lenslerin termal genişleme veya bükülmeden dolayı, teleskopta odaklanma problemlerine neden olabilir (Mallick, 2008).

Uzay mekiğinde grafit epoksi petekten yapılmış yük peronu kapılar, geleneksel metal alaşımlara kıyasla ağırlık tasarrufu maliyeti (2208 dolar/kg) dan yüksek olan taşıma kapasitesine sahip olduğu için tercih edilmektedir (Kaw, 2014) (Şekil 1.8, Şekil 1.9, Şekil 1.10).



Şekil 1.8 : NASA uzay mekiği (Gay, 2015, s. 200)



Şekil 1.9 : Sandviç panel yapısı ve bileşenleri (aerospaceengineeringblog.com, Temmuz 2018)



Şekil 1.10 : Karbon fiber sandviç petek panel(aerospaceengineeringblog.com, Temmuz 2018)

Karbon liflerle güçlendirilmiş epoksi tüp, dünya yörüngesindeki ve gezegenler arası uyduların kafes sistemleri yapısında kullanılır. Bu kafes yapılar, optik yapılar, güneş panelleri, anten reflektörleri ve diğer modüllerle desteklenir. Karbon liflerle güçlendirilmiş epoksiler, metal veya metal matrislerden daha hafif olduğu için bu yapılarda kullanımında tercih sebebidir (Mallick, 2008).

Bir uyduda kullanılan grafit epoksi; kafes ve platform uzayda -256 °F (-160°C) (93.3°C) sıcaklık aralığında boyutsal olarak kararlı olmaktadır (Şekil 1.11). Termal genleşme katsayısındaki limitler düşüktür. Monolitik malzemeler gerekli ihtiyacı karşılayamazken, grafit epoksi bu ihtiyacı karşılayabilir (Kaw, 2014).



Şekil 1.11 : Grafit epoksi uydu örneği (teknodestek.com.tr, Ağustos 2018)

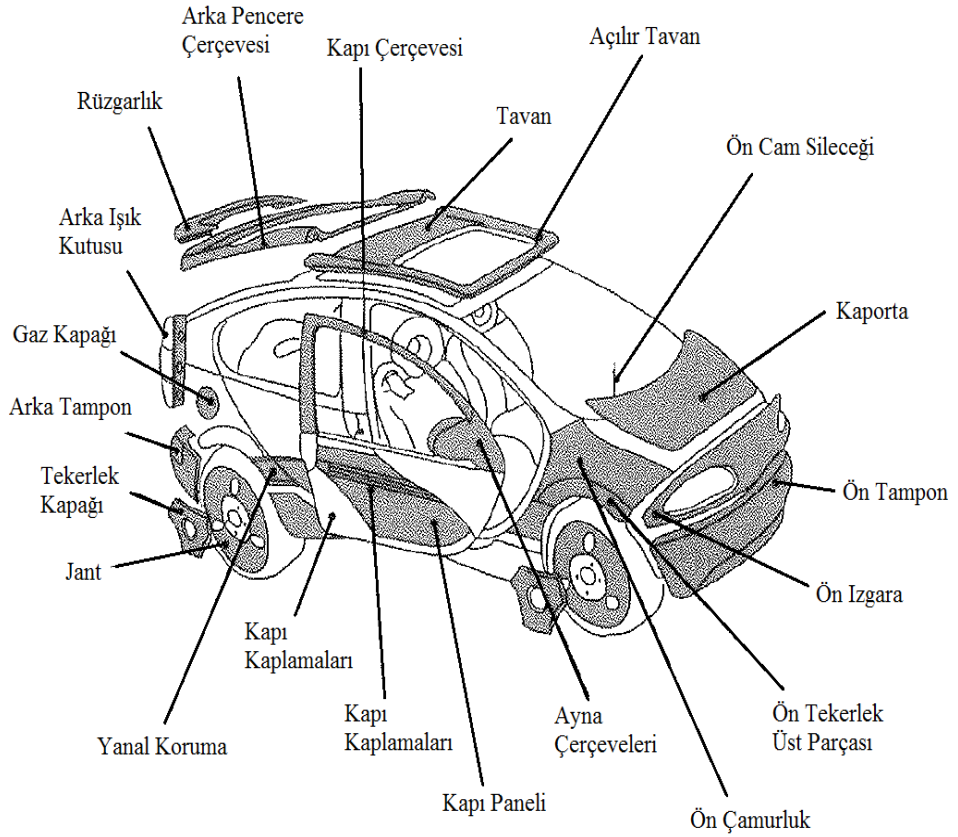
1.2.4 Otomotiv sektörü

Liflerle güçlendirilmiş kompozitler otomotiv endüstrisindeki uygulamaları üç grupta sınıflandırılır. Bunlar, gövde bileşenleri, şasi bileşenleri ve motor bileşenleridir. Dış gövde bileşenleri, kaporta veya kapı panelleri, yüksek rijitlik ve yüksek çökme direncine sahip olması gerekir. Bunların yanı sıra gövde bileşenlerinin yapım uygulamalarının kolay olması da gerekir. Bu bileşenler için kullanılan kompozit malzemeler, cam liflerle güçlendirilmiş, levha haline getirilmiş malzemeden oluşur. Levha içerisindeki cam lifler süreksiz, vinil ester reçine içerisinde rastgele dağıtılmıştır. Cam lifler düşük maliyetinden dolayı, karbon lifler yerine kullanılır. Ayrıca kompozit levha, otomotiv endüstrisinin, radyatör destekleri, tampon kirişleri, gövde üstü çerçeveleri, kapı çerçeveleri, motor valf kapakları, eksantrik kayış kapakları, karter kapakları ve daha birçok yerde kullanılır.

Kompozit levhaların otomotiv endüstrisinde kullanımı son 25 yılda giderek artmıştır. Kaportalar, bagaj kapakları, bagaj kaportaları, kapılar, çamurluklar gibi araçların küçük-büyük hemen hemen çoğu bileşeninin üretiminde kullanılır (Şekil 1.12). Bu bileşenlerin üretiminde, çelik yerine kompozit levha kullanımının avantajları, daha hafif malzeme elde edilmesi, işçilik maliyet ve süresini azaltmasıdır. Kompozit levha

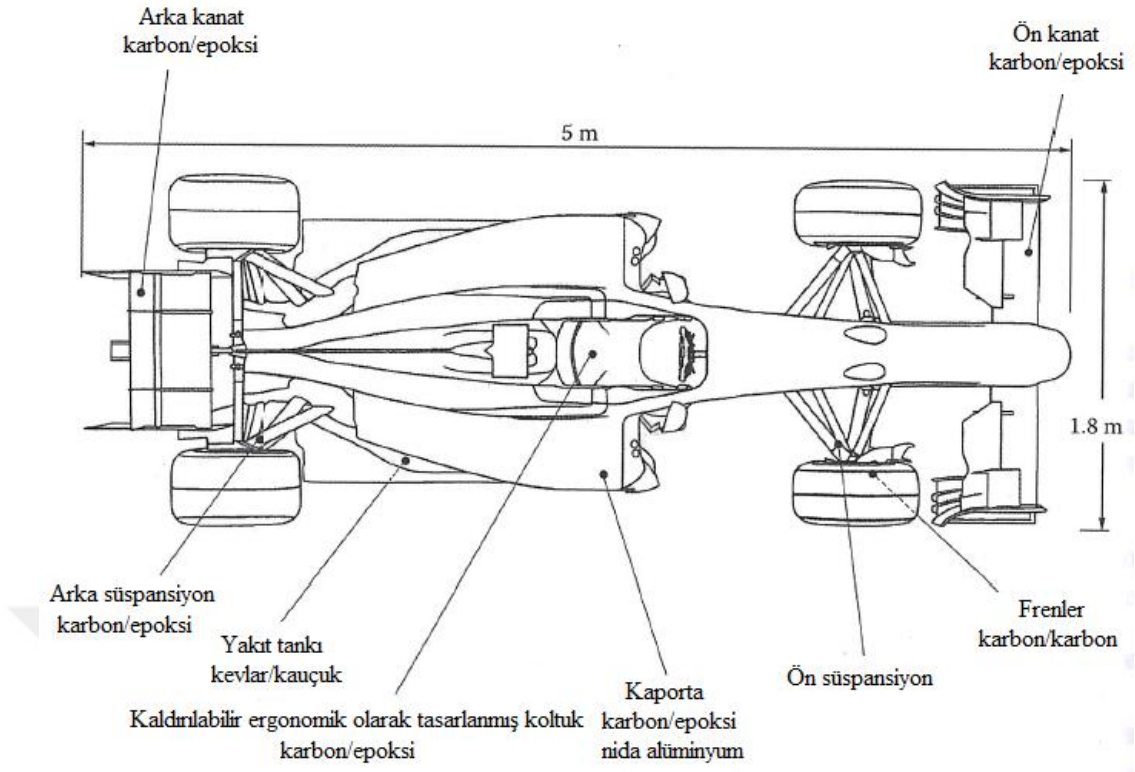
kullanımındaki işçilik maliyeti, pres yapılmış çelik kullanılan durumdan %40 - %60 arası daha az maliyetli olabilir (Mallick, 2008).

Şasi bileşenleri arasında, kompozit malzemenin yapısal uygulamalarda ilk kullanımı, 1981 yılında rüzgarlık imalatında olmuştur (Beardmore, 1986). Cam liflerle güçlendirilmiş epoksiden üretilmiş rüzgarlıklar, çelikten üretilmiş rüzgarlıklardan %80 daha hafiftir. Kompozit malzemeden üretilmiş şaftlar ve araç tekerlekleri laboratuvar testlerinden başarıyla geçmiş ve zeminde daha iyi performans gösterdiği kanıtlanmıştır (Mallick, 2008).



Şekil 1.12 : Bir otomobilin kompozit parçaları (Gay, 2015, s. 211)

Formula 1 araçlarında liflerle güçlendirilmiş kompozitlerin kullanılması, taşıtları hafiflettiğinden, F1 yarışlarında yüksek hızlarda rekabet avantajı sağlar (Savage, 1991) (Şekil 1.13). Yarış arabalarında 1950'lerde gövde panellerinde alüminyum yerine kompozit malzeme olarak cam liflerle güçlendirilmiş polyster kullanılarak ilk defa üretilmiştir. Bugün yarış arabalarında çoğunlukla karbon liflerle güçlendirilmiş epoksi kompozit kullanılır (Mallick, 2008).



Şekil 1.13 : Formula 1 yarışı arabası R31 Renault (FRA) (Gay, 2015, s. 216)

1.2.5 Denizcilik uygulamaları

Cam liflerle güçlendirilmiş polyester 1940'larda ticari malzemeler üretime başladığından beri farklı tiplerdeki teknelerin üretiminde kullanılmaktadır (Chalmers, 1994). Bugün gezi tekneleri, %90 'a yakınında, cam liflerle güçlendirilmiş polyester veya cam liflerle güçlendirilmiş vinil ester kullanılarak üretilmektedir. Kompozit malzeme kullanılan yerler arasında güverte ve çeşitli iç bileşenler de yer almaktadır. Teknelerin üretiminde kompozit malzeme kullanımının tercih edilmesinin nedeni, işçilik maliyetleri ve teçhizat maliyetlerinin daha düşük olmasıdır. Son yıllarda bazı uygulamalarda Kevlar 49 lifleri cam liflerin yerini almıştır. Çünkü Kevlar 49 liflerinin çekme dayanımı - ağırlık oranı ve modül - ağırlık oranı cam liflerden daha yüksektir. Kompozit malzemenin teknelerde kullanılmasındaki temel amaç, daha hafif olmasından dolayı, denizcilere yüksek hızlara ulaşma kabiliyeti, ivmelenme, manevra kabiliyeti ve yakıt tasarrufu sağlamasıdır (Mallick, 2008).

Karbon liflerle güçlendirilmiş epoksi kullanılan yarış teknelerinde, tekne ağırlığını hafifletmesi, rekabet avantajı sağlayacağından dolayı çok önemlidir. Bu teknelerin tamamı, tekne gövdesi, güverte, tekne direği, tekne omurgası, ve teknenin diğer tüm yapısal bileşenleri, karbon liflerle güçlendirilmiş epoksi tabakalar ve tabakalı sandviç

karbon liflerle güçlendirilmiş plaktan imal edilir (Mallick, 2008).

Denizcilikte kompozitlerin kullanılması ilk 1950'lerde başladı ve büyüyerek kullanılmaya devam etti (Mouritz ve diğ. 2001). Bugün dünyanın en büyük kompozit gemisi olarak adlandırılan, liflerle güçlendirilmiş polimerler yaygın şekilde kullanılarak yapılan, Royal Swedish Teknesi 72 metre uzunluğunda, 10.4 metre genişliğinde savaş gemisidir. Son yıllarda Amerika temel yapı malzemesi olarak karbon liflerle güçlendirilmiş epoksi kullanarak, 24 metre uzunluğundaki savaş gemilerini üretmektedir. Özetle tekne imalatında, karbon liflerle güçlendirilmiş epoksi kullanımı sayesinde, daha hafif, dayanımı daha yüksek ve bunların sonucunda, yüksek hızlara ulaşan, yüksek manevra kabiliyetine sahip, yük taşıma kapasitesi yüksek tekneler üretilir (Mallick, 2008).

1.2.6 Spor malzemeleri

Geleneksel malzeme olarak adlandırılan ahşap, metal ve deri gibi malzemelerden üretilen spor eşyaları yerine, liflerle güçlendirilmiş polimerler genellikle tenis raketinden spor ayakkabılara kadar bir çok spor eşyasında kullanılmaktadır. Spor eşyalarında, liflerle güçlendirilmiş polimer kullanımının avantajları, daha hafif malzemelerin üretilmesi, titreşim sönümlenmesi ve esnek tasarıma sahip olmalarıdır. Metaller yerine karbon liflerle güçlendirilmiş epoksi kullanıldığında daha hafif malzeme üretilmiş olur. Bu durum da bisiklet yarışları, kano yarışları gibi rekabet gerektiren sporlarda, sporcular için daha yüksek hız, daha yüksek manevra kabiliyeti sağlar. Bazı uygulamalarda, tenis raketi veya kayak aletleri gibi geleneksel malzemeler yerine, karbon veya bor liflerle güçlendirilmiş epoksiden üretilmiş sandviç yapılarda oluşturulduğunda, malzeme rijitliğinden kayıp vermeden daha hafif, daha yumuşak malzemeler elde edilebilir.

Kompozit malzeme kullanılarak üretilen golf sopaları, metal golf sopalarından daha hafif olması avantaj sağlar. Kompozit golf sopasının ortalama ağırlığı 65-70 g. iken, metal golf sopasının ortalama ağırlığı 115-125 g.'dır. Golf sopasındaki bu hafifleme sayesinde, bu sporda yapılan atışlar daha uzun ve daha hızlı olmaktadır (Mallick, 2008). Grafit epoksi, golf sopasındaki metallerin yerine kullanılmaktadır (Kaw, 2014) (Şekil 1.14).

Odun ve alüminyum yerine, cam liflerle güçlendirilmiş epoksiden üretilmiş, sırtla yüksek atlama spor dalında kullanılan sırtık, yüksek şekil değiştirme enerjisi

depolama kapasitesine sahip olduğu için tercih edilir. Bu durum sırtın atlama esnasında elastik sınırlar içerisinde diğer malzemeler kıyasla daha iyi eğilmesine, atlama gerçekleşikten sonra, plastik deformasyon oluşmadan tekrar eski haline dönmesini sağlar.

Cam ve karbon liflerle güçlendirilmiş epoksiden üretilmiş oltalar, bugün bambu gibi geleneksel malzemelerden üretilmiş oltalar yerine tercih edilmektedir. Çünkü kompozit oltalarda yüksek modülünden dolayı daha az eğilme gerçekleşir (Mallick, 2008).



Şekil 1.14 : Golf sopası örneği (golfakademisi.com.tr, Haziran 2018)

Bisikletlerde grafit epoksi, alüminyum boru üzerine sarılarak hibrid yapı kullanılır. Borunun özgül modülünü artırır. Kütleli %25 azaltır (Kaw, 2014).

Bisiklet çerçeveleri bugün çoğunlukla titanyum yerine karbon liflerle güçlendirilmiş epoksi tüpler kullanılarak üretilir. Kompozit malzeme kullanımının temel amacı, daha hafif üretim yapılmasını sağlamaktır. Bir bisikletin ortalama ağırlığı 1980'lerde 9 kg iken 1990'larda 1,1 kg.'a kadar düşmüştür (Mallick, 2008).

Kompozit malzemelerin titreşim sönümlenme özellikleri sayesinde, tenis vb. gibi raketle oynanan sporlarda, top geldiğinde şok etkisini azaltır, oyuncuların daha iyi hissetmesini ve oynamasını sağlar (Mallick, 2008).

Grafit epoksi, çerçeveli tenis ve badminton raketlerinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Raketin burulma rijitliğini artırmaları ve titreşim sönümlenme özellikleri sebebiyle dirsek yaralanmalarını önler (Kaw, 2014) (Şekil 1.15).



Şekil 1.15 : Tennis raketi (trt.net.tr, Temmuz 2018)

1.2.7 Sağlık sektörü

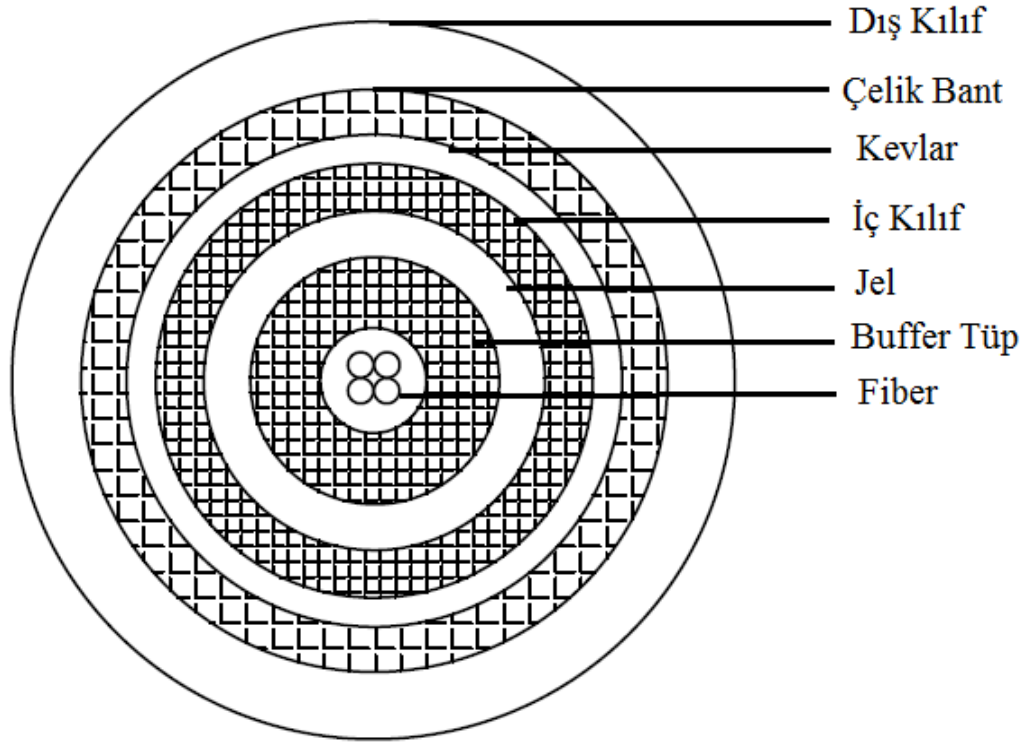
Tıbbi cihazlar; hasta gezebilsin diye yapılan yapay taşınabilir akciğerler grafit- cam epoksi kullanılarak üretilmektedir. Grafit epoksi kabuklu sandviçlerden yapılan X ışını masaları yüksek rijitlik, hafiflik ve radyasyon geçirgenliği sebebiyle tercih edilmektedir.

1.2.8 Diğer uygulamalar

Kevlar; kurşungeçirmez yeleklerde, halat ve kablo yapımlarında kullanılır (Şekil 1.16, Şekil 1.17).



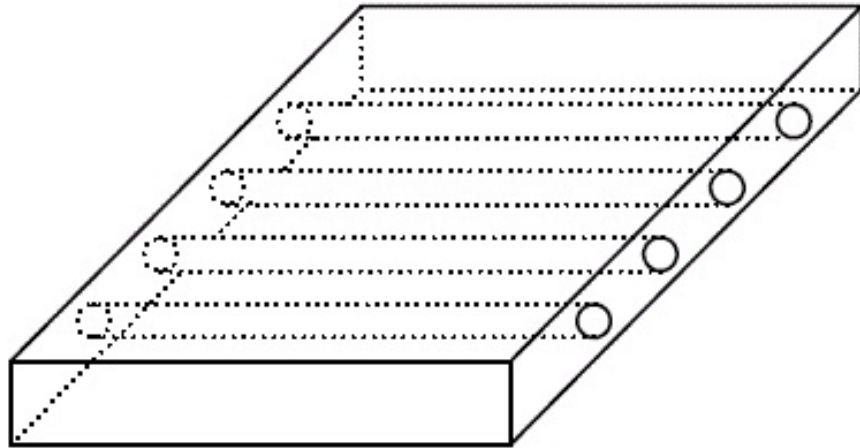
Şekil 1.16 : Kevlardan yapılmış kurşun yelek örneği



Şekil 1.17 : Sağlamlaştırılmış fiber optik kablo kesiti

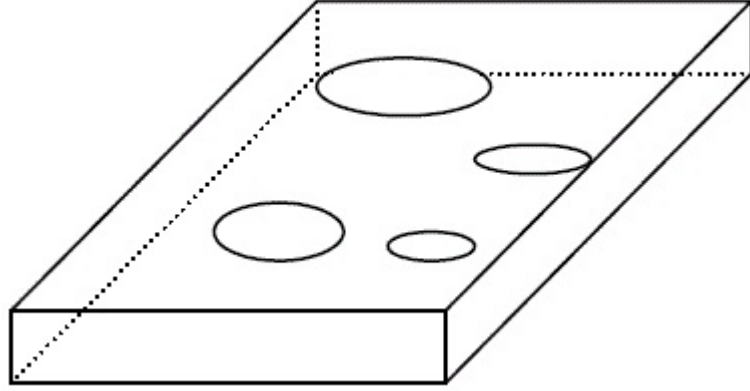
Kompozit malzemeler genellikle 4 farklı tipte üretilir.

1) Liflerle güçlendirilmiş kompozit malzemeler; matris malzeme içine gömülü liflerden oluşur (Şekil 1.18).



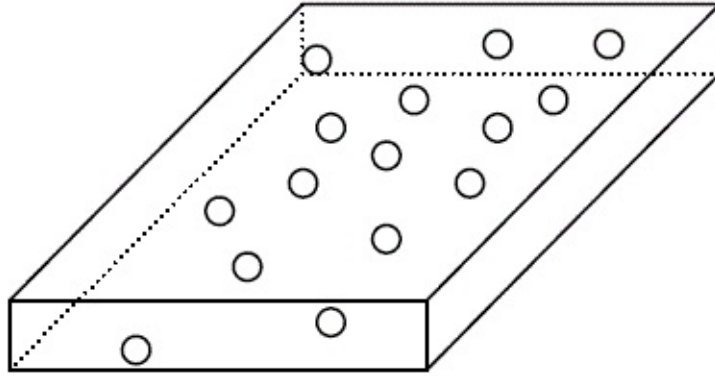
Şekil 1.18 : Liflerle güçlendirilmiş kompozit malzemeler

2) Pul parçacıklarla güçlendirilmiş kompozit malzemeler; matris içerisine gömülü makro boyutlu düz parçacıklardan oluşur (Şekil 1.19).



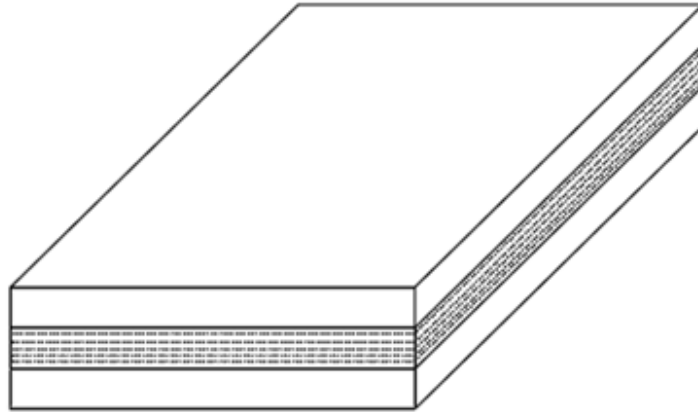
Şekil 1.19 : Pul parçacıklarla güçlendirilmiş kompozit malzemeler

3) Partikül kompozit malzemeler; alaşım ve seramik gibi matris malzeme içine gömülü partiküllerden oluşur (Şekil 1.20).



Şekil 1.20 : Partikül kompozit malzemeler

4) Tabakalı kompozit malzemeler; farklı malzeme tabakalarının bir araya getirilmesiyle oluşur (Şekil 1.21).

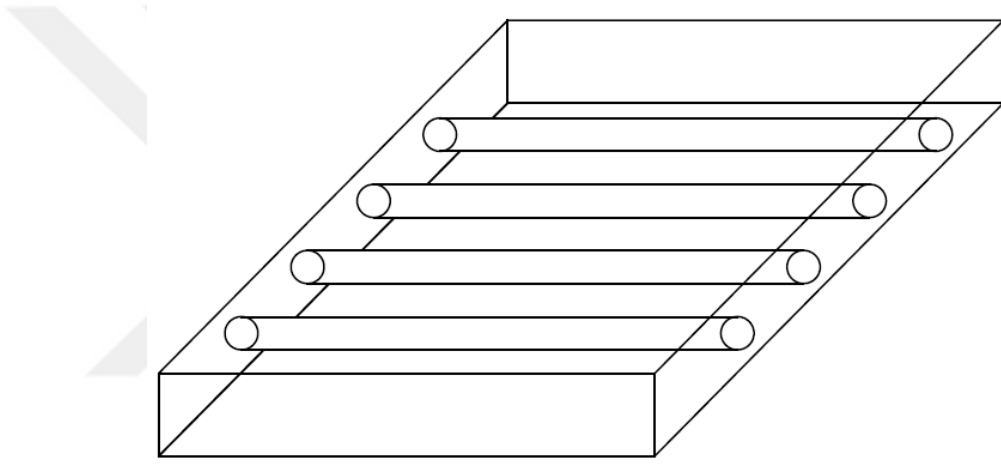


Şekil 1.21 : Tabakalı kompozit malzemeler

Lifli kompozit malzemeler ise iki fazın bir araya getirilmesiyle oluşur. Bu fazlardan biri lifler, diğeri ise matristir. Lifler matris malzeme içerisine gömülü şekilde yerleştirilir. Matris malzeme içerisine gömülü lifler, dayanım ve rijitlik özellikleri sağlar. Matris malzeme ise liflerin bir arada durmasını ve liflerin çevre etkilerinden koruma görevi yapar. Matris malzeme lifler arasında orta ölçekte yük transfer görevi yaparak, yükün tüm liflere eşit bir şekilde dağılımını sağlar. Matris malzemenin mekanik özellikleri her yönde aynı özelliği gösterirken, liflerin mekanik özellikleri yöne bağlı olarak değişkenlik gösterir.

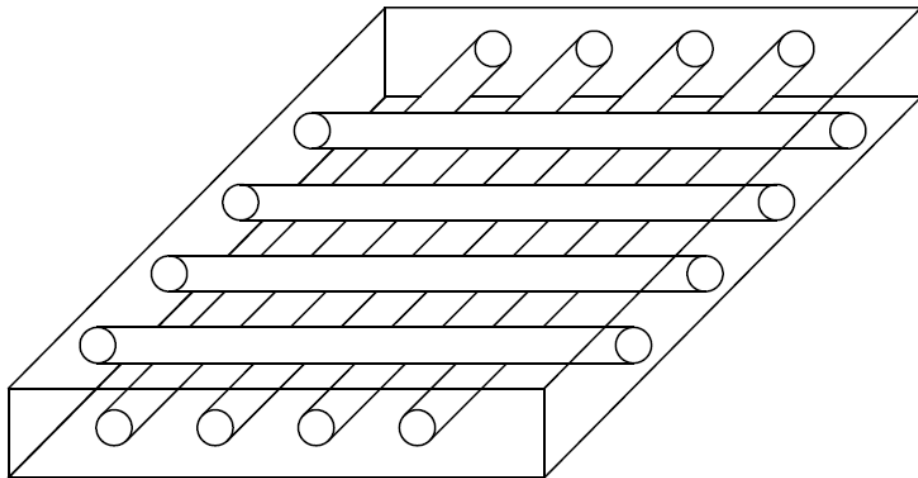
Lifli kompozit malzemeler kendi aralarında dört gruba ayrılırlar.

1) Tek yönlü sürekli liflerle güçlendirilmiş kompozit malzeme (Şekil 1.22)



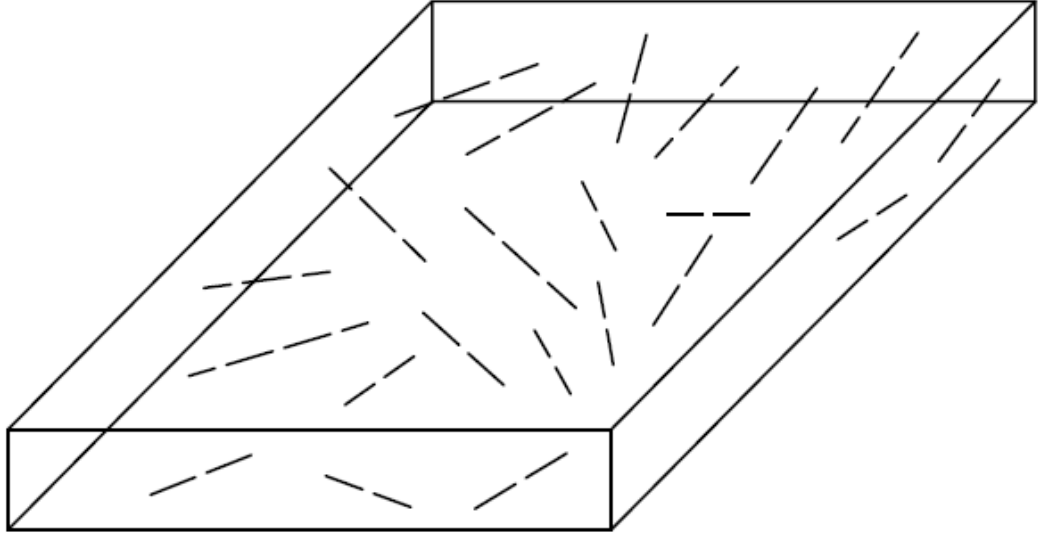
Şekil 1.22 : Tek yönlü sürekli liflerle güçlendirilmiş kompozit

2) Örgü şeklinde liflerle güçlendirilmiş kompozit malzeme (Şekil 1.23)



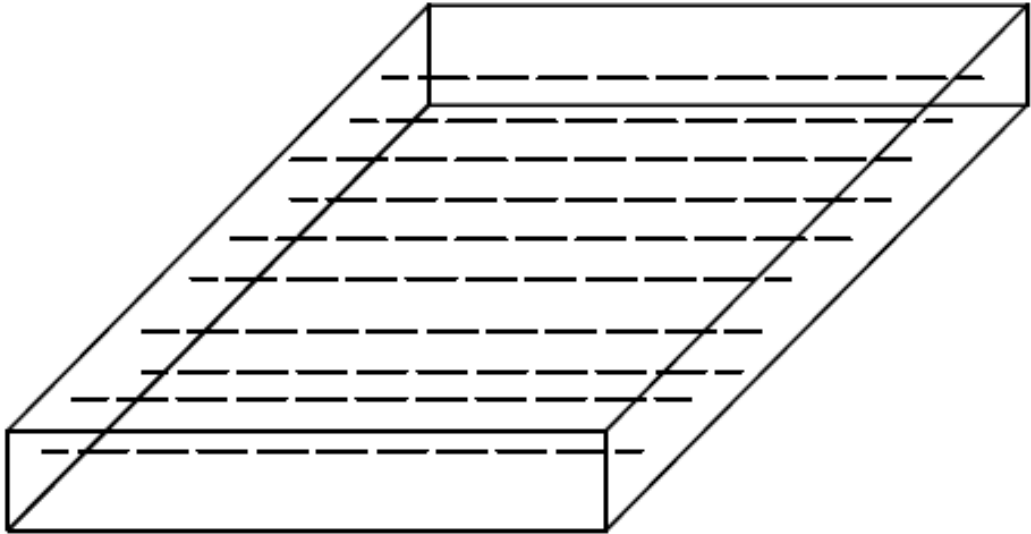
Şekil 1.23 : Örgü şeklinde liflerle güçlendirilmiş kompozit

3) Rastgele yönlenmiş liflerle güçlendirilmiş kompozit malzeme (Şekil 1.24)



Şekil 1.24 : Rastgele yönlenmiş liflerle güçlendirilmiş kompozit

4) Tek yönlü süreksiz liflerle güçlendirilmiş kompozit malzeme (Şekil 1.25)



Şekil 1.25 : Tek yönlü süreksiz liflerle güçlendirilmiş kompozit

Liflerle güçlendirilmiş kompozit malzemeler genellikle laminant formda, yapı uygulamalarında yaygın olarak kullanılır. Matris içerisine gömülü liflerden oluşturulmuş ince tabakaların üst üste dizilip birleştirilerek istenen kalınlıkta ve dizilimde tabakalı plaklar oluşturulur. Her bir tabakadaki liflerin yönlenmesi, farklı yönlerde yönlenmiş liflerden oluşan farklı tabakaların dizilim çeşitliliğine bağlı olarak kompozit plaklar, fiziksel ve mekanik özelliklerinde değişkenlik gösterir.

1.3 Grafit Fiberler ve Grafit Epoksi Malzeme Özellikleri ve Kullanım Alanları

Grafit fiberler ilk 1800'lü yıllarda kullanılmaya başlanmıştır. Bu fiberler üretilmeye ise 1960'lı yıllarda başlanmıştır. Grafit fiberler genellikle rayon, poliakrilonitril (PAN) ve zift gibi üç hammaddeden imal edilir.

- Grafit epoksi kompozitler, çelikten yaklaşık 5 kat daha güçlüdür. Bunların yaygın olarak kullanılma sebebi, düşük maliyetli, yüksek mukavemetli ve basit üretim prensiplerine sahip olmasından kaynaklanmaktadır.
- Tek yönlü bir grafit epoksi kompozit malzemenin mukavemeti çelikle aynı olabilir, fakat özgül mukavemeti çeliğinkinden 3 kat daha fazladır.

(Özgül mukavemet=gerilme/yoğunluk)

- Grafit Fiberler; uçak parçaları vs. gibi yüksek modüllü ve yüksek mukavemetli uygulamalarda çok sık görülür. Grafit fiberlerin avantajları, yüksek özgül mukavemet ve modül, düşük termal genleşme katsayısı ve yüksek yorulma dayanımına sahip olmasıdır. Yüksek maliyet, düşük darbe direnci ve yüksek elektrik iletkenliği ise dezavantajlarıdır.
- Grafit epoksi kullanımının dezavantajı olarak; kompozitlerin yüksek üretim maliyetleri önemli bir etkidir. Örneğin grafit/epoksi kompozitten yapılmış bir parça maliyeti, malzeme maliyetinin 10 ila 15 katı olabilir. Tamamlanmış bir grafit epoksi kompozit parça maliyeti pound başına 300-400 dolar kilogram başına (650-900 dolar) olabilir. İmalat yöntemlerindeki gelişmeler, gelecekte bu fiyatları düşürecektir. Zaten halihazırda kullanılan SMC (hazır kaplama pestili) kalıplama ve SRIM (yapısal takviyeli enjeksiyon kalıplama) gibi üretim teknikleri otomobil parçalarındaki üretim süresini ve maliyetini düşürmektedir.
- Grafit lifler, genellikle kırılgan ve kullanım sırasında aşınmaya maruz kalırlar. Bu lifleri aşınmadan korumak amacıyla, liflerin yüzeyine epoksi uygulanarak grafit epoksi oluşturulur (Kaw, 2014).

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Literatürde konu ile ilgili yapılmış çalışmalarda; Murthy (1981), tabakalı anizotropik plaklar için geliştirilmiş kayma deformasyon teorisini kullanarak eğilme davranışlarını incelemiştir. Soni ve Iyengar (1983), tabakalı kompozit plakların minimum deplasman yapmasını ve plaklardan uygun dayanım elde etmek amacıyla, lifleri yönlendirerek en uygun tasarım çalışmasını yapmış, elde ettiği tabakalı kompozit plakların eğilme analizlerini Galerkin tekniği ile incelemiştir. Tabaka yerleşimleri açılı tabaka, simetrik ile simetrik olmayan açılı tabakalı şeklinde incelemiş olup sayısal sonuçları bu durumlara bağlı olarak elde edilmiştir. Fares (1999), tabakalı kompozit plakların geometrik açıdan doğrusal olmayan eğilme analizini, Reissner Mindlin plak teorisi kullanarak incelemiştir. Liu (2000), kalın dikdörtgen tabakalı kompozit plakların statik çözümünü farklı sınır koşulları için, üç boyutlu elastisite çözümü ile incelemiştir. Reddy (2000), fonksiyonel derecelendirilmiş dikdörtgen plakların eğilme ve gerilme hesaplarını, üçüncü mertebeden plak kayma şekil değiştirme teorisi kullanarak sonlu elemanlar ve Navier çözüm yöntemleri ile çözmüştür. Söz konusu çalışmada, fonksiyonel derecelendirilmiş dikdörtgen plakların sinüs ve üniform yayılı yükleme ile termal yükleme gibi farklı yük etkileri altındaki davranışları incelenmiş olup klasik plak teorisi, birinci mertebeden plak teorisi ve üçüncü mertebeden plak teorisini kullanılarak elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Kant ve Swaminathan (2002), basit mesnetli, tabakalı kompozit ve sandviç plakların statik analizini yüksek mertebeden kayma deformasyon teorisini kullanarak Navier çözüm ile araştırmıştır. Yapılan teorik çalışmada, tabaka deformasyon etkilerini incelenirken, düzlem içi yanal kayma deformasyonu, düzlem içi yanal şekil değiştirmeler, yanal gerilmeleri ve düzlem içi doğrusal olmayan yer değiştirme varyasyonları dikkate alınmıştır. Orhan (2007), kompozit malzemedan üretilmiş tabakalı kompozit cam ve karbon lifli plakların statik yayılı yük altındaki gerilme davranışlarını, dört kenarı ankastre ve basit mesnet olmak üzere iki farklı sınır şartı için, deneysel ve sayısal olarak incelemiştir. Yağcı (2007), simetrik ve anti-simetrik olarak yerleştirilmiş tabakalı kompozit ince plakların, plak düzlemine dik yükleme etkisi altındaki eğilme

davranışlarını incelemiştir. İncelenen plakta izotropik ile ortotropik malzeme modelleri kullanılmıştır. Amabili ve Farhadi (2009), izotropik ve tabakalı kompozit dikdörtgen plakların, lineer olmayan titreşim analizlerini Von-Karman lineer olmayan kinematik yaklaşımı ile birinci mertebeden kayma deformasyon teorisini kullanarak araştırmıştır. Öcal (2010), tabakalı ortotropik kompozit plakların değişik sınır koşullarına göre gerilme, yer değiştirme, dönme ve kritik burkulma yüklerini birinci mertebeden kayma deformasyon teorisini kullanarak analitik olarak çözmüştür. Ateş (2011), çapraz tabakalı ortotropik kompozit kalın plakların düşey yükler altında statik analizlerini sonlu elemanlar yöntemiyle incelemiştir. Hari Kishore ve diğ. (2011), manyetostriktif katmanlara sahip tabakalı akıllı kompozit plakların doğrusal olmayan statik analizini üçüncü mertebeden kayma deformasyon teorisi kullanarak yapmıştır. Peng ve diğ. (2011), tabakalı plakların eğilme davranışlarını birinci mertebeden kayma deformasyon teorisinden yararlanarak incelemiş ve ANSYS paket programından yapmış olduğu analiz sonuçlarıyla karşılaştırmıştır. Erdoğan (2017), üniform yayılı sıcaklık yüklemesi altındaki plak kalınlığı doğrultusunda doğrusal olarak değişen düzlemsel sıcaklıklara maruz tabakalı kompozit bir plakada normal ve artık gerilme analizi yapmıştır. Analizler sonlu elemanlar yönteminden (SEM) yararlanılarak gerçekleştirilmiştir. Erçopur (2010), delaminasyona uğramış tabakalı kompozit plakaların dinamik cevaplarını sonlu eleman analizlerinden faydalanarak incelemiştir. Sonlu eleman analizleri ANSYS paket programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar, literatürdeki sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Baltacıoğlu (2011), ayrık tekil konvolüsyon yöntemi kullanarak elastik zemine oturan tabakalı kompozit plakların lineer olmayan statik analizini, Winkler-Pasternak iki parametrelili zemin modelinden yararlanarak yapmıştır. Haşim (2014), tabakalı yeni bir sonlu eleman geliştirerek bu elemanla tabakalı kompozit plakların doğrusal ve geometrik bakımdan doğrusal olmayan statik analizlerini yapmıştır. Analizler farklı plak teorileri ve farklı paket programlarından yararlanılarak gerçekleştirilmiştir. Saraçoğlu ve Özçelikörs (2011), düzgün yayılı yük etkisi altındaki tabakalı kompozit dikdörtgen plakların orta noktasındaki çökme değerlerini, klasik plak teorisi kullanarak, sonlu farklar yöntemi ile incelemiştir. Kolvik (2012), plaklardaki kayma etkilerini incelemek amacıyla, birinci mertebeden kayma deformasyon teorisi ve yüksek mertebeden kayma deformasyon teorilerini kullanarak plakların statik ve dinamik davranışlarını incelemiştir. Altunsaray ve Bayer (2012), düzgün yayılı yük etkisi altındaki simetrik katmanlı dikdörtgen

kompozit plakların, farklı sınır koşullarındaki statik analizini Klasik Plak Teorisi ile birlikte Galerkin Yöntemi ve En Küçük Kareler Yöntemini kullanarak yapmıştır. Grover ve Maiti (2013), tabakalı kompozit ve sandviç plakların statik ve burkulma sonuçlarını elde etmek amacı ile yeni bir ters hiperbolik kayma deformasyon teorisi önermiştir. Önerdiği teoriden elde ettiği denklemler Navier çözüm yöntemi kullanılarak çözülmüştür. Thai ve Choi (2013a), tabakalı kompozit plakların eğilme ve gerilme analizleri için yeni bir birinci mertebeden kayma deformasyon teorisi kullanarak çözümlenmeler yapmış olup mevcut birinci mertebeden kayma deformasyon teorisiyle elde edilen sonuçları karşılaştırmıştır. Yönetici denklemler Hamilton prensibi kullanılarak elde edilmiştir. Anti simetrik çapraz tabakalı ve açılı tabakalı plaklar için elde ettiği denklemleri Navier çözüm yöntemi kullanılarak çözülmüştür. Sahoo ve Singh (2013a), tabakalı kompozit ve sandviç plakların statik analizini yeni bir ters hiperbolik zikzak teorisi kullanarak yapmıştır. Viola ve diğ. (2013), çift eğilme sahip tabakalı kompozit panellerin statik analizlerini iki boyutlu kayma deformasyon teorisini kullanarak yapmıştır. Sahoo ve Singh (2013b), tabakalı kompozit ve sandviç plakların statik analizini katman ara yüzlerinde ve plak kalınlığı boyunca yer değiştirmeleri sürekli olan yeni bir Ters Trigonometrik Zikzak Teorisi kullanarak incelemiştir. Elde edilen sonuçlar literatürdeki sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Moubayed ve diğ. (2014), sabit yük altındaki çok katmanlı ortotropik plakların orta noktasındaki eğilme davranışlarını incelemiştir. Khezri ve diğ. (2015), kalın ve tabakalı kompozit plaklar için yeni geliştirilen çekirdek parçacıklı sonlu çubuk yöntemi kullanarak statik analizini yapmıştır. Zuo ve diğ. (2015) tabakalı kompozit plakların statik ve serbest titreşim analizlerini yüksek mertebeden kayma deformasyon teorisi ve küçük dalgalı sonlu elemanlar yöntemini kullanarak incelemiştir. Statik ve serbest titreşim analizleri, simetrik ve anti simetrik çapraz tabakalı ve açılı tabakalı kompozit plaklar üzerinde gerçekleştirilmiştir. Pavan ve Nanjunda Rao (2017), Reissner- Mindlin teorisini kullanılarak üretilen İzogeometrik Yerleştirme Yöntemini kullanarak tabakalı kompozit plakların doğrusal statik eğilme analizlerini incelemiştir. Bu yöntem, sınır değer problemlerinin çözümü için kullanılan izogeometrik yöntemine dayalı Galerkin yöntemine alternatif olarak geliştirilmiştir. Altunsaray (2017), simetrik olarak yerleştirilmiş tabakalı yarı izotropik ve süper eliptik ince plakların statik eğilme analizlerini klasik tabakalı plak teorisine göre Rayleigh-Ritz yöntemini kullanarak yapmıştır. Gupta ve Ghosh (2017), tabakalı sandviç ve tabakalı kompozit Reissner- Mindlin plaklarının eğilme

analizini, nurbs tabanlı izo-geometrik yaklaşım yöntemini kullanarak yapmıştır. Pal (1970), dikdörtgen plakların Berger analizleri ışığında büyük genlikli serbest titreşim davranışlarını farklı sınır koşulları ve farklı sıcaklık dağılımlarına göre incelemiştir. Lee ve diğ. (1997), simetrik olarak yerleştirilmiş bütün köşeleri dönmeye karşı engellenmiş tabakalı kompozit dikdörtgen plakların serbest titreşim davranışlarını, birinci mertebeden anizotropik kayma deformasyon plak teorisinden yararlanarak yineleyici Kantoroviç yöntemi ve Rayleigh Ritz yöntemini kullanarak incelemiştir. Elde edilen sayısal sonuçlar, deneysel sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Başoğlu (2015), çeşitli sınır koşullarına sahip tabakalı kompozit plakların sonlu elemanlar metodu kullanarak kritik burkulma yükü açısından analizler gerçekleştirmiştir. Analizler yapılırken ANSYS paket programından yararlanılmıştır. Özakıncı (2006), düzlem gerilme durumunda olduğu kabul edilen simetrik tabakalı dikdörtgen kompozit plakların titreşim analizlerini Rayleigh –Ritz yöntemi ile yapmıştır. Guminiak (2007), ince plakların serbest titreşim davranışlarını, Kirchhoff plak teorisinden yararlanarak, sabit tipte sonlu elemanlar kullanarak incelemiştir. Ngo-Cong ve diğ. (2010), tabakalı kompozit plakların serbest titreşim analizlerini birinci mertebeden kayma deformasyon teorisinden faydalanarak, yeni bir etkin radyal taban fonksiyonu koloasyon tekniğini kullanarak incelemiştir. Farklı plak boyutları, kalınlıkları ve sınır koşullarına göre titreşim cevapları incelenmiştir. Thai ve Choi (2013b), fonksiyonel derecelendirilmiş plakların eğilme ve serbest titreşim analizlerini birinci mertebeden kayma deformasyon teorisinden yararlanarak yapmıştır. Goswami (2006), ince ve kalın tabakalı kompozit plakların üç boyutlu gerilme ve şekil değiştirme durumlarını, yüksek mertebeden kayma deformasyon teorisi ile birlikte sonlu elemanlar yöntemini kullanarak incelemiştir. Farklı yükleme etkileri, farklı sınır koşulları ve farklı tabaka yerleşimleri durumlarındaki eğilme davranışları incelenmiştir. Houmat (2013), eğrisel liflere sahip tabakalı kompozit dikdörtgen plakların geometrik olarak lineer olmayan serbest titreşim analizini yapmak için, Von Karman'ın lineer olmayan ince plak teorisinden faydalanmıştır. Elde edilen denklemler hiyerarşik sonlu elemanlar modeli kullanılarak çözülmüştür. Farklı yönlenme açılarına göre yerleştirilmiş tabakalardan oluşan tabakalı kompozit plaktan elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Kumar ve diğ. (2011), farklı yönlerde yerleştirilmiş tabakalı kompozit plakların serbest titreşim davranışlarını zik-zak fonksiyonuna sahip yüksek mertebeden kayma deformasyon modelini kullanarak incelemiştir. Dinamik fonksiyon, virtüel iş ve Hamilton prensibinden yararlanılarak elde edilmiştir. Basit mesnetli anti-simetrik

çapraz tabakalı ve açılı tabakalı plaklar için üretilen denklemler, Navier çözüm yöntemi kullanılarak çözülmüştür. Khorshid ve Farhadi (2013), sıvı ile temaslı tabakalı dikdörtgen kompozit plakların hidrostatik titreşim analizini Rayleigh-Ritz yönteminden faydalanarak yapmıştır. Elde edilen sayısal veriler kullanılarak, farklı sınır koşulları, en-boy oranı, kalınlık oranı, lif yönlenme açıları, tabakaların malzeme özellikleri ve su tankının boyutu gibi farklı durumların etkileri detaylı bir şekilde incelenmiştir. Liut ve Huang (1996), düzgün yayılı sıcaklık yüklemesi etkisi altındaki, simetrik çapraz tabakalı kompozit plakların serbest titreşim analizlerini birinci mertebeden kayma deformasyon teorisinden yararlanarak incelemiştir. Dimitrienko (1997), yüksek sıcaklık etkisi altındaki kompozit malzeme ve yapıların termo-mekanik davranışlarını incelemek için yeni bir model geliştirmiştir. Geliştirilen model ile oluşan termomekanik davranışlardan elde ettiği sonuçlar, deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Reddy ve Chin (1998), fonksiyonel derecelendirilmiş silindir ve plakların termal yükleme etkisi altındaki termo-mekanik analizini sonlu elemanlar yöntemi ile çözmüştür. Jane ve Hong (2000), dört köşesinden basit mesnetli, tabakalı dikdörtgen ortotropik plakların termal yükleme etkisi altındaki eğilme analizlerini Navier çözüm yöntemini kullanarak çözmüştür. Singha ve diğ. (2001), çok katmanlı grafit epoksi malzemesinden oluşturulan çeşitli sınır koşullarına sahip tabakalı dikdörtgen kompozit plakların termal burkulma sonrası davranışlarını sonlu elemanlar modeliyle incelemiştir. Analiz yapılırken malzeme termal ve elastik özelliklerini, sıcaklığa bağlı olarak değiştiği kabul edilmiştir. Şenel (2002), sıcaklık etkisi altındaki farklı yönlenme açılına sahip tabakalı kompozit plakların elastik ve elasto-plastik durum için, farklı teoriler kullanarak gerilme analizlerini yapmıştır. Anti simetrik çapraz tabakalı ve açılı tabakalı plaklarda oluşan plastik ve yerel gerilmeleri incelenmiştir. Elastik bölgede tabakalı plak teorisi, elasto-plastik bölgede ise Tsai-Hill Teorisi kullanılmıştır. Sayman (2003), lineer termal yükleme altındaki simetrik olarak alüminyum metal matris ile birleştirilmiş tabakalı bir plağın farklı yönlenme doğrultularındaki elastik, plastik ve yerel gerilmelerini incelemiştir. Shen (2009), üniform yayılı yük ve sinüs eğrisi şeklinde termal yük etkisi altındaki tek duvarlı karbon nano tüplerle güçlendirilmiş, basit mesnetli fonksiyonel derecelendirilmiş nano kompozit plakların, doğrusal olmayan eğilme analizlerini yapmıştır. Yönetici denklemler oluşturulurken, termal etkileri içeren, doğrusal olmayan Von Karman tipi kinematiğe sahip yüksek mertebeden kayma deformasyonlu plak teorisi kullanılmıştır. Zenkour ve Alghamdi

(2010), termal ve mekanik sinüs eğrisi şeklinde yükleme etkisi altındaki fonksiyonel derecelendirilmiş sandviç plakların eğilme analizlerini, üçüncü mertebeden kayma deformasyonlu plak, ikinci mertebeden kayma deformasyonlu plak ile klasik plak teorilerini kullanarak incelemiştir. Zhen ve Li (2013), enine normal termal gerilmeleri içeren tabakalı kompozit plakların termal genleşme problemlerini çözmek amacıyla, termal yükleme altındaki yer değiştirme problemlerini yüksek mertebeden kayma deformasyon teorisini kullanmıştır. Virtüel iş yöntemiyle elde edilen denge denklemleri, Navier çözüm yöntemiyle çözülmüştür. Elde edilen sonuçlar, üç boyutlu teoriyle elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Akarsu (2013), belirli bir üniform sıcaklıkta simetrik dizilime sahip tabakalı kompozit bir plağın farklı yönlenme açılarındaki ısıl gerilme durumlarını sonlu elemanlar tabanlı Ansys paket programı ile incelemiştir. Carrera ve diğ. (2013), tabakalı plak ve kabukların termal gerilmelerini, Ritz yöntemi ve sonlu elemanlar yöntemini kullanarak incelemiştir. Ramos ve diğ. (2016), basit mesnetli tabakalı kompozit plaklar için termal yükleme altındaki statik davranışlarını birleştirilmiş Carrera fonksiyonuna dayanan trigonometrik bir teori vasıtasıyla incelemiştir. Fan ve Wang (2016), zemine oturan termal burkulma sonrası çatlamış matrisli sahip tabakalı kompozit plakların, büyük genlikli titreşim analizini yapmıştır. Tabakalı kompozit plak, geleneksel liflerle takviye edilmiş katmanlar ile karbon nano tüplerle takviye edilmiş katmanlardan oluşturulmuştur. Hareket denklemleri elde edilirken doğrusal olmayan Von Karman tipi kinematik bağıntılar kullanılmış, yüksek mertebeden kayma deformasyonlu plak teorisine dayanan bağıntılar elde edilmiştir. Rahmani ve Amin (2017), tabakalı dikdörtgen kompozit plakların, kontrollü titreşim vererek nem ve sıcaklık etkisi altındaki titreşim analizlerini Chebyshev-Ritz yöntemini kullanarak incelemiştir. Zhao ve diğ. (2017), parçalı kayma deformasyon teorisini ve sonlu elemanlar formüllerini kullanarak termal etki altındaki tabakalı kompozit ve sandviç plaklar için titreşim analizleri yapmıştır. Shen ve diğ. (2017), elastik zemine oturan liflerle güçlendirilmiş fonksiyonel derecelendirilmiş tabakalı kompozit plakların sıcaklık etkisi altındaki termal burkulma ve burkulma sonrası davranışlarını incelemiştir. Liflerle güçlendirilmiş plağın malzeme özellikleri sıcaklığa bağlı olarak değiştiği varsayılmıştır. Yönetici denklemleri, yüksek mertebeden kayma deformasyon teorisinin bağıntıları kullanılarak elde edilmiştir. Patel ve diğ. (2004), kalın tabakalı ile çift modüllü kompozit malzemelerden oluşturulmuş plakların termal yükleme etkisi altındaki eğilme davranışlarını yüksek mertebeden kayma deformasyon

teorisinden yararlanarak incelemiştir. Yönetici denklemler minimum potansiyel enerji prensibine bağlı olarak elde edilmiş olup sonlu elemanlar yöntemiyle çözülmüştür. Kayma etkisi, plak geometrisi, katman sayısı ve açılı katman yönlenme etkilerine bağlı olarak elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Emery ve diğ. (2008), tabakalı ortotropik kompozit malzemelerin termo-elastik gerilme analizleri için bir kalibrasyon yöntemi geliştirmiştir. Torabizadeh ve Fereidoon (2013), farklı tiplerdeki mekanik ve termal yükleme etkileri altındaki tabakalı kompozit plakların eğilme analizlerini klasik plak teorisinden faydalanarak yapmıştır. Çapraz tabakalı ve açılı tabakalı basit mesnetli plak için elde edilen denklemler, Navier çözüm yöntemiyle çözülmüştür. Sayyad ve diğ. (2015a), sinüs eğrisi şeklinde termal yükleme etkisi altındaki tabakalı kompozit plakların termal gerilme ve yer değiştirmeleri için analitik çözümler sunmuştur. Analitik çözümler elde edilirken çeşitli kayma deformasyon teorilerinden yararlanılmıştır. Yönetici denklemler, sınır koşullarına bağlı olarak virtüel iş prensibinden yararlanarak elde edilmiştir. Basit mesnetli tabakalı kompozit plak için elde edilen denklemler, Navier çözüm yöntemiyle çözülmüştür. Sayyad ve diğ. (2015b), lineer termal yük etkisi altındaki tabakalı kompozit plakların klasik plak teorisi ve kayma deformasyon teorilerini içinde barındıran dört farklı plak teorisinden yararlanarak, termo-elastik eğilme analizini yapmıştır. Plak yönetici denklemlerini virtüel iş prensibi kullanılarak elde edilmiştir. Elde edilen denklemler, Navier çözüm yöntemini kullanılarak çözülmüştür. Mehar ve Panda (2017), fonksiyonel derecelendirilmiş karbon nano tüplerle güçlendirilmiş kompozit plakların, birleştirilmiş termo-mekanik yükler altındaki eğilme davranışlarını yüksek mertebeden kayma deformasyon teorisinden yararlanarak incelemiştir. Choudhury ve diğ. (2017), termo mekanik yükleme altındaki kompozit plakların analizinde, tabaka rijitlik değişimlerinin ve tabaka yönlenme açı değişimlerinin düşey yer değiştirmeler üzerindeki etkilerini araştırmıştır. Han ve diğ. (2017), köpükle doldurulmuş oluklu kompozit sandviç plakların termal yükleme altındaki serbest titreşim ve burkulma davranışlarını farklı kayma deformasyon teorilerinden yararlanarak incelemiştir. Joshi ve diğ. (2017), termal çevre etkisi altında kısmi çatlaklara sahip izotropik ve fonksiyonel derecelendirilmiş mikro plakların klasik olmayan Kirchhof plak teorisinden faydalanarak serbest titreşim ve burkulma analizlerini yapmıştır. Cunedioğlu (2017), farklı sıcaklık parametrelerinde Winkler tipi elastik ortamla destekli ve elastik ortam desteksiz simetrik tabakalardan oluşturulmuş kompozit konsol bir kirişin aksenal yük etkisi altındaki burkulma ve

serbest titreşim davranışlarını incelemiştir. Çalışmada Euler Bernoulli kiriş teorisinden yararlanılırken, problemin çözümü için sonlu elemanlar yöntemi kullanılmıştır. Wen Chen ve Yi Chen (1989, 1991), elastik özellikleri sıcaklığa bağlı olarak değişen üniform sıcaklık alanı etkisi altındaki tabakalı kompozit plakların termal burkulma ve burkulma sonrası davranışlarını sonlu elemanlar modelinden yararlanarak incelemiştir. Lee ve Saravanos (1997), sıcaklığa bağlı malzeme özelliklerine sahip termo-piezo elektrik kompozit malzemelerin termo-mekanik analizini incelemiştir. Shukla ve diğ. (2004), sıcaklığa bağlı olarak özellikleri değişen tabakalı kompozit dikdörtgen plakların termal burkulma sonrası davranışlarını, Reissner Mindlin plak teorisi ve Von Karman lineer olmayan kinematiklerden yararlanarak incelemiştir. Liew ve diğ. (2004), sıcaklığa bağlı olarak özellikleri değişen, fonksiyonel derecelendirilmiş kalın tabakalı dikdörtgen kompozit plakların düzgün sıcaklık etkisi altındaki termal burkulma ve termal burkulma sonrası davranışlarını incelemiştir. Teorik denklemler elde edilirken, birinci mertebeden kayma deformasyon teorisi ve malzeme termo-elastik özelliklerinin sıcaklığa bağlı olarak değiştiğini gösteren parametreler kullanılmıştır. Yönetici denklemler minimum potansiyel enerji prensibine göre elde edilmiştir. Kim (2005), malzeme özellikleri sıcaklığa bağlı olarak değişim gösteren fonksiyonel dereceli dikdörtgen plakların sıcaklık etkisi altındaki titreşim davranışlarını Ritz yöntemini kullanarak incelemiştir. Dönme atalet momenti ve kayma şekil değiştirmelerini açıklamak için üçüncü mertebeden kayma deformasyon teorisi kullanılarak teorik model oluşturulmuştur. Vosoughi ve diğ. (2011), çarpık yerleştirilmiş liflerden oluşan tabakalı kompozit plakların sıcaklığa bağlı termal burkulma sonrası analizini gerçekleştirmiştir. Chen ve diğ. (2013), mekanik özellikleri sıcaklığa bağlı olarak değişim gösteren, sıcaklık etkisi altındaki tabakalı kompozit plakların burkulma ve titreşim davranışlarını incelemiş, mekanik özelliklerinin sıcaklık değişimine bağlı olarak değişim gösterdiği ve göstermediği durumları karşılaştırmıştır. Khalili ve diğ. (2013), sıcaklığa bağlı olarak mekanik özellikleri değişen fonksiyonel dereceli plakların, düşük hızlı çarpaz darbe etkisi sonucu oluşan değişimleri, klasik plak teorisinden yararlanarak incelemiştir. Fazzolari ve Carrera (2014), farklı sıcaklık etkileri altında farklı kalınlıklardaki fonksiyonel derecelendirilmiş izotropik ve sandviç plakların, termal stabilite analizini yapmıştır. Tung (2014), sıcaklık artışı ve üniform basınç etkisi altındaki, fonksiyonel derecelendirilmiş küresel kabukların, termo-mekanik stabilite analizini yapmıştır. Geometrik olarak doğrusal olmayan,

birinci mertebeden kayma deformasyon teorisini kullanılarak diferansiyel denklemleri oluşturulmuştur. Elde edilen denklemlerin yaklaşık çözümü Galerkin yöntemi kullanılarak yapılmıştır. Kolahchi ve diğ. (2014), sıcaklığa bağlı olarak mekanik özelliklerinde değişim gösteren, tek duvarlı karbon nano tüplerle güçlendirilmiş fonksiyonel derecelendirilmiş visko elastik plakların, Mindlin plak teorisinden yararlanarak, dinamik stabilite analizini yapmıştır. Plak visko-elastik özelliklerinin elde edilmesi için Kelvin-Voigt teorisinden yararlanılmıştır. Plak yönetici denklemleri, Hamilton Prensibi ve geometrik olarak doğrusal olmayan Von-Karman ortotropik Mindlin plak teorisini kullanılarak elde edilmiştir. Malekzadeh ve diğ. (2014), sıcaklığa bağlı olarak değişen malzeme özelliklerine sahip tabakalı kompozit plakların termal burkulma durumuna bağlı olarak optimizasyon çalışmasını, birinci mertebeden kayma deformasyonlu plak teorisinden faydalanarak incelemiştir. Sınır koşullarına bağlı olan yönetici denklemler, genetik algoritmayla birlikte doğrudan tekrarlı yöntem kullanılarak elde edilmiştir. Nikrad ve Asadi (2015), üniform sıcaklık artışı etkisi altındaki, tabakalar halinde dizilmiş sıcaklığa bağlı olarak mekanik özellikleri değişen kompozit plakların, termal burkulma davranışlarını geometrik olarak doğrusal olmayan Von-Karman ve yüksek mertebeden kayma deformasyon teorisinden faydalanarak incelemiştir. Doğrusal olmayan denge denklemleri, minimum toplam potansiyel enerji prensibine göre elde edilmiş, Newton Raphson yöntemine sahip Rayleigh Ritz metoduyla çözülmüştür. Mansouri ve Shariyat (2015), sıcaklık ve neme bağlı malzeme özelliklerine ve ortotropik negatif poisson etkisine sahip fonksiyonel derecelendirilmiş plakların, iki yönlü termal burkulma davranışlarını incelemiştir. Mousavi ve Kolahchi (2016), tek duvarlı karbon nano tüplerle güçlendirilmiş, sıcaklığa bağlı olarak özellikleri değişen nano kompozit polimer plakların termal burkulma davranışlarını incelemiştir. Ortotropik Mindlin plak teorisine dayanan plak yönetici denklemleri Hamilton prensibini kullanılarak üretilmiş, üretilen denklemleri Navier çözüm yöntemi kullanılarak çözülmüştür. Kazancı ve Mecitoğlu (2016), sıcaklığa bağlı malzeme özelliklerine sahip tabakalı kompozit dikdörtgen plakların aero-dinamik serbest titreşim analizini yapmıştır. Homojen lineer elastik ve küçük yer değiştirmeler için Kirchhof plak teorisinden faydalanılarak plak denklemleri türetilmiştir. Hareket denklemleri Hamilton Prensibine dayanarak elde edilmiştir. Aero-dinamik denklemler piston teorisini kullanılarak elde edilmiştir. Elde edilen denklemler sonlu elemanlar yöntemiyle çözülmüştür. Lee ve diğ. (2016), sıcaklığa bağlı malzeme

özelliklerine sahip tabakalı kompozit plakların parametrik olarak, termal dinamik stabilitesini, Bolotin yönteminden yararlanarak incelemiştir. Tabakalı plakların, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olarak değişme durumu ve sıcaklığa bağlı olarak değişmeme durumu dikkate alınarak oluşan termal dinamik stabilitesi karşılaştırılmıştır. Mirzaei ve Kiani (2017), grafen levhalar ile güçlendirilmiş tabakalı kompozit plakların, sıcaklığa bağlı olarak değişen termo-mekanik özelliklerini dikkate alarak, termal burkulma analizlerini yapmıştır. Elde edilen denklemler izogeometrik sonlu elemanlar yöntemiyle çözülmüştür. Demirbaş (2017), sıcaklığa bağlı malzeme özelliklerine sahip fonksiyonel dereceli plakların üç boyutlu elastisite teorisini kullanarak termal gerilme analizlerini incelemiştir. Lin ve diğ. (2017), grafenle güçlendirilmiş polimer kompozitlerin sıcaklığa bağlı olarak mekanik özelliklerinin değişimini, moleküler dinamik bir simülasyon kullanarak incelemiştir. Gu ve diğ. (2017), birleşik termal koruma sistemli, sıcaklığa bağlı olarak değişen malzeme özelliklerine sahip panellerin statik ve dinamik analizlerini, sonlu elemanlar modeliyle incelemiştir.

Literatürde görüldüğü üzere, tabakalı kompozit plakların sıcaklık etkisi altındaki mekanik davranışları ile yapılmış çalışmalarda, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olma özelliği çok az incelenmiştir. Bu çalışmanın bilimsel yönden orijinalliği, sıcaklığa bağlı malzeme özelliklerini dikkate alarak tabakalı kompozit plakların sıcaklık artışı etkisinde statik ve titreşim davranışlarının etraflıca incelenmesidir. Probleme ait hareket denklemleri, kayma etkilerini göz önüne alan, birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisi kullanılarak virtüel iş prensibi ile birlikte elde edilmiştir. Çalışmaya ait sayısal sonuçlarda kenarlarında serbestçe mesnetlenmiş çapraz dizilimli kare bir plak göz önüne alınarak, Navier çözüm yöntemi kullanılmıştır. Çalışmaya ait sayısal sonuçların ve grafiklerin elde edilmesinde, MATLAB programından faydalanılmış ve algoritmalar yazılmıştır. Çalışmada, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı özelliği ile birlikte kompozit plağın farklı tabaka sayıları, tabaka dizilimleri, fiber yönlenme açıları, sıcaklık değerleri ve plağın geometrik özelliklerine göre, sıcaklık artışı ile birlikte statik ve titreşim sonuçları elde edilmiş ve yorumlanmıştır. Kompozit plağa ait yer değiştirmeler, gerilmeler, doğal frekanslar tablolar ve grafikler üzerinden sunulmuştur. Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olma ve olmama durumları arasındaki farklar, statik ve titreşim sonuçları üzerinden kıyaslanmıştır. Ayrıca,

Çalışmada kullanılan birinci mertebeden kayma Şekil değiştirme plak teorisi ve bu teorinin özel durumu olan klasik plak teorisi arasındaki farklar ise sıcaklık etkisi ile birlikte yer değiştirmeler, gerilmeler ve doğal frekanslar yönünden elde edilmiş ve yorumlanmıştır. Probleme ait elde türetilen formülasyonların ve bilgisayar programının doğruluğunu test etmek amacıyla, literatürde yayınlanmış konuya yakın çalışmaların özel sonuçları ile karşılaştırma çalışmaları yapılmıştır.



3. TEORİ VE FORMÜLASYONLAR

3.1 Kompozit Malzemelerin Mekanik Özellikleri

Malzemeler kendi içlerinde eksen takımına bağlı olarak farklı şekilde tanımlanırlar. Malzeme sabitleri eksen takımına bağlıdır. Eksen takımı değiştikçe malzeme sabitleri değişir. Bütün doğrultularda malzeme özellikleri farklı olan malzemelere "anizotropik malzeme" denir.

Anizotropik bir cisim için en genel doğrusal elastik gerilme-şekil değiştirme ilişkisi (Bünye bağıntıları) izleyen şekilde verilmiştir.

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

Burada σ_{ij} gerilme tansörünü, C_{ij} rijitlik tansörünü ve ε_{ij} şekil değiştirme tansörünü göstermektedir. Gerilme ve şekil değiştirme tansörlerinin simetrik olması ile şekil değiştirme enerjisinin şekil değiştirmeye göre kısmi türevinin gerilmeye eşitliğinden dolayı C_{ij} rijitlik tansörü simetrik olmakta ve birbirinden bağımsız 21 adet birleşeni oluşturmaktadır. Böylece doğrultulardan bağımsız malzeme özelliği taşıyan anizotropik cisimlerde 21 adet elastik malzeme sabiti bulunmaktadır.

Bir malzemedeki, bir düzleme göre malzeme sabitleri bakımından simetrik özelliği var ise böyle malzemelere "monoklinik malzeme" adı verilir. Bu durumda rijitlik tansörünün birbirinden bağımsız 13 birleşeni olmaktadır. Monoklinik malzeme için bünye bağıntıları izleyen şekilde verilmiştir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{45} & C_{55} & 0 \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ 2\varepsilon_{23} \\ 2\varepsilon_{31} \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.2)$$

Monoklinik simetri düzlemine dik bir düzleme göre malzeme sabitleri bakımından simetrik ise, otomatik olarak bu iki düzleme dik olan başka bir düzleme göre malzeme sabitleri bakımından simetri durumu vardır. Böylesi malzemelere "Ortotrop

malzeme" denir. Bu durumda, monoklinik rijitlik tansöründeki $C_{16} = C_{26} = C_{45} = C_{36} = 0$ olur.

Ortotrop bir malzemede rijitlik tansörünün birbirinden bağımsız 9 birleşeni bulunmaktadır. Uygulamada, plak taşıyıcı elemanlar ortotropdur. Ortotrop malzeme için bünye bağıntıları izleyen şekilde verilmiştir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ 2\varepsilon_{23} \\ 2\varepsilon_{31} \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.3)$$

Ortotropik bir malzemede, malzeme özellikleri bir düzleme dik bütün doğrultularında aynı olması durumunda birbirinden bağımsız rijitlik tansörü sayısı 5'e düşer. Böylesi malzemeler "Transversal izotrop malzeme" denir. Transversal izotrop malzeme için bünye bağıntıları izleyen şekilde verilmiştir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{23} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (C_{22} - C_{23})/2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ 2\varepsilon_{23} \\ 2\varepsilon_{31} \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.4)$$

Bir malzemenin özellikleri tüm doğrultularda aynı ise, böylesi malzemelere "izotrop malzeme" denir. İzotrop bir malzemede rijitlik tansörünün birbirinden bağımsız 2 birleşeni bulunmaktadır. İzotrop malzeme için bünye bağıntıları izleyen şekilde verilmiştir.

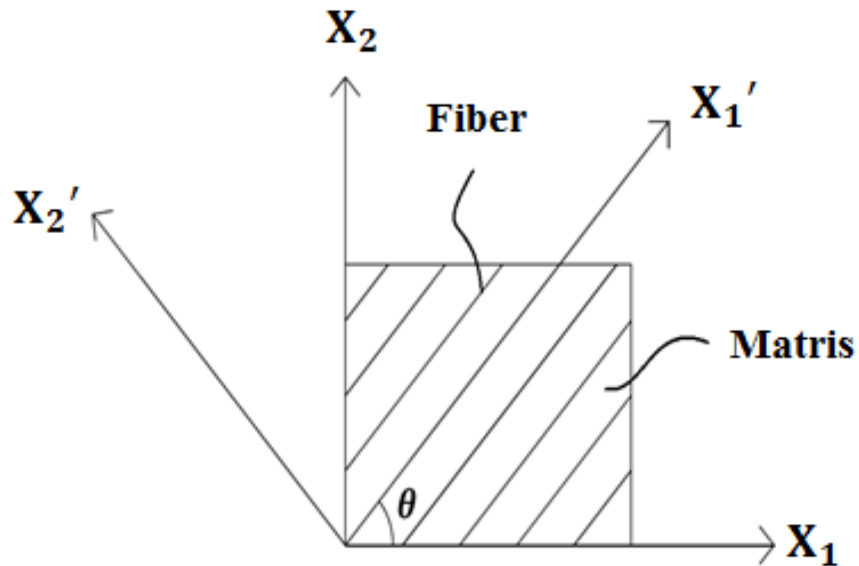
$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{12} & C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (C_{11} - C_{12})/2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & (C_{11} - C_{12})/2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & (C_{11} - C_{12})/2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ 2\varepsilon_{23} \\ 2\varepsilon_{31} \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.5)$$

burada $C_{11} = \lambda + 2\mu$, $C_{12} = \lambda$ dir. Buradaki λ ve μ sabitlerine Lamé sabitleri adı verilir. Lamé sabitleri elastik sabitler (E : Elastisite Modülü, ν : Poisson oranı, G =Kayma Modülü) cinsinden bağıntısı aşağıda verilmiştir.

$$\lambda = \frac{\nu E}{(1+\nu)(1-2\nu)}, \quad \mu = G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (3.6)$$

Fiber takviyeli kompozit malzemelerin mekanik özellikleri, fiberlerin yönlenme açılarına göre farklılıklar gösterir. Tek yön fiberli kompozitlere ait malzeme özellikleri, fiber doğrultusundaki en yüksek değerlerdedir. Fiberlere dik doğrultudaki malzeme özellikleri ise çok düşüktürler. Tek yön fiberli kompozit malzemeler genelde tek eksenli çekme veya düz eğilme gibi basit mukavemet hallerinde tercih edilir. Kompleks yükleme ve sınır şartlarına maruz taşıyıcı sistemlerde kullanılan kompozit malzemelerde yüksek dayanım elde etmek amacıyla, fiberler açılı ve tabakalı bir şekilde yerleştirilir. Oluşturulan bu kompozit malzeme içerisindeki fiberlerin yönlenme açılarına bağlı olarak farklı dayanım ve rijitlikler elde edilir. Fiber ile güçlendirilmiş kompozit malzemelerin bünye davranışları ortotropdur.

Kompozit malzemelerin mekanik özellikleri içerisinde yer alan, kompozit bir plak tabakanın mekanik özellikleri burada ifade edildi. Fiber doğrultuları aynı yönde olacak şekilde oluşturulan kompozit malzeme tabakasına "Lamina" denir. Şekil 3.1'de yatay eksen (X_1) ile θ açısı yapan fiberler ile güçlendirilmiş bir kompozit tabakanın durumu gösterilmiştir. Fiber açısı θ , 0° ile 90° olması halinde oluşturulan tabakaya "özel ortotrop kompozit tabaka" adı verilir. Özel ortotrop tabakalarda, fiber doğrultusu ile uygulanan gerilme aynı yönde ise en büyük dayanım, dik yönde olması halinde ise en küçük dayanım elde edilir. Şekil 3.1'de, fiber açısının 0° ve 90° değerleri ile çakışan X_1' ile X_2' eksen takımlarına asal malzeme doğrultuları denir.



Şekil 3.1 : Yönlendirilmiş fiberlerden oluşan tabaka

Bilindiği gibi plakların kalınlığı diğer boyutlarına göre küçük olduğundan dolayı, (3.3) eşitliğindeki ortotrop bünye bağıntısındaki $\sigma_{33} = \sigma_{13} = \sigma_{23} = 0$ olur. Bu durumda gerekli cebirsel düzeltmeler sonrasında, özel ortotrop bir tabakalı plak için bünye denklemleri sıcaklık etkisi ile birlikte izleyen formda elde edilir:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{66} \end{Bmatrix}^{(n)} = \begin{bmatrix} Q_{11}(T) & Q_{12}(T) & 0 \\ Q_{12}(T) & Q_{22}(T) & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} - \alpha_{11}(T)\Delta T \\ \varepsilon_{22} - \alpha_{22}(T)\Delta T \\ \varepsilon_{66} \end{Bmatrix}^{(n)} \quad (3.7a)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{44} \\ \sigma_{55} \end{Bmatrix}^{(n)} = \begin{bmatrix} Q_{44}(T) & 0 \\ 0 & Q_{55}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{44} \\ \varepsilon_{55} \end{Bmatrix}^{(n)} \quad (3.7b)$$

Burada Q_{11} , Q_{12} , Q_{22} , Q_{66} , Q_{44} , ve Q_{55} indirgenmiş rijitlik tansörü elemanları, α_{11} ve α_{22} sırasıyla X_1 ile X_2 doğrultularındaki sıcaklık genişleme katsayıları olup, sıcaklığa bağlı olarak değişmektedir. ΔT ise sıcaklık artışını göstermektedir. İndirgenmiş rijitlik tansörü elemanlarının malzeme değerleri izleyen şekilde verilmiştir.

$$Q_{11}^{(n)}(T) = \frac{E_1^{(n)}(T)}{1 - \nu_{12}^{(n)}(T)\nu_{21}^{(n)}(T)}, \quad Q_{22}^{(n)}(T) = \frac{E_2^{(n)}(T)}{1 - \nu_{12}^{(n)}(T)\nu_{21}^{(n)}(T)},$$

$$Q_{12}^{(n)}(T) = \frac{\nu_{12}^{(n)}(T)E_2^{(n)}(T)}{1 - \nu_{12}^{(n)}(T)\nu_{21}^{(n)}(T)} = \frac{\nu_{21}^{(n)}(T)E_1^{(n)}(T)}{1 - \nu_{12}^{(n)}(T)\nu_{21}^{(n)}(T)}, \quad Q_{66}^{(n)}(T) = G_{12}^{(n)}(T)$$

$$Q_{44}^{(n)}(T) = G_{23}^{(n)}(T) \quad Q_{55}^{(n)}(T) = G_{13}^{(n)}(T) \quad (3.8)$$

Burada E_1 ve E_2 sırasıyla X_1 ile X_2 doğrultularındaki Elastisite modülleri, ν_{12} ve ν_{21} sırasıyla X_1 - X_2 ile X_2 - X_1 düzlemlerindeki Poisson oranları, G_{12} X_1 - X_2 düzlemi için kayma modülü, G_{23} ve G_{13} sırasıyla X_2 - X_3 düzlemi ve X_1 - X_3 düzlemi içinde oluşan kayma modülüdür. Bu malzeme değerleri, sıcaklığın bir fonksiyonu olup, her bir sıcaklık değerinde değişmektedir.

Fiberler X_1 doğrultusu ile θ açısı yapması durumunda, oluşan genel ortotrop bir plağın bünye bağıntısı izleyen formdaki gibi olur.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11}(T) & \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{16}(T) \\ \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{22}(T) & \bar{Q}_{26}(T) \\ \bar{Q}_{16}(T) & \bar{Q}_{26}(T) & \bar{Q}_{66}(T) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} - \bar{\alpha}_{11}(T)\Delta T \\ \varepsilon_{22} - \bar{\alpha}_{22}(T)\Delta T \\ \gamma_{12} - 2\bar{\alpha}_{12}(T)\Delta T \end{Bmatrix} \quad (3.9a)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44}(T) & \bar{Q}_{45}(T) \\ \bar{Q}_{45}(T) & \bar{Q}_{55}(T) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \end{Bmatrix} \quad (3.9b)$$

Burada $\bar{Q}_{ij}(T)$ dönüştürülmüş rijitlik tansör elemanları olup, indirgenmiş genel rijitlik tansör elemanları olarak da isimlendirilir. $\bar{\alpha}_{ij}(T)$ dönüştürülmüş sıcaklık genişleme katsayılarıdır. Bu ifadelerin, özel ortotrop durum için indirgenmiş rijitlik tansörü elemanları ile θ açısı arasındaki dönüşüm bağıntıları izleyen şekilde verilmiştir.

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

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{44}(T) &= Q_{44}(T)\cos^2\theta + Q_{55}(T)\sin^2\theta \\ \bar{Q}_{45}(T) &= (Q_{55}(T) - Q_{44}(T))\cos\theta\sin\theta \\ \bar{Q}_{55}(T) &= Q_{44}(T)\sin^2\theta + Q_{55}(T)\cos^2\theta \end{aligned} \quad (3.10a)$$

$$\begin{aligned} \bar{\alpha}_{11}(T) &= \alpha_{11}(T)\cos^2\theta + \alpha_{22}(T)\sin^2\theta \\ \bar{\alpha}_{22}(T) &= \alpha_{22}(T)\cos^2\theta + \alpha_{11}(T)\sin^2\theta \\ 2\bar{\alpha}_{12} &= 2(\alpha_{11}(T) - \alpha_{22}(T))\sin\theta\cos\theta \end{aligned} \quad (3.10b)$$

Bir kompozit tabakanın kalınlık doğrultusu (X_3) boyunca ΔT sıcaklık farkı, üniform olmayan dağılım için izleyen eşitlikte verilmiştir.

$$\Delta T(X_3) = \Delta T_0 + X_3\Delta T_f \quad (3.11a)$$

burada,

$$\Delta T_0 = \frac{\Delta T_A + \Delta T_{\dot{U}}}{2}, \quad \Delta T_f = \frac{\Delta T_{\dot{U}} - \Delta T_A}{h_t} \quad (3.11b)$$

Burada ΔT_A ile $\Delta T_{\dot{U}}$ sırasıyla alt yüzey ve üst yüzey sıcaklık artışlarını göstermektedir. h_t ise tabaka kalınlığını göstermektedir. Sıcaklık artışı ile birlikte tabakanın kalınlık boyunca herhangi bir noktasının son sıcaklığı;

$$T = T_0 + \Delta T(X_3) \quad (3.11c)$$

olur. Burada T_0 ilk ortam sıcaklığını, T ise son sıcaklığı göstermektedir. Yukarıda verilen bünye denklemlerinde, malzeme özellikleri sıcaklığa bağlı değişmekte olup, bu özelliklerin sıcaklığa bağlı fonksiyon olarak ifade etmek gereklidir. Bu çalışmada, sıcaklığa bağlı malzeme özellikleri, Li ve Qiao (2015), ve Shen, (1999) çalışmalarında ortotropik kompozit malzemeler için aşağıda verilen sıcaklık-malzeme fonksiyonları seçilmiştir.

$$\begin{aligned} E_1(T) &= E_{01}(1 - 0,5 * 10^{-3} \Delta T) GPa \\ E_2(T) &= E_{02}(1 - 0,2 * 10^{-3} \Delta T) GPa \\ G_{12}(T) &= G_{13}(T) = G_{012}(1 - 0,2 * 10^{-3} \Delta T) GPa \\ G_{23}(T) &= G_{023}(1 - 0,2 * 10^{-3} \Delta T) GPa \\ \alpha_{11}(T) &= \alpha_{011}(1 + 0,5 * 10^{-3} \Delta T) / ^\circ C \\ \alpha_{22}(T) &= \alpha_{022}(1 + 0,5 * 10^{-3} \Delta T) / ^\circ C \end{aligned} \quad (3.12)$$

Buradaki denklemlerde E_{01} , E_{02} , G_{012} , G_{023} , α_{011} , α_{022} kompozit malzemenin başlangıç sıcaklığındaki malzeme değerleridir.

3.2 Birinci Mertebeden Plak Kayma Şekil Değişirme Teorisi

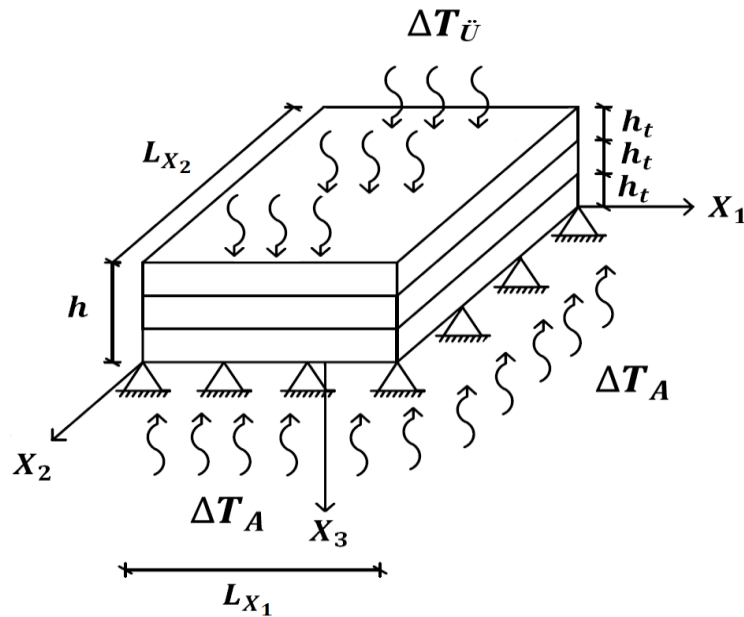
Birinci mertebeden plak kayma şekil değişirme teorisi, kayma şekil değiştirmelerini içeren birçok plak teorisinden biridir. Bu teorilerde yer değiştirmeler ve gerilmeler kalınlık koordinatı ile belirsiz konum fonksiyonlarının doğrusal kombinasyonlarının açılımından elde edilmektedir. Temel denklemler, hem virtüel iş prensibi kullanılarak hem de tabakalı plak kalınlığı boyunca üç-boyutlu (3D) gerilme denge denklemlerinin ağırlıklı-integrali ile türetilmektedir. Böylece eşdeğer bir tabakalı plak teorisi geliştirilmiş olur. Yer değiştirmeleri esas alan teorilerde, yer değiştirme vektörünün üç bileşeni, kalınlık koordinatı ve belirsiz fonksiyonların kuvvet serileri açılımından elde edilir. Plak teorilerinde yer değiştirmeler ve şekil değiştirmeler,

tabakalı plak kalınlığı boyunca süreklidir. Bu durum, gerilmelerin hesaplanmasında bünye denklemlerinin kullanılması koşulunda katman ara yüzeylerinde değişken malzeme katsayılarından dolayı tabaka içi gerilme alanlarında süreksizliğe sebep olmaktadır. (Ochoa ve Reddy 1992).

Tabakalı kompozit plakların birinci mertebeden kayma Şekil değiştirme plak teorisi ile analizinin yapılabilmesi için belirli sınır koşullarına gereksinim duyulmaktadır. Teorik olarak, tabakalı plaklar için bazı sınırlamalar ve varsayımlar aşağıda sıralanmıŐtır.

- Tabakalar, özellikle lifler ve matris birbirlerine mkemmел Şekilde bađlanmıŐtır.
- Lifler birbirleri arasında paralel ve düzenli bir dağılım gösterir.
- Her katmandaki malzemeler lineer elastik olarak kabul edilir ve malzeme birbirine dik üç simetrik düzleme sahiptir. (ortotropik malzeme)
- Her bir katman eşit Şekilde dađılmıŐ kalınlığa sahiptir.

Şekil 3.2’de, tabakalı kompozit malzemeden yapılmış kenarlarından serbest mesnetli bir plağın kartezyen koordinat sistemi (X_1, X_2, X_3)’e göre üniform olmayan sıcaklık artışı altındaki durumu gösterilmiştir.



Şekil 3.2 : Sıcaklık etkisi altındaki tabakalı bir plak

3.2.1 Yer değiştirme - Şekil değiştirme ilişkisi

X_1, X_2, X_3 kartezyen koordinat takımlarına göre, plağın yer değiştirme alanları Birinci mertebeden kayma Şekil değiştirme plak teorisine göre izleyen ifadede verilmiştir.

$$\begin{aligned}u_1(X_1, X_2, X_3, t) &= u_{01}(X_1, X_2, t) - X_3 \phi_{X_1}(X_1, X_2, t) \\u_2(X_1, X_2, X_3, t) &= u_{02}(X_1, X_2, t) - X_3 \phi_{X_2}(X_1, X_2, t) \\u_3(X_1, X_2, X_3, t) &= u_{03}(X_1, X_2, t)\end{aligned}\quad (3.13)$$

Burada, eşitlik 3.13' de $u_{01}, u_{02}, u_{03}, \phi_{X_1}, \phi_{X_2}$ bilinmeyen fonksiyonlardır. Aynı zamanda u_{01}, u_{02}, u_{03} plak orta düzleminde ait yer değiştirmeleri ifade eder.

$$\frac{\partial u_1}{\partial u_3} = \phi_{X_1}, \quad \frac{\partial u_2}{\partial u_3} = \phi_{X_2}\quad (3.14)$$

Eşitlik 3.14' de, ϕ_{X_1} ve ϕ_{X_2} X_2 ve X_1 eksenleri etrafındaki dönmeleridir. Dönme fonksiyonu ϕ_{X_1} ve ϕ_{X_2} enine yer değiştirmeler cinsinden aşağıda izleyen Şekilde ifade edilmiştir.

$$\phi_{X_1} = -\frac{\partial u_{03}}{\partial X_1}, \quad \phi_{X_2} = -\frac{\partial u_{03}}{\partial X_2}\quad (3.15)$$

Eşitlik 3.13'de, u_1, u_2, u_3 bileşenleri sırasıyla X_1, X_2, X_3 doğrultuları boyunca toplam yer değiştirmeleri, u_{01}, u_{02}, u_{03} bileşenleri ise plağın orta düzleminin ($X_3 = 0$ düzlemi) orta noktasının sırasıyla X_1, X_2, X_3 doğrultularındaki yer değiştirmeleridir. Plaktaki Şekil değiştirme-yer Şekil değiştirme bağıntıları izleyen Şekilde verilmiştir.

$$\begin{aligned}\varepsilon_{X_1X_1} &= \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} + X_3 \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_1} & \varepsilon_{X_2X_2} &= \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} + X_3 \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_2} \\ \gamma_{X_1X_2} &= \frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} + X_3 \left(\frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_2} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_1} \right) \\ \gamma_{X_1X_3} &= \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} + \phi_{X_1}, & \gamma_{X_2X_3} &= \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \phi_{X_2}, & \varepsilon_{X_3X_3} &= 0\end{aligned}\quad (3.16)$$

Bünye denklemlerindeki Şekil değiştirme ifadeleri yerine yer değiştirme ifadeleri yazılırsa, herhangi bir n 'inci tabaka için özel ortotrop ile genel ortotrop bünye bağıntıları izleyen formda olur.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1 X_1} \\ \varepsilon_{X_2 X_2} \\ \gamma_{X_2 X_3} \\ \gamma_{X_1 X_3} \\ \gamma_{X_1 X_2} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1 X_1}^{(0)} \\ \varepsilon_{X_2 X_2}^{(0)} \\ \gamma_{X_2 X_3}^{(0)} \\ \gamma_{X_1 X_3}^{(0)} \\ \gamma_{X_1 X_2}^{(0)} \end{Bmatrix} + X_3 \begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1 X_1}^{(1)} \\ \varepsilon_{X_2 X_2}^{(1)} \\ \gamma_{X_2 X_3}^{(1)} \\ \gamma_{X_1 X_3}^{(1)} \\ \gamma_{X_1 X_2}^{(1)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} \\ \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} \\ \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} + \phi_{X_2} \\ \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} + \phi_{X_1} \\ \frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} \end{Bmatrix} + X_3 \begin{Bmatrix} \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_1} \\ \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_2} \\ 0 \\ 0 \\ \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_2} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_1} \end{Bmatrix} \quad (3.17)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{X_1 X_1} \\ \sigma_{X_2 X_2} \\ \sigma_{X_1 X_2} \end{Bmatrix}^{(n)} = \begin{bmatrix} Q_{11}(T) & Q_{12}(T) & 0 \\ Q_{12}(T) & Q_{22}(T) & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} - X_3 \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} - \alpha_{11}(T)\Delta T \\ \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} - X_3 \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} - \alpha_{22}(T)\Delta T \\ \frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} - X_3 \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} - X_3 \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} - 2\alpha_{12}(T)\Delta T \end{Bmatrix}^{(n)} \quad (3.18)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{X_1 X_1} \\ \sigma_{X_2 X_2} \\ \sigma_{X_1 X_2} \end{Bmatrix}^{(n)} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11}(T) & \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{16}(T) \\ \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{22}(T) & \bar{Q}_{26}(T) \\ \bar{Q}_{16}(T) & \bar{Q}_{26}(T) & \bar{Q}_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} - X_3 \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} - \bar{\alpha}_{11}(T)\Delta T \\ \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} - X_3 \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} - \bar{\alpha}_{22}(T)\Delta T \\ \frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} - X_3 \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} - X_3 \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} - 2\bar{\alpha}_{12}(T)\Delta T \end{Bmatrix}^{(n)} \quad (3.19)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{X_2 X_3} \\ \sigma_{X_1 X_3} \end{Bmatrix}^{(n)} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44}(T) & \bar{Q}_{45}(T) \\ \bar{Q}_{45}(T) & \bar{Q}_{55}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} - \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} \\ \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} - \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \end{Bmatrix}^{(n)} \quad (3.20)$$

3.2.2 Kayma düzeltme faktörü

Tabakalı kompozit plakta, tabaka kalınlıkları boyunca enine kayma şekil değiştirmeleri birinci mertebeden plak kayma şekil değiştirme teorisine göre sabit kabul edildiğinden, enine kayma gerilmeleri de sabit kabul edilir. Homojen bir kiriş örneğinde bilindiği gibi, enine kayma gerilmeleri, kiriş kalınlığı boyunca en az ikinci mertebeden parabolik olarak değişmektedir. Gerçek gerilme durumu ve sabit gerilme durumu arasında oluşan bu fark, enine kayma kuvveti (Q_{X_1}, Q_{X_2}) sonuçları hesaplanıp düzeltilerek birinci derece teorisi ile tahmin edilir. Kayma düzeltme faktörü olarak adlandırılan bu parametre K olarak adlandırılır.

$$\begin{Bmatrix} Q_{X_1} \\ Q_{X_2} \end{Bmatrix} = K \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{Bmatrix} \sigma_{X_1 X_3} \\ \sigma_{X_2 X_3} \end{Bmatrix} dX_3 \quad (3.21)$$

Plak enine kayma rijitlikleri bir miktar değiştirilir. K faktörü, üç boyutlu elastisite teorisinden yararlanılarak, enine kayma gerilmelerinden kaynaklı oluşan şekil değiştirme enerjisi ve gerçek kayma gerilmelerden dolayı oluşan şekil değiştirme enerjisi arasındaki fark hesaplanarak bulunur. Tabakalı plaklarda kayma düzeltme faktörü, tabaka özelliklerine ve tabaka dizilimlerine bağlıdır.

3.2.3 Tabaka yönetici denklemleri

Birinci mertebeden plak kayma şekil değiştirme teorisinden yararlanılarak her bir tabaka için elde edilen yönetici denklemler ve bağıntılar bu kısımda verilmiştir. Burada, tabakaların iç kuvvet ve moment sonuçları - şekil değiştirme ilişkilerini veren yönetici denklemler elde edilmiştir. Her bir tabakanın ortotropik ve lineer - elastik olduğu varsayılmıştır. İç kuvvet ve moment ifadeleri, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı değiştiği durum ile birlikte, tabakalı plağa üniform olmayan sıcaklık etkisi altında elde edilmiştir. Tabakalı plağa ait iç kuvvet ve moment değerleri izleyen şekilde verilmiştir.

$$\begin{Bmatrix} N_{X_1X_1} \\ N_{X_2X_2} \\ N_{X_1X_2} \end{Bmatrix} = \sum_{n=1}^N \int_{z_n}^{z_{n+1}} \begin{Bmatrix} \sigma_{X_1X_1} \\ \sigma_{X_2X_2} \\ \sigma_{X_1X_2} \end{Bmatrix} dX_3 \quad (3.22a)$$

$$= \sum_{n=1}^N \int_{z_n}^{z_{n+1}} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11}(T) & \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{16}(T) \\ \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{22}(T) & \bar{Q}_{26}(T) \\ \bar{Q}_{16}(T) & \bar{Q}_{26}(T) & \bar{Q}_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \left(\begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1X_1}^{(0)} \\ \varepsilon_{X_2X_2}^{(0)} \\ \gamma_{X_1X_2}^{(0)} \end{Bmatrix} + X_3 \begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1X_1}^{(1)} \\ \varepsilon_{X_2X_2}^{(1)} \\ \gamma_{X_1X_2}^{(1)} \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \bar{\alpha}_{X_1X_1}(T) \\ \bar{\alpha}_{X_2X_2}(T) \\ 2\bar{\alpha}_{X_1X_2}(T) \end{Bmatrix}^{(n)} \Delta T \right) dX_3 \quad (3.22b)$$

$$\begin{Bmatrix} N_{X_1X_1}^T \\ N_{X_2X_2}^T \\ N_{X_1X_2}^T \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11}(T) & A_{12}(T) & A_{16}(T) \\ A_{12}(T) & A_{22}(T) & A_{26}(T) \\ A_{16}(T) & A_{26}(T) & A_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \left(\begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1X_1}^{(0)} \\ \varepsilon_{X_2X_2}^{(0)} \\ \gamma_{X_1X_2}^{(0)} \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \bar{\alpha}_{X_1X_1}(T) \\ \bar{\alpha}_{X_2X_2}(T) \\ 2\bar{\alpha}_{X_1X_2}(T) \end{Bmatrix} \Delta T \right) + \begin{bmatrix} B_{11}(T) & B_{12}(T) & B_{16}(T) \\ B_{12}(T) & B_{22}(T) & B_{26}(T) \\ B_{16}(T) & B_{26}(T) & B_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \left(X_3 \begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1X_1}^{(1)} \\ \varepsilon_{X_2X_2}^{(1)} \\ \gamma_{X_1X_2}^{(1)} \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \bar{\alpha}_{X_1X_1}(T) \\ \bar{\alpha}_{X_2X_2}(T) \\ 2\bar{\alpha}_{X_1X_2}(T) \end{Bmatrix} \Delta T \right) \quad (3.23a)$$

$$\begin{Bmatrix} N_{X_1X_1}^T \\ N_{X_2X_2}^T \\ N_{X_1X_2}^T \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11}(T) & A_{12}(T) & A_{16}(T) \\ A_{12}(T) & A_{22}(T) & A_{26}(T) \\ A_{16}(T) & A_{26}(T) & A_{66}(T) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} \\ \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} \\ \frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} \end{Bmatrix}$$

$$- \begin{bmatrix} B_{11}(T) & B_{12}(T) & B_{16}(T) \\ B_{12}(T) & B_{22}(T) & B_{26}(T) \\ B_{16}(T) & B_{26}(T) & B_{66}(T) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_1} \\ \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_2} \\ \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_2} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_1} \end{Bmatrix} \quad (3.23b)$$

$$\begin{Bmatrix} M_{X_1 X_1}^T \\ M_{X_2 X_2}^T \\ M_{X_1 X_2}^T \end{Bmatrix} = \sum_{n=1}^N \int_{z_n}^{z_{n+1}} \begin{Bmatrix} \sigma_{X_1 X_1} \\ \sigma_{X_2 X_2} \\ \sigma_{X_1 X_2} \end{Bmatrix} X_3 dX_3 \quad (3.24a)$$

$$= \sum_{n=1}^N \int_{z_n}^{z_{n+1}} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11}(T) & \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{16}(T) \\ \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{22}(T) & \bar{Q}_{26}(T) \\ \bar{Q}_{16}(T) & \bar{Q}_{26}(T) & \bar{Q}_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \left(\begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1 X_1}^{(0)} \\ \varepsilon_{X_2 X_2}^{(0)} \\ \gamma_{X_1 X_2}^{(0)} \end{Bmatrix} + X_3 \begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1 X_1}^{(1)} \\ \varepsilon_{X_2 X_2}^{(1)} \\ \gamma_{X_1 X_2}^{(1)} \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \bar{\alpha}_{X_1 X_1}(T) \\ \bar{\alpha}_{X_2 X_2}(T) \\ 2\bar{\alpha}_{X_1 X_2}(T) \end{Bmatrix}^{(n)} \Delta T \right) X_3 dX_3 \quad (3.24b)$$

$$\begin{Bmatrix} M_{X_1 X_1}^T \\ M_{X_2 X_2}^T \\ M_{X_1 X_2}^T \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11}(T) & B_{12}(T) & B_{16}(T) \\ B_{12}(T) & B_{22}(T) & B_{26}(T) \\ B_{16}(T) & B_{26}(T) & B_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \left(\begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1 X_1}^{(0)} \\ \varepsilon_{X_2 X_2}^{(0)} \\ \gamma_{X_1 X_2}^{(0)} \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \bar{\alpha}_{X_1 X_1}(T) \\ \bar{\alpha}_{X_2 X_2}(T) \\ 2\bar{\alpha}_{X_1 X_2}(T) \end{Bmatrix}^{(n)} \Delta T \right) + \begin{bmatrix} D_{11}(T) & D_{12}(T) & D_{16}(T) \\ D_{12}(T) & D_{22}(T) & D_{26}(T) \\ D_{16}(T) & D_{26}(T) & D_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} + \left(X_3 \begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1 X_1}^{(1)} \\ \varepsilon_{X_2 X_2}^{(1)} \\ \gamma_{X_1 X_2}^{(1)} \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \bar{\alpha}_{X_1 X_1}(T) \\ \bar{\alpha}_{X_2 X_2}(T) \\ 2\bar{\alpha}_{X_1 X_2}(T) \end{Bmatrix}^{(n)} \Delta T \right) \quad (3.25a)$$

$$\begin{Bmatrix} M_{X_1 X_1}^T \\ M_{X_2 X_2}^T \\ M_{X_1 X_2}^T \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11}(T) & B_{12}(T) & B_{16}(T) \\ B_{12}(T) & B_{22}(T) & B_{26}(T) \\ B_{16}(T) & B_{26}(T) & B_{66}(T) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} \\ \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} \\ \frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} D_{11}(T) & D_{12}(T) & D_{16}(T) \\ D_{12}(T) & D_{22}(T) & D_{26}(T) \\ D_{16}(T) & D_{26}(T) & D_{66}(T) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_1} \\ \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_2} \\ \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_2} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_1} \end{Bmatrix} \quad (3.25b)$$

$$\begin{Bmatrix} Q_{X_2} \\ Q_{X_1} \end{Bmatrix} = K \begin{bmatrix} A_{44}(T) & A_{45}(T) \\ A_{45}(T) & A_{55}(T) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \phi_{X_2} \\ \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} + \phi_{X_1} \end{Bmatrix} \quad (3.26)$$

Burada, A_{ij} uzama rijitliği, D_{ij} eğilme rijitliği ve B_{ij} eğilme- uzama girişim rijitliği, $\bar{Q}_{ij}(T)^n$ ise yönlenmiş tabaka rijitliklerini gösterir:

$$(A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}) = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \bar{Q}_{ij}(T) (1, X_3, X_3^2) dX_3 \quad (3.27a)$$

$$= \sum_{n=1}^N \int_{z_n}^{z_{n+1}} \bar{Q}_{ij}(T)^n (1, X_3, X_3^2) dX_3 \quad (3.27b)$$

$$A_{ij} = \sum_{n=1}^N \bar{Q}_{ij}(T)^n (X_{3_{n+1}} - X_{3_n}) \quad (3.27c)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^N \bar{Q}_{ij}(T)^n (X_{3_{n+1}}^2 - X_{3_n}^2) \quad (3.27d)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{n=1}^N \bar{Q}_{ij}(T)^n (X_{3_{n+1}}^3 - X_{3_n}^3) \quad (3.27e)$$

Malzeme özellikleri sıcaklığa bağlı olarak değişen, üniform olmayan sıcaklık yükü etkisi altındaki tabakalı plağın aksenal kuvvet ve momentleri aşağıdaki matriste ifade edilmiştir. Burada, ε^0 düzlem içi şekil değiştirmeleri, ε^1 eğilmeden kaynaklı oluşan düzlem içi şekil değiştirmeleri göstermektedir.

$$\begin{Bmatrix} \{N\} \\ \{M\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [A(T)] & [B(T)] \\ [B(T)] & [D(T)] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\varepsilon^0\} \\ \{\varepsilon^1\} \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \{N^T\} \\ \{M^T\} \end{Bmatrix} \quad (3.28)$$

Denklem 3.28'de, $\{N^T\}$ ve $\{M^T\}$ sıcaklık yüklemesi etkisi altında oluşan kuvvet ve momentler olup izleyen ifadede tanımlanmıştır:

$$\{N^T\} = \sum_{n=1}^N \int_{z_n}^{z_{n+1}} \bar{Q}_{ij}(T)^n \{\bar{\alpha}(T)\}^n \Delta T dX_3 \quad (3.29)$$

$$\{M^T\} = \sum_{n=1}^N \int_{z_n}^{z_{n+1}} \bar{Q}_{ij}(T)^n \{\bar{\alpha}(T)\}^n \Delta T X_3 dX_3 \quad (3.30)$$

3.2.4 Hareket denklemleri

Tabakalı kompozit plağa ait hareket denklemleri, dinamik durum da göz önünde bulundurularak virtüel iş prensibi ile elde edilmiştir.

$$0 = \int_0^T (\delta U + \delta V - \delta K) dt \quad (3.31)$$

Denklem 3.31'de, δU virtüel şekil değiştirme enerjisi, δV dış yüklerin yapmış olduğu virtüel iş ve δK virtüel kinetik enerjisi ifade ederler.

$$\begin{aligned} \delta U = \int_{\Omega} \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} & (\sigma_{X_1 X_1} \delta \varepsilon_{X_1 X_1} + \sigma_{X_2 X_2} \delta \varepsilon_{X_2 X_2} + \sigma_{X_1 X_2} \delta \gamma_{X_1 X_2} + \sigma_{X_1 X_3} \delta \gamma_{X_1 X_3} + \\ & \sigma_{X_2 X_3} \delta \gamma_{X_2 X_3}) dX_3 dX_1 dX_2 \end{aligned} \quad (3.32a)$$

$$= \int_{\Omega} \left\{ \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \left[\sigma_{X_1 X_1} \left(\delta \varepsilon_{X_1 X_1}^{(0)} + X_3 \delta \varepsilon_{X_1 X_1}^{(1)} \right) + \sigma_{X_2 X_2} \left(\delta \varepsilon_{X_2 X_2}^{(0)} + X_3 \delta \varepsilon_{X_2 X_2}^{(1)} \right) + \right. \right. \\ \left. \left. \sigma_{X_1 X_2} \left(\delta \gamma_{X_1 X_2}^{(0)} + X_3 \delta \gamma_{X_1 X_2}^{(1)} \right) + \sigma_{X_1 X_3} \delta \gamma_{X_1 X_3}^{(0)} + \sigma_{X_2 X_3} \delta \gamma_{X_2 X_3}^{(0)} \right] dX_3 \right\} dX_1 dX_2 \quad (3.32b)$$

$$\delta V = - \int_{\Omega} \left[q_a(X_1, X_2) \delta u_3 \left(X_1, X_2, \frac{h}{2} \right) + q_{\ddot{u}}(X_1, X_2) \delta u_3 \left(X_1, X_2, -\frac{h}{2} \right) \right] dX_1 dX_2 \\ = - \int_{\Omega} \{ [q_a + q_{\ddot{u}}] \delta u_{03} \} dX_1 dX_2 \quad (3.33)$$

$$\delta K = \int_{\Omega} \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \rho_0 \left[(\dot{u}_{01} + X_3 \dot{\phi}_{X_1}) (\delta \dot{u}_{01} + \delta X_3 \dot{\phi}_{X_1}) + (\dot{u}_{02} + X_3 \dot{\phi}_{X_2}) (\delta \dot{u}_{02} + \right. \\ \left. \delta X_3 \dot{\phi}_{X_2}) + \dot{u}_{03} \delta \dot{u}_{03} \right] dX_3 dX_1 dX_2 \quad (3.34)$$

Burada, q_a tabakanın alt yüzeyinden ($X_3 = h/2$) uygulanan yayılı yüküdür. $q_{\ddot{u}}$ ise tabakanın üst yüzeyinden ($X_3 = -h/2$) uygulanan yayılı yüküdür. Virtüel iş ifadeleri, kesit tesirleri ve yer değiştirmeler cinsinden izleyen şekilde ifade edilmiştir.

$$0 = \int_{\Omega} \left\{ N_{X_1 X_1} \delta \varepsilon_{X_1 X_1}^{(0)} + M_{X_1 X_1} \delta \varepsilon_{X_1 X_1}^{(1)} + N_{X_2 X_2} \delta \varepsilon_{X_2 X_2}^{(0)} + M_{X_2 X_2} \delta \varepsilon_{X_2 X_2}^{(1)} + N_{X_1 X_2} \delta \gamma_{X_1 X_2}^{(0)} + \right. \\ \left. M_{X_1 X_2} \delta \gamma_{X_1 X_2}^{(1)} + Q_{X_1} \delta \gamma_{X_1 X_3}^{(0)} + Q_{X_2} \delta \gamma_{X_2 X_3}^{(0)} - q \delta u_{03} - I_0 (\dot{u}_{01} \delta \dot{u}_{01} + \dot{u}_{02} \delta \dot{u}_{02} + \right. \\ \left. \dot{u}_{03} \delta \dot{u}_{03}) - I_1 (2 \dot{\phi}_{X_1} \delta \dot{u}_{01} + 2 \dot{\phi}_{X_2} \delta \dot{u}_{02}) - I_2 (\dot{\phi}_{X_1} \delta \dot{\phi}_{X_1} + \dot{\phi}_{X_2} \delta \dot{\phi}_{X_2}) \right\} dX_1 dX_2 \quad (3.35)$$

Denklem 3.35'de, $N_{X_1 X_1}$, $N_{X_2 X_2}$, $N_{X_1 X_2}$, $M_{X_1 X_1}$, $M_{X_2 X_2}$, $M_{X_1 X_2}$ plağa ait kesit tesirleri ve I_0 , I_1 , I_2 kütle atalet momentlerini ifade eder.

$$\begin{Bmatrix} N_{X_1 X_1} \\ N_{X_2 X_2} \\ N_{X_1 X_2} \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{Bmatrix} \sigma_{X_1 X_1} \\ \sigma_{X_2 X_2} \\ \sigma_{X_1 X_2} \end{Bmatrix} dX_3 \quad (3.36)$$

$$\begin{Bmatrix} M_{X_1 X_1} \\ M_{X_2 X_2} \\ M_{X_1 X_2} \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{Bmatrix} \sigma_{X_1 X_1} \\ \sigma_{X_2 X_2} \\ \sigma_{X_1 X_2} \end{Bmatrix} X_3 dX_3 \quad (3.37)$$

$$\begin{Bmatrix} I_0 \\ I_1 \\ I_2 \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{Bmatrix} 1 \\ X_3 \\ X_3^2 \end{Bmatrix} \rho_0 dX_3 \quad (3.38)$$

Denklem 3.36 ve Denklem 3.37'de, $N_{X_1 X_1}$, $N_{X_2 X_2}$, $N_{X_1 X_2}$, plak içerisinde oluşan aksenal kuvvetlerdir. $M_{X_1 X_1}$, $M_{X_2 X_2}$, $M_{X_1 X_2}$, plakta oluşan moment tesirleridir. Virtüel şekil değiştirmelerin, virtüel yer değiştirmeler cinsinden ifadesi aşağıdaki

bağıntılarda gösterilmiştir.

$$\begin{aligned}
\delta\varepsilon_{X_1X_1}^{(0)} &= \frac{\partial\delta u_{01}}{\partial X_1}, & \delta\varepsilon_{X_1X_1}^{(1)} &= -\frac{\partial^2\delta u_{03}}{\partial X_1^2} \\
\delta\varepsilon_{X_2X_2}^{(0)} &= \frac{\partial\delta u_{02}}{\partial X_2}, & \delta\varepsilon_{X_2X_2}^{(1)} &= -\frac{\partial^2\delta u_{03}}{\partial X_2^2} \\
\delta\gamma_{X_1X_2}^{(0)} &= \frac{\partial\delta u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial\delta u_{02}}{\partial X_1} \\
\delta\gamma_{X_1X_2}^{(1)} &= -2\frac{\partial^2\delta u_{03}}{\partial X_1\partial X_2}
\end{aligned} \tag{3.39}$$

Denklem 3.39’da, virtüel yer değiştirmeler cinsinden $(\delta u_{01}, \delta u_{02}, \delta u_{03})$ elde edilen Şekil değiştirme bağıntıları, virtüel iş denklemlerinde yerine konularak yazıldığında, izleyen virtüel iş denklemleri elde edilir;

$$\begin{aligned}
0 = \left\{ \int_{\Omega_0} \int_0^T \left[-N_{X_1X_1} \frac{\partial\delta u_{01}}{\partial X_1} - M_{X_1X_1} \frac{\partial^2\delta u_{03}}{\partial X_1^2} - N_{X_2X_2} \frac{\partial\delta u_{02}}{\partial X_2} - M_{X_2X_2} \frac{\partial^2\delta u_{03}}{\partial X_2^2} - \right. \right. \\
\left. \left. N_{X_1X_2} \left(\frac{\partial\delta u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial\delta u_{02}}{\partial X_1} \right) - M_{X_1X_2} \left(2\frac{\partial^2\delta u_{03}}{\partial X_1\partial X_2} \right) - q\delta u_{03} \right] \right\} \tag{3.40a}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
0 = \int_0^T \left\{ \int_{\Omega_0} \left[-\delta u_{01} \frac{\partial N_{X_1X_1}}{\partial X_1} - \delta u_{01} \frac{\partial N_{X_1X_2}}{\partial X_2} - \delta u_{02} \frac{\partial N_{X_2X_2}}{\partial X_2} - \delta u_{02} \frac{\partial N_{X_1X_2}}{\partial X_1} - \right. \right. \\
\left. \left. \delta u_{03} \frac{\partial^2 M_{X_1X_1}}{\partial X_1^2} - \delta u_{03} \frac{\partial^2 M_{X_2X_2}}{\partial X_2^2} - 2\delta u_{03} \frac{\partial^2 M_{X_1X_2}}{\partial X_1\partial X_2} - q\delta u_{03} \right] \right\} \tag{3.40b}
\end{aligned}$$

Virtüel iş ve virtüel Şekil değiştirme bağıntıları, virtüel yer değiştirmeler $(\delta u_{01}, \delta u_{02}, \delta u_{03}, \delta\phi_{X_1}, \delta\phi_{X_2})$ cinsinden ifade edildiğinde, aşağıdaki bağıntılar elde edilir.

$$\begin{aligned}
0 = \int_0^T \int_{\Omega} \left[-(N_{X_1X_1, X_1} + N_{X_1X_2, X_2} - I_0\ddot{u}_{01} - I_1\ddot{\phi}_{X_1})\delta u_{01} - (N_{X_1X_2, X_1} + N_{X_2X_2, X_2} - \right. \\
I_0\ddot{u}_{02} - I_1\ddot{\phi}_{X_2})\delta u_{02} - (M_{X_1X_1, X_1} + M_{X_1X_2, X_2} - Q_{X_1} - I_2\ddot{\phi}_{X_1} - I_1\ddot{u}_{01})\delta\phi_{X_1} - \\
(M_{X_1X_2, X_1} + M_{X_2X_2, X_2} - Q_{X_2} - I_2\ddot{\phi}_{X_2} - I_1\ddot{u}_{02})\delta\phi_{X_2} - (\phi_{X_1, X_1} + \phi_{X_2, X_2} + q - \\
\left. I_0\ddot{u}_{03})\delta u_{03} \right] dX_1 dX_2 \tag{3.41}
\end{aligned}$$

Gerekli sadeleştirme işlemleri yapıldıktan sonra, probleme ait hareket denklemleri aşağıda gösterildiği gibi elde edilmiştir.

$$\delta u_{01} : \frac{\partial N_{X_1X_1}}{\partial X_1} + \frac{\partial N_{X_1X_2}}{\partial X_2} = I_0 \frac{\partial^2 u_{01}}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial t^2}$$

$$\begin{aligned}
\delta u_{02} : \quad & \frac{\partial N_{X_1 X_2}}{\partial X_1} + \frac{\partial N_{X_2 X_2}}{\partial X_2} = I_0 \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial t^2} \\
\delta u_{03} : \quad & \frac{\partial Q_{X_1}}{\partial X_1} + \frac{\partial Q_{X_2}}{\partial X_2} + q = I_0 \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial t^2} \\
\delta \phi_{X_1} : \quad & \frac{\partial M_{X_1 X_1}}{\partial X_1} + \frac{\partial M_{X_1 X_2}}{\partial X_2} - Q_{X_1} = I_2 \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 u_{01}}{\partial t^2} \\
\delta \phi_{X_2} : \quad & \frac{\partial M_{X_1 X_2}}{\partial X_1} + \frac{\partial M_{X_2 X_2}}{\partial X_2} - Q_{X_2} = I_2 \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial t^2} \quad (3.42)
\end{aligned}$$

Yukarıda elde edilen hareket denklemlerinde, kesit tesirleri ifadelerinin yer değiştirme cinsinden değerleri yerine yazılırsa, hareket denklemleri izleyen şekilde yazılabilir.

$$\begin{aligned}
& A_{11}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_1^2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} \right) + A_{12}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_2 \partial X_1} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2 \partial X_1} \right) + \\
& A_{16}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_2 \partial X_1} + \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_1^2} + \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2 \partial X_1} \right) + \\
& B_{11}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1^2} + B_{12}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_2 \partial X_1} + B_{16}(T) \left(\frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_1^2} \right) + \\
& A_{16}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1 \partial X_2} \right) + A_{26}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} \right) + \\
& A_{66}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1 \partial X_2} \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} \right) + \\
& B_{16}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1 \partial X_2} + B_{26}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_2^2} + B_{66}(T) \left(\frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_2 \partial X_1} \right) - \\
& \left(\frac{\partial N_{X_1 X_1}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial N_{X_1 X_2}^T}{\partial X_2} \right) = I_0 \frac{\partial^2 u_{01}}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial t^2} \quad (3.43a)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& A_{16}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_1^2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} \right) + A_{26}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_2 \partial X_1} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2 \partial X_1} \right) + \\
& A_{66}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_2 \partial X_1} + \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_1^2} + \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2 \partial X_1} \right) +
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& B_{16}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1^2} + B_{26}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_2 \partial X_1} + B_{66}(T) \left(\frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_1^2} \right) + \\
& A_{12}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1 \partial X_2} \right) + A_{22}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} \right) + \\
& A_{26}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1 \partial X_2} \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} \right) + \\
& B_{12}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1 \partial X_2} + B_{22}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_2^2} + B_{26}(T) \left(\frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_1 \partial X_2} \right) - \\
& \left(\frac{\partial N_{X_1 X_2}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial N_{X_2 X_2}^T}{\partial X_2} \right) = I_0 \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial t^2} \tag{3.43b}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& KA_{55}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} + \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_1} \right) + KA_{45}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2 \partial X_1} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_1} \right) + \\
& KA_{45}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_2} \right) + KA_{44}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_2} \right) + \\
& q = I_0 \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial t^2} \tag{3.43c}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& B_{11}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_1^2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} \right) + B_{12}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_2 \partial X_1} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2 \partial X_1} \right) + \\
& B_{16}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_2 \partial X_1} + \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_1^2} + \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2 \partial X_1} \right) + \\
& D_{11}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1^2} + D_{12}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_2 \partial X_1} + D_{16}(T) \left(\frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_1^2} \right) + \\
& B_{16}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1 \partial X_2} \right) + B_{26}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} \right) + \\
& B_{66}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1 \partial X_2} \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} \right) + \\
& D_{16}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1 \partial X_2} + D_{26}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_2^2} + D_{66}(T) \left(\frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_2 \partial X_1} \right) -
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& KA_{55}(T) \left(\frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} + \phi_{X_1} \right) - KA_{45}(T) \left(\frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \phi_{X_2} \right) - \\
& \left(\frac{\partial M_{X_1 X_1}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial M_{X_1 X_2}^T}{\partial X_2} \right) = I_2 \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 u_{01}}{\partial t^2}
\end{aligned} \quad (3.43d)$$

$$\begin{aligned}
& B_{16}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_1^2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} \right) + B_{26}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_2 \partial X_1} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2 \partial X_1} \right) + \\
& B_{66}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_2 \partial X_1} + \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_1^2} + \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1^2} \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2 \partial X_1} \right) + \\
& D_{16}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1^2} + D_{26}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_2 \partial X_1} + D_{66}(T) \left(\frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_1^2} \right) + \\
& B_{12}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1 \partial X_2} \right) + B_{22}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} \right) + \\
& B_{26}(T) \left(\frac{\partial^2 u_{01}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial X_1 \partial X_2} + \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_1 \partial X_2} \frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} \frac{\partial^2 u_{03}}{\partial X_2^2} \right) + \\
& D_{12}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_1 \partial X_2} + D_{22}(T) \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_2^2} + D_{26}(T) \left(\frac{\partial^2 \phi_{X_1}}{\partial X_2^2} + \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial X_1 \partial X_2} \right) - \\
& KA_{45}(T) \left(\frac{\partial u_{03}}{\partial X_1} + \phi_{X_1} \right) - KA_{44}(T) \left(\frac{\partial u_{03}}{\partial X_2} + \phi_{X_2} \right) - \\
& \left(\frac{\partial M_{X_1 X_2}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial M_{X_2 X_2}^T}{\partial X_2} \right) = I_2 \frac{\partial^2 \phi_{X_2}}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 u_{02}}{\partial t^2}
\end{aligned} \quad (3.43e)$$

Burada, $(N_{X_1 X_1}^T, N_{X_2 X_2}^T, N_{X_1 X_2}^T, M_{X_1 X_1}^T, M_{X_2 X_2}^T, M_{X_1 X_2}^T)$ termal yüklemekten kaynaklı oluşan kuvvet ve momentleri ifade etmektedir. Elde edilen hareket denklemleri matris formunda izleyen şekilde ifade edilir;

$$\begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & 0 & p_{14} & p_{15} \\ p_{12} & p_{22} & 0 & p_{24} & p_{25} \\ 0 & 0 & p_{33} & p_{34} & p_{35} \\ p_{14} & p_{24} & p_{34} & p_{44} & p_{45} \\ p_{15} & p_{25} & p_{35} & p_{45} & p_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} U_{01} \\ U_{02} \\ U_{03} \\ X_{X_1} \\ Y_{X_2} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} m_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_{33} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{U}_{01} \\ \ddot{U}_{02} \\ \ddot{U}_{03} \\ \ddot{X}_{X_1} \\ \ddot{Y}_{X_2} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ q \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} f_1^T \\ f_2^T \\ 0 \\ f_4^T \\ f_5^T \end{Bmatrix} \quad (3.44)$$

Burada, p_{ij} , m_{ij} ve f_{ij} kat sayıları aşağıda tanımlanmıştır.

$$p_{11} = (A_{11}(T)dX_1^2 + A_{66}(T)dX_2^2), \quad p_{12} = (A_{12}(T) + A_{66}(T))dX_1 dX_2$$

$$\begin{aligned}
p_{14} &= (B_{11}(T)dX_1^2 - B_{66}(T)dX_2^2), & p_{15} &= (B_{12}(T) + B_{66}(T))dX_1dX_2, \\
p_{22} &= (A_{66}(T)dX_1^2 + A_{22}(T)dX_2^2), & p_{24} &= p_{15}, \\
p_{25} &= (B_{66}(T)dX_1^2 + B_{22}(T)dX_2^2), & p_{33} &= K(A_{55}(T)dX_1^2 + A_{44}(T)dX_2^2), \\
p_{34} &= KA_{55}(T)dX_1, & p_{35} &= KA_{44}(T)dX_2, \\
p_{44} &= (D_{11}(T)dX_1^2 + D_{66}(T)dX_2^2 + KA_{55}(T)) \\
p_{45} &= (D_{12}(T) + D_{66}(T))dX_1dX_2, \\
p_{55} &= (D_{66}(T)dX_1^2 + D_{22}(T)dX_2^2 + KA_{44}(T))
\end{aligned} \tag{3.45a}$$

$$\begin{aligned}
m_{11} &= I_0dt^2, & m_{22} &= I_0dt^2, & m_{33} &= I_0dt^2, & m_{44} &= I_2dt^2, \\
& & & & m_{55} &= I_2dt^2
\end{aligned} \tag{3.45b}$$

$$f_1^T = \frac{\partial N_{X_1X_1}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial N_{X_1X_2}^T}{\partial X_2}$$

$$f_2^T = \frac{\partial N_{X_1X_2}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial N_{X_2X_2}^T}{\partial X_2}$$

$$f_3^T = \frac{\partial Q_1}{\partial X_1} + \frac{\partial Q_2}{\partial X_2}$$

$$f_4^T = \frac{\partial M_{X_1X_1}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial M_{X_1X_2}^T}{\partial X_2}$$

$$f_5^T = \frac{\partial M_{X_1X_2}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial M_{X_2X_2}^T}{\partial X_2} \tag{3.45c}$$

Denklem 3.45c'de, $N_{X_1X_1}^T$, $N_{X_2X_2}^T$, $N_{X_1X_2}^T$ ve $M_{X_1X_1}^T$, $M_{X_2X_2}^T$, $M_{X_1X_2}^T$ sıcaklık yüklemesi sonucu oluşan kuvvet ve momentlerdir.

3.3 Çapraz Tabakalı Dikdörtgen Kompozit Plakların Birinci Mertebeden Kayma Şekil Değişirme Plak Teorisi Kullanılarak Navier Çözümü

Kenarlarında sabit mesnet ile bağlanmış dikdörtgen çapraz tabakalardan oluşan tabakalı bir plağın çözümü için Navier yöntemi kullanılmıştır. Genel olarak yer değiştirmeler için Navier çözüm yöntemi, bilinmeyen parametreleri genişleyen çift trigonometrik serilere açarak çözüm üretir. Birinci mertebeden kayma şekil değişirme teorisine göre, dört köşesinden basit mesnetli sınır koşullarına sahip tabakalı ortotropik kompozit plak için yer değişirme - gerilme bağıntıları sınır koşulları izleyen şekilde verilmiştir.

$$\begin{aligned}
 u_{01}(X_1, 0, t) = 0, \quad u_{01}(X_1, b, t) = 0, \quad u_{02}(0, X_2, t) = 0, \quad u_{02}(a, X_2, t) = 0, \\
 u_{03}(X_1, 0, t) = 0, \quad u_{03}(X_1, b, t) = 0, \quad u_{03}(0, X_2, t) = 0, \quad u_{03}(a, X_2, t) = 0, \\
 \phi_{X_1}(X_1, 0, t) = 0, \quad \phi_{X_1}(X_1, b, t) = 0, \\
 \phi_{X_2}(0, X_2, t) = 0, \quad \phi_{X_2}(a, X_2, t) = 0,
 \end{aligned} \tag{3.46a}$$

$$\begin{aligned}
 N_{X_1X_1}^T(0, X_2, t) = 0, \quad N_{X_1X_1}^T(a, X_2, t) = 0, \quad N_{X_2X_2}^T(X_1, 0, t) = 0, \quad N_{X_2X_2}^T(X_1, b, t) = 0 \\
 M_{X_1X_1}^T(0, X_2, t) = 0, \quad M_{X_1X_1}^T(a, X_2, t) = 0, \quad M_{X_2X_2}^T(X_1, 0, t) = 0, \\
 M_{X_2X_2}^T(X_1, b, t) = 0
 \end{aligned} \tag{3.46b}$$

Bu sınır koşullarındaki plağın yer değiştirmeleri aşağıda gösterilen formda ifade edilir.

$$\begin{aligned}
 u_{01}(X_1, X_2, t) &= \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} U_{1mn}(t) \cos kX_1 \sin lX_2 \\
 u_{02}(X_1, X_2, t) &= \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} U_{2mn}(t) \sin kX_1 \cos lX_2 \\
 u_{03}(X_1, X_2, t) &= \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} U_{3mn}(t) \sin kX_1 \sin lX_2 \\
 \phi_{X_1}(X_1, X_2, t) &= \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} X_{X_1mn}(t) \cos kX_1 \sin lX_2
 \end{aligned}$$

$$\phi_{X_2}(X_1, X_2, t) = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} Y_{X_2 mn}(t) \sin kX_1 \cos lX_2 \quad (3.47)$$

Burada, $k = m\pi/a$ ve $l = n\pi/b$ ve $(U_{1mn}, U_{2mn}, U_{3mn}, X_{X_1 mn}, Y_{X_2 mn})$ 'dir. Yer değiştirme kabullerinin kesit tesirlerindeki ifadelerinde yerine yazılmasıyla, kesit tesirlerinin yeni ifadeleri izleyen şekilde gsterilmiştir.

$$N_{X_1 X_1} = A_{11} \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} + A_{12} \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} + A_{16} \left(\frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} \right) + B_{11} \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_1} + B_{12} \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_2} + B_{16} \left(\frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_2} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_1} \right) - N_{X_1 X_1}^T \quad (3.48a)$$

$$= \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-kA_{11}U_{1mn} - lA_{12}U_{2mn} - B_{11}kX_{X_1 mn} - B_{12}lY_{X_2 mn} \right] f(X_1, X_2) + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-A_{16}(lU_{1mn} + kU_{2mn}) - B_{16}(lX_{X_1 mn} + kY_{X_2 mn}) \right] g(X_1, X_2) - N_{X_1 X_1}^T \quad (3.48b)$$

$$N_{X_2 X_2} = A_{12} \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} + A_{22} \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} + A_{26} \left(\frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} \right) + B_{12} \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_1} + B_{22} \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_2} + B_{26} \left(\frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_2} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_1} \right) - N_{X_2 X_2}^T \quad (3.49a)$$

$$= \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-kA_{12}U_{1mn} - lA_{22}U_{2mn} - B_{12}kX_{X_1 mn} - B_{22}lY_{X_2 mn} \right] f(X_1, X_2) + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-A_{26}(lU_{1mn} + kU_{2mn}) - B_{26}(lX_{X_1 mn} + kY_{X_2 mn}) \right] g(X_1, X_2) - N_{X_2 X_2}^T \quad (3.49b)$$

$$N_{X_1 X_2} = A_{16} \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} + A_{26} \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} + A_{66} \left(\frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} \right) + B_{16} \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_1} + B_{26} \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_2} + B_{66} \left(\frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_2} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_1} \right) - N_{X_1 X_2}^T \quad (3.50a)$$

$$\begin{aligned}
&= \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-kA_{16}U_{1mn} - lA_{26}U_{2mn} - B_{16}kX_{X_1mn} - B_{26}Y_{X_2mn} \right] f(X_1, X_2) \\
&\quad + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-A_{66}(lU_{1mn} + kU_{2mn}) - B_{66}(lX_{X_1mn} + kY_{X_2mn}) \right] g(X_1, X_2) \\
&\quad - N_{X_1X_2}^T
\end{aligned} \tag{3.50b}$$

$$\begin{aligned}
M_{X_1X_1} &= B_{11} \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} + B_{12} \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} + B_{16} \left(\frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} \right) + D_{11} \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_1} + D_{12} \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_2} \\
&\quad + D_{16} \left(\frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_2} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_1} \right) - M_{X_1X_1}^T
\end{aligned} \tag{3.51a}$$

$$\begin{aligned}
&= \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-kB_{11}U_{1mn} - lB_{12}U_{2mn} - D_{11}kX_{X_1mn} - D_{12}lY_{X_2mn} \right] f(X_1, X_2) \\
&\quad + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-B_{16}(lU_{1mn} + kU_{2mn}) - D_{16}(lX_{X_1mn} + kY_{X_2mn}) \right] g(X_1, X_2) - \\
&\quad M_{X_1X_1}^T
\end{aligned} \tag{3.51b}$$

$$\begin{aligned}
M_{X_2X_2} &= B_{12} \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} + B_{22} \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} + B_{26} \left(\frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} \right) + D_{12} \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_1} + D_{22} \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_2} \\
&\quad + D_{26} \left(\frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_2} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_1} \right) - M_{X_2X_2}^T
\end{aligned} \tag{3.52a}$$

$$\begin{aligned}
&= \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-kB_{12}U_{1mn} - lB_{22}U_{2mn} - D_{12}kX_{X_1mn} - D_{22}Y_{X_2mn} \right] f(X_1, X_2) \\
&\quad + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-B_{26}(lU_{1mn} + kU_{2mn}) - D_{26}(lX_{X_1mn} + kY_{X_2mn}) \right] g(X_1, X_2) \\
&\quad - M_{X_2X_2}^T
\end{aligned} \tag{3.52b}$$

$$M_{X_1X_2} = B_{16} \frac{\partial u_{01}}{\partial X_1} + B_{26} \frac{\partial u_{02}}{\partial X_2} + B_{66} \left(\frac{\partial u_{01}}{\partial X_2} + \frac{\partial u_{02}}{\partial X_1} \right) + D_{16} \frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_1} + D_{26} \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_2} + D_{66} \left(\frac{\partial \phi_{X_1}}{\partial X_2} + \frac{\partial \phi_{X_2}}{\partial X_1} \right) - M_{X_1X_2}^T \quad (3.53a)$$

$$= \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-k B_{16} U_{1mn} - l B_{26} U_{2mn} - D_{16} k X_{X_1mn} - D_{26} l Y_{X_2mn} \right] f(X_1, X_2) + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-B_{66} (l U_{1mn} + k U_{2mn}) - D_{66} (l X_{X_1mn} + k Y_{X_2mn}) \right] g(X_1, X_2) - M_{X_1X_2}^T \quad (3.53b)$$

Burada, $f(X_1, X_2) = \sin k X_1 \sin l X_2$, $g(X_1, X_2) = \cos k X_1 \cos l X_2$ dir. Çapraz tabakalı kompozit plağın için, sınır koşullarına bağlı olarak, plak tabaka rijitlikleri izleyen şekilde olur.

$$A_{16} = A_{26} = A_{45} = B_{16} = B_{26} = D_{16} = D_{26} = I_1 = 0 \quad (3.54a)$$

$$N_{X_1X_1}^T(0, X_2, t) = N_{X_1X_1}^T(a, X_2, t) = N_{X_2X_2}^T(X_1, 0, t) = N_{X_2X_2}^T(X_1, b, t) = 0 \quad (3.54b)$$

$$M_{X_1X_1}^T(0, X_2, t) = M_{X_1X_1}^T(a, X_2, t) = M_{X_2X_2}^T(X_1, 0, t) = M_{X_2X_2}^T(X_1, b, t) = 0 \quad (3.54c)$$

Yukarıda verilen sınır koşullarını uygulanması ile birlikte, Navier çözümünde elde edilen hareket denklemleri izleyen şekilde elde edilmiştir.

$$\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-(A_{11}k^2 + A_{66}l^2)U_{1mn} - (A_{12} + A_{66})klU_{2mn} - (B_{11}k^2 + B_{16}l^2)X_{X_1mn} - (B_{12} + B_{66})klY_{X_2mn} \right] \cos k X_1 \sin l X_2 = \left(\frac{\partial N_{X_1X_1}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial N_{X_1X_2}^T}{\partial X_2} \right) \quad (3.55a)$$

$$\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-(A_{12} + A_{66})klU_{1mn} - (A_{66}k^2 + A_{22}l^2)U_{2mn} - (B_{12}k^2 + B_{66}l^2)X_{X_1mn} - (B_{22} + B_{66})klY_{X_2mn} \right] \sin k X_1 \cos l X_2 = \left(\frac{\partial N_{X_1X_2}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial N_{X_2X_2}^T}{\partial X_2} \right) \quad (3.55b)$$

$$\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-K(A_{55}k^2 + A_{44}l^2)U_{3mn} - KA_{55}kX_{1mn} - KA_{44}lU_{3mn} \right] \text{sink}X_1 \text{sin}lX_2$$

$$= -Q_{mn} \quad (3.55c)$$

$$\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-(B_{11}k^2 + B_{66}l^2)U_{1mn} - (B_{12} + B_{66})klU_{2mn} - (D_{11}k^2 + D_{66}l^2)X_{X_1mn} \right. \\ \left. - (D_{12} + D_{66})klY_{X_2mn} \right] \text{cos}kX_1 \text{sin}lX_2$$

$$= \left(\frac{\partial M_{X_1X_1}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial M_{X_1X_2}^T}{\partial X_2} \right) \quad (3.55d)$$

$$\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left[-(B_{12} + B_{66})klU_{1mn} - (B_{66}k^2 + B_{22}l^2)U_{2mn} - (D_{66} + D_{12})X_{X_1mn} \right. \\ \left. - (D_{66}k^2 + D_{22}l^2)X_{X_1mn} \right] klY_{X_2mn} \text{sink}X_1 \text{cos}lX_2$$

$$= \left(\frac{\partial M_{X_1X_2}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial M_{X_2X_2}^T}{\partial X_2} \right) \quad (3.55e)$$

Plak üzerinde uygulanan mekanik düzgün yayılı yük ve düzgün yayılı termal yükleme sonucu oluşan termal kuvvet ve momentler, Navier çözüm yöntemine göre çift sinüs serisine açılırlar;

$$q(X_1, X_2, t) = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} Q_{mn}(t) \text{sink}X_1 \text{sin}lX_2 \quad (3.56a)$$

$$Q_{mn}(t) = \frac{4}{ab} \int_0^a \int_0^b q(X_1, X_2, t) \text{sink}X_1 \text{sin}lX_2 dX_1 dX_2 \quad (3.56b)$$

$$\Delta T(X_1, X_2, X_3, t) = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} T_{mn}(X_3, t) \text{sink}X_1 \text{sin}lX_2 \quad (3.57a)$$

$$T_{mn}(X_3, t) = \frac{4}{ab} \int_0^a \int_0^b \Delta S(X_1, X_2, X_3, t) \text{sink}X_1 \text{sin}lX_2 dX_1 dX_2 \quad (3.57b)$$

Termal yüklemeler sonucunda oluşan aksel kuvvet ve momentler aşağıdaki bağıntılarda gösterilmiştir.

$$\begin{pmatrix} N_{X_1X_1}^T \\ N_{X_2X_2}^T \\ N_{X_1X_2}^T \end{pmatrix} = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \begin{pmatrix} N_{mn}^1(T) \\ N_{mn}^2(T) \\ N_{mn}^6(T) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos kX_1 \sin lX_2 \\ \sin kX_1 \cos lX_2 \\ \sin kX_1 \sin lX_2 \end{pmatrix} \quad (3.58)$$

$$\begin{pmatrix} M_{X_1X_1}^T \\ M_{X_2X_2}^T \\ M_{X_1X_2}^T \end{pmatrix} = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \begin{pmatrix} M_{mn}^1(T) \\ M_{mn}^2(T) \\ M_{mn}^6(T) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos kX_1 \sin lX_2 \\ \sin kX_1 \cos lX_2 \\ \sin kX_1 \sin lX_2 \end{pmatrix} \quad (3.59)$$

$$\{N_{mn}(T)\} = \sum_{n=1}^N \int_{z_n}^{z_{n+1}} [\bar{Q}(T)]^{(n)} \{\bar{\alpha}(T)\}^{(n)} T_{mn}(X_3, t) dX_3 \quad (3.60)$$

$$\{M_{mn}(T)\} = \sum_{n=1}^N \int_{z_n}^{z_{n+1}} [\bar{Q}(T)]^{(n)} \{\bar{\alpha}(T)\}^{(n)} T_{mn}(X_3, t) X_3 dX_3 \quad (3.61)$$

Burada;

$$f_1^T = \frac{\partial N_{X_1X_1}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial N_{X_1X_2}^T}{\partial X_2} \quad (3.62a)$$

$$= \sum_{l=1}^{\infty} \sum_{k=1}^{\infty} [kN_{mn}^1(T) \cos kX_1 \sin lX_2 + lN_{mn}^6(T) \sin kX_1 \cos lX_2] \quad (3.62b)$$

$$f_2^T = \frac{\partial N_{X_1X_2}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial N_{X_2X_2}^T}{\partial X_2} \quad (3.63a)$$

$$= \sum_{l=1}^{\infty} \sum_{k=1}^{\infty} [kN_{mn}^6(T) \cos kX_1 \sin lX_2 + lN_{mn}^2(T) \sin kX_1 \cos lX_2] \quad (3.63b)$$

$$f_3^T = \frac{\partial Q_{X_1}}{\partial X_1} + \frac{\partial Q_{X_2}}{\partial X_2} = 0 \quad (3.64)$$

$$f_4^T = \frac{\partial M_{X_1X_1}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial M_{X_1X_2}^T}{\partial X_2} \quad (3.65a)$$

$$= \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} [kM_{mn}^1(T) \cos kX_1 \sin lX_2 + lM_{mn}^6(T) \sin kX_1 \cos lX_2] \quad (3.65b)$$

$$f_5^T = \frac{\partial M_{X_1X_2}^T}{\partial X_1} + \frac{\partial M_{X_2X_2}^T}{\partial X_2} \quad (3.66a)$$

$$= \sum_{l=1}^{\infty} \sum_{k=1}^{\infty} [kM_{mn}^6(T) \cos kX_1 \sin lX_2 + lM_{mn}^2(T) \sin kX_1 \cos lX_2] \quad (3.66b)$$

$$f_1^T = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} f_{mn}^1(t) \cos kX_1 \sin lX_2 \quad (3.67)$$

$$f_2^T = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} f_{mn}^2(t) \sin kX_1 \cos lX_2 \quad (3.68)$$

$$f_3^T = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} f_{mn}^3(t) \sin kX_1 \sin lX_2 \quad (3.69)$$

$$f_4^T = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} f_{mn}^4(t) \cos kX_1 \sin lX_2 \quad (3.70)$$

$$f_5^T = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} f_{mn}^5(t) \sin kX_1 \cos lX_2 \quad (3.71)$$

Termal yükleme sonucunda oluşan aksenal kuvvet ve momentler aşağıdaki bağıntıda gösterilmiştir.

$$\sum_{n=1}^N \int_{z_n}^{z_{n+1}} [\bar{Q}]^{(n)} \{\bar{\alpha}\}^{(n)} T_{mn}(X_3, t) dX_3 = \begin{Bmatrix} N_{mn}^1 \\ N_{mn}^2 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (3.72)$$

$$\sum_{n=1}^N \int_{z_n}^{z_{n+1}} [\bar{Q}]^{(n)} \{\bar{\alpha}\}^{(n)} T_{mn}(X_3, t) X_3 dX_3 = \begin{Bmatrix} M_{mn}^1 \\ M_{mn}^2 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (3.73)$$

Sıcaklık dağılımı sonucu oluşan N_{mn}^6 ve M_{mn}^6 kuvvet ve momentleri çift kosinüs serisine açılır. Bu durumda N_{mn}^1 , N_{mn}^2 , M_{mn}^1 ve M_{mn}^2 sıfır olmak zorundadır. Bu yüzden genişleyen seriler açıldığında $N_{mn}^6 = M_{mn}^6 = 0$ olduğu görülür.

$$\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} a_{mn}(t) \cos kX_1 \sin lX_2 = 0 \quad (3.74)$$

$$\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} b_{mn}(t) \sin kX_1 \cos lX_2 = 0 \quad (3.75)$$

$$\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} c_{mn}(t) \sin kX_1 \sin lX_2 = 0 \quad (3.76)$$

$$\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} d_{mn}(t) \cos kX_1 \sin lX_2 = 0 \quad (3.77)$$

$$\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} e_{mn}(t) \sin kX_1 \cos lX_2 = 0 \quad (3.78)$$

Burada, a_{mn} , b_{mn} , c_{mn} , d_{mn} ve e_{mn} açık formda yazılmış bağıntıların kısaltılmış durumundaki ifadeleridir. Bu ifadeler m , n , X_1 ve X_2 değiştirilerek her bir m ve n değeri için $a_{mn} = 0$, $b_{mn} = 0$, $c_{mn} = 0$, $d_{mn} = 0$, ve $e_{mn} = 0$ bağıntıdaki bilinmeyen ifadeler bulunur.

$$a_{mn} = -(A_{11}k^2 + A_{66}l^2)U_{1mn} - (A_{12} + A_{66})klU_{2mn} - (B_{11}k^2 + B_{66}l^2)X_{X_1mn} - (B_{12}k^2 + B_{66}l^2)Y_{X_2mn} - kN_{mn}^1 = 0 \quad (3.79a)$$

$$b_{mn} = -(A_{12} + A_{66})klU_{1mn} - (A_{66}k^2 + A_{22}l^2)U_{2mn} - (B_{12} + B_{66})klX_{X_1mn} - (B_{66}k^2 + B_{22}l^2)Y_{X_2mn} - lN_{mn}^2 = 0 \quad (3.79b)$$

$$c_{mn} = -K(A_{55}k^2 + A_{44}l^2)U_{3mn} - KA_{55}kX_{X_1mn} - KA_{44}lU_{3mn} + Q_{mn} = 0 \quad (3.79c)$$

$$d_{mn} = -(B_{11}k^2 + B_{66}l^2)U_{1mn} - (B_{12} - B_{66})klU_{2mn} - KA_{55}kU_{3mn}$$

$$-(D_{11}k^2 + D_{66}l^2 + KA_{55})X_{X_1mn} - (D_{12} + D_{66})klX_{X_2mn} = 0 \quad (3.79d)$$

$$e_{mn} = -(B_{12} + B_{66})klU_{1mn} - (B_{66}k^2 + B_{22}l^2)U_{2mn} - KA_{44}lU_{3mn} \\ -(D_{12} + D_{66})klY_{X_2mn} - (D_{66}k^2 + D_{22}l^2 + KA_{44})Y_{X_2mn} = 0 \quad (3.79e)$$

Denklemler matris formda yazıldığında izleyen şekil elde edilir;

$$\begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & 0 & p_{14} & p_{15} \\ p_{12} & p_{22} & 0 & p_{24} & p_{25} \\ 0 & 0 & p_{33} & p_{34} & p_{35} \\ p_{14} & p_{24} & p_{34} & p_{44} & p_{45} \\ p_{15} & p_{25} & p_{35} & p_{45} & p_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} U_{1mn} \\ U_{2mn} \\ U_{3mn} \\ X_{X_1mn} \\ Y_{X_2mn} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} m_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_{33} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{U}_{1mn} \\ \ddot{U}_{2mn} \\ \ddot{U}_{3mn} \\ \ddot{X}_{X_1mn} \\ \ddot{Y}_{X_2mn} \end{Bmatrix} \\ = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ Q_{mn} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} kN_{mn}^1 \\ lN_{mn}^2 \\ 0 \\ kM_{mn}^1 \\ lM_{mn}^2 \end{Bmatrix} \quad (3.80)$$

Burada p_{ij} ,

$$p_{11} = (A_{11}(T)k^2 + A_{66}(T)l^2), \quad p_{12} = (A_{12}(T) + A_{66}(T))kl \\ p_{14} = (B_{11}(T)k^2 - B_{66}(T)l^2), \quad p_{15} = (B_{12}(T) + B_{66}(T))kl, \\ p_{22} = (A_{66}(T)k^2 + A_{22}(T)l^2), \quad p_{24} = p_{15}, \\ p_{25} = (B_{66}(T)k^2 + B_{22}(T)l^2), \quad p_{33} = K(A_{55}(T)k^2 + A_{44}(T)l^2), \\ p_{34} = KA_{55}(T)k, \quad p_{35} = KA_{44}(T)l, \\ p_{44} = (D_{11}(T)k^2 + D_{22}(T)l^2 + KA_{55}(T)) \\ p_{45} = (D_{12}(T) + D_{66}(T))kl, \\ p_{55} = (D_{66}(T)k^2 + D_{22}(T)l^2 + KA_{44}(T))k \quad (3.81)$$

$$m_{11} = I_0, \quad m_{22} = I_0, \quad m_{33} = I_0, \quad m_{44} = I_2, \quad m_{55} = I_2 \quad (3.82)$$

$$k = m\pi/a \text{ ve } l = n\pi/b \quad (3.83)$$

Yukarıdaki denklemler her bir sabit m ve n değerleri için, zaman içerisinde değişen U_{1mn} , U_{2mn} , U_{3mn} , X_{X_1mn} ve X_{X_2mn} yer değiştirmelerini veren ikinci dereceden denklem verilmiştir. Zamana bağlı olarak elde edilen bu denklemler yaklaşık olarak çözülür. Statik çözüm için, denklem (3.80)'de elde edilen cebirsel denklemin statik

çözümü zamana bağlı olarak sifıra eşitlenerek bulunur:

$$\begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & 0 & p_{14} & p_{15} \\ p_{12} & p_{22} & 0 & p_{24} & p_{25} \\ 0 & 0 & p_{33} & p_{34} & p_{35} \\ p_{14} & p_{24} & p_{34} & p_{44} & p_{45} \\ p_{15} & p_{25} & p_{35} & p_{45} & p_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} U_{1mn} \\ U_{2mn} \\ U_{3mn} \\ X_{X_1mn} \\ Y_{X_2mn} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} kN_{mn}^1 \\ lN_{mn}^2 \\ 0 \\ kM_{mn}^1 \\ lM_{mn}^2 \end{Bmatrix} \quad (3.84)$$

Q_{mn} , N_{mn}^1 , N_{mn}^2 , M_{mn}^1 ve M_{mn}^2 katsayılarına bağlı olarak U_{1mn} , U_{2mn} , U_{3mn} yer değiştirme katsayıları çözümlenerek elde edilir. Elde edilen bu rijitlik matrisinin tersi alınarak, yük, kuvvet ve moment matrisiyle çarpıldığında, yer değiştirme vektörü bulunur. Denklemin çözümü yapılırken her bir m ve n değeri için sırayla 1,2,... değerleri verilir.

3.3.1 Gerilme tansörü ve bünye denklemleri ilişkisi

Herhangi bir n tabakanın, termal ve mekanik yükleme etkisi altındaki bünye bağıntıları aşağıda gösterilmiştir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{X_1X_1} \\ \sigma_{X_2X_2} \\ \sigma_{X_1X_2} \end{Bmatrix}^n = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11}(T) & \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{16}(T) \\ \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{22}(T) & \bar{Q}_{26}(T) \\ \bar{Q}_{16}(T) & \bar{Q}_{26}(T) & \bar{Q}_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \left(\begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1X_1} \\ \varepsilon_{X_2X_2} \\ \gamma_{X_1X_2} \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \bar{\alpha}_{X_1X_1}(T) \\ \bar{\alpha}_{X_2X_2}(T) \\ 2\bar{\alpha}_{X_1X_2}(T) \end{Bmatrix} \Delta T \right) \quad (3.85a)$$

$$= \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11}(T) & \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{16}(T) \\ \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{22}(T) & \bar{Q}_{26}(T) \\ \bar{Q}_{16}(T) & \bar{Q}_{26}(T) & \bar{Q}_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1X_1}^{(0)} - \bar{\alpha}_{X_1X_1}(T)T_0 \\ \varepsilon_{X_2X_2}^{(0)} - \bar{\alpha}_{X_2X_2}(T)T_0 \\ 2(\varepsilon_{X_1X_2}^{(0)} - \bar{\alpha}_{X_1X_2}(T)T_0) \end{Bmatrix}$$

$$- X_3 \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11}(T) & \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{16}(T) \\ \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{22}(T) & \bar{Q}_{26}(T) \\ \bar{Q}_{16}(T) & \bar{Q}_{26}(T) & \bar{Q}_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{X_1X_1}^{(1)} - \bar{\alpha}_{X_1X_1}(T)T_1 \\ \varepsilon_{X_2X_2}^{(1)} - \bar{\alpha}_{X_2X_2}(T)T_1 \\ 2(\varepsilon_{X_1X_2}^{(1)} - \bar{\alpha}_{X_1X_2}(T)T_1) \end{Bmatrix} \quad (3.85b)$$

Burada sıcaklık dağılımı ΔT aşağıda gösterildiği gibidir.

$$\Delta T(X_1, X_2, X_3, t) = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} (T_{mn}^0 + X_3 T_{mn}^1) \sin(k_{X_1}) \sin(l_{X_2}) \quad (3.85c)$$

Kenarlarında sabit mesnetlenmiş çapraz katlı tabakalı plağın düzlem gerilmeleri aşağıda gösterildiği şekilde bulunur. ($\bar{Q}_{16}(T) = \bar{Q}_{26}(T) = 0$ ve $\bar{\alpha}_{X_1X_2}(T) = 0$ koşuluna bağlı olarak)

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{X_1 X_1} \\ \sigma_{X_2 X_2} \\ \sigma_{X_1 X_2} \end{Bmatrix}^n = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11}(T) & \bar{Q}_{12}(T) & 0 \\ \bar{Q}_{12}(T) & \bar{Q}_{22}(T) & 0 \\ 0 & 0 & \bar{Q}_{66}(T) \end{bmatrix}^{(n)} \begin{Bmatrix} (R_{mn}^{X_1 X_1} + X_3 S_{mn}^{X_1 X_1}) \sin(kX_1) \sin(lX_2) \\ (R_{mn}^{X_2 X_2} + X_3 S_{mn}^{X_2 X_2}) \sin(kX_1) \sin(lX_2) \\ (R_{mn}^{X_1 X_2} + X_3 S_{mn}^{X_1 X_2}) \cos(kX_1) \cos(lX_2) \end{Bmatrix} \quad (3.86a)$$

Burada,

$$\begin{Bmatrix} R_{mn}^{X_1 X_1} \\ R_{mn}^{X_2 X_2} \\ R_{mn}^{X_1 X_2} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -kU_{1mn} - \bar{\alpha}_{X_1 X_1} T_{mn}^0 \\ -lU_{2mn} - \bar{\alpha}_{X_2 X_2} T_{mn}^0 \\ lU_{1mn} + kU_{2mn} \end{Bmatrix} \quad (3.86b)$$

$$\begin{Bmatrix} S_{mn}^{X_1 X_1} \\ S_{mn}^{X_2 X_2} \\ S_{mn}^{X_1 X_2} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -kX_{X_1 mn} - \bar{\alpha}_{X_1 X_1} T_{mn}^1 \\ -lY_{X_2 mn} - \bar{\alpha}_{X_2 X_2} T_{mn}^1 \\ lX_{X_1 mn} + kY_{X_2 mn} \end{Bmatrix} \quad (3.86c)$$

3.3.2 Birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisine göre elde edilen titreşim bağıntıları

Uygulanan bütün yükler ve düzlem içinde oluşan kuvvetlerin sıfır eşit olduğu kabulü yapılarak tabakalı kompozit plağın serbest titreşim bağıntıları aşağıda gösterilmiştir. Gösterilen bağıntının özdeğer-özvektör çözümünden, çapraz tabakalı plağın doğal titreşim frekansları ve modları bulunur.

$$U_{1mn}(t) = U_{1mn}^0 e^{i\omega t}, \quad U_{2mn}(t) = U_{2mn}^0 e^{i\omega t}, \quad U_{3mn}(t) = U_{3mn}^0 e^{i\omega t} \quad (3.87)$$

Burada $i = \sqrt{-1}$ ve ω doğal titreşim frekansıdır. Öz değer problemi aşağıda ifade edilmiştir.

$$([\hat{P}] - \omega^2 [\hat{M}])\{\Delta\}^T = \{0\} \quad (3.88)$$

$$\begin{pmatrix} \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & 0 & p_{14} & p_{15} \\ p_{12} & p_{22} & 0 & p_{24} & p_{25} \\ 0 & 0 & p_{33} & p_{34} & p_{35} \\ p_{14} & p_{24} & p_{34} & p_{44} & p_{45} \\ p_{15} & p_{25} & p_{35} & p_{45} & p_{55} \end{bmatrix} - \omega^2 \begin{bmatrix} m_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_{33} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_{55} \end{bmatrix} \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} U_{1mn} \\ U_{2mn} \\ U_{3mn} \\ X_{X_1 mn} \\ Y_{X_2 mn} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (3.89)$$

Burada, $[\hat{P}]$ ve $[\hat{M}]$ aşağıda gösterildiği şekilde ifade edilirken,

$$\{\Delta\}^T = \{U_{1mn}, U_{2mn}, U_{3mn}, X_{X_1 mn}, Y_{X_2 mn}\} \text{ şeklinde ifade edilmiştir.}$$

$$[\hat{P}] = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & 0 & p_{14} & p_{15} \\ p_{12} & p_{22} & 0 & p_{24} & p_{25} \\ 0 & 0 & p_{33} & p_{34} & p_{35} \\ p_{14} & p_{24} & p_{34} & p_{44} & p_{45} \\ p_{15} & p_{25} & p_{35} & p_{45} & p_{55} \end{bmatrix}, \quad [\hat{M}] = \begin{bmatrix} m_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_{33} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_{55} \end{bmatrix} \quad (3.90)$$

Çözülmesi kolay olmayan bu bağıntının, matris katsayılarının determinantı sıfır olmalıdır. Bu kübik denklemin gerçek pozitif kökleri, (m ve n) modlarını temsil eden doğal frekansın (ω^2) karesini verir. $m = 1$ ve $n = 1$ değerlerinde plağın minimum olan frekansını verir. Sayısal işlemlerde kullanılan boyutsuz ifadeler izleyen şekilde verilmiştir:

$$\hat{u}_3 = u_{03} \vartheta \times 10^2 \quad \hat{\sigma}_{X_1 X_1} = \sigma_{X_1 X_1} \left(\frac{\vartheta L_{X_1}}{E_2} \right) \quad \hat{\sigma}_{X_2 X_2} = \sigma_{X_2 X_2} \left(\frac{\vartheta L_{X_1}}{E_2} \right)$$

$$\vartheta = \frac{1}{\alpha_1 \times T_1 \times h \times L_{X_1}} \quad \hat{\omega}_{mn} = \omega_{mn} (L_{X_2}^2 / h) \sqrt{\rho / E_2} \quad (3.91)$$

Burada \hat{u}_3 boyutsuz düşey yer değiştirme, $\hat{\sigma}_{X_1 X_1}$ boyutsuz X_1 doğrultusundaki normal gerilme, $\hat{\sigma}_{X_2 X_2}$ boyutsuz X_2 doğrultusundaki normal gerilmedir. $\hat{\omega}_{mn}$ boyutsuz mn modundaki doğal frekanstır.

4. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

Sayısal çalışmalarda, farklı tabaka sayıları, tabaka dizilimleri, fiber yönlendirme açıları, sıcaklık değerleri ve plağın geometrik özelliklerine göre, statik ve titreşim sonuçları uniform ve uniform olmayan sıcaklık artışları ile birlikte sıcaklığın malzemenin fiziksel özellikleri üzerindeki etkisi de göz önüne alınarak araştırılmıştır. Çalışmada dört kenarından serbestçe mesnetlenmiş kare bir plak için iki, üç ve dört tabakalar kullanılmıştır. Tabakalı plaklar yatay doğrultuda 0 ve 90 derece yönlendirme yapılarak yerleştirilmiş fiberlerden oluşmaktadır. Sayısal çalışmalarda, plak boyutları $L_{x_1} = L_{x_2} = 4$ m ve $h = 0,2$ m olarak seçilmiştir. Sıcaklık etkisinde, uniform olmayan sıcaklık artışı düşünülmüştür. Tabaka kalınlıkları eşit seçilmiştir. Tabakalı plağın yönetici denklemleri birinci mertebeden kayma deformasyon plak teorisinden yararlanılarak, Hamilton prensibine göre elde edilmiştir. Elde edilen denklemler Navier çözüm yöntemi kullanılarak çözülmüştür. Navier çözüm yönteminde elde edilen fonksiyonlar çift sinüs serisine açılarak çözülmüştür. Sonuçların, gerçek sonuçlara yakınsaması için yakınsama aralığı 1'den 20'ye kadar artırılarak verilmiştir. Kayma düzeltme çarpanı $K=5/6$ olarak alınmıştır. Elde edilen tüm denklemler MATLAB programında algoritmaları elde edilerek çözülmüştür. Elde edilen sonuçların grafikleri MATLAB programından faydalanılarak oluşturulmuştur. Sayısal işlemlerde, kompozit plak malzemesinin ilk ortam sıcaklığı $T_0 = 30^\circ\text{C}$ alınmıştır.

Kompozit plak malzemesi olarak epoksi içerisine gömülü grafit liflerden oluşan, grafit epoksi kullanılmıştır. Grafit epoksi malzemesinin kullanılma sebebi, yüksek özgül mukavemet ve modül, düşük termal genleşme katsayısı ve yüksek yorulma dayanımına sahip olmasıdır. Grafit epoksinin 30°C 'deki mekanik özellikleri çizelge 4.1'de gösterilmiştir (Li ve Qiao, 2015; Oh ve diğ., 2000; Wang ve diğ., 2002). Malzeme yoğunluğu $\rho = 1600\text{ kg/m}^3$ olarak alınmıştır (Oh ve diğ., 2000). Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı değişimi eşitlik 3.12'de verilen fonksiyonlar kullanılarak göz önüne alınmıştır.

Çizelge 4.1 : Grafit epoksinin 30 °C'deki mekanik özellikleri.

E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	G_{12} (GPa)	G_{13} (GPa)	G_{23} (GPa)	ν_{12}	ν_{21}	α_{11} (10^{-6}) (1/°C)	α_{22} (10^{-6}) (1/°C)
150	9	7.1	7.1	2.5	0.3	0.3	1.1	25.2

Probleme ait elde türetilen formülasyonların ve bilgisayar programının doğruluğunu test etmek amacıyla, literatürde yayınlanmış konuya yakın çalışmaların özel sonuçları ile karşılaştırma çalışmaları yapılmıştır. Bu amaçla, Reddy (2003) tarafından verilmiş olan sıcaklık yüklemesi altındaki çapraz bağlı üç tabakalı kompozit kare plağın boyutsuz maksimum düşey yer değiştirme ve boyutsuz gerilmeleri tez çalışmasından elde edilen sonuçlar ile çizelge 4.2'de karşılaştırılmıştır. Buradaki çalışmada, malzeme özellikleri sıcaklıktan bağımsız olarak ele alınmıştır. Yer değiştirme ve gerilme değerleri plağın orta noktasına göre verilmiş olup klasik plak teorisine göre elde edilmiştir. Bu karşılaştırma çalışmasında, malzeme ve yük parametreleri; $E_1/E_2 = 25, G_{12} = G_{13} = 0.5E_2, G_{23} = 0.2E_2, \alpha_1 = 3\alpha_2, \nu_{12} = 0.25, L_{X_1}/h = 1, L_{X_2}/h = 1, \Delta T_0 = 0^\circ\text{C}, \Delta T_f = 100^\circ\text{C}$ olarak alınmıştır. Çizelge 4.2'de görülmektedir ki, elde edilen sonuçlar, Reddy (2003) tarafından verilen sonuçlara oldukça yakın çıkmıştır.

Çizelge 4.2 : Karşılaştırma çalışması: Üniorm olmayan sıcaklık artışı etkisi altındaki üç tabakalı çapraz bağlı kare plağın plağın statik sonuçları.

	Tabaka Dizilimleri	\hat{u}_3	$\hat{\sigma}_{X_1X_1}$	$\hat{\sigma}_{X_2X_2}$
Reddy (2003)	0 / 0 / 0	13.246	1.3145	0.0430
Sunulan	0 / 0 / 0	13.245	1.3144	0.0431
Reddy (2003)	0 / 90 / 0	13.4863	1.3463	0.0521
Sunulan	0 / 90 / 0	13.4864	1.3464	0.0520

Çizelge 4.3'de verilen karşılaştırma çalışmasında, Reddy (2003) tarafından verilen farklı tabaka dizilimlerine göre kare plağın boyutsuz doğal frekanslar değişik modlarda sunulmuş olup, tezdeki sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma çalışmasında, malzeme ve yük parametreleri; $E_1/E_2 = 10, G_{12} = G_{13} = 0.5E_2, G_{23} = 0.2E_2, \nu_{12} = 0.25, L_{X_1}/h = 1000, L_{X_2}/h = 1000$, olarak alınmıştır. Çizelge 4.3'de görülmektedir ki, elde edilen sonuçlar, Reddy (2003) tarafından verilen sonuçlara oldukça yakın çıkmıştır.

Çizelge 4.3 : Karşılaştırma çalışması: İki ve dört tabakalı kare plağın farklı tabaka dizilişlerine göre boyutsuz doğal frekansları.

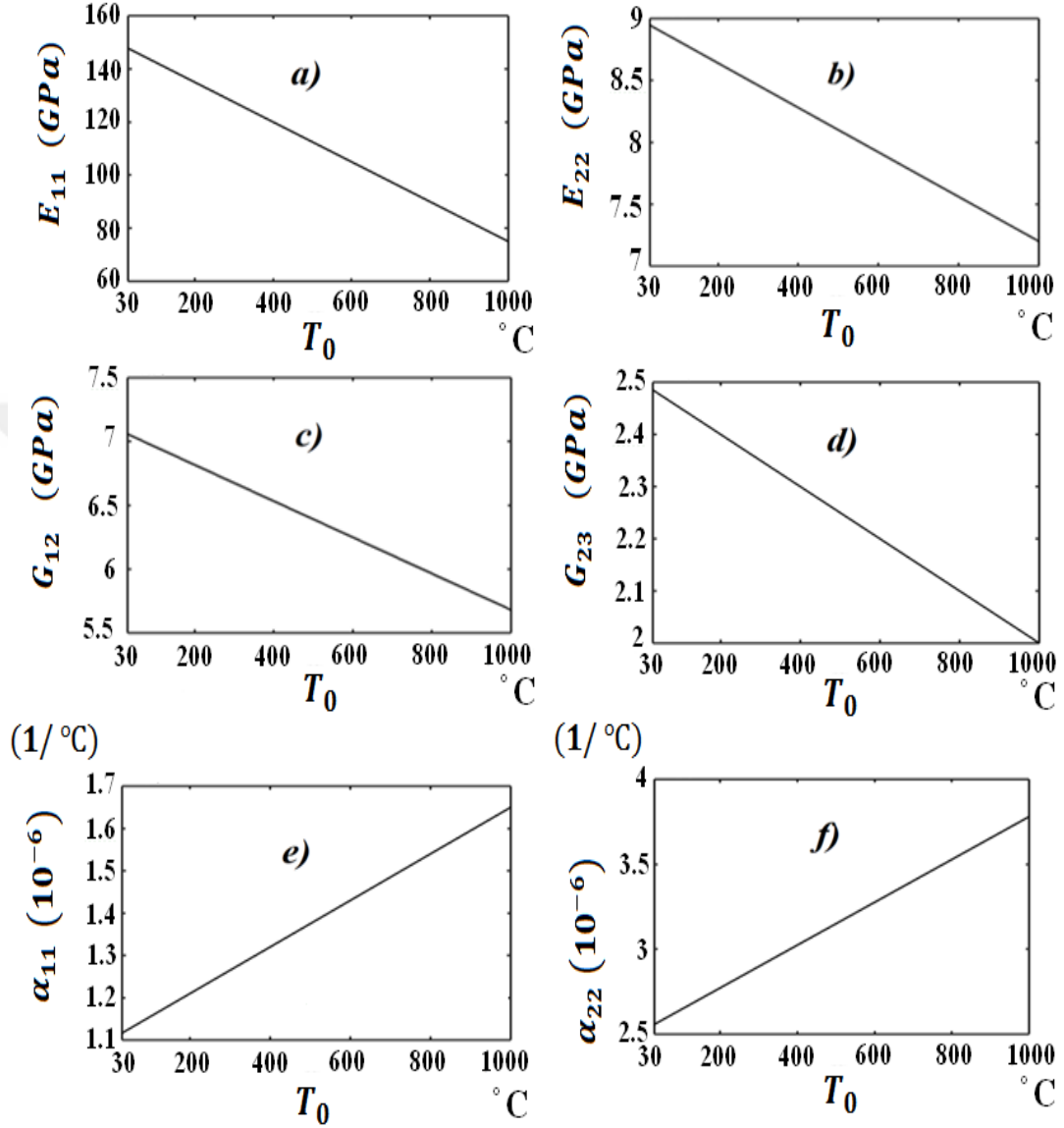
	Modlar		Tabaka Dizilimleri	
	m	n	0/90	0/90/0/90
Reddy (2003)	1	1	1.183	1.479
Sunulan			1.182	1.480
Reddy (2003)	1	2	3.174	4.077
Sunulan			3.175	4.078
Reddy (2003)	2	1	3.174	4.077
Sunulan			3.175	4.078
Reddy (2003)	2	2	4.733	5.918
Sunulan			4.732	5.919

Bir başka karşılaştırma çalışmasında, Reddy (2003) tarafından verilen 0/90/0 dizilimli kare plağın boyutsuz doğal frekanslar birinci mertebeden plak kayma şekil değiştirme teorisi ve dönme ataletlerini dikkate alınarak değişik modlarda sunulmuş olup, tezdeki sonuçlar ile Çizelge 4.4'de karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma çalışmasında, malzeme ve yük parametreleri; $E_1 = 25E_2$, $G_{12} = G_{13} = 0.5E_2$, $G_{23} = 0.2E_2$, $\nu_{12} = 0.25$, $K = 5/6$, $L_{X_1}/h = 10$, $L_{X_2}/h = 10$, olarak alınmıştır. Çizelge 4.4'de görülmektedir ki, elde edilen sonuçlar, Reddy (2003) tarafından verilen sonuçlara oldukça yakın çıkmıştır.

Çizelge 4.4 : Karşılaştırma çalışması: 0/90/0 dizilimli üç tabakalı kare plağın değişik modlardaki göre boyutsuz doğal frekansları.

	Modlar		
	m	n	$\hat{\omega}_{mn}$
Reddy (2003)	1	1	12.593
Sunulan			12.594
Reddy (2003)	1	2	19.440
Sunulan			19.442
Reddy (2003)	2	1	33.097
Sunulan			33.096
Reddy (2003)	2	2	36.786
Sunulan			36.785

Şekil 4.1’de grafit epoksi malzemesinin sıcaklığa bağlı malzeme-mekanik özellikleri (Elastisite modülü, Kayma modülü ve sıcaklık genleşme katsayıları), eşitlik 3.12 ve tablo 4.1’deki değerleri gösterilmiştir.



Şekil 4.1 : Grafit epoksi malzemesinin mekanik özellikleri ile sıcaklık artışı arasındaki ilişki. a) E_{11} Elastisite modülü, b) E_{22} Elastisite modülü, c) G_{12} Kayma modülü, d) G_{23} Kayma modülü, e) α_{11} sıcaklık genleşme katsayısı, f) α_{22} sıcaklık genleşme katsayısı.

Şekil 4.1’de görülmektedir ki, sıcaklığa bağlı malzeme özelliği ile birlikte malzemenin mekanik özellikleri sıcaklık artışı ile birlikte ciddi bir şekilde değişmektedir. Sıcaklık artışı ile birlikte malzemenin dayanımı doğal olarak düşeceğinden, Elastisite ve Kayma modülü değerlerinin azaldığı, sıcaklık genleşme katsayı değerlerinin arttığı görülmektedir.

Çizelge 4.5, 4.6, 4.7 iki tabakalı, Çizelge 4.8, 4.9, 4.10, 4.11 üç tabakalı, Çizelge 4.12, 4.13, 4.14 ve 4.15 dört tabakalı kare kompozit plakların farklı tabaka dizilimlerine göre üniform olmayan sıcaklık artışındaki statik yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans sonuçları malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarına göre verilmiştir. Ayrıca bu çizelgelerde, farklı plak narinlik oranlarına (uzunluk/kalınlık (L_{X_1}/h)) göre sonuçlar elde edilmiş olup, klasik plak teorisi ile birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorilerine göre de sonuçlar elde edilmiş ve aralarındaki farklar gösterilmiştir. Klasik plak teorisindeki sonuçlar, türetilen formülasyonlardaki kayma etkisini sıfırlayarak elde edilmiştir. Bu çizelgelerde, yer değiştirmeler, gerilmeler ve doğal frekanslar boyutsuz olup, eşitlik 3.88'de verilen boyutsuz ifadelerle hesaplanmıştır. Gerek bu çizelgelerde, gerek ise ileride gösterilen grafiklerde, üniform olmayan sıcaklık dağılımında, plak üst yüzey sıcaklık artışı $\Delta T_{\bar{U}} = 20$ °C alınmış olup, plak alt yüzey sıcaklık artışı ΔT_A değişken alınmıştır. Çizelgeler 4.5-4.15'de, plak alt yüzey sıcaklık artışı, $\Delta T_A = 100$ °C, $\Delta T_A = 200$ °C, $\Delta T_A = 800$ °C değerleri alınarak sayısal sonuçlar elde edilmiştir. Sayısal sonuçlarda, sunulan yer değiştirme değerleri, plağın maksimum boyutsuz düşey yer değiştirmeleri (orta noktası) olarak alınmıştır. Çizelgelerde sunulan gerilmeler, plağın orta-alt noktasının X_1 doğrultusundaki boyutsuz normal gerilme değerleri alınmıştır ($\hat{\sigma}_{X_1 X_1} = \left(\frac{L_{X_1}}{2}, \frac{L_{X_2}}{2}, \frac{h}{2}\right)$). Çizelgelerde sunulan doğal frekanslar $m = 1$, $n = 1$ modundaki boyutsuz frekans değerleridir. Tabaka dizilimlerinde, alt tabakadan üst tabakaya doğru ve fiber yönlenme açıları 0° ve 90° olacak şekilde farklı kombinasyonlarda yerleştirilerek sonuçlar elde edilmiştir. Çizelge 4.5, 4.6, 4.7'de iki tabakalı kare plak için sırasıyla alt tabakadan üst tabakaya doğru X_1 yatay eksenine göre fiber yönlenme açıları ve tabaka yerleşimleri 0/0, 90/90 ve 0/90 ele alınmıştır. Çizelge 4.8, 4.9, 4.10, 4.11'de üç tabakalı kare plak için sırasıyla alt tabakadan üst tabakaya doğru X_1 yatay eksenine göre yönlenme açıları ve tabaka yerleşimleri 0/0/0, 90/90/90, 0/90/0 ve 90/0/90 ele alınmıştır. Çizelge 4.12, 4.13, 4.14, 4.15 de dört tabakalı kare plak için sırasıyla alt tabakadan üst tabakaya doğru X_1 yatay eksenine göre fiber yönlenme açıları ve tabaka yerleşimleri 0/0/0/0, 90/90/90/90, 0/90/90/0 ve 0/90/0/90 ele alınmıştır.

L_{X_1}/h	Plak Teorisi	$\Delta T_A = 100^\circ C$			$\Delta T_0 = 20^\circ C$			$\Delta T_A = 200^\circ C$			$\Delta T_0 = 20^\circ C$			$\Delta T_A = 800^\circ C$			$\Delta T_0 = 20^\circ C$											
		$\bar{u}_{3maks.}$			$\bar{\sigma}_{X_1 X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$			$\bar{u}_{3maks.}$			$\bar{\sigma}_{X_1 X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$			$\bar{u}_{3maks.}$			$\bar{\sigma}_{X_1 X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$		
		Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağımlı	% Fark
6	K.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5841	6,6285	0,67	8,9774	8,8914	0,97	0,6599	0,7239	8,84	5,7794	5,8282	0,84	8,9774	8,8191	1,79	0,6599	0,9024	26,87	5,2842	5,1018	3,58	8,9774	8,37	7,26
	B.M.K.Ş.P.T.	0,6586	0,6927	4,92	5,4706	5,5179	0,86	8,0598	7,9882	0,90	0,6586	0,7212	8,68	4,8646	4,9201	1,13	8,0598	7,9279	1,66	0,6586	0,8941	26,34	4,4916	4,3786	2,58	8,0598	7,5535	6,70
	% Fark	0,20	0,29		20,35	20,13		11,38	11,31		0,20	0,37		18,81	18,46		11,38	11,24		0,20	0,93		17,65	16,52		11,38	10,81	
7	K.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5841	6,6285	0,67	9,0627	8,9758	0,97	0,6599	0,7239	8,84	5,7794	5,8282	0,84	9,0627	8,9027	1,80	0,6599	0,9024	26,87	5,2842	5,1018	3,58	9,0627	8,4487	7,27
	B.M.K.Ş.P.T.	0,6589	0,6931	4,93	5,7172	5,7642	0,82	8,3339	8,2586	0,91	0,6589	0,7217	8,70	5,0669	5,1215	1,07	8,3339	8,1952	1,69	0,6589	0,896	26,46	4,6666	4,5403	2,78	8,3339	7,8013	6,83
	% Fark	0,15	0,23		15,16	14,99		8,75	8,68		0,15	0,30		14,06	13,80		8,75	8,63		0,15	0,71		13,23	12,37		8,75	8,30	
8	K.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5841	6,6285	0,67	9,1191	9,0316	0,97	0,6599	0,7239	8,84	5,7794	5,8282	0,84	9,1191	8,958	1,80	0,6599	0,9024	26,87	5,2842	5,1018	3,58	9,1191	8,5008	7,27
	B.M.K.Ş.P.T.	0,659	0,6934	4,96	5,8905	5,9372	0,79	8,5302	8,4522	0,92	0,659	0,7221	8,74	5,2091	5,2629	1,02	8,5302	8,3865	1,71	0,659	0,8972	26,55	4,7898	4,6535	2,93	8,5302	7,9784	6,92
	% Fark	0,14	0,19		11,77	11,64		6,90	6,86		0,14	0,25		10,95	10,74		6,90	6,81		0,14	0,58		10,32	9,63		6,90	6,55	
10	K.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5841	6,6285	0,67	9,1866	9,0984	0,97	0,6599	0,7239	8,84	5,7794	5,8282	0,84	9,1866	9,0241	1,80	0,6599	0,9024	26,87	5,2842	5,1018	3,58	9,1866	8,5629	7,28
	B.M.K.Ş.P.T.	0,6593	0,6938	4,97	6,1113	6,1575	0,75	8,7835	8,7019	0,94	0,6593	0,7226	8,76	5,3905	5,4431	0,97	8,7835	8,6331	1,74	0,6593	0,8989	26,65	4,947	4,7972	3,12	8,7835	8,206	7,04
	% Fark	0,09	0,13		7,74	7,65		4,59	4,56		0,09	0,18		7,21	7,08		4,59	4,53		0,09	0,39		6,82	6,35		4,59	4,35	
12	K.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5841	6,6285	0,67	9,2237	9,1351	0,97	0,6599	0,7239	8,84	5,7794	5,8282	0,84	9,2237	9,0605	1,80	0,6599	0,9024	26,87	5,2842	5,1018	3,58	9,2237	8,5972	7,29
	B.M.K.Ş.P.T.	0,6595	0,694	4,97	6,2414	6,2871	0,73	8,9329	8,849	0,95	0,6595	0,723	8,78	5,4974	5,5491	0,93	8,9329	8,7784	1,76	0,6595	0,8999	26,71	5,0396	4,8815	3,24	8,9329	8,3399	7,11
	% Fark	0,06	0,10		5,49	5,43		3,26	3,23		0,06	0,12		5,13	5,03		3,26	3,21		0,06	0,28		4,85	4,51		3,26	3,09	
15	K.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5841	6,6285	0,67	9,2544	9,1655	0,97	0,6599	0,7239	8,84	5,7794	5,8282	0,84	9,2544	9,0906	1,80	0,6599	0,9024	26,87	5,2842	5,1018	3,58	9,2544	8,6254	7,29
	B.M.K.Ş.P.T.	0,6596	0,6943	5,00	6,3549	6,4003	0,71	9,0621	8,9763	0,96	0,6596	0,7233	8,81	5,5908	5,6416	0,90	9,0621	8,9041	1,77	0,6596	0,9007	26,77	5,1206	4,9548	3,35	9,0621	8,4555	7,17
	% Fark	0,05	0,06		3,61	3,57		2,12	2,11		0,05	0,08		3,37	3,31		2,12	2,09		0,05	0,19		3,19	2,97		2,12	2,01	
20	K.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5841	6,6285	0,67	9,2784	9,1892	0,97	0,6599	0,7239	8,84	5,7794	5,8282	0,84	9,2784	9,1141	1,80	0,6599	0,9024	26,87	5,2842	5,1018	3,58	9,2784	8,6476	7,29
	B.M.K.Ş.P.T.	0,6597	0,6944	5,00	6,449	6,494	0,69	9,1674	9,08	0,96	0,6597	0,7235	8,82	5,6682	5,7183	0,88	9,1674	9,0065	1,79	0,6597	0,9014	26,81	5,1878	5,0154	3,44	9,1674	8,5495	7,23
	% Fark	0,03	0,04		2,09	2,07		1,21	1,20		0,03	0,06		1,96	1,92		1,21	1,19		0,03	0,11		1,86	1,72		1,21	1,15	
30	K.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5841	6,6285	0,67	9,2957	9,2063	0,97	0,6599	0,7239	8,84	5,7794	5,8282	0,84	9,2957	9,131	1,80	0,6599	0,9024	26,87	5,2842	5,1018	3,58	9,2957	8,6635	7,30
	B.M.K.Ş.P.T.	0,6598	0,6946	5,01	6,5206	6,5652	0,68	9,2454	9,1568	0,97	0,6598	0,7237	8,83	5,7271	5,7765	0,86	9,2454	9,0823	1,80	0,6598	0,9019	26,84	5,2388	5,0612	3,51	9,2454	8,6191	7,27
	% Fark	0,02	0,01		0,97	0,96		0,54	0,54		0,02	0,03		0,91	0,90		0,54	0,54		0,02	0,06		0,87	0,80		0,54	0,52	
50	K.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5841	6,6285	0,67	9,3045	9,2151	0,97	0,6599	0,7239	8,84	5,7794	5,8282	0,84	9,3045	9,1397	1,80	0,6599	0,9024	26,87	5,2842	5,1018	3,58	9,3045	8,6716	7,30
	B.M.K.Ş.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5596	6,604	0,67	9,2862	9,1971	0,97	0,6599	0,7238	8,83	5,7592	5,8082	0,84	9,2862	9,122	1,80	0,6599	0,9022	26,86	5,2667	5,0861	3,55	9,2862	8,6555	7,29
	% Fark	0,00	0,00		0,37	0,37		0,20	0,20		0,00	0,01		0,35	0,34		0,20	0,19		0,00	0,02		0,33	0,31		0,20	0,19	
100	K.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5841	6,6285	0,67	9,3083	9,2188	0,97	0,6599	0,7239	8,84	5,7794	5,8282	0,84	9,3083	9,1434	1,80	0,6599	0,9024	26,87	5,2842	5,1018	3,58	9,3083	8,6751	7,30
	B.M.K.Ş.P.T.	0,6599	0,6947	5,01	6,5775	6,6218	0,67	9,3037	9,2142	0,97	0,6599	0,7238	8,83	5,7739	5,8228	0,84	9,3037	9,1389	1,80	0,6599	0,9023	26,86	5,2795	5,0976	3,57	9,3037	8,671	7,30
	% Fark	0,00	0,00		0,10	0,10		0,05	0,05		0,00	0,01		0,10	0,09		0,05	0,05		0,00	0,01		0,09	0,08		0,05	0,05	

(K.P.T. : Klasik Tabakalı Plak Teorisi B.M.K.Ş.P.T. : Birinci Mertebeden Kayma Şekil Değiştirme Plak Teorisi)

Çizelge 4.7 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarında, 0/90 dizilimli kare plajın ünifrom olmayan sıcaklık artışıdaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.

L_{X_1}/h	Plak Teorisi	$\Delta T_A = 100^\circ C$									$\Delta T_0 = 20^\circ C$									$\Delta T_A = 200^\circ C$									$\Delta T_0 = 20^\circ C$									$\Delta T_A = 800^\circ C$									$\Delta T_0 = 20^\circ C$								
		$\bar{u}_{3maks.}$			$\bar{\sigma}_{X_1 X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$			$\bar{u}_{3maks.}$			$\bar{\sigma}_{X_1 X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$			$\bar{u}_{3maks.}$			$\bar{\sigma}_{X_1 X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$			$\bar{u}_{3maks.}$			$\bar{\sigma}_{X_1 X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$			$\bar{u}_{3maks.}$			$\bar{\sigma}_{X_1 X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$											
		Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlı	% Fark																					
6	K.P.T.	0,2758	0,2937	6,09	0,876	0,8876	1,31	12,925	12,756	1,33	0,2758	0,2937	6,09	0,876	0,8876	1,31	13,001	12,831	1,33	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	12,925	12,611	2,49	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,001	12,685	2,49	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	12,925	11,642	11,02	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,001	11,711	11,02
	B.M.K.Ş.P.T.	0,3143	0,334	5,90	0,9622	0,977	1,51	10,357	10,25	1,04	0,3143	0,3505	10,33	0,788	0,8094	2,64	10,357	10,158	1,96	0,3143	0,3505	10,33	0,788	0,8094	2,64	10,357	10,158	1,96	0,3143	0,4535	30,69	0,6808	0,7305	6,80	10,357	9,5455	8,50	0,3143	0,4535	30,69	0,6808	0,7305	6,80	10,357	9,5455	8,50									
	% Fark	12,25	12,07		8,96	9,15		24,80	24,45		12,25	11,87		10,93	11,34		24,80	24,15		12,25	10,45		12,65	14,02		24,80	24,15		12,25	10,45		12,65	14,02		24,80	24,15		12,25	10,45		12,65	14,02		24,80	21,96										
7	K.P.T.	0,2758	0,2937	6,09	0,876	0,8876	1,31	13,001	12,831	1,33	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,001	12,685	2,49	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,001	12,685	2,49	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,001	11,711	11,02	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,001	11,711	11,02									
	B.M.K.Ş.P.T.	0,3053	0,3245	5,92	0,9406	0,9547	1,48	10,923	10,805	1,10	0,3053	0,3407	10,39	0,7664	0,7865	2,56	10,923	10,703	2,06	0,3053	0,3407	10,39	0,7664	0,7865	2,56	10,923	10,703	2,06	0,3053	0,4424	30,99	0,6592	0,705	6,50	10,923	10,025	8,96	0,3053	0,4424	30,99	0,6592	0,705	6,50	10,923	10,025	8,96									
	% Fark	9,66	9,49		6,87	7,03		19,02	18,75		9,66	9,33		8,42	8,76		19,02	18,52		9,66	8,21		9,78	10,91		19,02	18,52		9,66	8,21		9,78	10,91		19,02	16,81																			
8	K.P.T.	0,2758	0,2937	6,09	0,876	0,8876	1,31	13,051	12,88	1,33	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,051	12,733	2,49	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,051	12,733	2,49	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,051	11,756	11,01	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,051	11,756	11,01									
	B.M.K.Ş.P.T.	0,299	0,318	5,97	0,9261	0,9396	1,44	11,347	11,22	1,13	0,299	0,334	10,48	0,7519	0,771	2,48	11,347	11,111	2,13	0,299	0,334	10,48	0,7519	0,771	2,48	11,347	11,111	2,13	0,299	0,4347	31,22	0,6447	0,6878	6,27	11,347	10,381	9,31	0,299	0,4347	31,22	0,6447	0,6878	6,27	11,347	10,381	9,31									
	% Fark	7,76	7,64		5,41	5,53		15,01	14,79		7,76	7,51		6,65	6,93		15,01	14,61		7,76	6,58		7,76	8,68		15,01	14,61		7,76	6,58		7,76	8,68		15,01	13,24																			
10	K.P.T.	0,2758	0,2937	6,09	0,876	0,8876	1,31	13,11	12,938	1,33	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,11	12,791	2,49	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,11	12,791	2,49	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,11	11,81	11,01	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,11	11,81	11,01									
	B.M.K.Ş.P.T.	0,2912	0,3098	6,00	0,9084	0,9213	1,40	11,92	11,78	1,19	0,2912	0,3255	10,54	0,7343	0,7522	2,38	11,92	11,659	2,24	0,2912	0,3255	10,54	0,7343	0,7522	2,38	11,92	11,659	2,24	0,2912	0,425	31,48	0,6271	0,667	5,98	11,92	10,856	9,80	0,2912	0,425	31,48	0,6271	0,667	5,98	11,92	10,856	9,80									
	% Fark	5,29	5,20		3,57	3,66		9,98	9,83		5,29	5,10		4,41	4,60		9,98	9,71		5,29	4,45		5,17	5,83		9,98	9,71		5,29	4,45		5,17	5,83		9,98	8,78																			
12	K.P.T.	0,2758	0,2937	6,09	0,876	0,8876	1,31	13,143	12,97	1,33	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,143	12,823	2,49	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,143	12,823	2,49	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,143	11,839	11,01	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,143	11,839	11,01									
	B.M.K.Ş.P.T.	0,2867	0,3051	6,03	0,8987	0,9111	1,36	12,273	12,124	1,23	0,2867	0,3207	10,60	0,7245	0,7418	2,33	12,273	11,996	2,30	0,2867	0,3207	10,60	0,7245	0,7418	2,33	12,273	11,996	2,30	0,2867	0,4195	31,66	0,6173	0,6553	5,80	12,273	11,145	10,12	0,2867	0,4195	31,66	0,6173	0,6553	5,80	12,273	11,145	10,12									
	% Fark	3,80	3,74		2,53	2,58		7,09	6,98		3,80	3,68		3,12	3,26		7,09	6,89		3,80	3,19		3,66	4,15		7,09	6,89		3,80	3,19		3,66	4,15		7,09	6,23																			
15	K.P.T.	0,2758	0,2937	6,09	0,876	0,8876	1,31	13,169	12,997	1,33	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,169	12,849	2,49	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,169	12,849	2,49	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,169	11,864	11,01	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,169	11,864	11,01									
	B.M.K.Ş.P.T.	0,2829	0,3011	6,04	0,8906	0,9027	1,34	12,587	12,431	1,26	0,2829	0,3165	10,62	0,7164	0,7332	2,29	12,587	12,297	2,36	0,2829	0,3165	10,62	0,7164	0,7332	2,29	12,587	12,297	2,36	0,2829	0,4148	31,80	0,6092	0,6457	5,65	12,587	11,401	10,41	0,2829	0,4148	31,80	0,6092	0,6457	5,65	12,587	11,401	10,41									
	% Fark	2,51	2,46		1,64	1,67		4,62	4,55		2,51	2,40		2,02	2,13		4,62	4,49		2,51	2,10		2,38	2,73		4,62	4,49		2,51	2,10		2,38	2,73		4,62	4,06																			
20	K.P.T.	0,2758	0,2937	6,09	0,876	0,8876	1,31	13,19	13,018	1,33	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,19	12,87	2,49	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,19	12,87	2,49	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,19	11,883	11,00	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,19	11,883	11,00									
	B.M.K.Ş.P.T.	0,2798	0,2979	6,08	0,8843	0,8962	1,33	12,851	12,688	1,29	0,2798	0,3132	10,66	0,7101	0,7265	2,26	12,851	12,548	2,42	0,2798	0,3132	10,66	0,7101	0,7265	2,26	12,851	12,548	2,42	0,2798	0,411	31,92	0,6029	0,6382	5,53	12,851	11,614	10,65	0,2798	0,411	31,92	0,6029	0,6382	5,53	12,851	11,614	10,65									
	% Fark	1,43	1,41		0,94	0,96		2,64	2,60		1,43	1,37		1,15	1,23		2,64	2,57		1,43	1,19		1,36	1,58		2,64	2,57		1,43	1,19		1,36	1,58		2,64	2,32																			
30	K.P.T.	0,2758	0,2937	6,09	0,876	0,8876	1,31	13,205	13,032	1,33	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,205	12,884	2,49	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,205	12,884	2,49	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,205	11,896	11,00	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,205	11,896	11,00									
	B.M.K.Ş.P.T.	0,2776	0,2956	6,09	0,8799	0,8916	1,31	13,05	12,882	1,31	0,2776	0,3108	10,68	0,7057	0,7217	2,22	13,05	12,737	2,46	0,2776	0,3108	10,68	0,7057	0,7217	2,22	13,05	12,737	2,46	0,2776	0,4083	32,01	0,5985	0,6328	5,42	13,05	11,774	10,84	0,2776	0,4083	32,01	0,5985	0,6328	5,42	13,05	11,774	10,84									
	% Fark	0,65	0,64		0,44	0,45		1,19	1,17		0,65	0,61		0,54	0,57		1,19	1,15		0,65	0,54		0,63	0,74		1,19	1,15		0,65	0,54		0,63	0,74		1,19	1,04																			
50	K.P.T.	0,2758	0,2937	6,09	0,876	0,8876	1,31	13,213	13,04	1,33	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,213	12,892	2,49	0,2758	0,3089	10,72	0,7019	0,7176	2,19	13,213	12,892	2,49	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,213	11,903	11,00	0,2758	0,4061	32,09	0,5947	0,6281	5,32	13,213	11,903	11,00									
	B.M.K.Ş.P.T.	0,2764	0,2944	6,11	0,8775	0,8892	1,32	13,157	12,985	1,32	0,2764	0,3096	10,72	0,7033	0,7192	2,21	13,157	12,838	2,48	0,2764	0,3096	10,72	0,7033	0,7192	2,21	13,157	12,838	2,48	0,2764	0,4069	32,07	0,5962	0,6299	5,35	13,157	11,859	10,94	0,2764	0,4069	32,07	0,5962	0,6299	5,35	13,157	11,859	10,94									
	% Fark	0,22	0,24		0,17	0,18	</																																																

L_{X_1}/h	Plak Teorisi	$\Delta T_A = 100^\circ C$									$\Delta T_0 = 20^\circ C$									$\Delta T_A = 200^\circ C$									$\Delta T_0 = 20^\circ C$									$\Delta T_A = 800^\circ C$									$\Delta T_0 = 20^\circ C$								
		\bar{u}_{3maks}			$\bar{\sigma}_{X_1X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$			\bar{u}_{3maks}			$\bar{\sigma}_{X_1X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$			\bar{u}_{3maks}			$\bar{\sigma}_{X_1X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$			\bar{u}_{3maks}			$\bar{\sigma}_{X_1X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$			\bar{u}_{3maks}			$\bar{\sigma}_{X_1X_1}$			$\bar{\omega}_{11}$											
		Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark	Sıcaklıktan Bağımsız	Sıcaklığa Bağlımlı	% Fark																		
6	K.P.T.	0,3156	0,3394	7,01	5,1468	5,2072	1,16	12,925	12,756	1,33	0,3156	0,3599	12,31	4,6149	4,7012	1,84	12,925	12,609	2,51	0,3156	0,5044	37,43	4,2877	4,2714	0,38	12,925	11,6	11,42																											
	B.M.K.Ş.P.T.	0,3605	0,386	6,61	4,8648	4,9216	1,15	10,077	9,973	1,04	0,3605	0,4078	11,60	4,333	4,4142	1,84	10,077	9,8832	1,96	0,3605	0,5575	35,34	4,0057	4,0007	0,12	10,077	9,281	8,57																											
	% Fark	12,45	12,07		5,80	5,80		28,27	27,90		12,45	11,75		6,51	6,50		28,27	27,58		12,45	9,52		7,04	6,77		28,27	24,99																												
7	K.P.T.	0,3156	0,3394	7,01	5,1468	5,2072	1,16	13,001	12,83	1,33	0,3156	0,3599	12,31	4,6149	4,7012	1,84	13,001	12,683	2,51	0,3156	0,5044	37,43	4,2877	4,2714	0,38	13,001	11,67	11,41																											
	B.M.K.Ş.P.T.	0,3507	0,3757	6,65	4,9251	4,9827	1,16	10,664	10,549	1,08	0,3507	0,3973	11,73	4,3933	4,4757	1,84	10,664	10,45	2,04	0,3507	0,5456	35,72	4,066	4,591	11,44	10,664	9,7811	9,02																											
	% Fark	10,01	9,66		4,50	4,51		21,92	21,62		10,01	9,41		5,04	5,04		21,92	21,37		10,01	7,55		5,45	6,96		21,92	19,31																												
8	K.P.T.	0,3156	0,3394	7,01	5,1468	5,2072	1,16	13,051	12,879	1,33	0,3156	0,3599	12,31	4,6149	4,7012	1,84	13,051	12,732	2,51	0,3156	0,5044	37,43	4,2877	4,2714	0,38	13,051	11,715	11,40																											
	B.M.K.Ş.P.T.	0,3437	0,3684	6,70	4,9686	5,0268	1,16	11,114	10,99	1,12	0,3437	0,3898	11,83	4,4368	4,52	1,84	11,114	10,883	2,12	0,3437	0,5372	36,02	4,1095	4,101	0,21	11,114	10,159	9,39																											
	% Fark	8,18	7,87		3,59	3,59		17,43	17,19		8,18	7,67		4,01	4,01		17,43	16,98		8,18	6,11		4,34	4,16		17,43	15,32																												
10	K.P.T.	0,3156	0,3394	7,01	5,1468	5,2072	1,16	13,11	12,938	1,33	0,3156	0,3599	12,31	4,6149	4,7012	1,84	13,11	12,789	2,51	0,3156	0,5044	37,43	4,2877	4,2714	0,38	13,11	11,77	11,39																											
	B.M.K.Ş.P.T.	0,3346	0,359	6,80	5,0254	5,0843	1,16	11,735	11,599	1,18	0,3346	0,38	11,95	4,4936	4,5778	1,84	11,735	11,481	2,22	0,3346	0,5265	36,45	4,1663	4,1553	0,26	11,735	10,675	9,93																											
	% Fark	5,68	5,46		2,42	2,42		11,71	11,55		5,68	5,29		2,70	2,70		11,71	11,40		5,68	4,20		2,91	2,79		11,71	10,25																												
12	K.P.T.	0,3156	0,3394	7,01	5,1468	5,2072	1,16	13,143	12,97	1,33	0,3156	0,3599	12,31	4,6149	4,7012	1,84	13,143	12,821	2,51	0,3156	0,5044	37,43	4,2877	4,2714	0,38	13,143	11,8	11,38																											
	B.M.K.Ş.P.T.	0,3292	0,3534	6,85	5,0594	5,1187	1,16	12,128	11,982	1,22	0,3292	0,3743	12,05	4,5276	4,6123	1,84	12,175	11,856	2,69	0,3292	0,5202	36,72	4,2003	4,1878	0,30	12,128	10,996	10,29																											
	% Fark	4,13	3,96		1,73	1,73		8,37	8,25		4,13	3,85		1,93	1,93		7,95	8,14		4,13	3,04		2,08	2,00		8,37	7,31																												
15	K.P.T.	0,3156	0,3394	7,01	5,1468	5,2072	1,16	13,169	12,996	1,33	0,3156	0,3599	12,31	4,6149	4,7012	1,84	13,169	12,847	2,51	0,3156	0,5044	37,43	4,2877	4,2714	0,38	13,169	11,824	11,38																											
	B.M.K.Ş.P.T.	0,3246	0,3486	6,88	5,0892	5,1489	1,16	12,484	12,33	1,25	0,3246	0,3694	12,13	4,5574	4,6426	1,84	12,484	12,196	2,36	0,3246	0,5148	36,95	4,2301	4,2161	0,33	12,484	11,284	10,63																											
	% Fark	2,77	2,64		1,13	1,13		5,49	5,41		2,77	2,57		1,26	1,26		5,49	5,34		2,77	2,02		1,36	1,31		5,49	4,79																												
20	K.P.T.	0,3156	0,3394	7,01	5,1468	5,2072	1,16	13,19	13,017	1,33	0,3156	0,3599	12,31	4,6149	4,7012	1,84	13,19	12,868	2,51	0,3156	0,5044	37,43	4,2877	4,2714	0,38	12,787	11,527	10,93																											
	B.M.K.Ş.P.T.	0,3208	0,3447	6,93	5,1138	5,1738	1,16	12,787	12,625	1,28	0,3208	0,3654	12,21	4,5819	4,6676	1,84	12,787	12,485	2,42	0,3208	0,5104	37,15	4,2546	4,2395	0,36	12,851	11,614	10,65																											
	% Fark	1,62	1,54		0,65	0,65		3,15	3,10		1,62	1,51		0,72	0,72		3,15	3,06		1,62	1,18		0,78	0,75		0,50	0,75																												
30	K.P.T.	0,3156	0,3394	7,01	5,1468	5,2072	1,16	13,205	13,032	1,33	0,3156	0,3599	12,31	4,6149	4,7012	1,84	13,205	12,883	2,51	0,3156	0,5044	37,43	4,2877	4,2714	0,38	13,205	11,857	11,37																											
	B.M.K.Ş.P.T.	0,318	0,3418	6,96	5,1319	5,1921	1,16	13,02	12,852	1,31	0,318	0,3624	12,25	4,6	4,686	1,84	13,02	12,707	2,46	0,318	0,5071	37,29	4,2727	4,2568	0,37	13,02	11,712	11,17																											
	% Fark	0,75	0,70		0,29	0,29		1,42	1,40		0,75	0,69		0,32	0,32		1,42	1,38		0,75	0,53		0,35	0,34		1,42	1,24																												
50	K.P.T.	0,3156	0,3394	7,01	5,1468	5,2072	1,16	13,213	13,04	1,33	0,3156	0,3599	12,31	4,6149	4,7012	1,84	13,213	12,89	2,51	0,3156	0,5044	37,43	4,2877	4,2714	0,38	13,213	11,864	11,37																											
	B.M.K.Ş.P.T.	0,3165	0,3402	6,97	5,1412	5,2016	1,16	13,145	12,974	1,32	0,3165	0,3608	12,28	4,6094	4,6955	1,83	13,145	12,826	2,49	0,3165	0,5054	37,38	4,2821	4,2659	0,38	13,145	11,811	11,29																											
	% Fark	0,28	0,24		0,11	0,11		0,52	0,51		0,28	0,25		0,12	0,12		0,52	0,50		0,28	0,20		0,13	0,13		0,52	0,45																												
100	K.P.T.	0,3156	0,3394	7,01	5,1468	5,2072	1,16	13,216	13,043	1,33	0,3156	0,3599	12,31	4,6149	4,7012	1,84	13,216	12,893	2,51	0,3156	0,5044	37,43	4,2877	4,2714	0,38	13,216	11,867	11,37																											
	B.M.K.Ş.P.T.	0,3159	0,3396	6,98	5,1453	5,2057	1,16	13,199	13,026	1,33	0,3159	0,3601	12,27	4,6135	4,6997	1,83	13,199	12,877	2,50	0,3159	0,5047	37,41	4,2862	4,2699	0,38	13,199	11,854	11,35																											
	% Fark	0,09	0,06		0,03	0,03		0,13	0,13		0,09	0,06		0,03	0,03		0,13	0,13		0,09	0,06		0,03	0,04		0,13	0,11																												

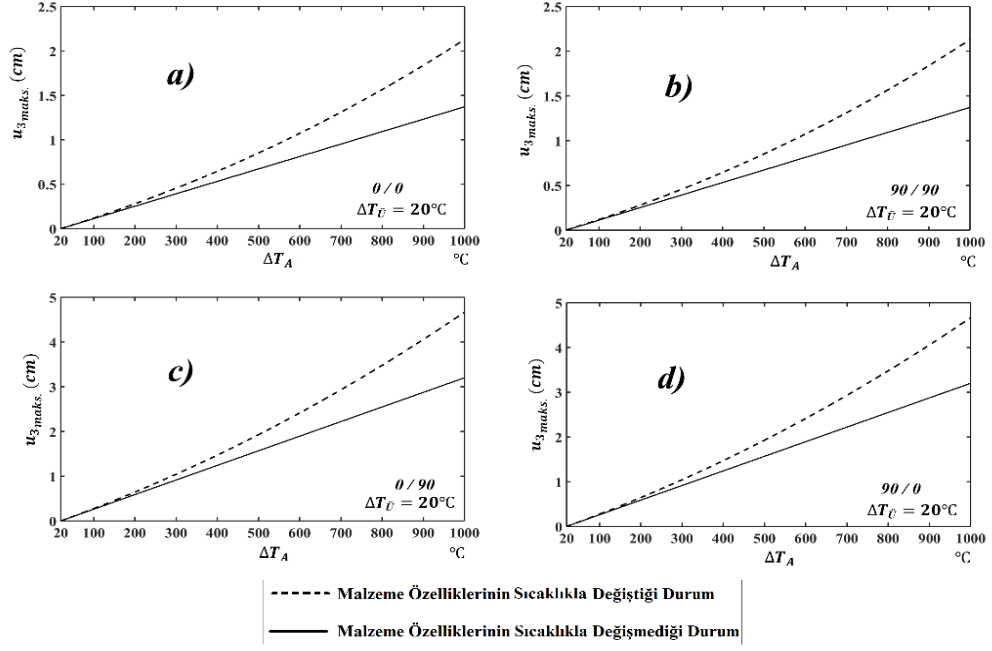
(K.P.T. : Klasik Tabakalı Plak Teorisi B.M.K.Ş.P.T. : Birinci Mertebeden Kayma Şekil Değiştirme Plak Teorisi)

Çizelge 4.14 : Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmayan durumlarında, 0/90/0/0 dizilimli kare plâgin üniform olmayan sıcaklık artışıdaki yer değiştirme, gerilme ve doğal frekans değerleri.

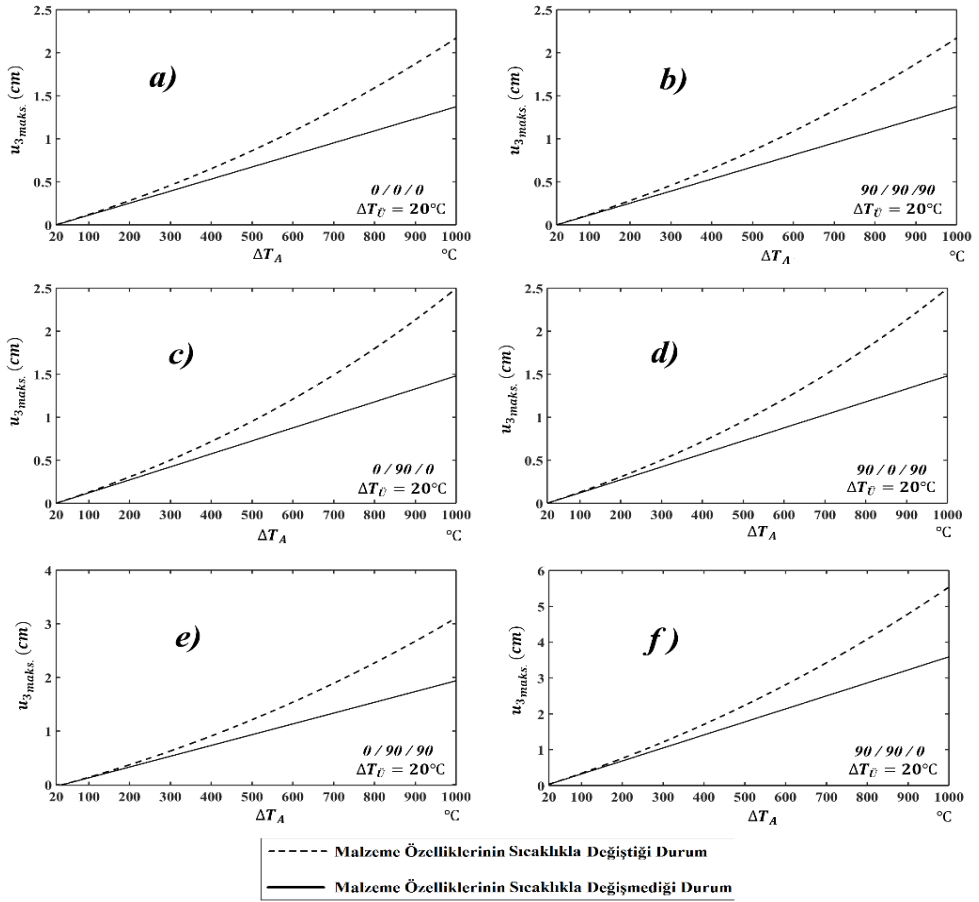
Çizelgeler 4.5-4.15’de görülmektedir ki narinlik oranı arttıkça, L_{x_1}/h oranı klasik plak teorisi ile birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisi arasındaki fark ciddi bir şekilde azalmaktadır. Birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisi ile elde edilen düşey yer değiştirme sonuçlarının, klasik tabakalı plak teorisi ile elde edilen düşey yer değiştirme sonuçlarından büyük olduğu görülmektedir. Bunun nedeni, birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisindeki, kayma şekil değiştirmeleri dikkate alarak, plağın daha çok esnek özellik göstermesini sağlar. Narinlik oranının düşük olduğu değerlerde, bu iki teori arasındaki fark oldukça büyük olup, ihmal edilemeyecek mertebededir. Gerilme ve frekans değerleri, narinlik oranı arttıkça, iki farklı teori ile elde edilen sonuçlar, birbirine yaklaşmaktadır. Çizelgelerde görülmektedir ki tabaka dizilimlerinin farklı olmasıyla birlikte, her iki teori arasındaki farklar da narinlik oranı sabit olmasına rağmen, önemli bir derecede değişmektedir. Bunun nedeni ise, tabaka sayılarının farklılaşması ile birlikte, kayma şekil değiştirmelerinin de önemli bir derecede değişmesidir.

Ayrıca çizelgelerde görülmektedir ki, sıcaklık değeri arttıkça, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve bağlı olmaması durumlarına ait sonuçlar arasındaki fark ciddi şekilde artmaktadır. Narinlik oranı arttıkça, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve bağlı olmaması durumlarına ait sonuçları arasındaki farkın değişmediği görülmüştür. Çizelgelerde görülen bir başka ilginç sonuç ise, narinlik oranı sabit olmasına karşın, klasik plak teorisi ve birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisi ile elde edilen sonuçlar arasındaki fark, malzeme özelliklerinin sıcaklıktan bağımsız olma durumunda değişmezken, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olma durumunda, ciddi bir şekilde değişmektedir. Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması durumundaki hesaplarda, sıcaklık değeri arttıkça, her iki teori ile edilen sonuçlar arasındaki fark, ciddi bir oranda artmaktadır. Buradan şu sonuç çıkartılmalıdır ki; sıcaklığın, tabakalı kompozit plakların mekanik davranışları üzerinde çok büyük bir etkisinin olduğu, ve verilen iki plak teorisi arasındaki farka, önemli bir derecede etkisi olduğu gözlemlenmiştir. Bu sonuçlardan görülmektedir ki, küçük narinlik oranına sahip tabakalı kompozit plakların yüksek sıcaklık değerlerinde, mekanik davranışlarını daha iyi anlayabilmek için, kayma şekil değişimini dikkate alan plak teorisi ve malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olma durumunu göz önüne almak gereklidir.

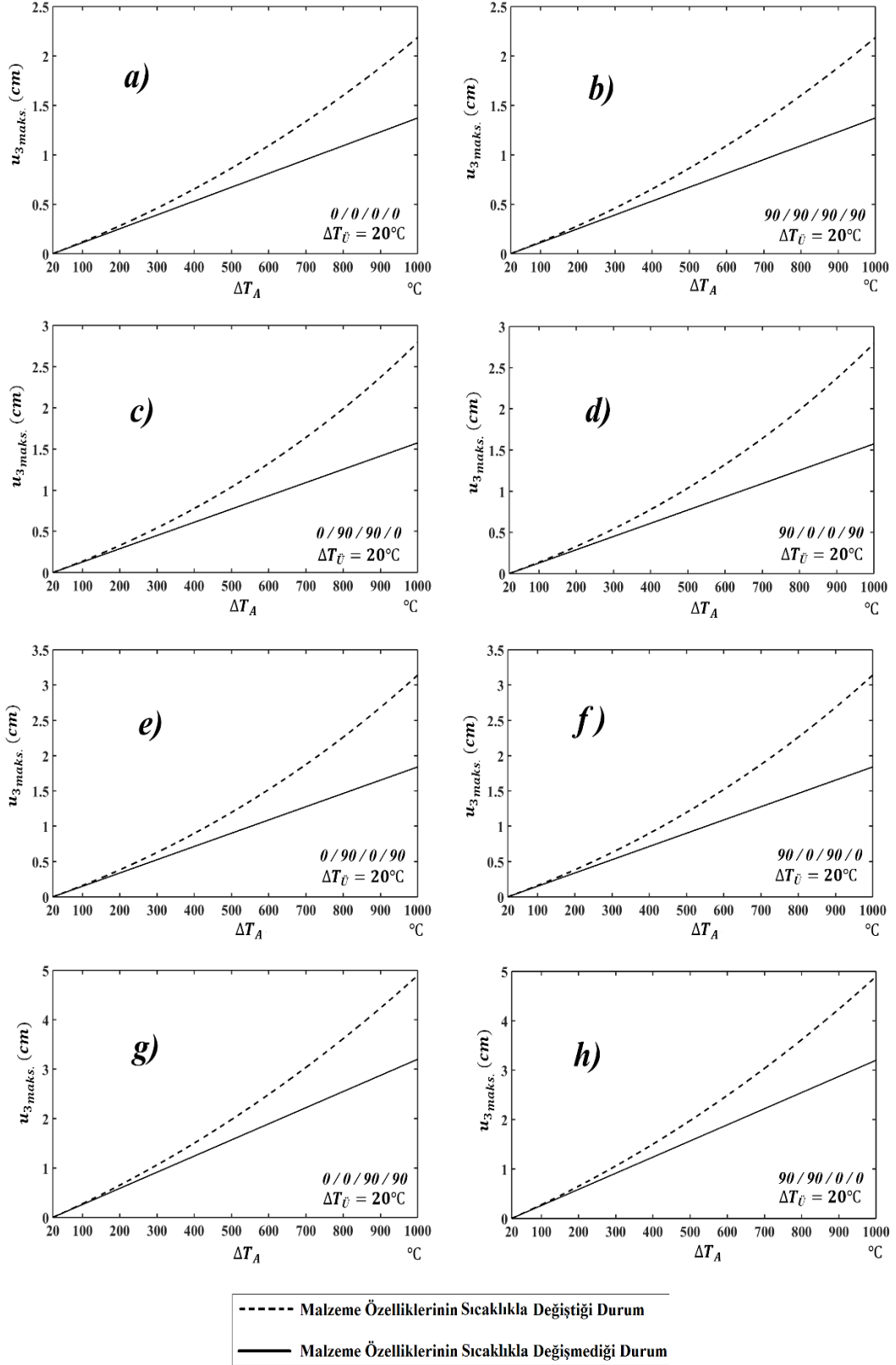
Şekil 4.2, 4.3 ve 4.4’de sırasıyla iki, üç ve dört tabakalı kompozit kare plağın sıcaklık artışı - maksimum düşey yer değiştirme ilişkisi sıcaklığa bağlı ve sıcaklığa bağlı olmayan malzeme özellikleri ile birlikte farklı tabaka dizilimlerine göre verilmiştir. Sıcaklık artışı-gerilme arasındaki ilişki sıcaklığa bağlı ve sıcaklığa bağlı olmayan malzeme özellikleri ile birlikte şekil 4.5-4.10’da gösterilmiştir. Şekil 4.5, 4.6 ve 4.7’de sırasıyla iki, üç ve dört tabakalı kompozit kare plağın plağın sıcaklık artışı ile birlikte orta-alt noktasının X_1 doğrultusundaki normal gerilme $\sigma_{X_1X_1}$ ilişkisi gösterilmiştir. Şekil 4.8, 4.9 ve 4.10’de ise sırasıyla iki, üç ve dört tabakalı kompozit kare plağın plağın sıcaklık artışı ile birlikte orta-alt noktasının X_2 doğrultusundaki normal gerilme $\sigma_{X_2X_2}$ ilişkisi gösterilmiştir. Burada sıcaklık artışı üniform olmayıp, üst yüzey sıcaklık artışı $\Delta T_U = 20^\circ C$ alınmış olup, plak alt yüzey sıcaklık artışı ΔT_A değişken alınmıştır. Şekil 4.2 - 4.10’da, sıcaklığın artması ile birlikte malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı ve bağlı olmaması durumlarına ait sonuçlar arasındaki farkın arttığı ve yüksek sıcaklık değerlerinde bu farkın oldukça büyük olduğu görülmektedir. Ayrıca, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olmayan durumda, sıcaklık ve yer değiştirme veya gerilme arasında bir doğrusal ilişki olmasına karşın, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı durumda sıcaklık ve yer değiştirme veya gerilme arasındaki ilişkinin doğrusal olmadığı görülmüştür. Bunun nedeni olarak, her bir sıcaklık değerinde malzemenin mekanik özellikleri sabit kalmayıp, değişmesidir. Böylece oluşan malzeme yönünden doğrusal olmayan özellikten dolayı, sıcaklık-yer değiştirme veya gerilme ilişkisi doğrusal olmamaktadır. Ayrıca şekillerden görüldüğü üzere, tabaka dizilimlerinin ve fiber yönlenme açılarının değişmesi ile birlikte, sıcaklıkla artışına paralel olarak sonuçların da ciddi bir şekilde değiştiğidir. Tabaka yönlenme dizilimlerinin ve fiber yönlenme açılarının değişmesi ile birlikte aynı sıcaklık yüklemesine karşın yer değiştirme ve gerilme değerlerinin çok büyük oranda değiştirdiği görülmüştür. Özellikle gerilme grafiklerinde görülen bazı tabaka dizilimlerinde, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olmaması durumuna ait gerilmelerin, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması durumuna ait gerilmelerden daha büyük değerde olduğu görülmüştür. Halbuki, sıcaklığa bağlı durumda, plağın rijitliği daha düşük olup daha büyük yer değiştirme ve gerilme değerleri vermesine karşın, bazı tabaka dizilimleri için gerilme değerlerinde tersi bir sonuç vermektedir. Bu da göstermektedir ki, tabaka dizilimlerinin ve fiber yönlenme açılarının, kompozit plağın mekanik özelliklerine çok büyük bir etkisinin olduğudur.



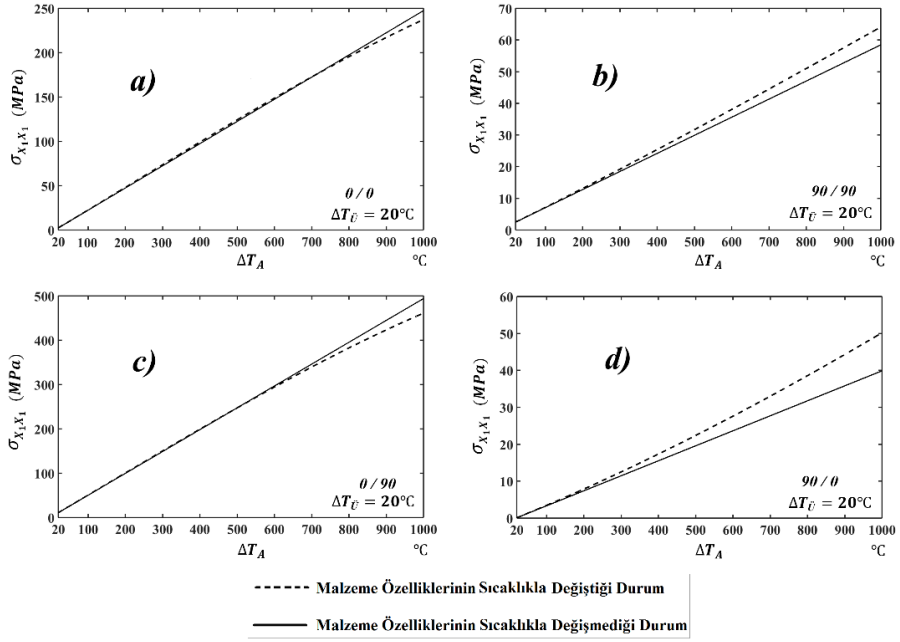
Şekil 4.2 : İki tabakalı plak için sıcaklık - maksimum düşey yer değiştirme ilişkisi, a) 0/0, b) 90/90, c) 0/90, d) 90/0.



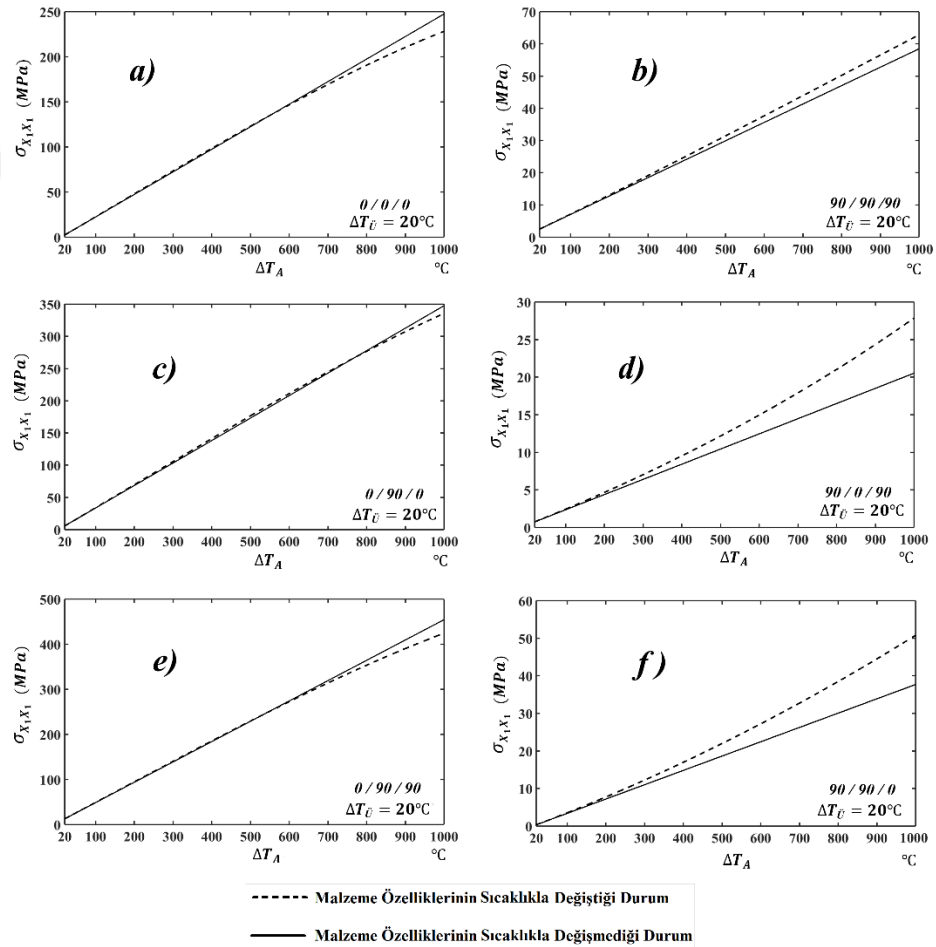
Şekil 4.3 : Üç tabakalı plak için sıcaklık - maksimum düşey yer değiştirme ilişkisi, a) 0/0/0, b) 90/90/90, c) 0/90/0, d) 90/0/90, e) 0/90/90, f) 90/90/0.



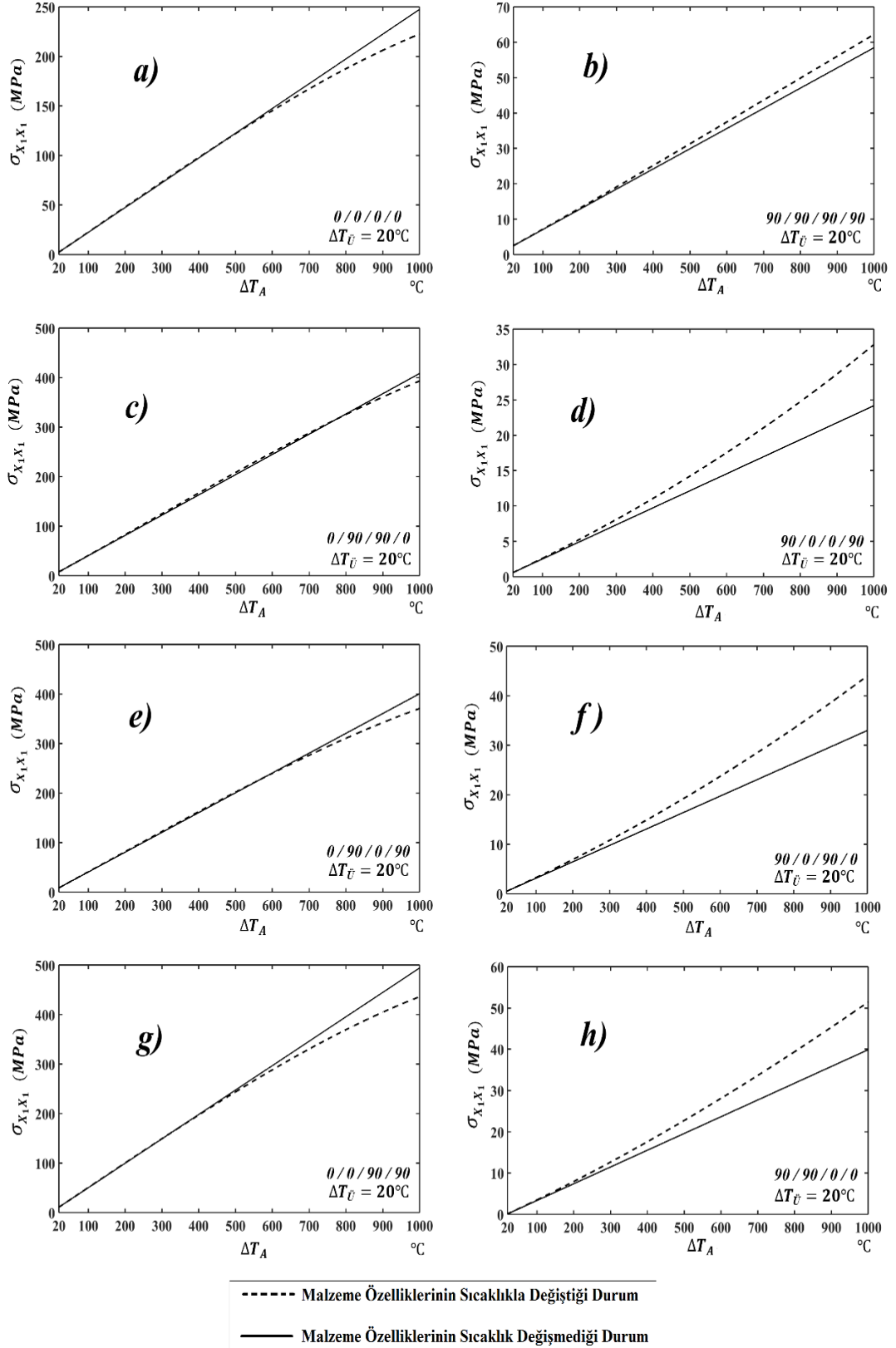
Şekil 4.4 : Dört tabakalı plak için sıcaklık – maksimum düşey yer değiştirme ilişkisi, a) 0/0/0/0, b) 90/90/90/90, c) 0/90/90/0, d) 90/0/0/90 e) 0/90/0/90, f) 90/0/90/0, g) 0/0/90/90, h) 90/90/0/0.



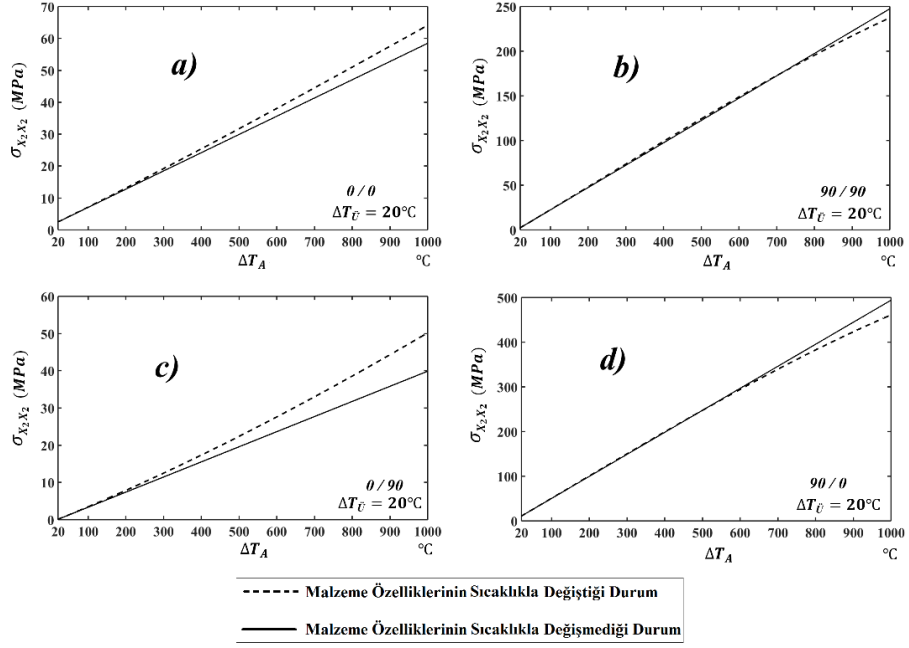
Şekil 4.5 : İki tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$) ilişkisi, a) 0/0, b) 90/90, c) 0/90, d) 90/0.



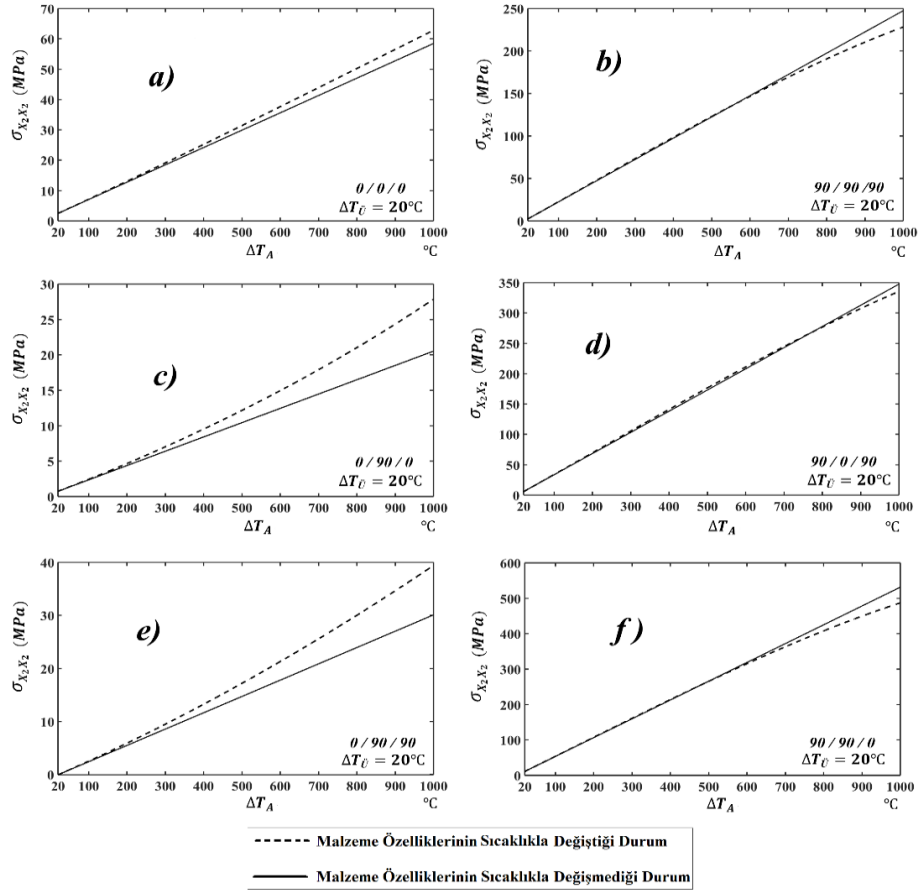
Şekil 4.6 : Üç tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$) ilişkisi, a) 0/0/0, b) 90/90/90, c) 0/90/0, d) 90/0/90, e) 0/90/90, f) 90/90/0.



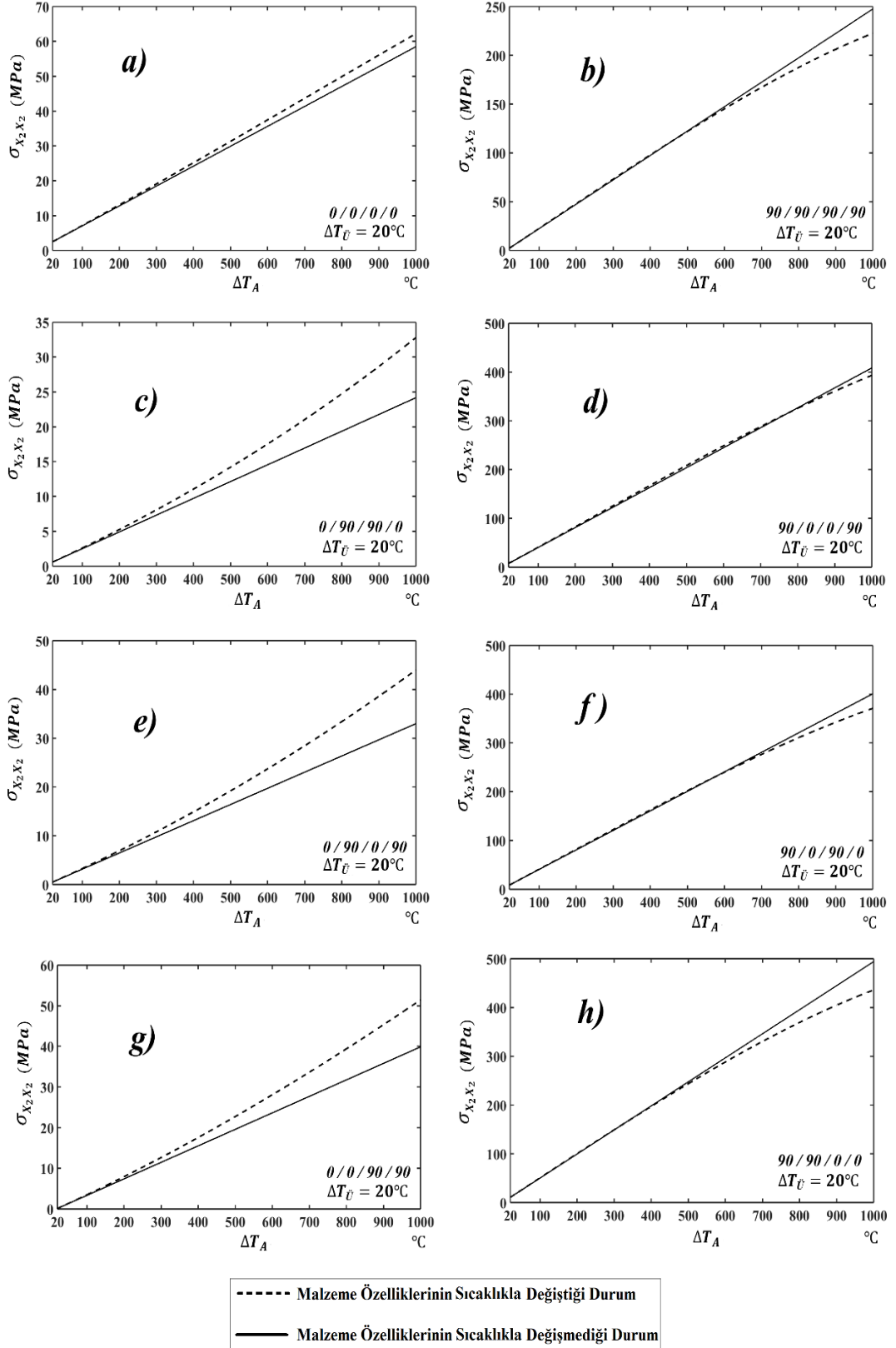
Şekil 4.7 : Dört tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_1 X_1}$) ilişkisi, a) 0/0/0/0, b) 90/90/90/90, c) 0/90/90/0, d) 90/0/0/90 e) 0/90/0/90, f) 90/0/90/0, g) 0/0/90/90, h) 90/90/0/0.



Şekil 4.8 : İki tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_2X_2}$) ilişkisi, a) 0/0, b) 90/90, c) 0/90, d) 90/0.

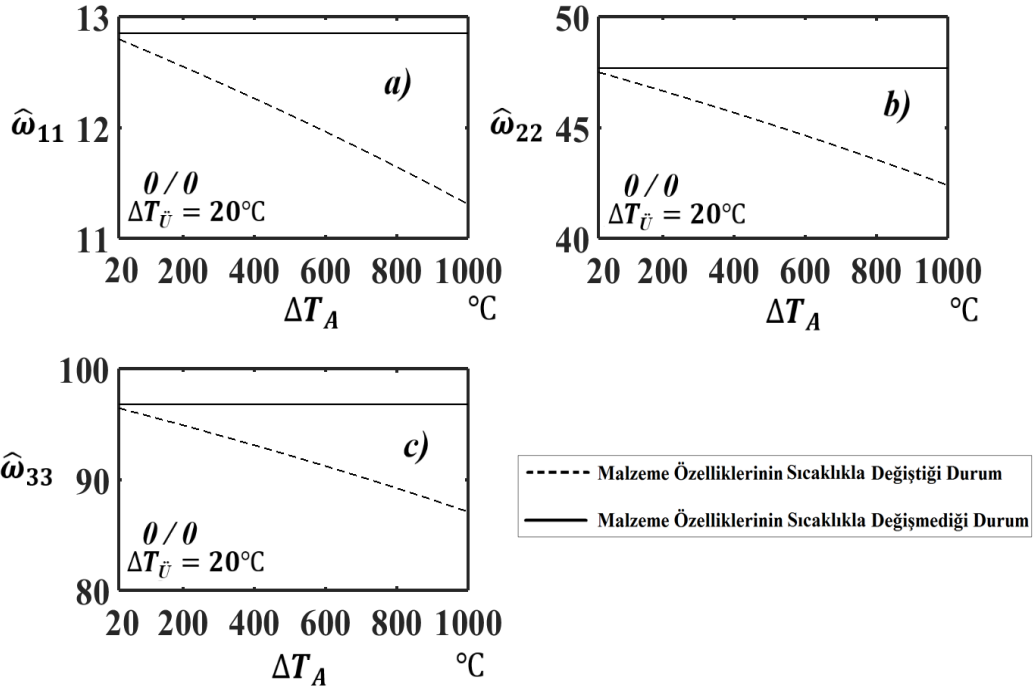


Şekil 4.9 : İki tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_2X_2}$) ilişkisi, a) 0/0/0, b) 90/90/90, c) 0/90/0, d) 90/0/90, e) 0/90/90, f) 90/90/0.

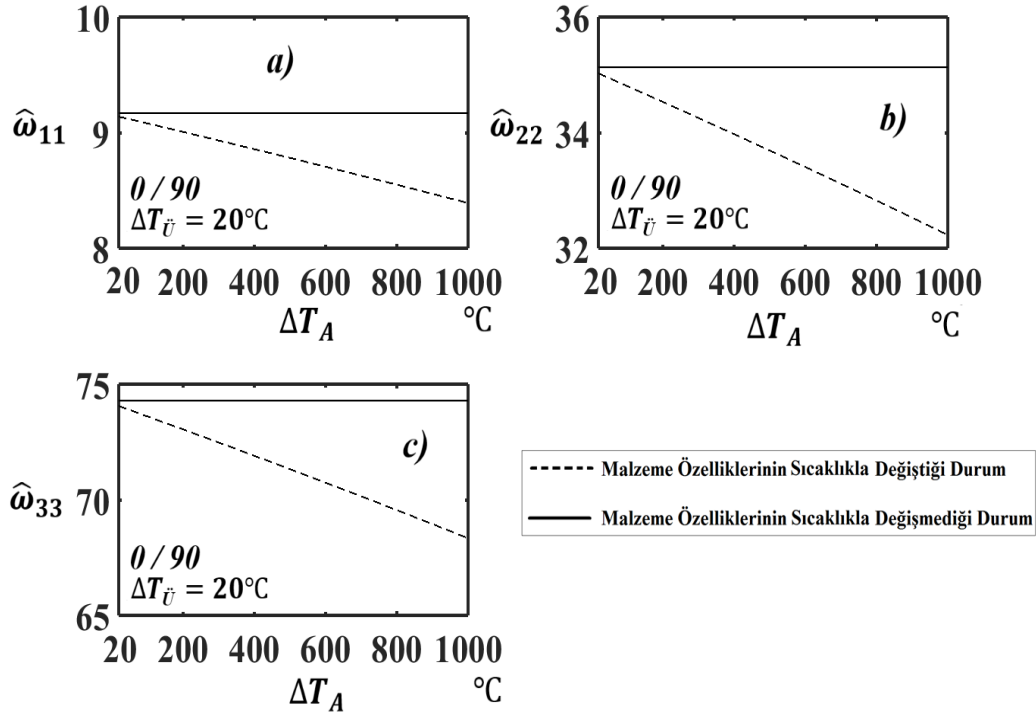


Şekil 4.10 : Dört tabakalı plak için sıcaklık - normal gerilme ($\sigma_{X_2X_2}$) ilişkisi, a) 0/0/0/0, b) 90/90/90/90, c) 0/90/90/0, d) 90/0/0/90 e) 0/90/0/90, f) 90/0/90/0, g) 0/0/90/90, h) 90/90/0/0.

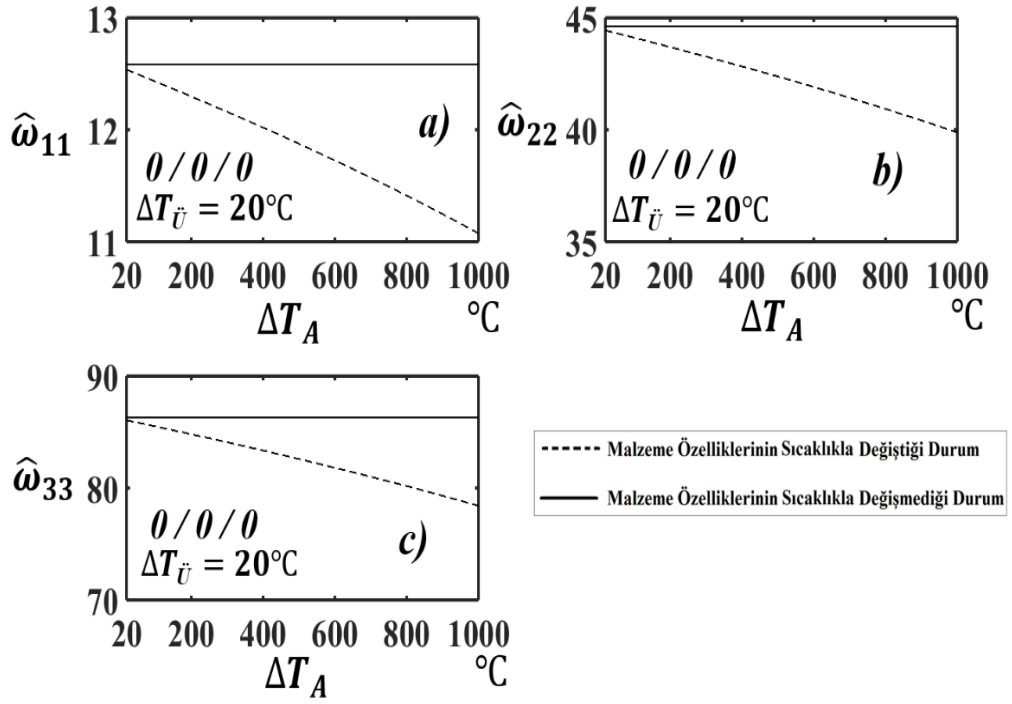
Kayma etkilerini dikkate alan, birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisi kullanılarak elde edilen grafiklerde, sıcaklık etkisinin tabakalı kompozit plağın titreşim davranışına etkisini görebilmek amacıyla, şekil 4.11-4.19'da farklı frekans modlarına ait sıcaklık-boyutsuz doğal frekans ilişkisi farklı tabaka sayısı, dizilimlerine ve fiber yönlenme açılarına göre gösterilmiştir. Buradaki şekillerde, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve olmaması durumlarına göre sonuçlar da verilmiştir. Kayma etkilerini dikkate alan, birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisi kullanılarak MATLAB paket programı yardımıyla elde edilen, Şekil 4.11 ve 4.12'de iki tabakalı, Şekil 4.13 - 4.15'de üç tabakalı ve Şekil 4.16 - 4.19'da ise dört tabakalı kompozit plağa ait 11, 22 ve 33 modlarına ait boyutsuz doğal frekanslar sıcaklık artışına bağlı olarak gösterilmiştir. Şekil 4.11 - 4.19'da görüldüğü üzere, sıcaklık artması ile birlikte malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olmayan durumdaki frekans değerlerinin değişmediği, fakat malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olduğu durumdaki frekans değerlerinin düştüğü görülmektedir. Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olmayan durumda, sıcaklık artışı ile birlikte malzeme özelliklerinin sabit kaldığı için, frekans değerleri başlangıç ortam sıcaklığındaki malzeme parametrelerine göre elde edilir. Halbuki, daha gerçekçi yaklaşım olan malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olduğu durumda, sıcaklık artışı ile birlikte malzeme özelliklerinin Şekil 4.1'de görüldüğü gibi değiştiği ve buna bağlı olarak plak rijitliğinde önemli bir düşüşe neden olduğu ve doğal olarak da plak frekansının düşeceği. Yüksek sıcaklık değerlerinde iki model arasında çok ciddi bir farkın olduğu titreşim sonuçları üzerinden de tekrar görülmektedir. Özellikle mod değerleri arttıkça bu fark daha da büyümektedir. Ayrıca, tabaka dizilimlerinin ve fiber yönlenme açılarının değişmesi ile birlikte frekans değerlerinin önemli bir derecede değiştiği, plağın titreşim davranışları üzerinde önemli bir etkisinin olduğu gözlemlenmiştir. Kompozit tabakalı plak, Çizelge 4.1'den de görüldüğü üzere, 0° fiber yönlenme açısında, yani X_1 asal doğrultusunda en büyük malzeme değerlerine sahip olduğundan dolayı, tabaka dizilimleri 0°'den arttıkça frekans değerlerinin düştüğü ve yer değiştirmelerin de arttığı görülmektedir.



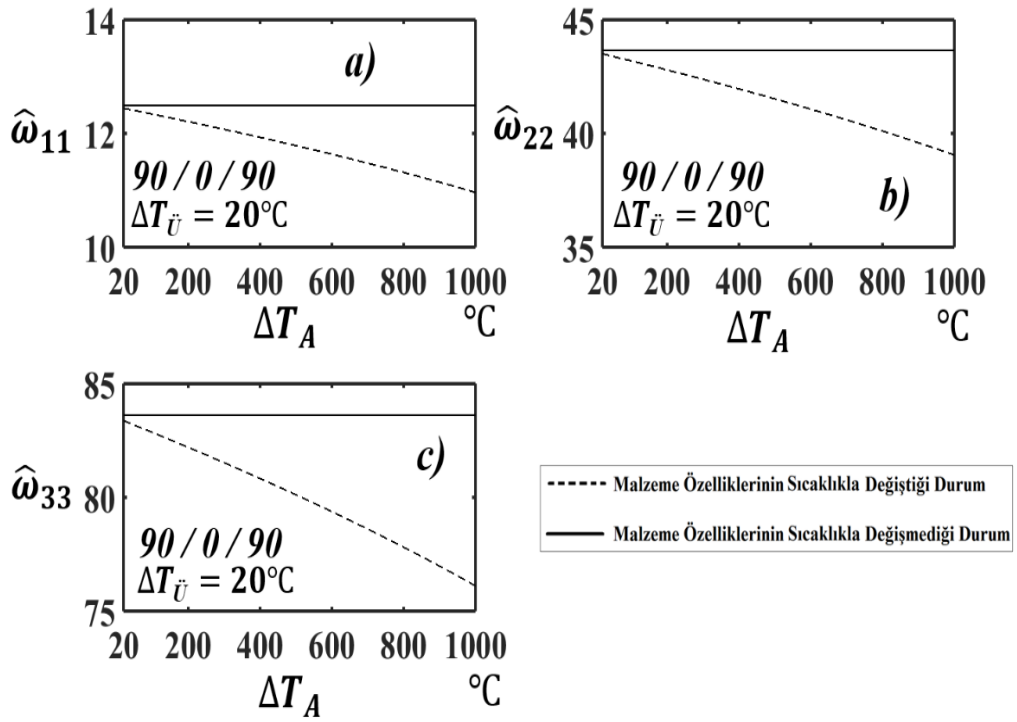
Şekil 4.11 : 0/0 tabaka dizilimli iki tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) $\hat{\omega}_{11}$, b) $\hat{\omega}_{22}$, c) $\hat{\omega}_{33}$.



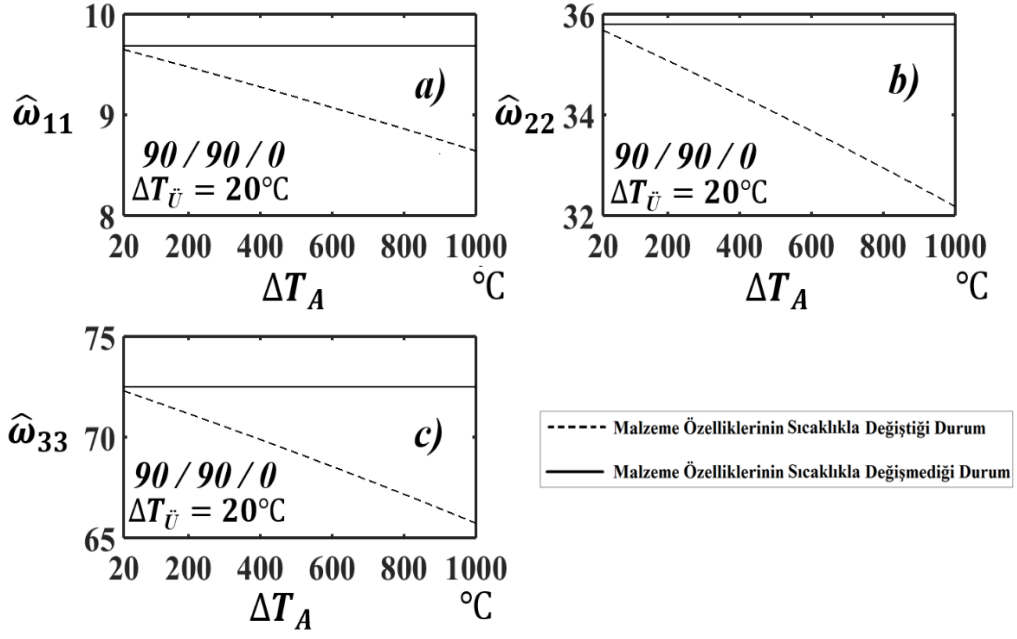
Şekil 4.12 : 0/90 tabaka dizilimli iki tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) $\hat{\omega}_{11}$, b) $\hat{\omega}_{22}$, c) $\hat{\omega}_{33}$.



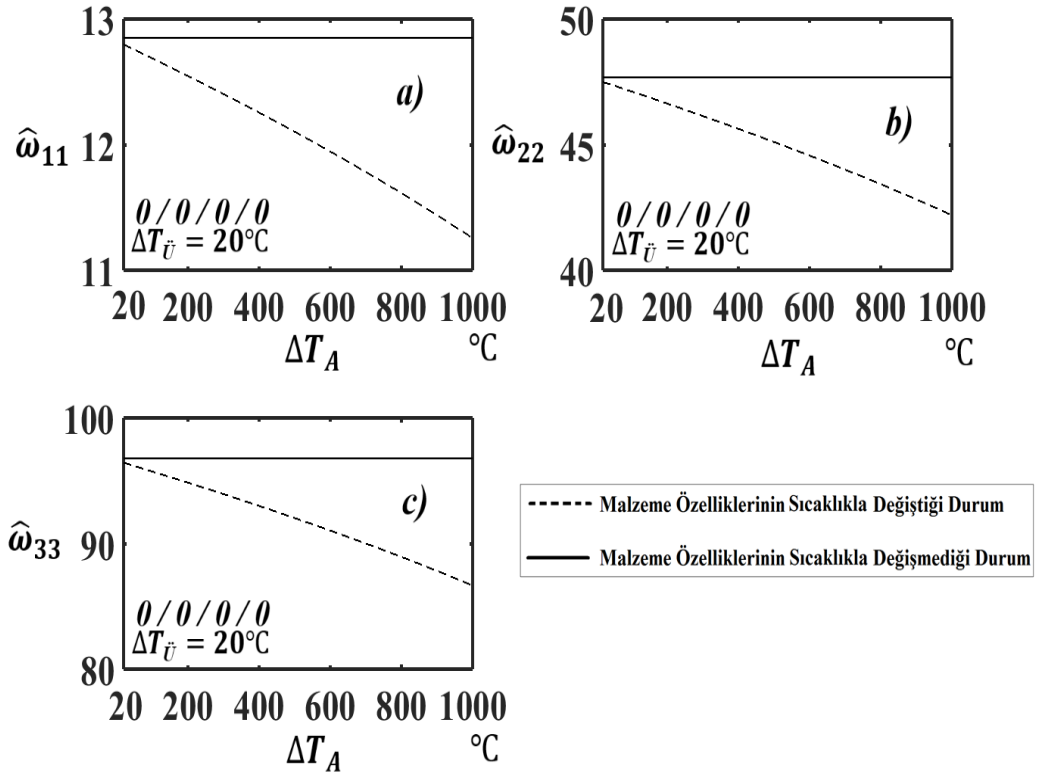
Şekil 4.13 : 0/0/0 tabaka dizilimli üç tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) $\hat{\omega}_{11}$, b) $\hat{\omega}_{22}$, c) $\hat{\omega}_{33}$.



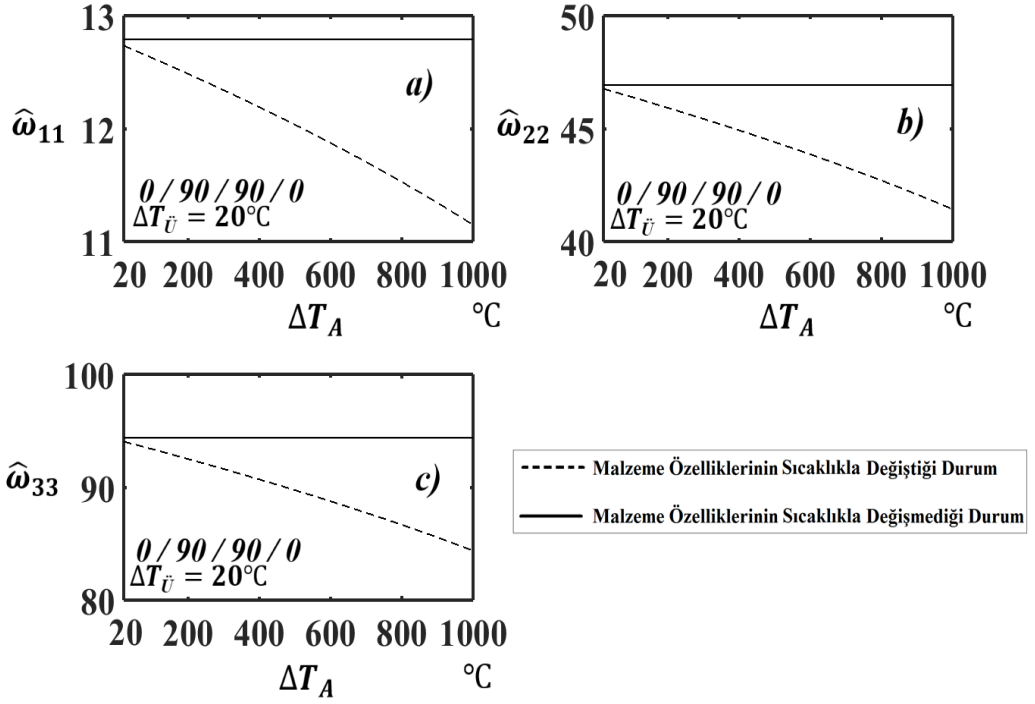
Şekil 4.14 : 90/0/90 tabaka dizilimli üç tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) $\hat{\omega}_{11}$, b) $\hat{\omega}_{22}$, c) $\hat{\omega}_{33}$.



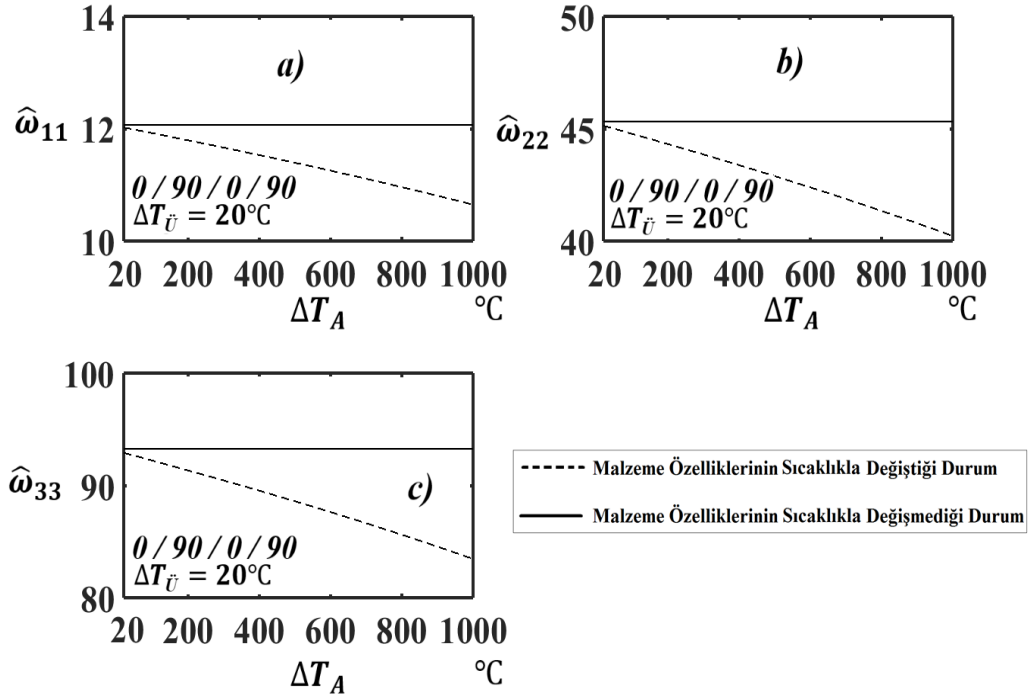
Şekil 4.15 : 90/90/0 tabaka dizilimli üç tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) $\hat{\omega}_{11}$, b) $\hat{\omega}_{22}$, c) $\hat{\omega}_{33}$.



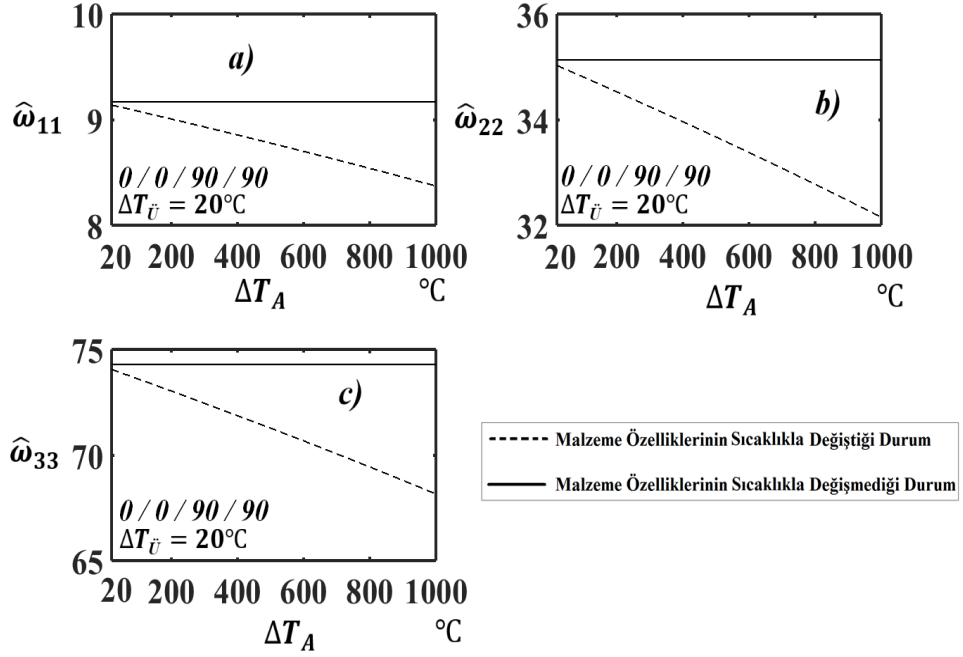
Şekil 4.16 : 0/0/0/0 tabaka dizilimli dört tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) $\hat{\omega}_{11}$, b) $\hat{\omega}_{22}$, c) $\hat{\omega}_{33}$.



Şekil 4.17 : 0/90/90/0 tabaka dizilimli dört tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) $\hat{\omega}_{11}$, b) $\hat{\omega}_{22}$, c) $\hat{\omega}_{33}$.



Şekil 4.18 : 0/90/0/90 tabaka dizilimli dört tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) $\hat{\omega}_{11}$, b) $\hat{\omega}_{22}$, c) $\hat{\omega}_{33}$.

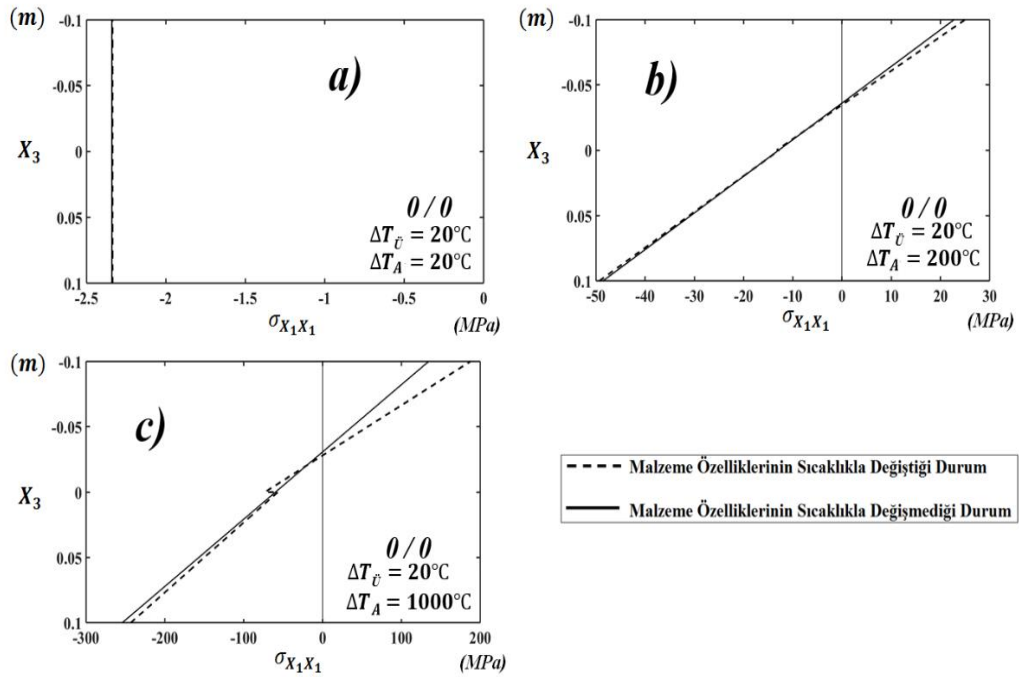


Şekil 4.19 : 0/0/90/90 tabaka dizilimli dört tabakalı plak için farklı modlarda sıcaklık-boyutsuz titreşim frekans ilişkisi , a) $\hat{\omega}_{11}$, b) $\hat{\omega}_{22}$, c) $\hat{\omega}_{33}$.

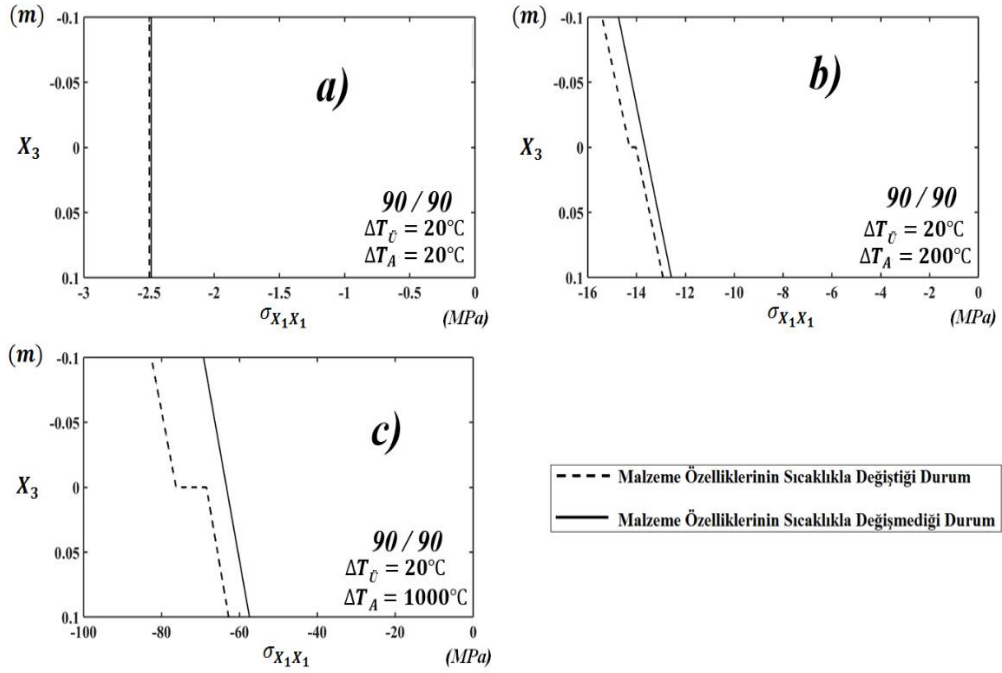
Sıcaklık etkisinin kesit boyunca gerilme dağılımına etkisini görebilmek amacıyla, şekil 4.20 - 4.31'de farklı tabaka sayısı, dizilimleri ve fiber yönlenme açılarına göre, tabakalı kompozit plağın orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilmeler ($\sigma_{X_1X_1}$), farklı sıcaklık değerlerine göre gösterilmiştir. Ayrıca bu grafiklerde, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve bağlı olmaması durumlarına göre, gerilme dağılımları da gösterilmiştir. İlave olarak üniform sıcaklık dağılımının etkisi de gösterilmiştir. Şekil 4.20 - 4.22'de iki tabakalı, Şekil 4.23 - 4.26'da üç tabakalı, Şekil 4.27 - 4.31'de ise dört tabakalı kompozit plağa ait gerilme dağılımları farklı sıcaklık değerlerine göre gösterilmiştir. Buradaki şekillerden görüldüğü üzere tabaka dizilimleri ve fiber yönlenme açılarının, kompozit plağın gerilme dağılımları üzerinde çok büyük bir etkisinin olduğu görülmektedir. Tabaka dizilimlerinin, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve bağlı olmaması durumları arasındaki farka büyük bir etkisinin olduğu gözlemlenmiştir. Özellikle, 0/0, 0/0/0 ve 0/0/0/0 şeklinde yerleştirilmiş tabakalı dizilimlerde, bu iki model arasındaki fark gerilme dağılımları üzerinde çok küçük olmasına karşın, 90/90, 90/90/90 ve 90/90/90/90 olacak şekilde yerleştirilmiş tabak dizilimlerinde farkın çok büyük olduğu görülmektedir. 0/0, 0/0/0, 0/0/0/0, 90/90, 90/90/90 ve 90/90/90/90 olacak şekilde yerleştirilmiş tabaka dizilimlerinde, şekillerin "a" kısmında gösterilen üniform sıcaklık artışıdaki gerilme dağılımlarında, kompozit plakta X_1 eksenine doğrultusunda sadece basınç gerilmeleri çıkmasına karşın, diğer tabaka

dizilimlerinde (0/90, 0/90/0, 90/0/90, 90/0/0/90 vb.) ise üniform sıcaklık yüklemesine rağmen kesit boyunca, hem çekme, hem de basınç gerilmeleri ortaya çıkmaktadır. Farklı tabaka dizilimlerine ait tabaka arakesitlerinde gerilme süreksizlikleri ortaya çıkmaktadır.

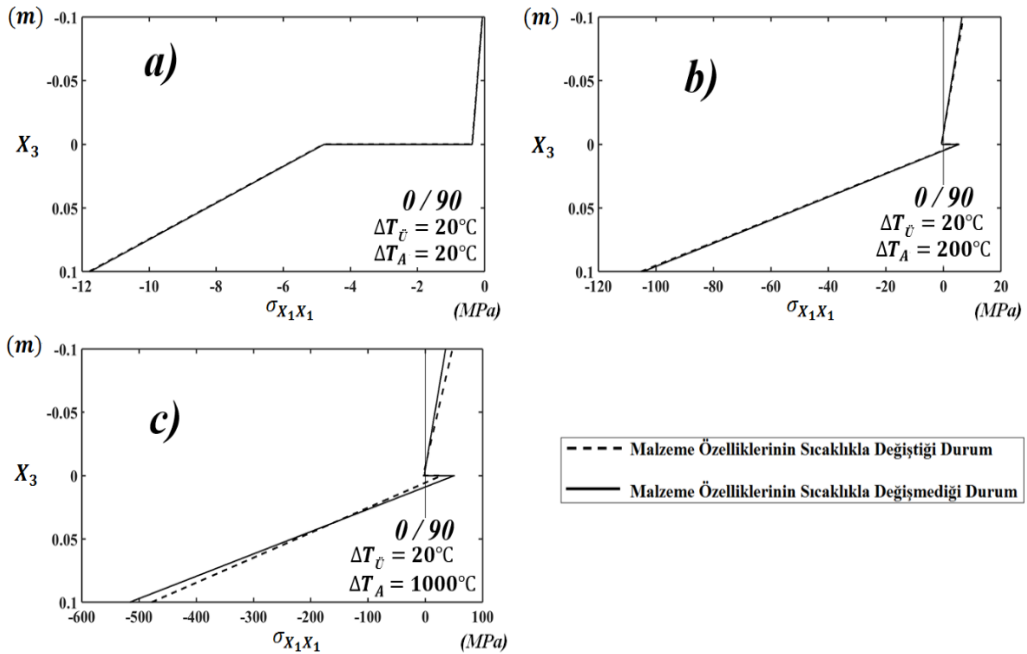
Gerilme dağılım grafiklerinde ortaya çıkan diğer bir ilginç sonuç ise, özellikle 0/0, 0/0/0, 0/0/0/0, 90/90, 90/90/90 ve 90/90/90/90 gibi kompozit plağın homojen olma durumuna ait üniform olmayan sıcaklık dağılımına ait grafiklerde görülmektedir ki; malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olmaması durumuna ait gerilme dağılımı sürekli olmayıp, tabaka arakesitleri de aniden değişmekte ve süreksiz bir özellik taşımaktadır. Bunun nedeni ise, sıcaklığa bağlı malzeme modelinde tabakalar aynı özellik ve dizilimlerine sahip olmasına rağmen, üniform olmayan sıcaklık dağılımından dolayı her birine farklı sıcaklık değeri geldiğinden dolayı, malzeme özellikleri de farklı değerler alacaktır. Yani gerçekçi durum olan, malzeme özelliklerinin sıcaklıkla değişmesi durumunda, üniform olmayan sıcaklıkta, her bir tabaka farklı birer malzeme gibi davranacaktır. Bundan dolayı her bir tabakanın elastisite modülü, sıcaklık genişleme kat sayıları farklı olacaktır. Burada görüldüğü üzere, tabakalı kompozit malzemeli yapıların yüksek sıcaklık etkisinde, gerek tasarımı, gerek ise analizlerin daha gerçekçi yapılabilmesi için, kesinlikle malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olma durumunu göz önüne almak gereklidir.



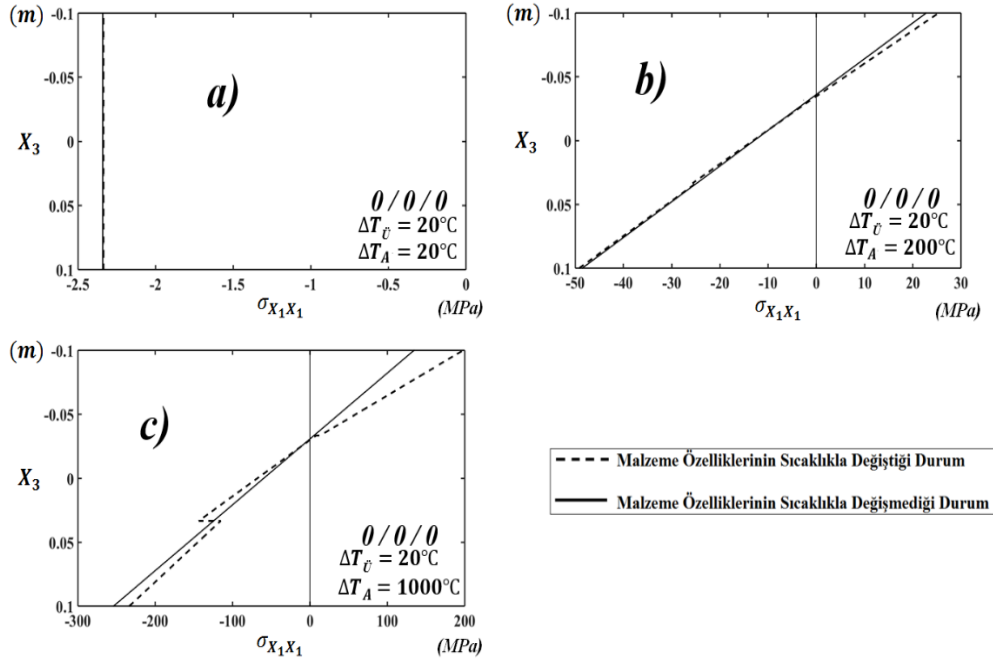
Şekil 4.20 : 0/0 tabaka dizilimi iki tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenini doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20^\circ\text{C}$, b) $\Delta T_A = 200^\circ\text{C}$, c) $\Delta T_A = 1000^\circ\text{C}$.



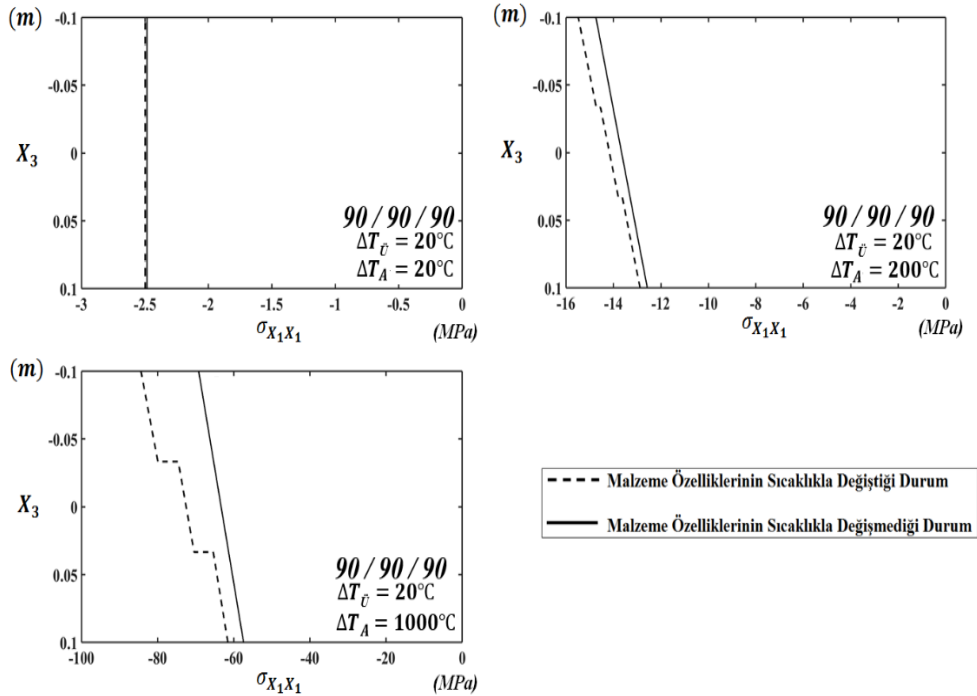
Şekil 4.21 : 90/90 tabaka dizilimi iki tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1 X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20^\circ\text{C}$, b) $\Delta T_A = 200^\circ\text{C}$, c) $\Delta T_A = 1000^\circ\text{C}$.



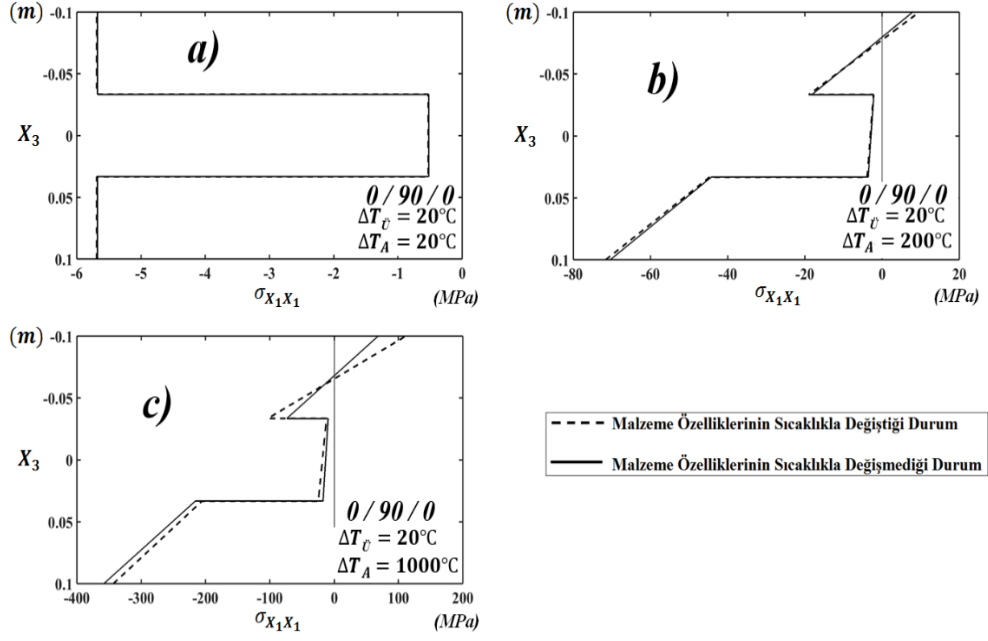
Şekil 4.22 : 0/90 tabaka dizilimi iki tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1 X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20^\circ\text{C}$, b) $\Delta T_A = 200^\circ\text{C}$, c) $\Delta T_A = 1000^\circ\text{C}$.



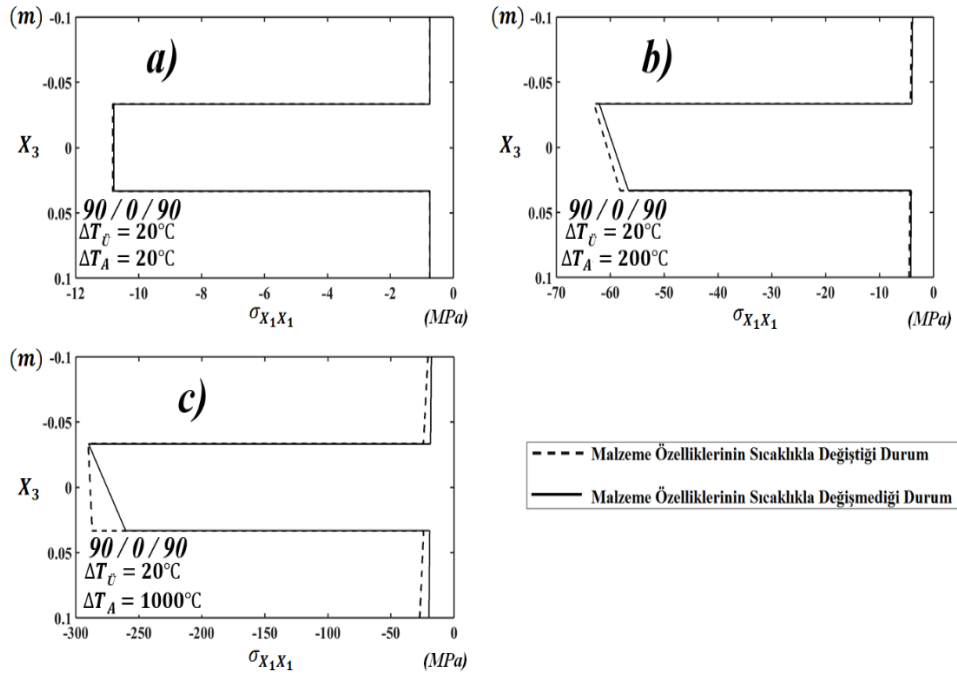
Şekil 4.23 : 0/0/0 tabaka dizilimi üç tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1 X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C.



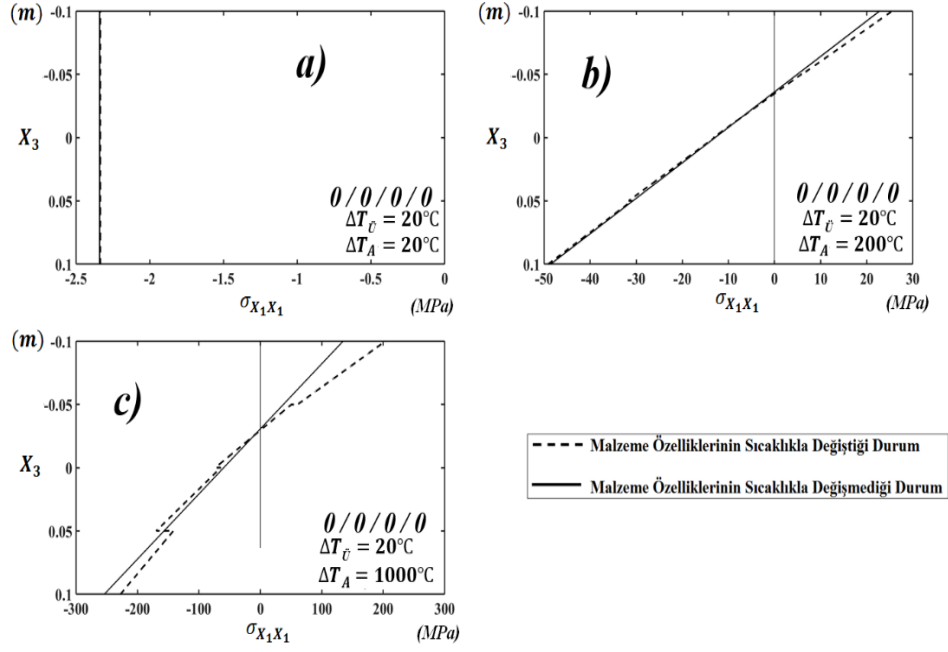
Şekil 4.24 : 90/90/90 tabaka dizilimi üç tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1 X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C.



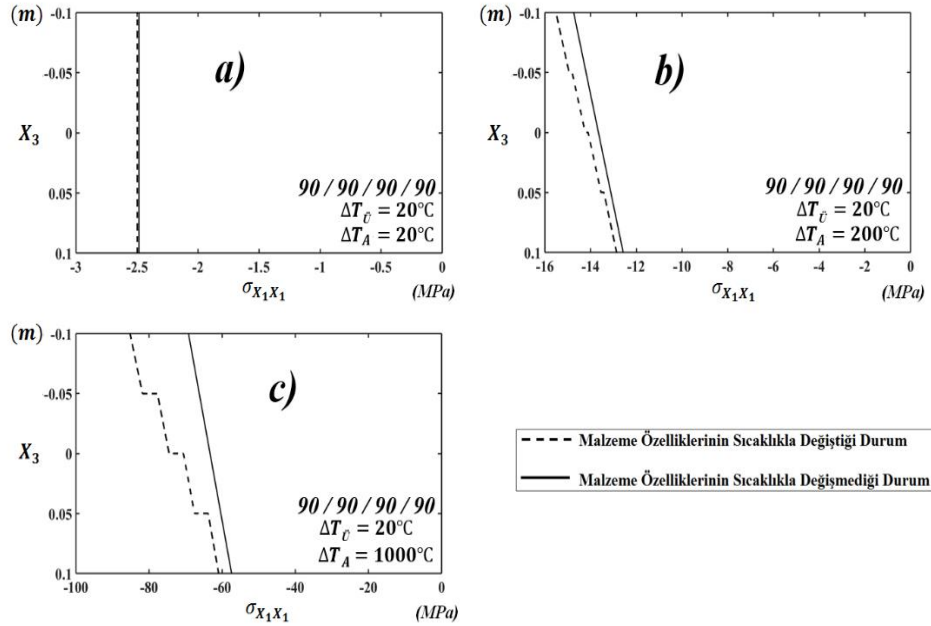
Şekil 4.25 : 0/90/0 tabaka dizilimi üç tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C.



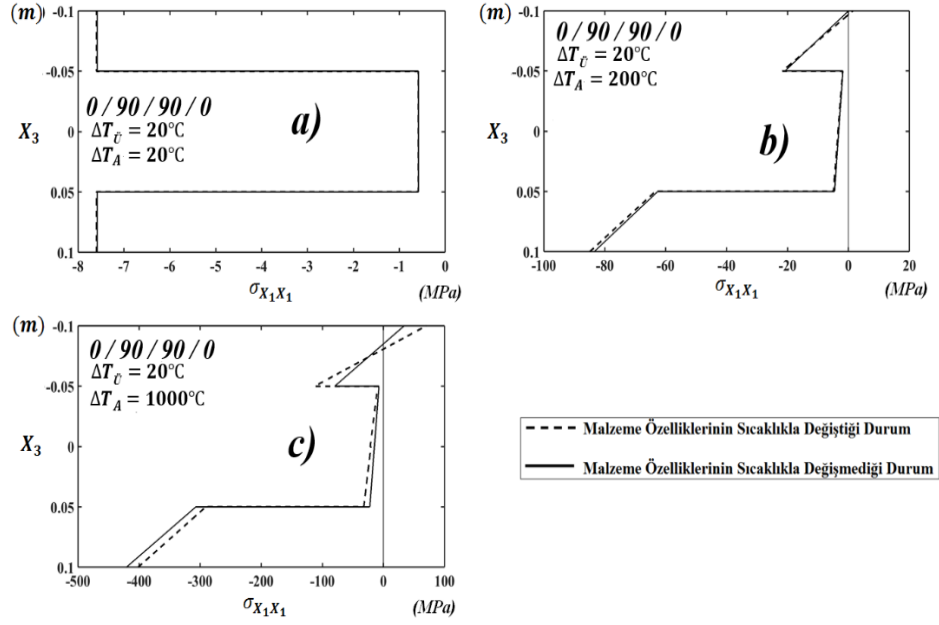
Şekil 4.26 : 90/0/90 tabaka dizilimi üç tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20$ °C, b) $\Delta T_A = 200$ °C, c) $\Delta T_A = 1000$ °C.



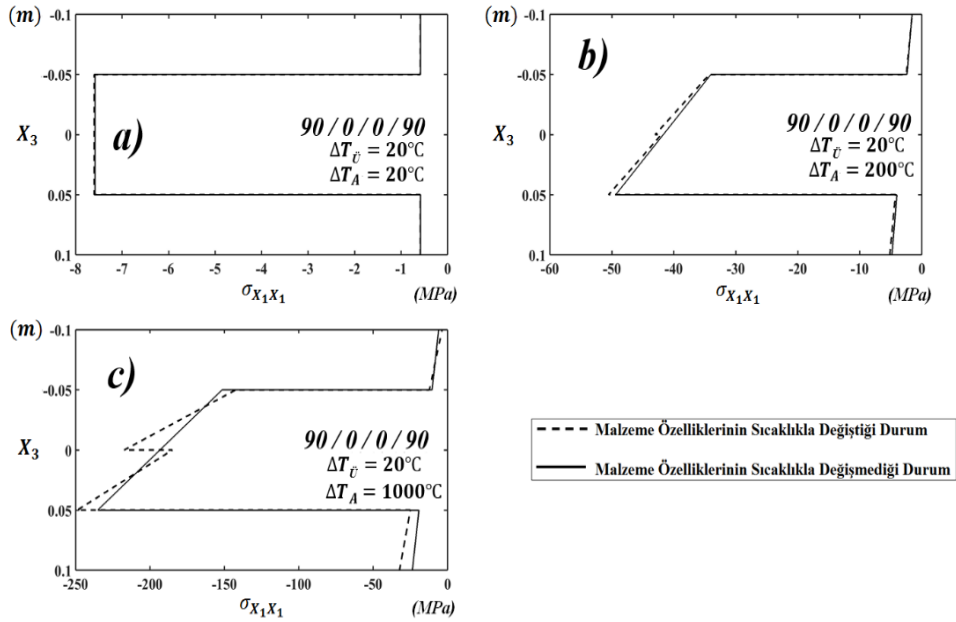
Şekil 4.27 : 0/0/0/0 tabaka dizilimi dört tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1 X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20^\circ\text{C}$, b) $\Delta T_A = 200^\circ\text{C}$, c) $\Delta T_A = 1000^\circ\text{C}$.



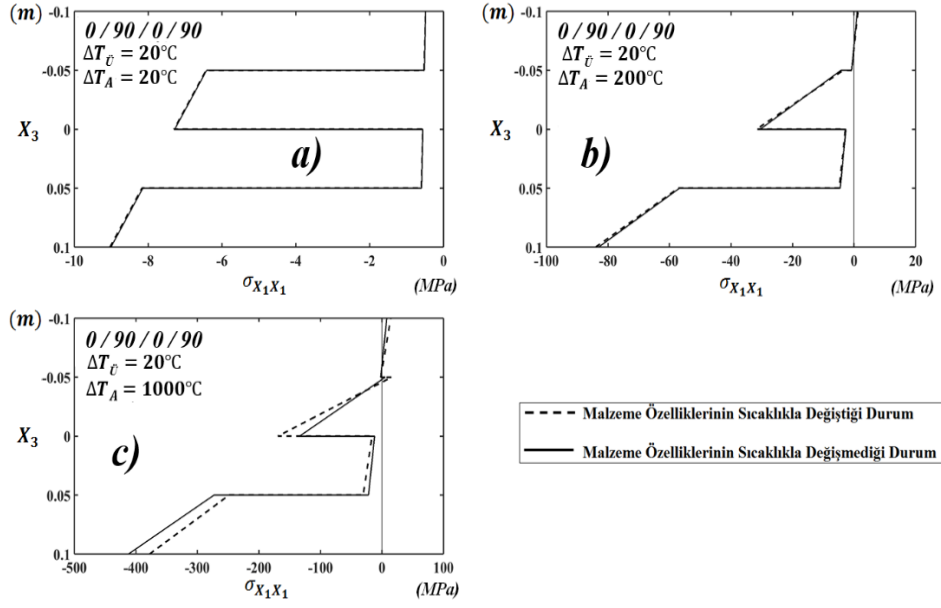
Şekil 4.28 : 90/90/90/90 tabaka dizilimi dört tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1 X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20^\circ\text{C}$, b) $\Delta T_A = 200^\circ\text{C}$, c) $\Delta T_A = 1000^\circ\text{C}$.



Şekil 4.29 : 0/90/90/0 tabaka dizilimi dört tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1 X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20^\circ\text{C}$, b) $\Delta T_A = 200^\circ\text{C}$, c) $\Delta T_A = 1000^\circ\text{C}$.



Şekil 4.30 : 90/0/0/90 tabaka dizilimi dört tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1 X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20^\circ\text{C}$, b) $\Delta T_A = 200^\circ\text{C}$, c) $\Delta T_A = 1000^\circ\text{C}$.



Şekil 4.31 : 0/90/0/90 tabaka dizilimi dört tabakalı kompozit plağın farklı sıcaklık değerlerinde plak orta kesiti boyunca X_1 eksenine doğrultusundaki normal gerilme ($\sigma_{X_1X_1}$), dağılımı a) $\Delta T_A = 20^\circ\text{C}$, b) $\Delta T_A = 200^\circ\text{C}$, c) $\Delta T_A = 1000^\circ\text{C}$.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Yapılan çalışmada kenarlarında serbestçe mesnetlenmiş çapraz tabakalı kompozit plakların, üniform olmayan sıcaklık etkisi altındaki statik ve titreşim analizleri sıcaklığa bağlı malzeme özellikleri durumu göz önünde bulundurularak yapılmıştır. Tabakalı kompozit plağın malzeme özellikleri ortotropik ve sıcaklığa bağlı olarak değişmektedir. Plak yönetici denklemleri virtüel iş prensibinden yararlanılarak, birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisine göre elde edilmiştir. Elde edilen denklemler Navier yöntemi ile çözülmüştür. Tabaka yönetici denklemleri MATLAB paket programında kodlanmış ve sayısal sonuçlar elde edilmiş, grafikleri çizdirilmiştir. Yüksek sıcaklık değerlerinde statik yer değiştirme, gerilme ve titreşim davranışları, sıcaklığa bağlı ve bağlı olmayan malzeme özellikleri dikkate alınarak araştırılmıştır. Tabaka sayıları, tabaka dizilimleri, fiber yönlenme açıları, sıcaklık değerleri ve plağın geometrik özelliklerine göre, sıcaklık artışı ile birlikte statik ve titreşim sonuçları elde edilmiş ve yorumlanmıştır. Birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisi ve bu teorinin özel durumu olan klasik plak teorisi arasındaki farklar ise sıcaklık etkisi ile birlikte yer değiştirmeler, gerilmeler ve doğal frekanslar yönünden elde edilmiş ve yorumlanmıştır. Literatürde konuya yakın çalışmaların özel sonuçları ile karşılaştırma çalışmaları yapılmıştır.

Tez çalışmasında elde edilen verilerden şu sonuçlara ulaşılmıştır;

- 1) Sıcaklık değerinin artmasıyla birlikte, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve bağlı olmaması durumlarına ait statik ve titreşim sonuçları arasındaki fark önemli bir oranda artmaktadır.
- 2) Plak narinlik oranının artmasıyla birlikte, klasik plak teorisi ile birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisi sonuçları arasındaki fark ciddi bir şekilde azalırken, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması ve bağlı olmaması durumlarına ait sonuçlar arasındaki farkın değişmediği görülmüştür.
- 3) Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması özelliği, klasik plak teorisi ile birinci mertebeden kayma şekil değiştirme plak teorisi arasındaki farka önemli bir

etkisi olup ihmal edilemeyecek bir derecede etkilemektedir.

4) Küçük narinlik oranlı, tabakalı plaklarda, yüksek sıcaklık değerlerinde statik ve titreşim sonuçlarının daha kesin ve gerçekçi elde edilebilmesi için, kayma şekil değişimini dikkate alan plak teorisi ve malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olma durumunu hesaplarda göz önüne almak gereklidir.

5) Malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olduğu modelde, sıcaklık - plak tepkileri arasında doğrusal olmayan bir ilişki olduğu görülmektedir.

6) Tabaka dizilimleri ve fiber yönlenme açılarının, sıcaklık artışına paralel olarak, kompozit plağın mekanik davranışları üzerinde çok büyük bir etkisinin olduğu görülmüştür.

7) Gerçekçi durum olan malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olması modelinde elde edilen gerilme dağılımları, malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olmaması durumuna ait gerilme dağılımlarından çok farklı çıkmıştır.

8) Tabakalı kompozit yapıların, yüksek sıcaklık değerlerinde mekanik davranışlarının daha iyi ve gerçekçi anlayabilmek için malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olma modelini dikkate almak gereklidir.

KAYNAKLAR

Aerospace Engineering. Erişim: 12 Temmuz 2018, <http://aerospaceengineeringblog.com/sandwich-panel>

Akarsu, M. (2013). *Üniform Sıcaklık Etkisindeki Kompozit Plakta Ansys Programı ile Isıl Gerilme Analizi*, (Yüksek Lisans Tezi), Namık Kemal Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Tekirdağ.

Altunsaray, E. (2017). Static Deflections of Symmetrically Laminated Quasi-Isotropic Super-Elliptical Thin Plates, *Ocean Engineering*, 141, 337-350.

Altunsaray, E. & Bayer İ. (2012). Static Analysis of Symmetrically Laminated Rectangular Composite Plates with Different Boundary Conductions, *Sciences Natural Sigma*, 30, 320-331.

Amabili, M. & Farhadi, S. (2009). Shear Deformable versus Classical Theories for Nonlinear Vibrations of Rectangular Isotropic and Laminated Composite Plates, *Journal of Sound and Vibration*, 320 (3), 649-667.

Ateş, N. (2011). *Çapraz Tabakalı Kompozit Kalın Plakların Statik Analizi*. (Yüksek Lisans Tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

Baltacıoğlu, A. K. (2011). *Lineer Olmayan Elastik Zemine Oturan Tabakalı Kompozit Plakların Lineer Olmayan Statik Hesabı*. (Yüksek Lisans Tezi). Akdeniz Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Antalya.

Bansemir, H., & Haider, O. (1998). Fibre Composite Structures for Space Applications-Recent and Future Developments, *Cryogenics*, 38 (1), 51-59.

Baçoğlu, M. F. (2015). *Çeşitli Sınır Koşullarına Sahip Tabakalı Kompozit Plakaların Sonlu Elemanlar Metodu Kullanılarak Kritik Burkulma Yüğü Açısından İncelenmesi*, (Yüksek Lisans Tezi), Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Samsun.

Beardmore, P. (1986). Composite Structures for Automobiles, *Composite Structures*, 5 (3), 163-176.

Carrera, E., Cinefra, M., Fazzolari, F., A., (2013). Some Results on Thermal Stress of Layered Plates and Shells by Using Unified Formulation, *Journal of Thermal Stresses*, 36 (6), 589-625.

Chalmers, D. W. (1994). The Potential For The Use Of Composite Materials İn Marine Structures, *Marine Structures*, 7 (2-5), 441-456.

Chen, L. W. & Chen, L. Y. (1989). Thermal Buckling Behavior of Laminated Composite Plates with Temperature-Dependent Properties, *Composite Structures*, 13 (4), 275-287.

Chen, L. W. & Chen, L. Y. (1991). Thermal Postbuckling Behaviors of Laminated Composite Plates with Temperature-Dependent Properties, *Composite Structures*, 19 (3), 267-283.

Chen, C., S., Chen, C., W., Chen, W., R., Chang, Y., C., (2013). Thermally Induced Vibration and Stability of Laminated Composite Plates with Temperature-Dependent Properties, *Meccanica*, 48 (9), 2311-2323.

Choudhury, A., Mondal, S., C., Sarkar, S., (2017). Effect of Lamination Angle and Thickness on Analysis of Composite Plate under Thermo Mechanical Loading, *Strojnícky casopis – Journal of Mechanical Engineering*, 67 (1), 5-22.

Composites World. Erişim: 10 Haziran 2018, <https://www.compositesworld.com/articles/new-bridge-deck-bests-early-frp-systems#carousel1728d2e1e-24a8-44d9-ba0d-08ee46e58ba1>

Cunedioğlu, Y. (2017). Buckling and Free Vibrations of Axially Loaded Composite Beams Supported with Elastic Foundation for Different Temperature, *Ömer Halisdemir Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 6 (1), 180-190.

Demirbas, M. D. (2017). Thermal Stress Analysis of Functionally Graded Plates with Temperature-Dependent Material Properties Using Theory of Elasticity, *Composites Part B: Engineering*, 131, 100-124.

Dimitrienko, Y. I. (1997). Thermomechanical Behaviour of Composite Materials and Structures under High Temperatures: 1. Materials, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 28 (5), 453-461.

Emery, T., R., Dulieu-Barton, J., M., Earl, J., S., Cunningham, P., R., (2008). A Generalised Approach to the Calibration of Orthotropic Materials for Thermoelastic Stress Analysis, *Composites Science and Technology*, 68 (3-4), 743-752.

Erçopur, T. (2010). *Dynamic Analysis of Composite Laminated Plates*, (Master Thesis), Dokuz Eylül University Graduate School of Natural and Applied Sciences, İzmir.

Erdoğan E. (2017). *Sonlu Elemanlar Metodu İle Tabakalı Kompozit Plakalarda Termal Elasto-Plastik Gerilme Analizi*, (Yüksek Lisans Tezi), Pamukkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Denizli.

Fan, Y. & Wang, H. (2016). Thermal Postbuckling and Vibration of Postbuckled Matrix Cracked Hybrid Laminated Plates Containing Carbon Nanotube Reinforced Composite Layers on Elastic Foundation, *Composite Structures*, 157, 386-397.

Fares, M. E. (1999). Non-Linear Bending Analysis of Composite Laminated Plates Using a Refined First-Order Theory, *Composite Structures*, 46 (3), 257-266.

Fazzolari, F. A. & Carrera E. (2014). Thermal Stability of FGM Sandwich Plates under Various through-the-Thickness Temperature Distributions, *Journal of Thermal Stresses*, 37 (12), 1449-1481.

Gay, D. (2015). *Composite Materials Design and Applications, Third Edition*, Boca Raton, London, New York : CRC Press.

Golf Akademisi. Erişim: 20 Haziran 2018, <http://www.golfakademisi.com.tr/golf.html>

Goswami, S. (2006). A C0 Plate Bending Element with Refined Shear Deformation Theory for Composite Structures, *Composite Structures*, 72 (3), 375-382.

Grover, N., Maiti, D., K., Singh, B., N., (2013). A New Inverse Hyperbolic Shear Deformation Theory for Static and Buckling Analysis of Laminated Composite and Sandwich Plates, *Composite Structures*, 95, 667-665.

- Gu, L., Wang, Y., Shi, S., Dai, C.,** (2017). An Approach for Bending and Transient Dynamic Analysis of Integrated Thermal Protection System with Temperature-Dependent Material Properties, *Composite Structures*, 159, 128-143.
- Guminiak, M.** (2007). Free Vibrations Analysis of Thin Plates by the Boundary Element Method in Non-Singular Approach, *Scientific Research of the Institute of Mathematics and Computer Science*, 6 (1), 75-90.
- Gupta, A. & Ghosh A.** (2017). Bending Analysis of Laminated and Sandwich Composite Reissner-Mindlin Plates Using Nurbs-Based Isogeometric Approach, *Procedia Engineering*, 173, 1334-1341.
- Han, B., Qin, K., K., Zhang, Q., C., Zhang, Q., Lu, T., J., Lu, B., H.,** (2017). Free Vibration and Buckling of Foam-Filled Composite Corrugated Sandwich Plates under Thermal Loading, *Composite Structures*, 172, 173-189.
- Hari, Kishore, M., D., V., Singh, B., N., Pandit, M., K.,** (2011). Nonlinear Static Analysis of Smart Laminated Composite Plate, *Aerospace Science and Technology*, 15 (3), 224-235.
- Haşim K. A.** (2014). *Tabakalı Kompozit Plakların Doğrusal ve Geometrik Bakımdan Doğrusal Olmayan Hesabı için Yeni Bir Sonlu Eleman*, (Doktora Tezi), İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Hollaway, L. C.** (2003). The Evolution of and the Way Forward For Advanced Polymer Composites in the Civil Infrastructure, *Construction and Building Materials*, 17 (6-7), 365-378.
- Houmat, A.** (2013). Nonlinear Free Vibration of Laminated Composite Rectangular Plates with Curvilinear Fibers, *Composite Structures*, 106, 211-224.
- Jane, K.C. & Hong, C. C.** (2000). Thermal Bending Analysis of Laminated Orthotropic Plates by the Generalized Differential Quadrature Method, *Mechanics Research Communications*, 27 (2), 157-164.
- Jones, Robert M.** (1999). *Mechanics of Composite Materials, Second Edition*, Taylor and Francis, Inc., USA.
- Joshi, P., V., Gupta, A., Jain, N., K., Salhotra, R., Rawani, A., M., Ramtekkar, G., D.,** (2017). Effect of Thermal Environment on Free Vibration and Buckling of Partially Cracked Isotropic and FGM Micro Plates Based on a Non Classical Kirchhoff's Plate Theory: An Analytical Approach, *International Journal of Mechanical Sciences*, 131-132, 155-170.
- Kant, T.** (2002). Swaminathan K., Analytical Solutions for the Static Analysis of Laminated Composite and Sandwich Plates Based on a Higher Order Refined Theory, *Composite Structures*, 56 (4), 329-344.
- Kaw, A. K.** (2014). *Kompozit Malzeme Mekaniği*, Birinci Basım. Ankara, Türkiye : Eflatun.
- Kazancı, Z. & Mecitoğlu, Z.** (2016). Flutter Analysis of a Laminated Composite Plate with Temperature Dependent Material Properties, *International Journal of Aeronautical Science & Aerospace Research*, 3 (3), 106-114.
- Kim, Y. W.** (2005). Temperature Dependent Vibration Analysis of Functionally Graded Rectangular Plates, *Journal of Sound and Vibration*, 284 (3-5), 531-549.

- Khalili, S., M., R., Malekzadeh, K., Gorgabad, A., V.,** (2013). Low Velocity Transverse Impact Response of Functionally Graded Plates with Temperature Dependent Properties, *Composite Structures*, 96, 64-74.
- Khezri, M., Gharib, M., Bradford, M., A., Vrcelj, Z.,** (2015). Analysis of Thick and Orthotropic Rectangular Laminated Composite Plates Using a State-Space-Based Generalised RKP-FSM, *Composite Structures*, 133, 691-706.
- Khorshid, K. & Farhadi, S.** (2013). Free Vibration Analysis of a Laminated Composite Rectangular Plate in Contact with a Bounded Fluid, *Composite Structures*, 104, 176-186.
- Kolahchi, R., Safari, M., Esmailpour, M.,** (2014). Dynamic Stability Analysis of Temperature-Dependent Functionally Graded CNT-Reinforced Visco-Plates Resting on Orthotropic Elastomeric Medium, *Composite Structures*, 150, 255-265.
- Kolvik, G.M.** (2012). *Higher Order Shear Deformation Plate Theory*. (Master of Degree). Faculty of Mathematics and Natural Sciences of University of Oslo.
- Kumar, J., S., Raju, T., D., Reddy, K., V., K.,** (2011). Vibration Analysis of Composite Laminated Plates Using Higher-Order Shear Deformation Theory with Zig-Zag Function, *Indian Journal of Science and Technology*, 4 (8), 960-966.
- Lee, L., W., Chen, C., S., Chen, W., R.,** (2016). Thermal Dynamic Stability of Parametrically Excited Laminated Composite Plates with Temperature-Dependent Properties, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 23 (3), 301-310.
- Lee, J., M., Chung, J., H., Chung, T., Y.,** (1997). Free Vibration Analysis of Symmetrically Laminated Composite Rectangular Plates, *J Sound Vib*, 199, 71-85.
- Lee, H. J. & Saravanos, D. A.** (1997). The Effect of Temperature Dependent Material Nonlinearities on the Response of Piezoelectric Composite Plates, *J. of Intelligent Material Systems and Structures*, 9, 503-508.
- Li, Z. M., & Qiao, P.** (2015). Thermal Postbuckling Analysis Of Anisotropic Laminated Beams With Different Boundary Conditions Resting on Two-Parameter Elastic Foundations, *European Journal of Mechanics-A/Solids*, 54, 30-43.
- Liew, K., M., Yang, J., Kitipornchai, S.,** (2004). Thermal Post-Buckling of Laminated Plates Comprising Functionally Graded Materials with Temperature-Dependent Properties,” *Journal of Applied Mechanics*, 71 (6), 839-850.
- Lin, F., Xiang, Y., Shen, H., S.,** (2017). Temperature Dependent Mechanical Properties of Graphene Reinforced Polymer Nanocomposites-A Molecular Dynamics Simulation, *Composites Part B: Engineering*, 111, 261-269.
- Liu, F.L.** (2000). Static Analysis of Thick Rectangular Laminated Plates: Three-Dimensional Elasticity Solutions via Differential Quadrature Element Method, *International Journal of Solids and Structures*, 37 (51), 7671-7688.
- Liut, C. & Huang, C.** (1996). Free Vibration of Composite Laminated Plates Subjected to Temperature Changes, *Computers & structures*, 60 (1), 95-101.
- Malekzadeh, P., Vosoughi, A., R., Sadeghpour, M., Vosoughi, H., R.,** (2014). Thermal Buckling Optimization of Temperature-Dependent Laminated Composite Skew Plates, *Journal of Aerospace Engineering*, 27 (1), 64-75.
- Mallik, P. K.** (2008). *Fiber Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design, Third Edition*, Boca Raton, London, New York: CRC Press.

- Mansouri, M. H. & Shariyat, M.** (2015). Biaxial Thermo-Mechanical Buckling of Orthotropic Auxetic FGM Plates with Temperature and Moisture Dependent Material Properties on Elastic Foundations, *Composites Part B: Engineering*, 83, 88-104.
- Mehar, K. & Panda S. K.** (2017). Thermoelastic Analysis of FG-CNT Reinforced Shear Deformable Composite Plate under Various Loadings, *International Journal of Computational Methods*, 14 (1), 1750019-1-22.
- Mirzaei, M. & Kiani, Y.** (2017). Isogeometric Thermal Buckling Analysis of Temperature Dependent FG Graphene Reinforced Laminated Plates Using NURBS Formulation, *Composite Structures*, 180, 606-616.
- Mouritz, A. P., Gellert, E., Burchill, P., Challis, K.** (2001). Review of Advanced Composite Structures for Naval Ships and Submarines, *Composite Structures*, 53 (1), 21-42.
- Mousavi, S. & Kolahchi, R.** (2016). Exact Solution for Temperature-Dependent Buckling Analysis of Fg-Cnt-Reinforced Mindlin Plates, *Advances in Science and Technology Research Journal*, 10(29), 152-160.
- Moubayed, N., Wahab, A., Bernard, M., El-Khatib, H., Sayegh, A., Alsaleh, F., Dachouwaly, Y., Chehadeh, N.,** (2014). Static Analysis of an Orthotropic Plate, *Physics Procedia*, 55, 367-372.
- Ngo-Cong, D., Mai-Duy, N., Karunasena, W., Tran-Cong, T.,** (2010). Free Vibration Analysis of Laminated Composite Plates Based on FSDT Using One-Dimensional IRBFN Method, *Computers and Structures*, 89(1-2), 1-13.
- Nikrad, S. F. & Asadi, H.** (2015). Thermal Postbuckling Analysis of Temperature Dependent Delaminated Composite Plates, *Thin-Walled Structures*, 97, 296-307.
- Nuh Panel.** Erişim: 10 Temmuz 2018, <http://www.nuhpanel.com.tr/sandvi%C3%A7panel>
- Ochoa, O.O. & Reddy, J.N.** (1992). Finite Element Analysis of Composite Laminates, *Kluwer Academic Publishers*, Netherland.
- Orhan, O.** (2007). *Statik Yayılı Yük Altındaki Katmanlı Kompozit Plakların Deneysel ve Sayısal İncelenmesi.* (Yüksek Lisans Tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- Öcal, Batur, G.** (2010). *Kayma Etkisi Dikkate Alınarak Çok Tabakalı Ortotrop Kompozit Dikdörtgen Plakların Stabilitesi.* (Yüksek Lisans Tezi). Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Samsun.
- Özakıncı, M.** (2006). *Tabakalı Kompozit Plakların Titreşim Analizi.* (Yüksek Lisans Tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- Pal, M. C.** (1970). Large Amplitude Free Vibration of Rectangular Plates Subjected to Aerodynamic Heating, *Journal of Engineering Mathematics*, 4 (1), 39-49.
- Patel, B., P., Lele, A., V., Ganapathi, M., Gupta, S., S., Sambandam, C., T.,** (2004). Thermo-Flexural Analysis of Thick Laminates of Bimodulus Composite Materials, *Composite Structures*, 63 (1), 11-20.
- Pavan, G., S., & Nanjunda, Rao, K., S.,** (2017). Bending Analysis of Laminated Composite Plates Using Isogeometric Collocation Method, *Composite Structures*, 176, 715-728.

- Peng, L. X. & Liew, K. M.** (2011). Kitipornchai S., Bending Analysis of Folded Laminated Plates by the FSDT Meshfree Method, *Procedia Engineering*, 14, 2714-2721.
- Public Broadcasting Service.** Erişim: 10 Temmuz 2018, <http://www.pbs.org/wgbh/nova/next/tech/rubber-bearings-seismic-protection>
- Rahmani, B. & Amin, G. S.** (2017). Robust Vibration Control of Laminated Rectangular Composite Plates in Hygrothermal and Thermal Environment, *Composite Structures*, 179, 665-681.
- Ramos, I., A., Mantari, J., L., Zenkour, A., M.,** (2016). “Laminated Composite Plates Subject to Thermal Load Using Trigonometrical Theory Based on Carrera Unified Formulation.” *Composite Structures*, 143, 324-335.
- Reddy, J. N.** (1997). *Mechanics of laminated composite plates: theory and analysis*. CRC press.
- Reddy, J. N.** (2000). Analysis of Functionally Graded Plates, *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 47, 663-684.
- Reddy, J. N.** (2003). *Solutions Manual for Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells*.
- Reddy, J. N. & Chin, C. D.** (1998). Thermomechanical Analysis of Functionally Graded Cylinders and Plates, *Journal of Thermal Stresses*, 21 (6), 593-626.
- Sahoo, R. & Singh B. N.** (2013a). A New Inverse Hyperbolic Zigzag Theory for the Static Analysis of Laminated Composite and Sandwich Plates, *Composite Structures*, 105, 385-397.
- Sahoo, R. & Singh, B. N.** (2013b). A New Shear Deformation Theory for the Static Analysis of Laminated Composite and Sandwich Plates, *International Journal of Mechanical Sciences*, 75, 324-336.
- Saraçoğlu, M. H. & Özçelikörs, Y.** (2011). Static Analysis of Laminated Composite Plates by Finite Difference Method, *Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 17 (1), 51-62.
- Savage, G.** (1991). Composite Materials in Formula 1 Racing, *Metals and Materials*, 7 (10), 617-624.
- Sayman, O.** (2003). Elastic-Plastic and Residual Stresses in Symmetric Aluminum Metal-Matrix Laminated Plates under a Linear Thermal Loading, *Journal of Thermal Stresses*, 26 (4), 391-406.
- Sayyad, A., S., Ghugal, Y., M., Mhaske, B., A.,** (2015a). A Four-Variable Plate Theory for Thermoelastic Bending Analysis of Laminated Composite Plates, *Journal of Thermal Stresses*, 38 (8), 904-925.
- Sayyad, A., S., Shinde, B., M., Ghugal, Y., M.,** (2015b). Thermoelastic Bending Analysis of Laminated Composite Plates according to Various Shear Deformation Theories, *Open Engineering*, 5 (1), 18-30.
- Shen, H. S.** (1999). Thermal Postbuckling of Imperfect Shear-Deformable Laminated Plates on Two-Parameter Elastic Foundations, *Mechanics of Composite Materials and Structures*, 6, 207-228.

- Shen H.S.** (2009). Nonlinear Bending of Functionally Graded Carbon Nanotube-Reinforced Composite Plates in Thermal Environments, *Composite Structures*, 91 (1), 9-19.
- Shen, H., S., Xiang, Y., Lin, F.,** (2017). Thermal Buckling and Postbuckling of Functionally Graded Graphene-Reinforced Composite Laminated Plates Resting on Elastic Foundations, *Thin-Walled Structures*, 118, 229-237.
- Shukla, K., K., Huang, J., H., Nath, Y.,** (2004). Thermal Postbuckling of Laminated Composite Plates with Temperature Dependent Properties, *Journal of Engineering Mechanics*, 130 (7), 818-825.
- Singha, M., K., Ramachandra, L., S., Bandyopadhyay, J., N.,** (2001). Thermal Postbuckling Analysis of Laminated Composite Plates, *Composite Structures*, 54 (4), 453-458.
- Soni, P. J. & Iyengar, N. G. R.** (1983). Optimal Design of Clamped Laminated Composite Plates, *Fibre Science and Technology*, , 19 (4), 281-296.
- Şenel, M.** (2002). *Thermal Elastic-Plastic Stress Analysis of Composite Laminated Plates*. (Thesis of Doctor). Dokuz Eylül University, Institute of Science, İzmir.
- Tekno Destek.** Erişim: 5 Ağustos 2018, <https://teknodestek.com.tr/turksat-4a-uydu-sistemi-sinyal-yok-sorunu-cozumu>
- Thai, H. T. & Choi D. H.** (2013a). A Simple First-Order Shear Deformation Theory for Laminated Composite Plates, *Composite Structures*, 106, 754-763.
- Thai, H. T. & Choi D. H.,** (2013b). A Simple First-Order Shear Deformation Theory for the Bending and Free Vibration Analysis of Functionally Graded Plates, *Composite Structures*, 101, 332-340.
- Torabizadeh, M. A. & Fereidoon, A.** (2013). Navier-Type Bending Analysis of General Composite Laminates under Different Types of Thermomechanical Loading, *Mechanika*, 19 (4), 380-389.
- Tung, H. V.** (2014). Nonlinear Thermomechanical Stability of Shear Deformable FGM Shallow Spherical Shells Resting on Elastic Foundations with Temperature Dependent Properties, *Composite Structures*, 114 (1), 107-116.
- Türkiye Radyo Televizyon Kurumu.** Erişim: 20 Temmuz 2018, <http://www.trt.net.tr/kostumaksesuar/galeriler/aksesuar2/spor%20aletleri/pages/Tenis%20raketi.html>
- V. V. Murthy, M.** (1981). An Improved Transverse Shear Deformation Theory for Laminated Anisotropic Plates, *NASA Technical Paper 1903*, (November).
- Viola, E., Francesco, T., Nicholas, F.,** (2013). Static Analysis of Completely Doubly-Curved Laminated Shells and Panels Using General Higher-Order Shear Deformation Theories, *Composite Structures*, 101, 59-93.
- Vosoughi, A., R., Malekzadeh, P., Banan, M., R., Banan, M., R.,** (2011). Thermal Postbuckling of Laminated Composite Skew Plates with Temperature-Dependent Properties, *Thin-Walled Structures*, 49 (7), 913-922.
- Yağcı, E.** (2007). *Tabakalı Kompozit İnce Plakların Plak Düzlemine Dik Yükleme Etkisi Altındaki Eğilme Analizi*. (Yüksek Lisans Tezi). Çukurova Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Adana.

Zenkour, A.M. & Alghamdi, N.A. (2010). Bending Analysis of Functionally Graded Sandwich Plates under the Effect of Mechanical and Thermal Loads, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 17 (6), 419-432.

Zhao, R., Yu, K., Hulbert, G., M., Wu, Y., Li, X., (2017). Piecewise Shear Deformation Theory and Finite Element Formulation for Vibration Analysis of Laminated Composite and Sandwich Plates in Thermal Environments, *Composite Structures*, 160, 1060-1083.

Zhen, W. & Li, T. (2013). C0-Type Global-Local Higher-Order Theory Including Transverse Normal Thermal Strain for Laminated Composite Plates under Thermal Loading, *Composite Structures*, 101, 157-167.

Zuo, H., Yang, Z., Chen, X., Xie, Y., Miao, H., (2015). Analysis of Laminated Composite Plates Using Wavelet Finite Element Method and Higher-Order Plate Theory, *Composite Structures*, 131, 248-258.



ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Yusuf Ziya YÜKSEL
Doğum Tarihi ve Yeri : 03/04/1991 ESKİŞEHİR
E-posta : yusuf.yuksel@btu.edu.tr

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2016, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, İnşaat Mühendisliği Bölümü
- **Yüksek Lisans** : 2018 - Halen Bursa Teknik Üniversitesi, İnşaat Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- **Araştırma Görevlisi**: 2017-Halen, Bursa Teknik Üniversitesi, M.D.B.Fak., İnşaat Mühendisliği Bölümü, Mekanik Ana Bilim Dalı

TEZDEN TÜRETİLEN ESERLER, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- Yüksel, Y.Z. and Akbaş, Ş.D. (2018), "Free Vibration Analysis of a Cross-Ply Laminated Plate in Thermal Environment", *International Journal of Engineering & Applied Sciences (IJEAS)*.
- Yüksel, Y.Z. and Akbaş, Ş.D. (2018), "Bending Behavior of a Composite Laminated Plate Under Temperature Rising", *13th International Congress On Advances In Civil Engineering (ACE-2018)*, 12-14 s-September, Çeşme-Turkey.
- Yüksel, Y.Z. and Akbaş, Ş.D. (2018), "Stress Analysis of a Laminated Composite Plate under Temperature Rising", *7th International Conference on Advanced Technologies (ICAT'18)*, Antalya/Turkey, 28 April-01 May.

DİĞER ESERLER, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- Yüksel, Y.Z. and **Akbaş, Ş.D.** (2017), "Bending Analysis of a Composite Laminated Beam by using Ritz Method", *8th International Advanced Technologies Symposium (IATS'17)*, Elazığ-Turkey, 19-21 October.
- Yüksel, Y.Z., **Akbaş, Ş.D.**, Kara, İ.F., (2017), "Static Analysis of a Composite Laminated Plate ", *8th International Advanced Technologies Symposium (IATS'17)*, Elazığ-Turkey, 19-21 October.
- Yüksel, Y.Z., **Akbaş, Ş.D.**, Kara, İ.F., (2017), "Sıcaklık Etkisi Altındaki Bir Plâğın Serbest Titreşim Analizi", *XX. Turkish National Mechanic Congress (TUMTMK)*, Bursa, Turkey, 05-09 September.

