

# [45°/-45°]<sub>2</sub> TARZINDA SİMETRİK VE ANTİSİMETRİK ORYANTASYONA SAHİP TABAKALI VE DELİKLİ TERMOPLASTİK KOMPOZİTLERDE ÜNİFORM SICAKLIK ETKİSİYLE MEYDANA GELEN ISIL GERİLMELERİN ANALİZİ

Faruk ŞEN \*, Hakan PALANCIOĞLU \*\*

*Bu çalışmada, [45°/-45°]<sub>2</sub> açılı oryantasyona sahip, basit mesnetli, çelik fiberlerle takviye edilmiş, tabakalı ve dairesel delikli termoplastik kompozitlerde, üniform sıcaklık etkisiyle meydana gelen ısı gerilmeler incelenmiştir. Oryantasyon açısı olarak simetrik ve antisimetrik düzenleme seçilmiştir. Analizde sonlu elemanlar metodu kullanılmıştır. Bu amaçla, çözüm ANSYS programı kullanılarak yapılmıştır. Üniform sıcaklık yükü olarak 40 °C ve 80 °C arasındaki çeşitli değerler seçilmiştir. Isıl analizlerden elde edilen sonuçlar şekillerde gösterilmiştir.*

**Anahtar sözcükler :** Tabakalı kompozitler, ısı gerilme analizi, sonlu elemanlar metodu, ANSYS

*In this study, a thermal stress analysis is investigated for a uniform temperature effect simply supported angle-ply of the type [45°/-45°]<sub>2</sub>, steel fiber reinforced thermoplastic laminated composite plates with a circular hole. The orientation angles are chosen symmetric and antisymmetric. The finite element method is used for the analysis. For this purpose, the solution is obtained by using ANSYS programme. Uniform heat loadings are selected by temperature between 40 °C and 80 °C. Results, which are calculated from thermal analysis, are shown in figures.*

**Keywords :** Laminated composites, thermal stress analysis, finite element methods, ANSYS

\* Dokuz Eylül Üniversitesi, Müh. Fak., Makina Müh. Böl.,

\*\* Niğde Üniversitesi, Aksaray Müh. Fak., Makina Müh.

## GİRİŞ

**T**ermoplastik kompozitler, matris olarak kullanılan plastik malzemenin, fiber olarak kullanılan çeşitli metal ve cam lifi gibi malzemelerle takviye edilmesiyle elde edilmektedir. Bu kompozitler, yüksek mukavemet, rijitlik, arttırılmış darbe dayanımı ve geliştirilmiş darbe toklukları gibi çeşitli avantajlara sahiptirler. Termoplastik kompozitlerin önemli bir avantajı da yeniden ergitilerek yeni bir forma getirilebilmeleridir. Kolaylıkla tamir edilebilirler, örneğin bölgesel olarak meydana gelmiş delaminasyonlar ve çatlaklar ergitmek suretiyle giderilebilirler. Maliyetlerinin düşük olması nedeniyle özellikle otomotiv, dizayn ve mobilya endüstrilerinde yaygın bir kullanıma sahiptirler [1].

Sayman ve ark. [2], çelik fiberlerle takviye edilmiş termoplastik kompozit bir kirişte meydana gelen ısı gerilmeleri elastik-plastik olarak ve lineer sıcaklık dağılımı etkisinde incelemişlerdir. Gigliotti ve ark. [3], 0/90 tabakalı kare kompozit plaklarda üniform sıcaklık etkisinde meydana gelen ısı gerilmeleri incelemişlerdir. Chung [4], karbon fiber takviyeli polimer matris kompozitlerin ısı gerilme analizi üzerine çalışmıştır. Akay ve Özden [5], enjeksiyon kalıplama yöntemi ile ürettikleri termoplastik malzemelerin ısı gerilmelerini deneysel olarak ölçmüşlerdir. Şenel ve ark. [6], tabakalı termoplastik kompozit plaklarda ısı yüklemeler altında meydana gelen ısı gerilmeleri analitik metotla bulmuşlardır. Shabana ve Noda [7], üretim aşamasında uygulanan sıcaklıklar nedeniyle meydana gelen ısı gerilmeleri dikkate alarak ısı elasto-plastik gerilme analizi yapmışlardır.

Bu çalışmada, [45°/-45°]<sub>2</sub> simetrik ve antisimetrik oryantasyona sahip, ortasında dairesel delik bulunan, çelik fiber tellerle takviye edilmiş

termoplastik tabakalı kompozit plaklarda, uygulanan çeşitli üniform sıcaklıklar etkisiyle meydana gelen ısı gerilmeler sonlu elemanlar metodu kullanılarak incelenmiştir.

## MATERYAL VE METOT

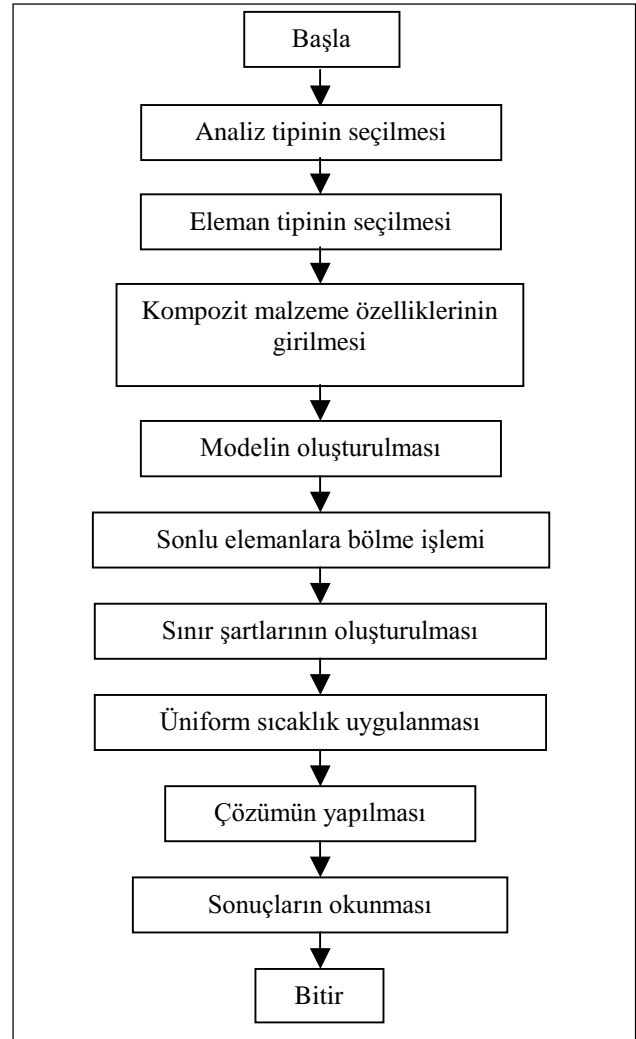
Isıl analizlerde kullanılan termoplastik tabakalı kompozit plakanın üretilmesinde yüksek yoğunluklu polietilen granüller ile fiber olarak çelik teller kullanılmıştır. İlk önce ısı ve basınç altında 2 mm kalınlığında termoplastik tabakacıklar meydana getirilmiştir. Bu tabakacıklardan 4 tanesinin istenen oryantasyonda simetrik veya antisimetrik olarak yine ısı ve basınç altında birleştirilmesi ile tabakalı kompozit üretilmiştir. Analizlerde kullanılan termoplastik kompozitin özellikleri Tablo 1'de gösterilmektedir [8].

**Tablo 1.** Termoplastik Kompozitin Mekanik Özellikleri

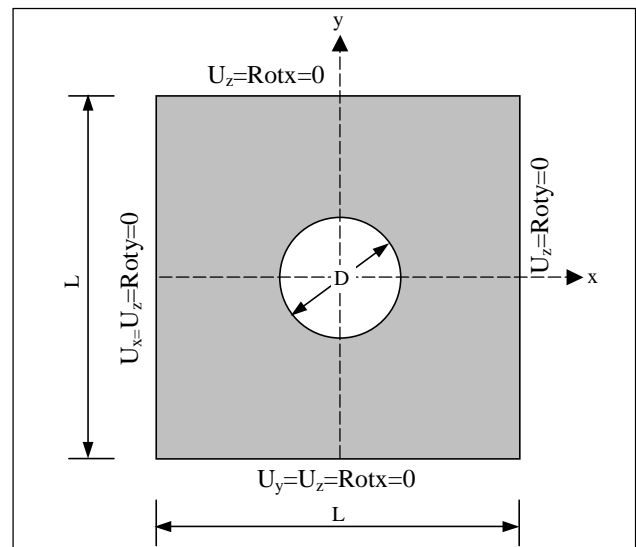
E <sub>1</sub> (MPa)	E <sub>2</sub> (MPa)	G <sub>12</sub> (MPa)	ν <sub>12</sub>	Isıl genişleme katsayısı (1/°C)	
				α <sub>1</sub>	α <sub>2</sub>
38000	1300	480	0,25	13,1x10 <sup>-6</sup>	131x10 <sup>-6</sup>

Problemin çözümünde, günümüzde birçok mühendislik probleminin çözümünde kullanılan sonlu elemanlar metodu kullanılmıştır. Bunun için, sonlu elemanlarla problem çözümünde etkin bir paket program olan ANSYS kullanılmıştır. ANSYS çözüm adımlarının akış şeması Şekil 1'de gösterilmiştir. Problemin bilgisayarda modellenmesi bu akış şemasında gösterildiği şekilde işlem sırasını bozmadan adım adım gerçekleştirilmiştir.

Sonlu eleman modeli olarak, Şekil 2'de gösterilen kalınlığı h=8 mm, uzunluğu L=200 mm olan kare levha ve ortasında da D=25 mm çapında dairesel delik olan üç boyutlu modeller oluşturulmuştur. Sınır şartı olarak, basit mesnet sınır şartları kullanılmıştır (Şekil 2).

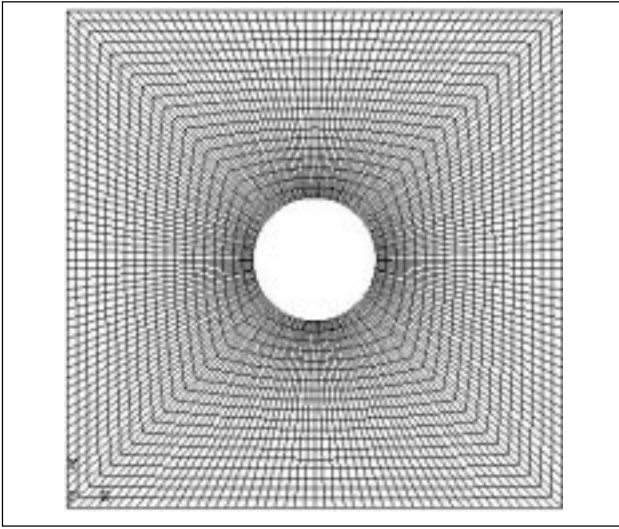


**Şekil 1.** ANSYS Çözüm Adımlarının Akış Şeması



**Şekil 2.** Modelin Boyutları ve Sınır Şartları

Bilgisayar ortamında meydana getirilen bu modele uygun olarak düzgün bir ağ (mesh) yapısı oluşturulmuştur. Modelin sonlu elemanlara bölünmüş hali (ağ yapısı) Şekil 3'te gösterilmiştir. Sonlu elemanlarla çözümde, oluşturulan bu düzgün ağ yapısı (mapped mesh), gelişigüzel oluşturulan ağ yapısı (free mesh) yerine daha fazla tercih edilen ve çözüm için uygun olan bir sonlu elemanlara bölme işlemidir [9].



Şekil 3. Sonlu Eleman Çözümü İçin Modelin Ağ (mesh) Yapısı

Seçilen oryantasyonun ısıl gerilmeler üzerindeki etkisini incelemek için, tabakalı kompozit oryantasyonu olarak simetrik  $[[45^\circ/-45^\circ]_s]$  ve antisimetrik  $[[45^\circ/-45^\circ]_2]$  düzenleme seçilmiştir sırasıyla Şekil 4 (a) ve (b). Koordinat eksen takımı, termoplastik tabakalı kompozit plağın orta noktasına yerleştirildiğinde,  $h$  toplam tabaka kalınlığını

göstermek üzere, model  $z$  yönünde dört tabakadan meydana gelmektedir ve  $x$  eksenine göre tabakaların dizilişi simetrik ve antisimetrik oryantasyonu meydana getirmektedir.

Üniform sıcaklık miktarındaki değişimin, ısıl gerilmeler üzerinde ne tür etkiler meydana getirdiğini inceleyebilmek amacıyla, oluşturulmuş olan modellere  $40^\circ\text{C}$ 'den  $80^\circ\text{C}$ 'a kadar sıcaklık aralığında  $10^\circ\text{C}$  arttırılarak üniform sıcaklıklar uygulanmıştır. Bu üniform sıcaklıklar etkisiyle meydana gelen ısıl gerilmeler bulunmuştur. Analizlerde malzeme özelliklerinin sıcaklığa bağlı olarak değişmediği kabul edilmiştir.

Tabakalı kompozit plaklarda gerilme ve şekil değiştirme ilişkisi için klasik bir teori (lamination theory) kullanılmaktadır. Tabakalı bir kompozit yapı orta düzleme göre (midplane) Şekil 5'te gösterilmektedir [10]. Tabakalarda meydana gelen şekil değiştirmeler orta düzlem ile ilişkili olarak şu şekildedir [10],

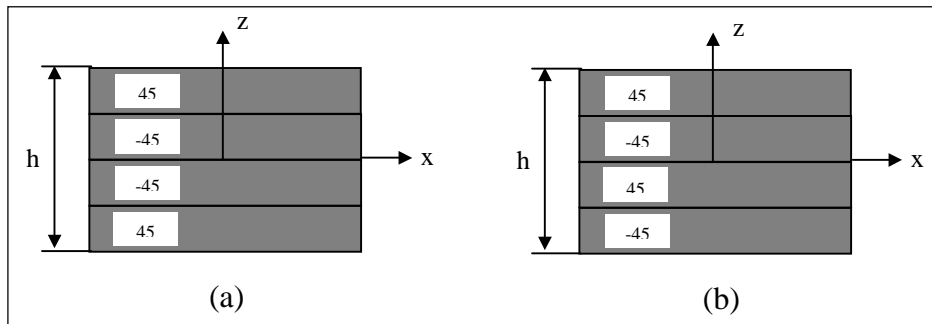
$$\begin{aligned} \epsilon_{xx} &= \epsilon_{xx}^0 + z k_{xx} \\ \epsilon_{yy} &= \epsilon_{yy}^0 + z k_{yy} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\gamma_{xy} = \gamma_{xy}^0 + z k_{xy}$$

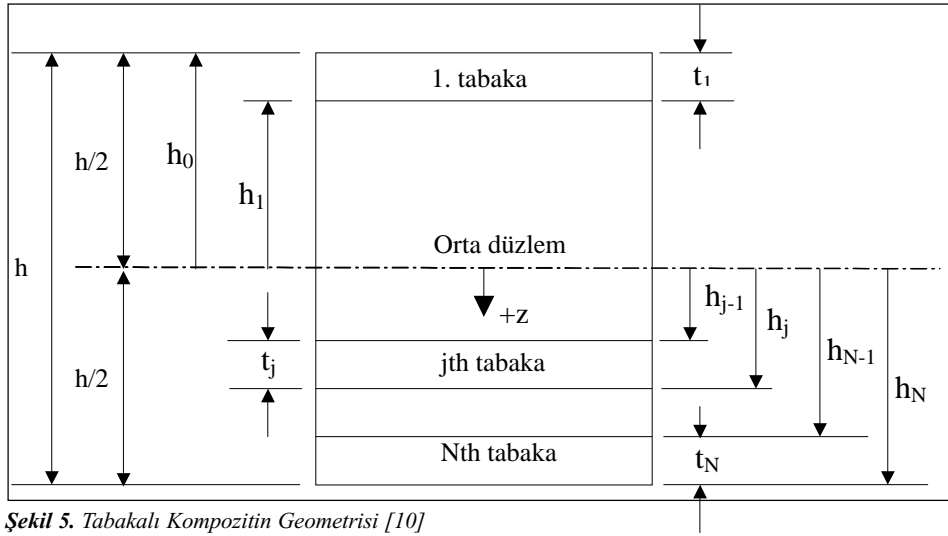
burada,

$\epsilon_{xx}^0, \epsilon_{yy}^0$  = tabakanın orta düzlemindeki normal şekil değiştirmeleri,

$\gamma_{xy}^0$  = tabakanın orta noktasındaki kayma şekil değiştirmeleri,



Şekil 4. a) Simetrik Oryantasyon b) Antisimetrik Oryantasyon



Şekil 5. Tabakalı Kompozitin Geometrisi [10]

$k_{xx}$ ,  $k_{yy}$  = tabakadaki eğilme eğrilikleri,  
 $k_{xy}$  = tabakadaki burulma eğrilikleri,  
 $z$  = kalınlık boyunca orta noktadan itibaren uzaklığı göstermektedir.

Tabakalı bir kompozitteki iç kuvvet ve momentler (Şekil 6), orta düzlemdeki şekil değiştirmelere ve eğilmelere bağlı olarak şu şekilde yazılabilir [10],

$$\begin{aligned}
 N_{xx} &= A_{11}\epsilon_{xx}^o + A_{12}\epsilon_{yy}^o + A_{16}\gamma_{xy}^o + B_{11}k_{xx} + B_{12}k_{yy} + B_{16}k_{xy} \\
 N_{yy} &= A_{12}\epsilon_{xx}^o + A_{22}\epsilon_{yy}^o + A_{26}\gamma_{xy}^o + B_{12}k_{xx} + B_{22}k_{yy} + B_{26}k_{xy} \\
 N_{xy} &= A_{16}\epsilon_{xx}^o + A_{26}\epsilon_{yy}^o + A_{66}\gamma_{xy}^o + B_{16}k_{xx} + B_{26}k_{yy} + B_{66}k_{xy} \\
 M_{xx} &= B_{11}\epsilon_{xx}^o + B_{12}\epsilon_{yy}^o + B_{16}\gamma_{xy}^o + D_{11}k_{xx} + D_{12}k_{yy} + D_{16}k_{xy} \\
 M_{yy} &= B_{12}\epsilon_{xx}^o + B_{22}\epsilon_{yy}^o + B_{26}\gamma_{xy}^o + D_{12}k_{xx} + D_{22}k_{yy} + D_{26}k_{xy} \\
 M_{xy} &= B_{16}\epsilon_{xx}^o + B_{26}\epsilon_{yy}^o + B_{66}\gamma_{xy}^o + D_{16}k_{xx} + D_{26}k_{yy} + D_{66}k_{xy}
 \end{aligned} \quad (2)$$

matris şeklinde yazılacak olursa,

$$\begin{Bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = [A] \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx}^o \\ \epsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} + [B] \begin{Bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

ve

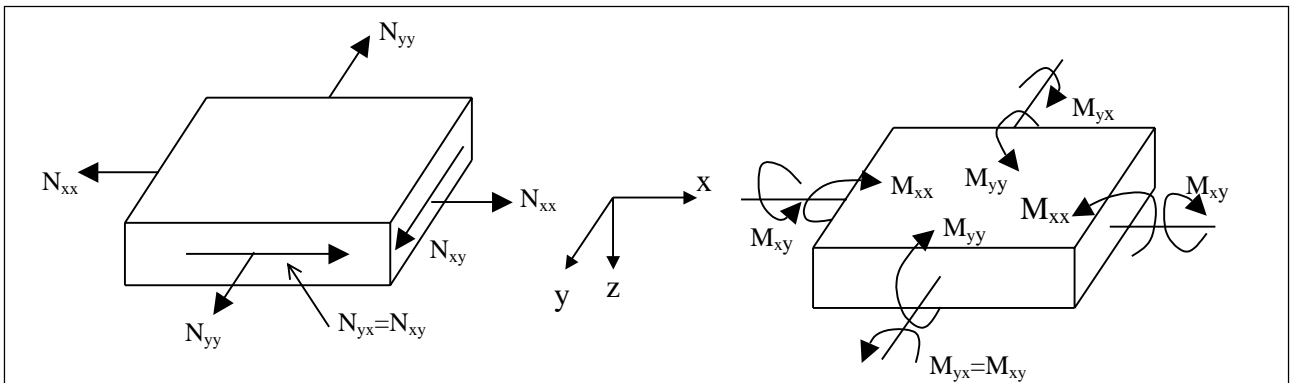
$$\begin{Bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = [B] \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx}^o \\ \epsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} + [D] \begin{Bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

burada,

$N_{xx}$  = birim genişlik başına, x yönünde normal kuvvet nedeniyle,

$N_{yy}$  = birim genişlik başına, y yönünde normal kuvvet nedeniyle,

$N_{xy}$  = birim genişlik başına, kayma kuvveti nedeniyle,



Şekil 6. Bir Tabaka Üzerine Uygulanan Eğilme ve Burulma Yükleri [10]

$M_{xx}$  = birim genişlik başına, yz düzleminde eğilme momenti nedeniyle,

$M_{yy}$  = birim genişlik başına, xz düzleminde eğilme momenti nedeniyle,

$M_{xy}$  = birim genişlik başına, burulma momenti nedeniyle oluşan bileşenlerdir.

$[A]$  = uzama rijidliği matrisi (N/m)

$$[A] = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$[B]$  = uzama-eğilme etkileşim rijidliği matrisi (N)

$$[B] = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$[D]$  = eğilme rijidliği matrisi (N-m)

$$[D] = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$[A]$ ,  $[B]$  ve  $[D]$  matrislerinde yer alan elemanlar şu şekilde hesaplanabilir[10];

$$A_{mn} = \sum_{j=1}^N (\bar{Q}_{mn})_j (h_j - h_{j-1}) \quad (8)$$

$$B_{mn} = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^N (\bar{Q}_{mn})_j (h_j^2 - h_{j-1}^2) \quad (9)$$

$$D_{mn} = \frac{1}{3} \sum_{j=1}^N (\bar{Q}_{mn})_j (h_j^3 - h_{j-1}^3) \quad (10)$$

burada,

$N$  = Tabakalı kompozitteki toplam tabaka sayısı,

$(\bar{Q}_{mn})_j$  = jth tabakanın  $[\bar{Q}]$  matrisi içindeki elemanları,

$h_{j-1}$  = jth tabakanın üst yüzeyinden orta düzleme kadar olan mesafe,

$h_j$  = jth tabakanın alt yüzeyinden orta düzleme kadar olan mesafedir.

Şekil 5'te gösterilen koordinat sistemine göre  $h_j$ , orta düzlemden aşağıya doğru pozitif ve orta düzlemden yukarı doğru negatif değer olacaktır.

Eğer tabaka üzerinde normal kuvvet ve momentlerin etkisi biliniyorsa orta düzlem şekil değiştirmeleri ve eğrilikleri Denklem (3) ve (4)'ten şu şekilde hesaplanabilir,

$$\begin{bmatrix} \epsilon_{xx}^o \\ \epsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} = [A_1] \begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} + [B_1] \begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (11)$$

ve

$$\begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} = [C_1] \begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} + [D_1] \begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (12)$$

burada,

$$\begin{aligned} [A_1] &= [A^{-1}] + [A^{-1}][B](D^*)^{-1}[B][A^{-1}] \\ [B_1] &= -[A^{-1}][B](D^*)^{-1} \\ [C_1] &= -[(D^*)^{-1}][B][A^{-1}] = [B_1]^T \\ [D^*] &= [D] - [B][A^{-1}][B] \\ [D_1] &= [(D^*)^{-1}] \end{aligned} \quad (13)$$

Sıcaklık değişimi  $\Delta T$  mevcut ise, tabaka şekil değiştirmeleri şu şekilde olacaktır,

$$\begin{aligned} \epsilon_{xx} &= \epsilon_{xx}^M + \epsilon_{xx}^T = \epsilon_{xx}^o + z k_{xx} \\ \epsilon_{yy} &= \epsilon_{yy}^M + \epsilon_{yy}^T = \epsilon_{yy}^o + z k_{yy} \\ \gamma_{xy} &= \gamma_{xy}^M + \gamma_{xy}^T = \gamma_{xy}^o + z k_{xy} \end{aligned} \quad (14)$$

burada M ve T sırasıyla mekanik ve ısıl şekil değiştirmeleri göstermektedir. Isıl etkiler göz önüne alındığında Denklem (3) ve (4) şu şekilde yazılabilir [10],

$$\begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} = [A] \begin{bmatrix} \epsilon_{xx}^o \\ \epsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + [B] \begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} - [T^*] \Delta T \quad (15)$$

ve

$$\begin{Bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = [B] \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx}^o \\ \epsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} + [D] \begin{Bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{Bmatrix} - [\Gamma^{**}] \Delta T \quad (16)$$

burada,

$$[\Gamma^*] = \begin{Bmatrix} \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{11})_j(\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{12})_j(\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{16})_j(\alpha_{xy})_j](h_j - h_{j-1}) \\ \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{12})_j(\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{22})_j(\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{26})_j(\alpha_{xy})_j](h_j - h_{j-1}) \\ \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{16})_j(\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{26})_j(\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{66})_j(\alpha_{xy})_j](h_j - h_{j-1}) \end{Bmatrix} \quad (17)$$

$$[\Gamma^{**}] = \frac{1}{2} \begin{Bmatrix} \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{11})_j(\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{12})_j(\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{16})_j(\alpha_{xy})_j](h_j^2 - h_{j-1}^2) \\ \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{12})_j(\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{22})_j(\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{26})_j(\alpha_{xy})_j](h_j^2 - h_{j-1}^2) \\ \sum_{j=1}^N [(\bar{Q}_{16})_j(\alpha_{xx})_j + (\bar{Q}_{26})_j(\alpha_{yy})_j + (\bar{Q}_{66})_j(\alpha_{xy})_j](h_j^2 - h_{j-1}^2) \end{Bmatrix} \quad (18)$$

Çeşitli ara işlemler yapıldıktan sonra şekil değiştirmeler [10],

$$\epsilon_x^o = \frac{R_2 U_2 - R_3 U_1}{R_2^2 - R_1 R_3} \Delta T \quad (19)$$

$$\epsilon_y^o = \frac{R_2 U_1 - R_1 U_2}{R_2^2 - R_1 R_3} \Delta T \quad (20)$$

$$\gamma_{xy}^o = \frac{-T_3^* \Delta T + A_{16} \epsilon_x^o + A_{26} \epsilon_y^o}{A_{66}} \Delta T \quad (21)$$

burada,

$$\begin{aligned} R_1 &= A_{11} A_{66} - A_{16}^2 \\ R_2 &= A_{12} A_{66} - A_{16} A_{26} \\ R_3 &= A_{22} A_{66} - A_{26}^2 \\ U_1 &= -A_{16} T_3^* + A_{66} T_1^* \\ U_2 &= -A_{26} T_3^* + A_{66} T_2^* \end{aligned} \quad (22)$$

Isıl genleşme katsayıları, fiber ve fibere dik doğrultudaki 1 ve 2 yönlerinde hesaplanan ısı genleşme katsayıları  $\alpha_1$  ve  $\alpha_2$  değerlerine (Tablo 1) bağlı olarak şu şekilde yazılabilir [10],

$$\begin{aligned} \alpha_x &= \alpha_1 m^2 + \alpha_2 n^2 \\ \alpha_y &= \alpha_1 n^2 + \alpha_2 m^2 \\ \alpha_{xy} &= 2mn(\alpha_1 - \alpha_2) \\ m &= \cos \theta \\ n &= \sin \theta \end{aligned} \quad (23)$$

Her bir tabaka için gerilme bileşenleri şekil değiştirme bileşenlerine bağlı olarak, gerilme-şekil değiştirme bağıntısını kullanarak şu şekilde hesaplanabilir [10],

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^o \\ \epsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} \quad (24)$$

Diğer değişkenler olan poisson oranı ve direngenlik ifadeleri şu şekilde yazılabilir [10],

$$v_{21} = v_{12} \frac{E_2}{E_1}, \quad Q_{11}^k = \frac{E_1^k}{1 - v_{12}^k v_{21}^k},$$

$$Q_{12}^k = \frac{v_{21}^k E_1^k}{1 - v_{12}^k v_{21}^k} = \frac{v_{12}^k E_2^k}{1 - v_{12}^k v_{21}^k}, \quad Q_{22}^k = \frac{E_2^k}{1 - v_{12}^k v_{21}^k},$$

$$Q_{66}^k = G_{12}^k, \quad Q_{16}^k = 0 \quad \text{ve} \quad Q_{26}^k = 0 \quad (25)$$

bu denklemlerde k tabaka numarasını göstermektedir. Gerilme bileşenleri, fiber ve fibere dik doğrultudaki 1 ve 2 yönlerinde yazılmak istenirse matris formunda şu şekilde olacaktır,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2nm \\ n^2 & m^2 & -2nm \\ -nm & nm & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (26)$$

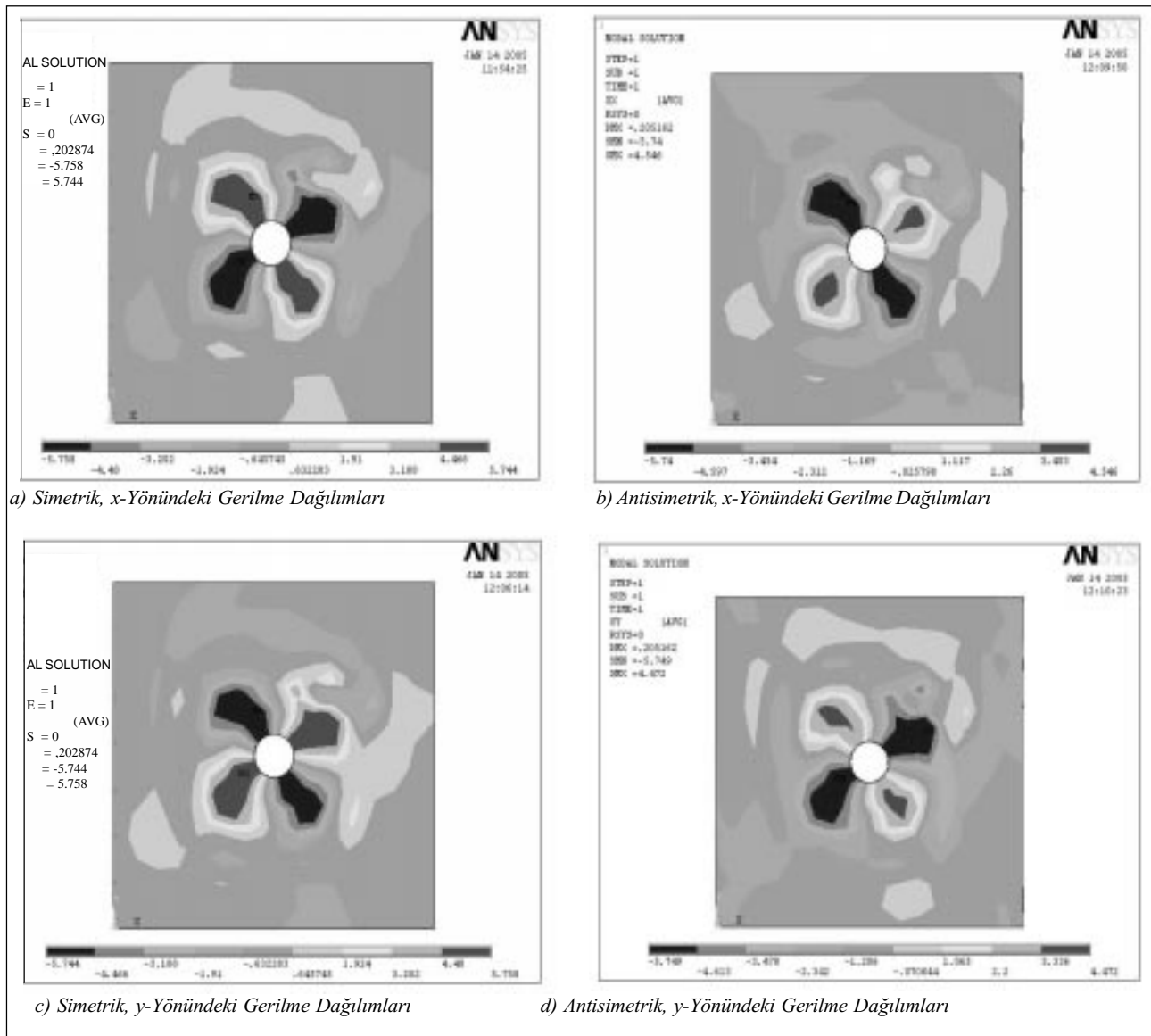
## SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, çelik fiberlerle takviye edilmiş termoplastik tabakalı kompozit plaklarda üniform sıcaklık etkisiyle meydana gelen ısı gerilmeler, sonlu elamanlar metodu kullanılarak hesaplanmıştır. Analizde

özellikle iki husus üzerinde durulmuştur. Bunlardan birincisi uniform sıcaklık miktarındaki değişimin ısıl gerilmeler üzerindeki etkisinin incelenmesi, ikincisi tabakalı kompozit plaka elde edilirken seçilen oryantasyonun ısıl gerilmeler üzerindeki etkisinin incelenmesidir.

Sonlu elemanlar yöntemini kullanarak çözüm yapan paket programların önemli özelliklerinden birisi, analiz sonucunda elde edilen sonuçların eş değerleri gösteren eğriler ve renklerle (contours) gösterilebilmeleridir. ANSYS

programının da sağladığı bu avantaj kullanılarak, uygulanan 40 °C üniform sıcaklık etkisiyle, simetrik ve antisimetrik oryantasyona sahip plaklarda meydana gelen normal ısıl gerilme dağılımları ( $\sigma_x$  ve  $\sigma_y$ ), eş gerilme eğrileri (color contours) yardımıyla gösterilmiştir (Şekil 4). Bu şekilde sırasıyla (a) ve (c) x ve y yönünde simetrik, (b) ve (d) ise x ve y yönünde antisimetrik oryantasyona sahip plaklarda meydana gelen normal ısıl gerilmeleri göstermektedir. Şekilden görüldüğü gibi, mutlak değerce en büyük ısıl



**Şekil 4.** Uygulanan 40 °C Üniform Sıcaklık İçin Normal Gerilme Dağılımlarının Eş Gerilme Eğrileri (contour) ile Gösterimi (gerilme değerleri MPa)

gerilmeler delik çevresinde oluşmaktadır. Uygulanan daha yüksek değerlere sahip diğer üniform sıcaklıklar etkisiyle oluşan ısıl gerilmelerin değerleri, 40 °C için örnek olarak verilen bu şekildeki değerlerden daha büyük olmakla birlikte, gerilmelerin dağılımı burada verilen örnek duruma benzer dağılımlar göstermektedir.

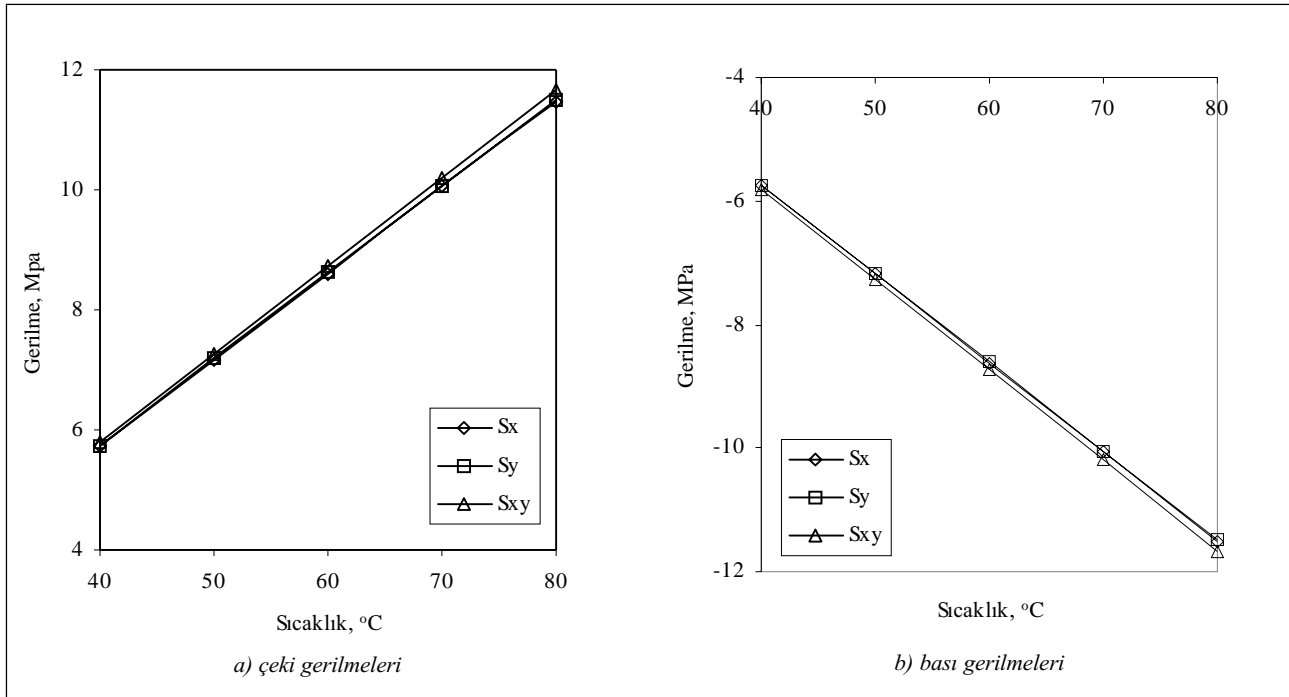
Bu şekilden görüldüğü gibi, meydana gelen gerilmelerin değerleri farklı olmasına rağmen simetrik oryantasyona sahip plaklardaki x-yönünde oluşan gerilmeler, antisimetrik oryantasyona sahip levhalardaki y-yönünde oluşan gerilme dağılımlarına benzer olarak oluşmaktadır. Burada eksi işaretli değerler bası gerilmelerini, artı işaretli değerler ise çeki gerilmelerini ifade etmektedir.

Termoplastik kompozit plaklarda uygulanan üniform sıcaklık değerlerine bağlı olarak ısıl gerilme dağılımları, simetrik oryantasyon için Şekil 5'te ve antisimetrik oryantasyon için Şekil 6'da gösterilmektedir. Bu şekiller incelendiğinde, ısıl gerilme değerlerinin

uygulanan üniform sıcaklık artışına bağlı olarak arttığı görülmektedir. Dolayısıyla mutlak değerce en düşük ısıl gerilmeler uygulanan 40 °C üniform sıcaklık etkisiyle oluşurken, en büyük ısıl gerilmeler uygulanan 80 °C üniform sıcaklık için meydana gelmektedir. Bu durum, simetrik ve antisimetrik her iki oryantasyon için benzer olmaktadır.

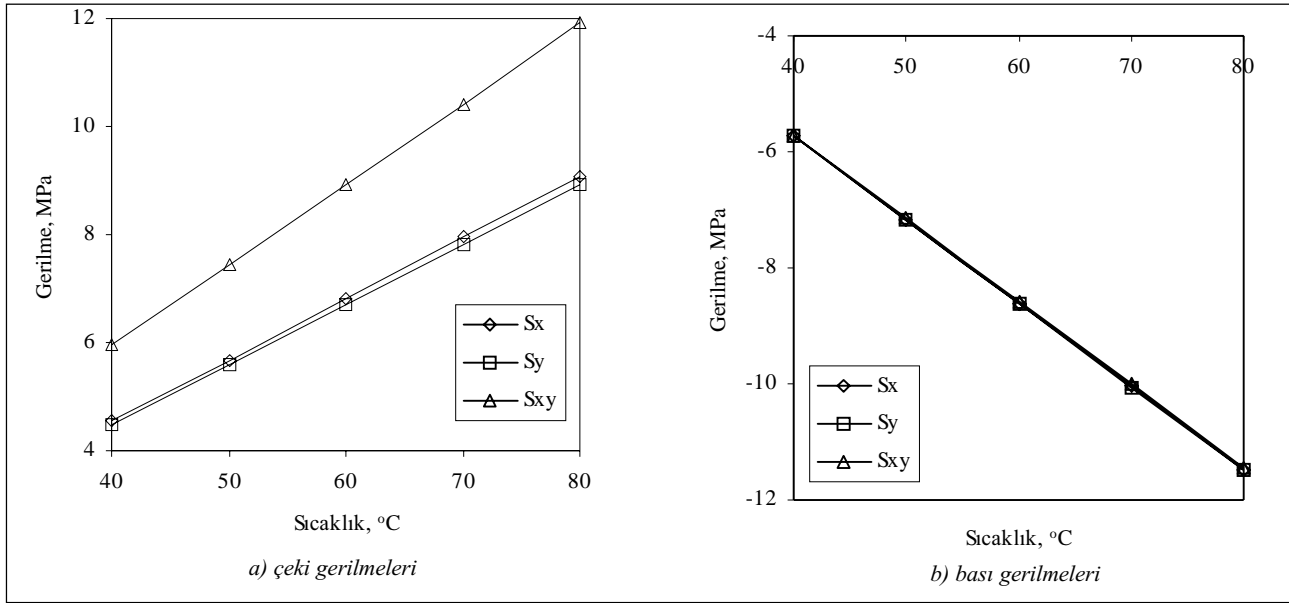
Şekillerden görüldüğü gibi aynı üniform sıcaklık değerleri için, simetrik plaklarda x ve y yönünde meydana gelen normal gerilmeler, antisimetrik levhalarda meydana gelen normal gerilmelerden daha büyüktür. Bu durum, özellikle çeki gerilmelerinde çok açık bir şekilde görülmektedir. Kayma gerilmelerinin çeki değerleri, antisimetrik plaklarda, simetrik plaklardan daha büyüktür, aynı şekilde bası değerleri antisimetrik plaklarda simetrik plaklardan mutlak değerce daha büyük olarak hesaplanmıştır.

Yapılan ısıl gerilme analizlerinden elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekilde özetlenebilir;



Şekil 5. Simetrik Plaklarda Üniform Sıcaklığa Bağlı Olarak Isıl Gerilme Değişimleri





Şekil 6. Antisimetrik Plaklarda Üniform Sıcaklığa Bağlı Olarak Isıl Gerilme Değişimleri

1. Uygulanan üniform sıcaklık değeri arttıkça, ısıl gerilme değerleri de artmaktadır.
2. Tabakalı kompozit levha oluşturulurken seçilen simetrik ve antisimetrik oryantasyonlar, plak üzerinde meydana gelen ısıl gerilmelerin, değerlerinin ve dağılımlarının farklı olmasına neden olmaktadır.

### KAYNAKÇA

1. Tong, L. Mouritz, A.P. and Bannister, M., 3D Fibre Reinforced Polymer Composites, Elsevier, UK, 2002.
2. Sayman, O. Belevi, M. ve Duranay, M., Thermal Stress Analysis and Residual Stresses in a Thermoplastic Composite Beam. Journal of Reinforced Plastics and Composites. 22, 67-81, 2003.
3. Gigliotti, M. Jacquemin, F. and Vautrin, A., On The Maximum Curvatures of 0/90 Plates Under Thermal Stress. Composite Structures. 68: 177-184, 2005.
4. Chung, D.D.L., Thermal Analysis of Carbon Fiber Polymer-matrix Composites by Electrical Resistance Measurement. Thermochimica Acta. 364, 121-132, 2000.
5. Akay, M ve Özden, S., Measurement of Residual Stresses in Injection Molded Thermoplastics. Polymer Testing. 13: 323-354, 1994.
6. Şenel, M. Akbulut, H. ve Toparlı, M., Residual Stress Analysis in Symmetric Thermoplastic Laminated Plates under Thermal loads: Analytic Solution. Journal of Thermoplastic Composite Materials. 17, 481-507, 2004.
7. Shabana, Y.M. ve Noda, N., Thermo-Elasto-Plastic Stresses in Functionally Graded Materials Subjected to Thermal Loading Taking Residual Stresses of the Fabrication Process into Consideration. Composites Part B: Engineering. 32, 111-121, 2001.
8. Bektaş, N.B. and Sayman, O., Thermal elastic-plastic stress analysis in simply supported thermoplastic laminated plates, J. of Reinforced Plastics and Composites, 21, 639-652, 2002.
9. Moaveni, S., 1999. Finite Element Analysis Theory and Application with ANSYS, Prentice Hall, USA.
10. Mallick, P.K., 1993. Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing and Design Marcel Dekker, Inc. USA.