

Tabakalı Kompozitlerin Gerilme Analizi Üzerinde Doğrusal Olmayan Malzeme Davranışının Etkisi

Mete Onur KAMAN

Makina Mühendisliği Bölümü, Mühendislik Fakültesi, Fırat Üniversitesi, 23119, Elazığ, Türkiye
mkaman@firat.edu.tr

(Geliş/Received: 24.01.2018; Kabul/Accepted: 28.03.2018)

Özet

Kompozit malzemeler genellikle çekme yükü altında doğrusal davranış gösterirler. Ancak ince kesitli dokuma fiber kompozitler kısmen de olsa doğrusal olmayan davranış gösterebilmektedir. Bu çalışmada, üniform çekme yükü altında tabakalı ince dokuma cam/epoksi kompozit levhaların çekme testi sonucu gerilme-şekil değiştirme davranışı deneysel olarak elde edilmiştir. Elde edilen doğrusal olmayan kuvvet-yer değiştirme grafikleri sayısal çözümler ile karşılaştırılmıştır. Ayrıca, fiber takviye açısının kuvvet-yer değiştirme grafiğine etkisi, doğrusal olmayan malzeme davranışı kullanılarak sayısal olarak incelenmiştir. Fiber takviye açısının 0°'den farklı olduğu durumlar için her bir açıdaki malzeme, programa yeni bir malzemeymiş gibi girilmiş, düzlem mühendislik sabitleri hesaplanmış ve deneysel gerilme-şekil değiştirme davranışı ayrıca tanımlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Tabakalı Kompozitler, Doğrusal Olmayan, Gerilme Analizi, Sonlu Elemanlar Metodu, Hasar Analizi

Effect of Non-linear Material Behavior on Strees Analysis of Laminated Composites

Abstract

Composite materials generally show linear behavior under tensile load. However, thin-section woven fiber composites may show nonlinear behavior in part. In this study, tensile stress-strain behavior of layered woven glass/epoxy composite plates under uniform tensile load was experimentally obtained. The obtained nonlinear force-displacement graphs are compared with numerical solutions. In addition, the effect of the fiber reinforcement angle on the force-displacement graph is investigated numerically using non-linear material behavior. In cases where the fiber reinforcement angle is different from 0°, the material has been entered to the program as if a new material for each angle, plane engineering constants have been calculated and the experimental stress-strain behavior has been also defined.

Keywords: Laminated Composites, Non-Linear, Stress Analysis, Finite Element Method, Failure Analysis

1. Giriş

Günümüzde fiber takviyeli kompozit malzemelerin uygulama alanları havacılık, savunma, otomotiv ve deniz endüstrisinde hızla artmaktadır. Dolayısıyla kompozitlerin farklı yüklemeler altında mukavemetinin bilinmesi bu noktada oldukça önemli hale gelir. Mekanik performans için fiber takviyeli kompozit malzemelerle ilgili farklı deneysel ve sayısal çalışmalar bulunmaktadır. Sayısal analiz, deneysel çalışmalara göre daha pratik, ucuz ve hızlıdır. Bununla birlikte ideal ve gerçekçi analizler için kompozitlerin malzeme davranışı doğru tanımlanmalıdır. Kompozit malzemelerin aksine çelik, alüminyum gibi geleneksel homojen malzemeler akma sonrası doğrusal olmayan

malzeme davranışlarına sahiptir. Çekme doğrultusunda yönlendirilmiş özellikle karbon, grafit gibi fiberlere sahip kompozit malzemeler ise genellikle doğrusal malzeme davranışı gösterirler. Ancak her tabakasında farklı fiber yönlenme açılara sahip, ince kesitli cam fiber kompozitlerin malzeme davranışı tam olarak doğrusal değildir. Bu doğrusal olmayan gerilme şekil değiştirme ilişkisi kaba çözümler için tasarımcı tarafından doğrusal olarak alınabilir ve bu analizlerin sonuçlarından ortaya çıkan farklar göz ardı edilebilir. Bununla birlikte, doğrusal olmayan malzemelerin gerçek davranışının tanımlanması hassas analiz ve çözümler için çok önemlidir.

Doğrusal olmayan davranışın fiber takviyeli kompozitlerde elasto-plastik özelliklere [1-3], hasar mekaniğine [4] ve plastik gerilme davranışına [5], kırılma mekanizmasına [6] ve darbe performansına [7] etkileri üzerine çeşitli araştırmalar yapılmıştır. Ryou vd. [8] doğrusal olmayan ve hız bağımlı asimetrik/anizotropik deformasyon davranışlarına odaklanan dokuma kompozitlerin mekanik performansını analiz etmiştir. Dokuma kompozitlerin mekanik davranışını gerçekçi bir şekilde modelleyebilmek için üç temel özellik belirlemişlerdir: çekme ve basma arasındaki asimetrik malzeme davranışı, anizotropik ve doğrusal olmayan oluşum ve hız bağımlılığı. Goyal vd. [9] ortotropik malzemeler için *Hill* akma fonksiyonuna dayanan iki boyutlu sonlu elemanlar modelini kullanarak örgülü kompozitlerin lineer olmayan davranışlarını incelemiştir. Analizlerde, çeşitli kompozitlerin gerilme-şekil değiştirme davranışları deneysel veriler ile karşılaştırarak doğrulanmıştır. Xie ve Adams [10] tarafından tek yönlü kompozit malzemelerin plastik tepkisini tanımlamak için basit bir üç boyutlu plastisite modeli geliştirilmiştir. Modeldeki ortotropik parametreler, çeşitli deneysel yükleme koşullarına tabi tutulan kompozitlerin gerilme-şekil değiştirme tepkimelerinden belirlenmiştir. Plastisite modelini kullanan üç boyutlu sonlu elemanlar analizi, modelin uygulaması amacıyla kompozit malzemelerin basma ve kısa kiriş kayma testlerini modellemek için kullanılmıştır. Carvalho vd. [11] kompozit malzemeler için 2 x 2 twill desenli birim hücre sayısal modelini geliştirmiştir. Çalışmada matrisin elasto-plastik tepkisi ve fiber/matris ayrılma olasılığı modellenmiş ve maksimum gerilme ve fiziksel temelli hasar modelleri kullanılmıştır. Goldberg vd. [12] malzemenin gerilme-şekil değiştirme davranışını kullanan, hem katı hem de kabuk elemanlar ile kullanılmak için uygun bütünleşik bir plastisite ve hasar modeli geliştirmiştir. Salami vd. [13] yüksek dereceli sandviç panel teorisini kullanarak bilineer elasto-plastik yapısal davranışa sahip sandviç kirişin çekirdeğinde transvers normal ve kayma gerilmelerini araştırmıştır. Çeşitli tabakalı kompozitlere uygulanabilen, elyaflı tabakalı kompozitin nihai hasara kadar termo mekanik davranışını veren genel bir bağıntı Huang [14] tarafından sunulmuştur. Bağıntı; *Klasik Tabaka Teorisi*'nin,

mikromekanik model ve tabakalı analiz ile birleştirilmesiyle elde edilmiştir. Batra vd. [15], düşük hızlı darbe etkisi altında fiber takviyeli polimerik tabakalı kompozitlerin 3 boyutlu elasto-plastik davranışlarını hasar başlaması, ilerlemesi ve nihai hasar şeklinde ayrı ayrı incelemiş ve hesaplanan sonuçları deneysel verilerle karşılaştırmıştır. Anizotropik elasto-plastisite teorisini benimseyen tabakalı kompozitler üzerinde düşük hızlı darbe etkisine bağlı kalıcı deformasyonu belirlemek için bir yöntem He vd. [16] tarafından önerilmiştir. Paccola vd. [17], kompozit malzemeleri ve yapıları orta ve makro düzeyde analiz etmek için sonlu elemanlar formülasyonlarının geliştirilmesine katkıda bulunmayı amaçlamıştır. Vyas vd. [18] yarı-statik yüklemde tek yönlü tabakalı polimer fiber takviyeli kompozitlerin tam doğrusal olmayan mekanik tepkisini doğru bir şekilde temsil edebilen bir yapısal model sunmuştur.

Bu çalışmada, üniform çekme yükü altında tabakalı ince dokuma cam/epoksi kompozit levhaların çekme testi sonucu gerilme-şekil değiştirme davranışı deneysel olarak elde edilmiştir. Doğrusal olmayan gerilme-şekil değiştirme davranış verileri kullanılarak gerilme analizi, sonlu elemanlar analiz paket programı *ANSYS*'de yapılmıştır. Elde edilen doğrusal olmayan sayısal kuvvet-yer değiştirme grafikleri, doğrusal sayısal ve analitik malzeme davranışı sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Son olarak, çekme yükü altında fiber yönlendirme açısının kuvvet-yer değiştirme grafiğine etkisi, doğrusal olmayan malzeme davranışı kullanılarak sonlu elemanlar yöntemi ile incelenmiştir.

2. Materyal ve Metot

N_x (N/mm) düzgün yayılı yükü altında, fiber takviyeli, kalınlığı t (mm) olan, deneysel ve sayısal analizlerde kullanılmak üzere hazırlanan tabakalı kompozit levha Şekil 1'de gösterilmiştir. Bu levha için gerilme şekil değiştirme ilişkisi

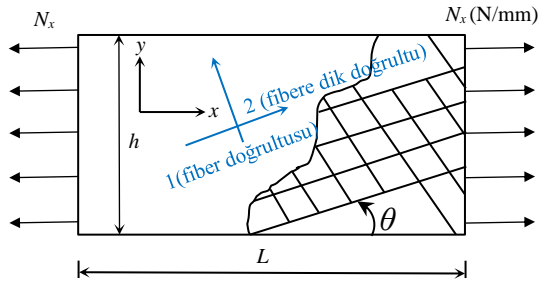
$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

şeklinde yazılabilir. Burada N_x (N/mm) birim uzunluk başına düşen yük miktarını tanımlar ve

gerilme durumunda olduğu gibi x yönünde etki eder. Çekme testi için $N_x = N_y = 0$ 'dır. ε_x^0 , ε_y^0 and γ_{xy}^0 tabakalı kompozitin orta düzlemi için şekil değiştirmeleri gösterir. A_{ij} ($i, j = 1, 2, 6$) ise

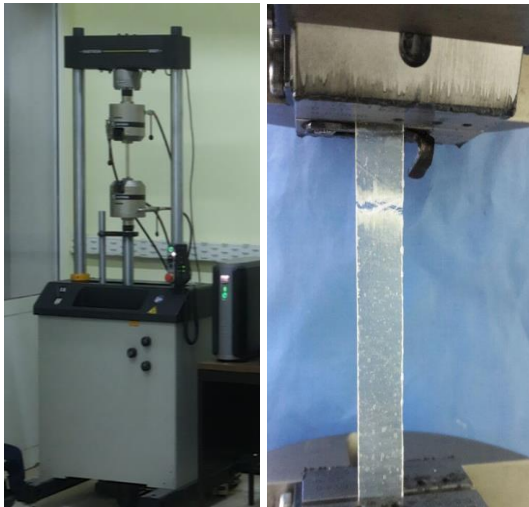
$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_{ij}]_k t_k \quad (2)$$

değerine eşittir. Burada t_k , k 'nci tabakanın kalınlığını temsil eder



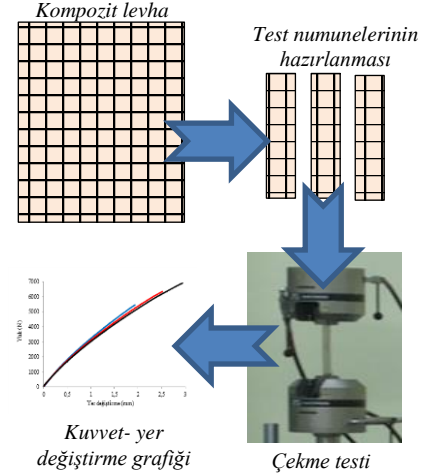
Şekil 1. Fiber takviyeli tabakalı kompozit levha.

Dönüştürülmüş indirgenmiş rijitlik matrisi olarak ifade edilen $[\bar{Q}_{ij}]$, fiber açısı θ 'nın bir fonksiyonu olarak farklı tabakalar için elde edilebilir. Bu formülasyon gerilme yükü altında doğrusal malzeme davranışına sahip düz kompozit levhalar için kullanılır. Deneysel çalışmada, cam/epoksi kompozit levhalara çekme testleri uygulanmıştır. Deneyler Dicle Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Mekanik Laboratuvarı'nda 1 mm/dak çekme hızında Shimadzu universal test makinesi kullanılarak gerçekleştirilmiştir (Şekil 2).

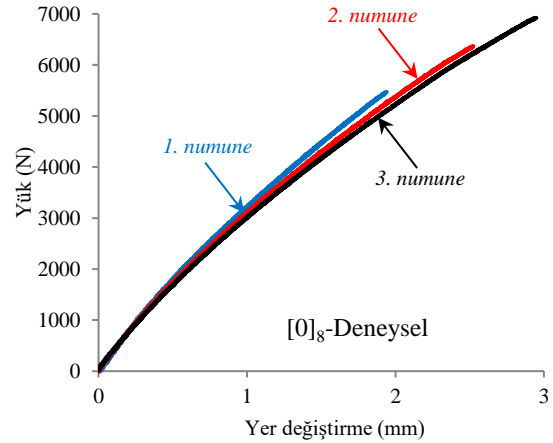


Şekil 2. Kompozit levhaların çekme testi ve hasarı.

Testler üçer kez tekrarlanmıştır. Yük ve yer değiştirme değerleri çekme test makinasından otomatik olarak elde edilmiştir. $\theta = 0^\circ$ fiber açısı çekme yükü doğrultusunu göstermektedir. Tabakalı kompozit numunelerin boyutları; kalınlık $t = 1.09$ mm, levha uzunluğu $L = 80$ mm ve yükseklik $h = 12.5$ mm'dir. Kompozit levhalar için yapılan deneysel çalışma aşamaları Şekil 3'te gösterilmiştir.



Şekil 3. Kompozit levha için yapılan deneysel çalışmalar.



Şekil 4. Kompozit levhaların deneysel yük-yer değiştirme grafikleri.

$[0^\circ]_8$ kompozit için çekme testlerinden elde edilen kuvvet-yer değiştirme ve gerilme-şekil değiştirme grafikleri sırasıyla Şekil 4 ve 5'te verilmiştir. Cam/epoksi kompozit levha için; fiber doğrultusu ve fibere dik doğrultudaki elastisite modülleri sırasıyla $E_1=E_2= 25455$ MPa, kayma modülü $G_{12}=2505$ MPa ve Poisson oranı $\nu_{12}=0.155$ 'dir. Tasarımcılar sayısal çalışmalarında

Şekil 4'te verilen malzeme davranışını doğrusal olarak kabul ederlerse, analiz sonucu Şekil 5'teki gerilme-şekil değiştirme davranışında mor kesikli çizgi ile gösterilen doğruyu elde ederler ki bu (1) fiber doğrultusundaki E_1 elastisite modülünün elde edildiği doğrudur.

Sayısal çalışmada, sonlu elemanlar paket programı ANSYS kullanılarak problemin doğrusal ve doğrusal olmayan çözümleri sağlanmıştır. Anizotropik malzemelerin lineer olmayan çözümü için Hill hasar teorisine dayanan model uygulanmıştır. Hill teorisi anizotropi eksenini ile kartezyen eksenlerin çalışması durumu için

$$\sigma_{ef} = \frac{1}{\sqrt{HA^2 + FB^2 + GC^2 + N\zeta^2 + MD^2 + LE^2}} \quad (3)$$

olarak yazılır. Burada σ_{ef} efektif gerilmedir. Katsayılar

$$G + H = \frac{1}{R_{xx}^2} \quad (4.a)$$

$$F + H = \frac{1}{R_{yy}^2} \quad (4.b)$$

$$F + G = \frac{1}{R_{yy}^2} \quad (4.c)$$

$$L = \frac{3}{R_{yz}^2}, M = \frac{3}{R_{xz}^2}, N = \frac{3}{R_{xy}^2} \quad (4.d)$$

$$\sigma_x - \sigma_y = A \quad (4.e)$$

$$\sigma_y - \sigma_z = B \quad (4.f)$$

$$\sigma_x - \sigma_z = C \quad (4.g)$$

$$\tau_{xy} = \zeta, \tau_{yz} = D, \tau_{xz} = E \quad (4.h)$$

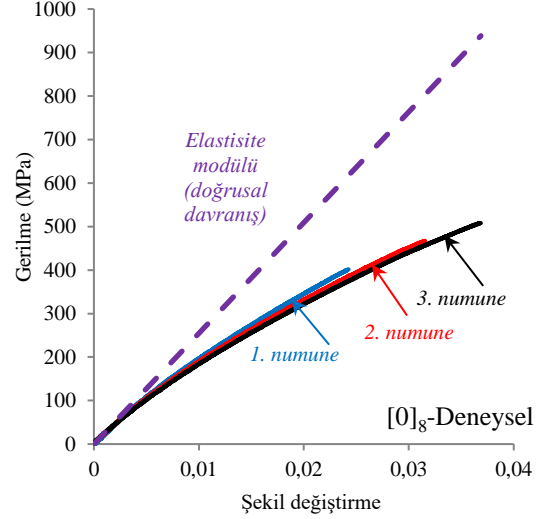
şeklinde olup, bu bağıntıların tanımı aşağıdaki gibidir.

$$R_{xx} = \frac{\sigma_{xx}^y}{\sigma_0}, R_{yy} = \frac{\sigma_{yy}^y}{\sigma_0}, R_{zz} = \frac{\sigma_{zz}^y}{\sigma_0} \quad (5.a)$$

$$R_{xy} = \frac{\sqrt{3}\sigma_{xy}^y}{\sigma_0}, R_{yz} = \frac{\sqrt{3}\sigma_{yz}^y}{\sigma_0}, R_{xz} = \frac{\sqrt{3}\sigma_{xz}^y}{\sigma_0} \quad (5.b)$$

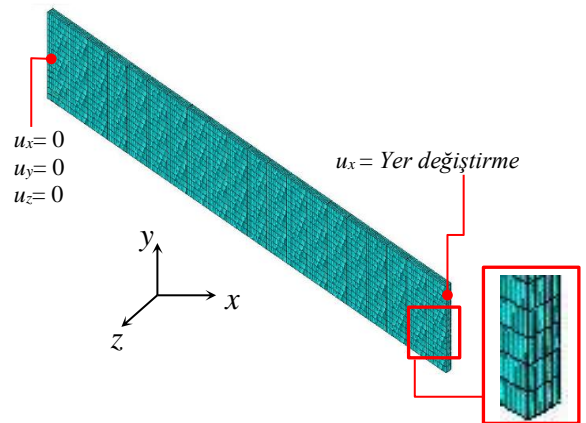
$\sigma_{xx}^y, \sigma_{yy}^y$ ve σ_{zz}^y sırasıyla x, y ve z eksenlerindeki malzeme akma gerilmelerini σ_0 ise referans akma

gerilmesini gösterir. Hill kriteri malzemenin akması boyunca korunan üç simetri düzlemine sahiptir. Bu nedenle de basit bir test için altı sabit gereklidir. $R_{xx}, R_{yy}, R_{zz}, R_{xy}, R_{yz}$ ve R_{xz} sabitleri verilen doğrultudaki akma gerilmesinin referans (*von Mises*) akma gerilmesine oranıdır.



Şekil 5. Kompozit levhaların gerilme-şekil değiştirme grafikleri.

Hill sadece akma kriterini tanımladığından dolayı lineer malzeme mekanik özellikleri ve aksenal akma gerilmelerinin ayrıca programda girilmesi gerekir. Solid186 eleman tipi sayısal modelde kullanılmıştır [19]. Sonlu eleman modeli toplam 1200 eleman ve 5115 düğümden meydana gelmiştir. Model için sınır şartları ve sonlu eleman modeli Şekil 6'da verilmiştir.



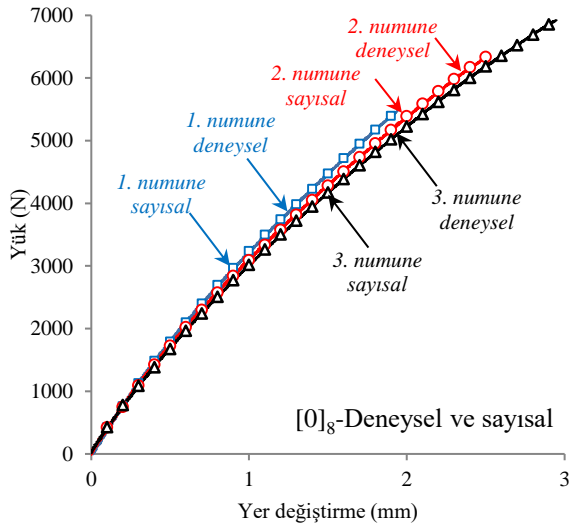
Şekil 6. Kompozit levhanın sonlu eleman modeli ve sınır şartları.

Fiber yönlenme açısını kompozit levhanın sonlu eleman modeline uygulayabilmek amacıyla

($\theta \neq 0^\circ$), fiber doğrultusunda lokal koordinat sistemi tanımlanmış ve sonlu elemanlara bölme işlemi bu koordinat sistemine göre yapılmıştır. Bu nedenle de modelde her elemanın koordinat sistemi fiber oryantasyon açısına göre değiştirilmiştir.

3. Sonuçlar

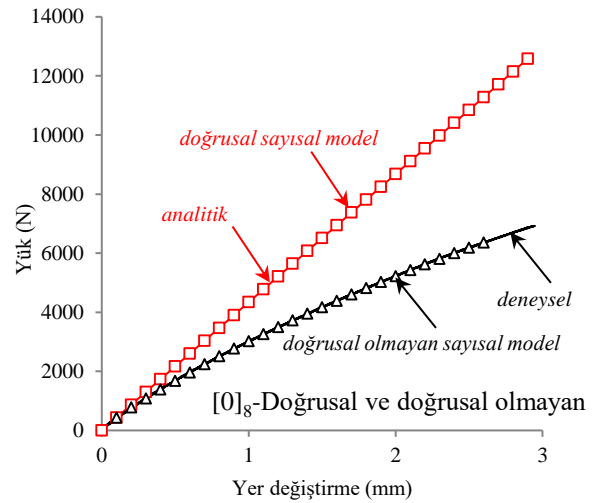
Çekme testleri sonrasında her numune için elde edilen doğrusal olmayan kuvvet-yer değiştirme grafikleri (Şekil 4) gerilme –şekil değiştirme grafiğine dönüştürülerek (Şekil 5) elde edilen grafikler sonlu elemanlar analizinde 0° için malzeme davranışı olarak programa girilmiştir. Analizler sonucunda deneysel sonuçlarla uyumlu sayısal çözüm sonuçları Şekil 7’de verilmiştir.



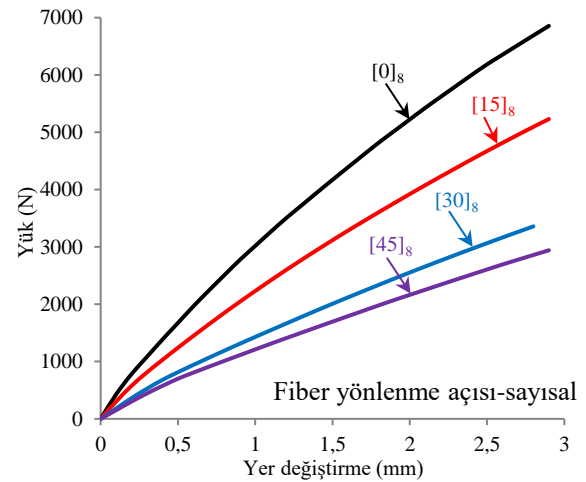
Şekil 7. Deneysel ve sayısal sonuçların doğrusal olmayan malzeme davranışı için karşılaştırılması.

Eğer analizlerde doğrusal olmayan malzeme davranışı yerine doğrusal malzeme davranışı kabul edilerek analizler gerçekleştirilecek olursa, büyük yer değiştirmeler için reaksiyon kuvvetleri arasında büyük farkların ortaya çıkmasına sebep olur (Şekil 8). Ayrıca veriler Denklem (1)’deki eşitlik kullanılarak elde edilen analitik sonuçlarla da karşılaştırılmıştır. Kompozit levhada fiber yönlenme açısının reaksiyon kuvvetleri üzerindeki etkisini görebilmek amacıyla Şekil 9 ve 10 hazırlanmıştır. Cam/epoksi kompozit levha çapraz örgü dokuma fiberlerden üretildiği için maksimum yönlenme açısı $\theta = 45^\circ$ olarak alınmıştır. Çünkü verilen yükleme şartları için 45° ’den sonraki açılarda malzeme, 60° ’de; 30° ’li

kompozite, 75° ’de; 15° ’li kompozite, 90° ’de ise 0° ’li kompozite benzeyecektir. $\theta = 15^\circ, 30^\circ$ and 45° ’li kompozit levhaların yük-yer değiştirme grafikleri $\theta = 0^\circ$ ’li kompozit levhalar ile benzer karakterdedir (Şekil 9). Çünkü $\theta = 0^\circ$ ’li kompozit levhaların gerilme-şekil değiştirme grafikleri programa girildiği için ANSYS bu değerleri referans olarak almakta ve buna göre açı dönüşümlerini gerçekleştirmektedir.



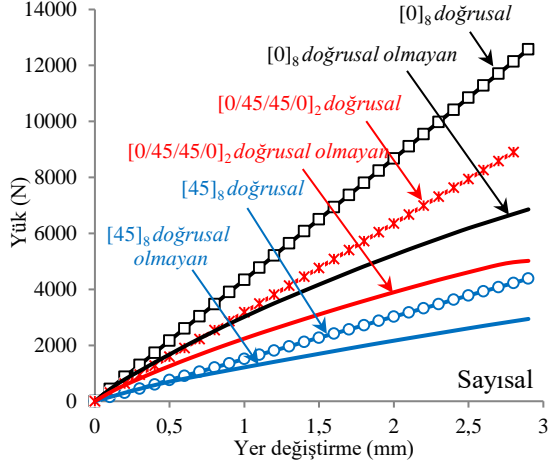
Şekil 8. Deneysel ve sayısal sonuçların doğrusal ve doğrusal olmayan malzeme davranışı için karşılaştırılması.



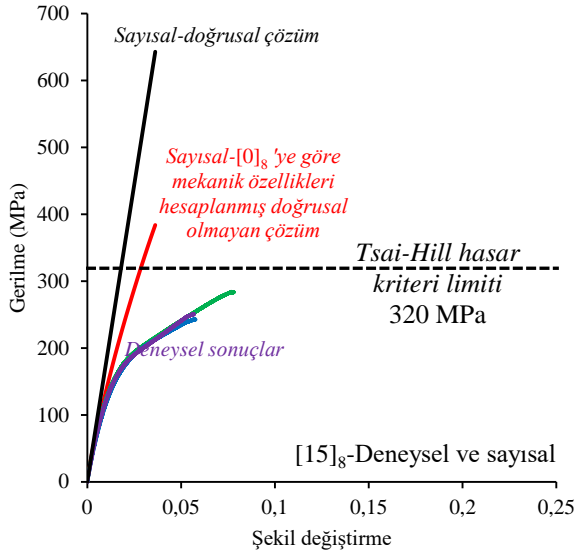
Şekil 9. Fiber yönlenme açısının sayısal kuvvet-yer değiştirme davranışına etkisi.

$\theta \neq 0^\circ$ için doğrusal ve doğrusal olmayan çözüm sonuçlarını karşılaştırmak amacıyla sayısal çözüm sonuçları da gösterilmiştir (Şekil 10). Açının artması reaksiyon kuvvetini düşürmektedir. Doğrusal çözüm yerine

malzemenin gerçek mekanik özelliklerini kullanılması durumunda sonuçların özellikle küçük açı değerlerinde çok daha fazla farklılaştığı görülmektedir.



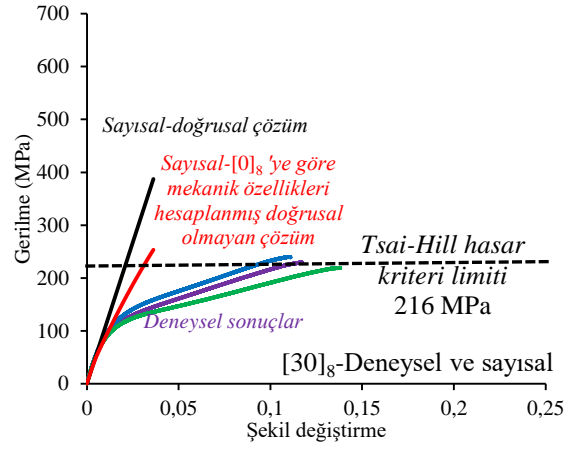
Şekil 10. Fiber yönelme açısının kuvvet-yer değiştirme davranışına etkisi.



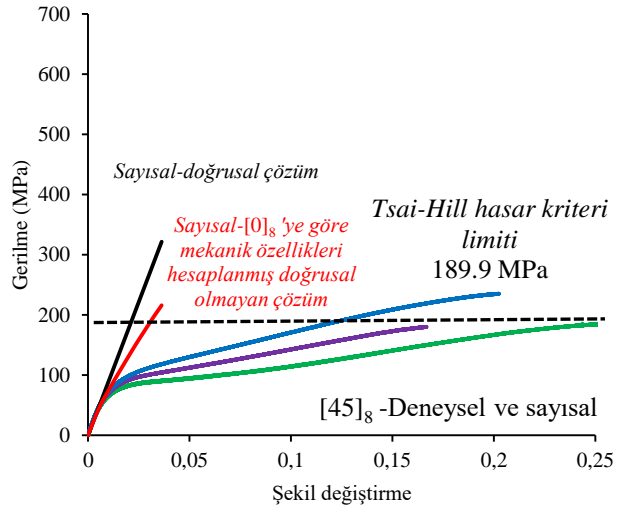
Şekil 11. [15°]₈ kompozit levhalar için deneysel ve sayısal gerilme-şekil değiştirme grafikleri.

Şekil 11-13 arasındaki grafiklerde sırasıyla $\theta = 15^\circ, 30^\circ$ ve 45° 'li kompozit levhaların deneysel gerilme-şekil değiştirme grafikleri verilmiştir. Ayrıca sonuçlar doğrusal elastik sayısal çözüm sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Açının artması ile birlikte fiberler yük doğrultusundan uzaklaşmakta ve kayma etkisi ile malzeme davranışında doğrusal olmayan etki önemli şekilde deneysel sonuçlarda ortaya çıkmaktadır. Eğer $[0^\circ]_8$ tabaka dizilimli doğrusal

olmayan malzeme davranışı referans alınarak program tarafından yeni fiber açısı için çözümler yapılacak olursa bu sonuçların bile deneysel sonuçlarla uyum içerisinde olmadığı görülebilir. Kompozit malzeme için çekme dayanımı $X_T=Y_T=508$ MPa, basınç dayanımı $X_C=Y_C=394$ MPa ve kayma dayanımı $S=97$ MPa'dır. Açının artması hasar gerilmesini düşürürken, kopma uzamasını artırmıştır. Elde edilen hasar gerilmeleri Tsai-Hill hasar kriteri sonuçları ile de uyumludur.



Şekil 12. [30°]₈ kompozit levhalar için deneysel ve sayısal gerilme-şekil değiştirme grafikleri.



Şekil 13. [45°]₈ kompozit levhalar için deneysel ve sayısal gerilme-şekil değiştirme grafikleri.

$\theta \neq 0^\circ$ için deneysel ve doğrusal olmayan çözüm sonuçlarının elastik bölge sonrası uyumsuzluğu bu tip kompozitler için yeni bir malzeme modeli tanımlama gereğini ortaya koymayı gerektirmektedir. Eğer tasarımcılar için

elastik bölge sonrası malzeme tanımı önemli ise bu durumda bu tip kompozitlerin öncelikle yeni bir ortotropik malzeme olduğu kabulü ile mekanik özellikleri yeniden belirlenmelidir. Denklem (1)'in tersi alınacak olursa

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{*11} & A_{*12} & A_{*16} \\ A_{*21} & A_{*22} & A_{*26} \\ A_{*61} & A_{*62} & A_{*66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} \quad (6)$$

ifadesi elde edilir. Eğer tabakalı kompozitin düzlem mühendislik sabitlerinden x -doğrultusundaki elastisite modülü hesaplanmak istenirse Denklem (2)'de $N_x = N_y = 0$ olarak yazılır. Bu durumda

$$E_x \equiv \frac{\sigma_x}{\varepsilon_x^0} = \frac{N_x}{A_{*11}N_x} = \frac{1}{tA_{*11}} \quad (7)$$

olarak elde edilir. Benzer şekilde diğer mekanik özellikler $E_y = 1/tA_{*22}$, $G_{xy} = 1/tA_{*66}$ ve $\nu_{xy} = -A_{*12}/A_{*11}$ şeklinde bulunur. Buna göre farklı açılar için elde edilen yeni mekanik özellikler Tablo 1'de sunulmuştur.

Tablo 1. Farklı fiber yönlenme açılarına sahip kompozitler için düzlem mühendislik sabitleri.

Kompozit levha	$[0^\circ]_8$	$[15^\circ]_8$	$[30^\circ]_8$	$[45^\circ]_8$
E_x (MPa)	25455	17075	10296	8590
E_y (MPa)	25455	17075	10296	8590
G_{xy} (MPa)	2505	3104	5957	11019
ν_{xy}	0.155	0.433	0.658	0.715

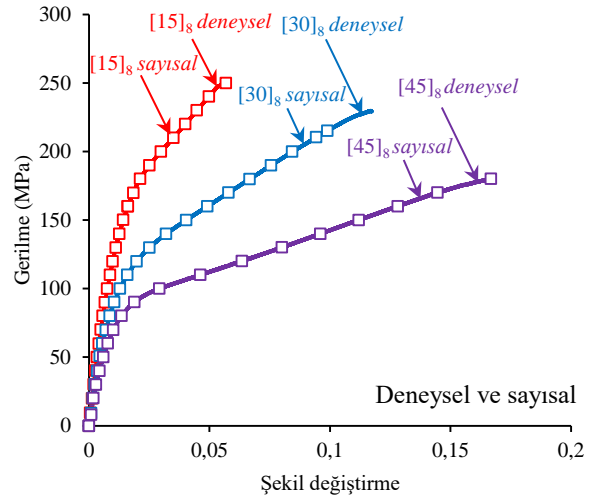
Tablo 1'den elde edilen mekanik özellikler kullanılarak kompozitlerin sayısal çözümünde gerilme-şekil değiştirme grafiğindeki doğrusal bölgenin tanımlanması sağlanmıştır. Doğrusal olmayan bölgenin tanımı için ise her bir açıdaki gerilme-şekil değiştirme davranışları programa veri olarak girilmiştir. Her deney numunesinden bir tanesi örnek olarak seçilmiştir. Bu durumda deneysel verilerle uyumlu sayısal sonuçlar Şekil 14'te sunulmuştur.

4. Tartışma

Bu çalışmada elde edilen sonuçlar aşağıdaki gibi özetlenebilir;

- Kompozit malzemeler genellikle lineer elastik malzeme davranışı gösterirler. Ancak ince kesitli çapraz dokuma cam

fiber takviyeli vb. kompozit malzemelerin davranışı kısmen de olsa doğrusal olmayan davranış gösterebilmektedir. Bu tip malzemelerin davranışını doğrusal olarak kabul edip programda çözüm yaptırmanın elastik bölge sonrasında hatalara sebep olduğu görülmüştür.



Şekil 14. $[\theta]_8$ kompozit levhalar için deneysel ve sayısal gerilme-şekil değiştirme grafikleri.

- 0° takviye açısına sahip kompozitler için çekme testinden elde edilen gerilme-şekil değiştirme grafiği programa girilerek doğrusal olmayan bölgedeki hatalar giderilebilir.
- 0° takviye açısı dışındaki kompozitler için sayısal çözüm yaptırıldığında doğrusal analiz sonuçlarının deneysel verilerle çok daha uyumsuz olduğu görülmüştür.
- 0° takviye açısına sahip kompozitin mekanik özellikleri ve doğrusal olmayan gerilme-şekil değiştirme davranışı kullanılarak program üzerinden farklı fiber açıları için sonlu elemanlara bölme işlemi fiber açılarına göre yapılarak takviye doğrultuları tanımlanmış, ancak bu durumda bile sayısal sonuçlarla uyum sağlanamamıştır.
- Fiber takviye açısının 0° 'den farklı olduğu durumlar için öncelikle gerilme-şekil değiştirme grafiğindeki elastik bölge için kompozitin her bir fiber

açısında yeni düzlem mühendislik sabitleri hesaplanmıştır ve programa her bir açı sanki de yeni bir malzeme olarak tanımlanmıştır. Deneylerdeki doğrusal olmayan bölge ise programa veri olarak ayrıca girilmiş bu sayede deneysel ve sayısal verilerin uyumu sağlanmıştır.

- Tasarımcıların hassas analizler ve doğrusal olmayan malzeme davranışları için gerilme-şekil değiştirme davranışının doğru tanımlanması gereklidir. Fiber takviye açısının 0°'den farklı olduğu durumlar için deneysel gerilme-şekil değiştirme davranışının doğrusal olmayan bölgesi ayrıca belirlenmeli ve her bir açıdaki malzeme programa yeni bir malzemeymiş gibi girilmelidir.

5. Kaynakça

1. Flatscher, T., Wolfahrt, M., Pinter, G. and Pettermann H.E. (2012). Simulations and experiments of open hole tension tests – Assessment of intra-ply plasticity, damage, and localization, *Compos. Sci. Technol.*, **72**: 1090-1095.
2. Yuan, Z. and Lu, Z. (2014). Numerical analysis of elastic-plastic properties of polymer composite reinforced by wavy and random CNTs, *Comp. Mater. Sci.*, **95**: 610-619.
3. Turan, K., Solmaz, M.Y. ve Kaman, M.O. (2009). Tabakalı termoplastik askı zincirlerinde elasto plastik gerilme analizi, 5. *Uluslararası İleri Teknolojiler Sempozyumu (IATS'09), 13-15 Mayıs (2009)*, M. Acarer, H.İ. Demirci, C. Göloğlu (Editörler), Karabük, 1569-1574.
4. Barbero, E.J., Lonetti P. and Sikkil, K.K. (2006). Finite element continuum damage modeling of plain weave reinforced composites, *Compos. Part B-Eng.*, **37**: 137-147.
5. Örcen, G., Gür, M. and Solmaz, M.Y. (2009). The plastic stress analysis at the laminated thermoplastic composite plates with elliptic hole, *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, **24**: 667-674.
6. Wu, L., Sket, F., Molina-Aldareguia, J.M., Makradi, A., Adam, L., Doghri, I. and Noels, L. (2015). Study of composite laminates failure using an anisotropic gradient-enhanced damage mean-field homogenization model, *Compos. Struct.*, **126**: 246-264.
7. Hoffarth, C., Rajan, S.D., Goldberg, R.K., Revilock, D., Carney, K.S., Bois, P.D. and Blankenhorn, G. (2016). Implementation and validation of a three-dimensional plasticity-based deformation model for orthotropic composites, *Compos. Part A-Appl. S.*, **91**: 336-350.
8. Ryou, H., Chung, K. and Yu, W.R. (2007). Constitutive modeling of woven composites considering asymmetric/anisotropic, rate dependent, and nonlinear behavior, *Compos. Part A-Appl. S.*, **38**: 2500-2510.
9. Goyal, D., Whitcomb, J.D. and Tang, X. (2008). Validation of full 3D and equivalent tape laminate modeling of plasticity induced non-linearity in 2x2 braided composites, *Compos. Part A-Appl. S.*, **39**: 747-760.
10. Xie, M. and Adams, D.F. (1995). A plasticity model for unidirectional composite materials and its applications in modeling composites testing, *Compos. Sci. Technol.*, **54**: 11-21.
11. Carvalho, N.V.D., Pinho, S.T. and Robinson, P. (2012). Numerical modelling of woven composites: biaxial loading, *Compos. Part A-Appl. S.*, **43**: 1326-1337.
12. Goldberg, R.K., Carney, K.S., Bois, P.D., Hoffarth, C., Harrington, J., Rajan, S.D. and Blankenhorn, G. (2014). Theoretical development of an orthotropic elasto-plastic generalized composite material model, *13th International LS-Dyna Users Conference, 8-10 June (2014)*, Dearborn, MI, 1-11.
13. Salami, S.J., Sadighi, M. and Shakeri, M. (2015). Improved high order analysis of sandwich beams by considering a bilinear elasto-plastic behavior of core: An analytical and experimental investigation, *Int. J. Mech. Sci.*, **93**: 270-289.
14. Huang, Z.M. (2002). On a general constitutive description for the inelastic and failure behavior of fibrous laminates-Part I: Lamina theory, *Comput. Struct.*, **80**: 1159-1176.
15. Batra, R.C., Gopinath, G. and Zheng, J.Q. (2012). Damage and failure in low energy impact of fiber-reinforced polymeric composite laminates, *Compos. Struct.*, **94**: 540-547.
16. He, W., Guan, Z., Li, X. and Liu, D. (2013). Prediction of permanent indentation due to impact on laminated composites based on an elasto-plastic model incorporating fiber failure, *Compos. Struct.*, **96**: 232-242.
17. Paccola, R. R., Neto, D. P. and Coda, H. B. (2015). Geometrical non-linear analysis of fiber reinforced elastic solids considering debonding, *Compos. Struct.*, **133**: 343-357.
18. Vyas, G.M., Pinho, S.T. and Robinson, P. (2011). Constitutive modelling of fiber-reinforced composites with unidirectional plies using a plasticity-based approach, *Compos. Sci. Technol.*, **71**: 1068-1074.
19. ANSYS, 13.0, Academic Teaching Introductory, Command References and Gui.