

## Farklı malzemelere sahip hibrid kompozitlerde çatlak mekanik davranışlara etkisinin analizi

### Analyzing the effect of crack in different hybrid composite materials on mechanical behaviors

Bekir YALÇIN<sup>1\*</sup>, Berkay ERGENE<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup>Makine ve İmalat Mühendisliği Bölümü, Teknoloji Fakültesi, Isparta Uygulamalı Bilimler Üniversitesi, Isparta, Türkiye.  
bekiryalcin@sdu.edu.tr, berkayergene@sdu.edu.tr

Geliş Tarihi/Received: 22.03.2017, Kabul Tarihi/Accepted: 20.07.2017

\* Yazışılan yazar/Corresponding author

doi: 10.5505/pajes.2017.02800

Araştırma Makalesi/Research Article

#### Öz

Metallere göre hafif ve yüksek yorulma dayanımı, darbe dayanımı ve özgül mukavemet özelliklerinden dolayı kompozit malzemelerin, başta havacılık sektörü olmak üzere endüstride giderek kullanım alanı genişlemektedir. Kompozit malzemeler arasından yaygın olarak kullanılan fiber takviyeli kompozitlerde, en önemli kritik faktör, yükü taşıyan ve ana yapıya dağıtan fiber ile ana malzeme arasında çatlak oluşumu ve bu çatlakın yükler neticesinde ilerleyerek yapının dayanımını düşürmesidir. Bu çalışmada, farklı fiber açılara sahip tabakalı hibrid kompozit malzeme içerisinde farklı alanlara yerleştirilmiş çatlakın mekanik davranışlara etkisi sonlu elemanlar analizi ile belirlenmeye çalışılmıştır. Analizlerde, toplam 1.5 mm kalınlığa sahip üç tabakalı ve farklı açılarda (0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75° ve 90°) yönlendirilmiş ve cam-epoksi, bor-epoksi, karbon-epoksi, cam-bor-karbon-epoksi fiber takviyeli alüminyum tabakalı kompozit yapı içerisine, kenarda ve ortada olmak üzere farklı açılara (0° ve 30°) sahip çatlaklar oluşturulmuş ve çekme yükü uygulanmıştır. Yapılan sonlu elemanlar analizi ile çatlaklı hibrid kompozitte meydana gelen gerilme ve yer değiştirme değerleri elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre, fiber oryantasyonunun uygulanan yüke (yük x eksenine 90°) paralel duruma yaklaşması ile üst ve alt alüminyum plakada oluşan gerilmelerde düşüş görülmüştür. Ayrıca, çatlak açısının artmasıyla kayma gerilmelerinde artış görülmüştür.

**Anahtar kelimeler:** Hibrid kompozit, Çatlak, Simülasyon

#### Abstract

The using areas of composite materials in mainly aerospace sector and other industry have been increased due to their more light, high fatigue strength, impact strength and specific strength properties than metals. The critical factor in fiber reinforced laminate composites from composite materials is to crack formation on interface matrix structure and fibers carrying loads and distributing forces to matrix structure. Also, the cracks on interface matrix structure and fibers cause decreasing the composite structure strength with crack propagations under loads. In this study, the effect of location and angle of the crack in the laminate hybrid composite material reinforced with glass-epoxy, boron-epoxy, carbon-epoxy, glass-boron-carbon-epoxy fibers at different angles on mechanical behaviors is determined with finite element analyses. In analyses, the different located crack and crack angles (0° and 30°) inside the laminate composite structure with different fiber materials reinforced at different angles (0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75° and 90°) with 1.5 mm of total composite thickness were formed and applied tensile forces. Afterwards, stress and displacement values were obtained in the cracked fiber reinforced structures. According to results, Decrease in stress at top and bottom aluminium plate was observed in case of parallel fiber orientation to the applied forces. Beside, shear stresses increase with increasing the crack angle.

**Keywords:** Hybrid composite, Crack, Simulation

## 1 Giriş

Gelişen teknoloji ile, malzeme ve proses seçiminde perspektif genişlemiş ve havacılık, sağlık, savunma, tekstil ve otomotiv sanayileri kendilerine düşen payı almıştır. Geleneksel malzeme ve üretim teknolojisiyle imalat zorluğu yaşanan pek çok endüstriyel parça, günümüz malzeme ve imalat teknolojisi ile kısa bir sürede üstün kaliteye sahip ve kullanım amacına uygun olarak imal edilebilir hale gelmiştir. Kompozit malzeme ile endüstriyel parça imalat eğilimi giderek artmış ve özellikle de konstrüksiyon ağırlığındaki düşüş avantajı ile birlikte yüksek mukavemet, özgül dayanım, mükemmel yorulma ve korozyon dayanımı ile uçak imalatında kompozit kullanımının arttığı ifade edilmektedir [1]-[3]. Bu bağlamda, kompozit malzeme kullanımının, toplam uçak konstrüksiyonunda %50 seviyelerine ulaştığı rapor edilmektedir [4].

Kompozitler, matris yapısına göre polimer, metal ve seramik esaslı, takviye elemanına göre partikül, fiber ve whisker, yapının şekline göre ise tabakalı, kaplamalı, film-foleye, balpeteği ve filaman sarılmış olmak üzere sınıflandırılmaktadır [5]. Havacılık sektöründe, bu kompozit

malzemelerden en yaygın kullanılanı fiber takviyeli tabakalı kompozit malzemelerdir. Fiber takviyeli kompozitler, partikül takviyeli kompozitlere göre daha yüksek dayanıma sahiptir [6]. Kompozitin dayanımı tabaka içerisindeki fiberlerin malzeme özelliklerine, boyutlarına, yönüne, sürekliliğine ve hacimsel oranına bağlı olarak değişim göstermektedir. Bu ise, tabakalı kompozitlerin yüke maruz kaldığı yönde takviyelenmesine imkân vermekte ve yapının yük karşısında mükemmel yorulma dayanımı, yüksek dayanım, darbe dayanımı ve tokluk ile davranış göstermesini sağlamaktadır. Ayrıca, matris yapı içerisinde fiberler boy/çap oranına (l/d) göre, sürekli fiber takviyeli veya kısa fiber takviyeli (whisker) olarak bulunmaktadır. Sürekli fiber yapı, matris içerisinde düzenli bir diziliş ile bulunurken kısa fiberli yapı ise matriste rastgele dağıtılmış bir şekilde yer almaktadır. Matris yapıda, fiber oranına bağlı olarak sürekli fiberli yapıların daha yüksek dayanıma ve maliyete sahip olduğu rapor edilmektedir [6].

Fiber takviyeli tabakalı kompozitin mekanik davranışını etkileyen bir diğer parametre ise, fiberin çapı ve yönü (orientation) olarak bilinmekte olup fiber çapının düşmesi ve farklı dizilişte fiber ile arzu edilen yüksek dayanım elde

edilebilmektedir. Diğer yandan, pratikte kompozit içerisindeki fiber oranının %70 seviyesini geçmesi, kırılma kompozit karakterine sebep olabileceğinden tavsiye edilmemektedir [6].

Kompozit yapının özelliklerini değiştiren bir diğer parametre de, yükü taşıyan fiberin içinde bulunduğu matris malzemesidir [7]. Matris yapı, fiberleri uygun dizilişte ve aralıkta yapı içerisinde tutma, fiber ile güçlü bağ oluşturma, fiberleri abrazyon, çevre ve korozyon etkisinden koruma gibi fonksiyona sahiptir. Bilindiği üzere, sürekli faz yapıya sahip matrisler metal, seramik ve polimer esaslı olabilmekte ve metal esaslı matrisler, polimer matrislere göre daha yüksek dayanım, tokluk ve sünekliliğe sahip iken seramiklere göre bu özellikleri daha düşük seviyededir. Polimer ve metal esaslı matrislerin, seramik matrislere göre daha yüksek fiber bağ mukavemetine ve iyi yük transfer kapasitesine sahip olduğu ifade edilmektedir [7].

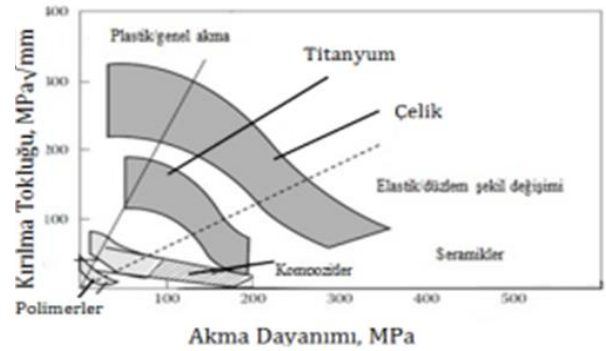
Diğer yandan, kompozitlerin en önemli dezavantajı, matris ve fiber ara yüzeyinde çatlak oluşumu ve bu çatlakların ilerlemesi olayıdır [7]. Asundi ve diğ. [8], özellikle uçak konstrüksiyonunda kullanılan hibrid plakalı kompozitlerin en önemli tercih sebebinin, yapının düşük çatlak oluşumu ve çatlak ilerlemesi karakterine sahip olduğunu ifade etmektedirler. Aynı çalışmada, fiberlerin yük yönünde dizilmesi ile hasara uğramadığı ve çatlakların alüminyum matris plakalarda kalarak gerilme şiddetini düşürdüğü sonucuna varılmıştır [8]. Sınmazçelik ve diğ. de [9], çatlak sorununu çözmeye alüminyum tabakalar arasına fiber takviyeli tabakanın yerleştirilmesiyle imal edilen kompozit yapının (ARALL, CARALL, GLARE gibi) kullanılmasını önermektedirler [8]-[10].

Kompozit malzeme alanındaki çalışmaların, daha çok konstrüksiyon ağırlığını azaltma, kompozit imalat parametreleri, kompozit malzemenin davranışları, kompozitte çatlak oluşumu ve çatlak ilerlemesi üzerine yoğunlaştığı görülmektedir [7],[11]-[16]. İstanbul Ticaret Odası'nın bir raporundan [5], ülkemizin kompozit üretimi değerlendirilmiş olup özellikle seramik, bor, toryum, polimer ve metal-çelik kompozit üretiminde ülkemizin önemli bir yere sahip olacağı anlaşılmaktadır. Beumler ve diğ. [3] tarafından, fiber takviyeli metal kompozitlerin, ilk olarak Airbus 380 uçak parçalarının imalatında başarılı bir şekilde uygulandığı ve uygulanmaya devam edildiği ifade edilmektedir. Bununla birlikte, Boeing, F/A 18 Super Hornet'in gövdesinin ön kısmında bulunan yaklaşık 150 parçanın, son teknoloji olan direkt lazer ergitme-sinterleme metodu (DLMS) ile üretildiğini rapor etmektedir [12]. Turan ve diğ. [13], pim delikli fiber takviyeli tabakalı kompozitlerde, tabaka dizilimi ve matris yönünün hasar tipi üzerine etkisini araştırmışlardır. Çalışmalarında, takviye açısının ( $\theta$ ), aksenal çekme doğrultusunda veya yakın doğrultularda ( $0^\circ$ ,  $15^\circ$  ve  $30^\circ$ ) olduğu zaman pimin delik temas yüzeyi ve çevresinde fiber basma hasarının oluştuğu ve takviye açısının  $45^\circ$  olması durumunda fiber basma hasarının oluşmadığı sonucuna varmışlardır. Mouritz ve diğ. [17], özellikle cam fiber takviyeli tabakalı kompozitlerde, sürekli darbeli yük altında matris çatlaması ve fiber kırılması ile sonuçlanan hasarların gözlemlendiğini ve darbe enerjisi için fiber-matris ara yüzeyindeki kayma dayanımının temel parametre olduğunu vurgulamaktadırlar. Wyrick ve Adams [18] ise, karbon-epoksi kompozitlerinde temel hasarın ilk darbe sırasında oluştuğunu ve daha sonraki darbeleri yüklerde daha az hasar meydana geldiğini tayin etmişlerdir. Dhaliwal ve Newaz [19], karbon fiber takviyeli plakalı alüminyum kompozitlerin, darbe davranışlarını deneysel ve sonlu

elemanlar analizi ile incelemişlerdir. Çalışmalarında, polyester reçine takviyesinin, alüminyum plakalar ile fiber ara yüzeyindeki çatlak oluşumundan kaynaklanan delemantasyon bölgesini %45-50 mertebesinde düşürdüğünü tayin etmişlerdir. Yeh ve diğ. [20], kompozitlerin yoğun kullanıldığı uçak konstrüksiyonlarında, konstrüksiyon bağlantısındaki yatak mukavemetinin (bearing strength) önemli parametrelerden biri olduğunu ve fiber takviyeli plakalı metal kompozitlerin anizotropik karakteristiğinden dolayı yüksek yatak dayanımına sahip olduğunu belirlemişlerdir. Çalışmalarında, tabakalı alüminyum kompozit yapıda, yüksek mukavemetli bor/cam fiber takviye oranının artmasıyla yatak mukavemetinde iyileşme görüldüğünü deneysel ve nümerik olarak tayin etmişlerdir.

Hibrid kompozitlerin, uçak konstrüksiyonu imalatında kullanılmak üzere yeni hibrid kompozit malzeme olarak geliştirildiği ve ilk metal hibrid kompozitin aramid takviyeli alüminyum plakalı kompozit (ARALL) olduğu ifade edilmektedir [21]. Ancak, hibrid kompozitlerde en temel sorunun, alüminyum alt ve üst plaka arasındaki kompozit fiberli tabakanın elastisite modülünün düşük olması sonucu, yüksek gerilmeler altında hibrid kompozitte başlangıç yorulma çatlaklarına sebep olduğu ve çatlakların ilerlemesini hızlandırdığı ifade edilmektedir. Chang ve diğ. [22], alüminyum tabakalı hibrid kompozitlerde bor/cam fiber takviyesinin yüksek elastik modülünden dolayı alüminyum tabakalarda gerilme seviyesini düşürdüğünü ve çatlak oluşum süresini uzattığını ileri sürmektedirler. Bu bağlamda, hibrid kompozitlerde yorulma çatlak başlangıç ömrü hesaplama teorisi ve modelleri, temsili yorulma çatlak teorisi ile ilgili çalışmalar literatürde mevcuttur [22]-[25].

Kompozit yapıda kırılma, yapı içerisinde mikro çatlakların oluşması ve çatlakların ilerlemesi ile matrisin çatlaması ve fiberin kırılması şeklinde gerçekleşmektedir. Şekil 1'den görülebileceği üzere kompozit malzemelerin kırılma tokluğu çelik ve titanyum gibi malzemelere göre çok düşüktür.



Şekil 1: Mühendislik malzemelerinin kırılma tokluğu [26].

Kaw [26]'ya göre, kompozit malzemelerin kırılma tokluğunun geliştirilmesi gerektiği ve bunun ise kompozitlerde kırılma mekanizmasının iyi anlaşılması ile yapılabileceği anlaşılmaktadır.

Plakalı kompozit yapılarında kırılma mekanizması çalışmaları incelendiğinde [27]-[32], plakalı kompozitin kırılma tokluğu Eşitlik 1'de verilen denklemle hesaplanmaktadır [32]. Eşitlik 1'de  $K_c$  kompozit yapının kritik kırılma tokluğu,  $K_{ic}$  matrisin iç kırılma tokluğu,  $E_o$ , fiber takviyeli kompozit plakasının eşdeğer elastisite modülü,  $V_p$ , ortotropik orta tabakanın hacimsel oranı,  $V_f$ , fiberin hacimsel oranı,  $E_m$  matrisin elastisite modülüdür.

$$K_c = \left( \frac{\sqrt{2\lambda E_o V_p (1 - V_f)}}{E_m \sqrt{2(1 + \kappa)}} \right) \cdot K_{iç} \quad (1)$$

Burada;  $E_o$ ,  $\lambda$ ,  $\kappa$  değerleri Eşitlik 3 ve Eşitlik 4 ile elde edilmektedir.  $E_x$  ve  $E_y$  sırasıyla x ve y yönlerindeki elastisite modül değerleridir.

$$E_o = \sqrt{E_x \cdot E_y} \quad (2)$$

$$\lambda = \sqrt[4]{\frac{E_x}{E_y}} \quad (3)$$

$$\kappa = \left( \frac{E_o}{2\mu_{12}} \right) - \nu_o \quad (4)$$

$$\nu_o = \sqrt{\nu_{12} \cdot \nu_{21}} \quad (5)$$

Eşitlik 4' te  $\nu_{xy}$ ,  $\nu_{yx}$  ve  $\kappa$  ortotropik plakanın elastik sabitleridir. Bu eşitlikler kullanılarak plakalı kompozitin hasarı için kritik enerjisi  $G_c$  hesaplanabilmektedir [32].

$$G_c = \left( \frac{\sqrt{2(1 + \kappa)}}{2\lambda E_o} \right) \cdot K_c^2 \quad (6)$$

Alüminyum tabaka ve hibrid kompozit tabaka içerisindeki gerilme şiddet faktörü kırılma tokluğundan ( $K_c$ ) büyük olması ve oluşan yer değiştirmenin ( $\delta$ ), kritik yer değiştirmeden ( $\delta_c$ ) büyük olması durumunda yapı içerisinde çatlak gelişmektedir [32].

$$\delta_c = \frac{J_c}{\sigma_{akma}} \quad (7)$$

$$J_c = \frac{K_c}{E_o} \quad (8)$$

Eşitlik 8'de,  $J_c$  çatlak ucundaki potansiyel enerji değişimi,  $K_c$  ve  $E_o$  ise hibrid kompoziti oluşturan plakanın (Şekil 2) sırasıyla kırılma tokluğu ve elastisite modülü olarak tanımlanmaktadır [32]. Yukarıda verilen hibrid kompozitlerin kırılma/hasar davranışı ile ilgili matematiksel modellerin [32] literatürde kabul gördüğü ifade edilmektedir [33],[34].

Bu çalışmada, diğer çalışmalardan farklı olarak hibrid tabakalı kompozit yapı içerisinde oluşturulmuş bir çatlakın mekanik davranışlara etkisi sonlu elemanlar yöntemi ile ANSYS programı kullanılarak analiz edilmiştir. Hibrid tabakalı kompozit üç tabakadan oluşmakta olup üst ve alt tabakalar

Al-T3 alüminyum malzeme ve ortadaki tabaka ise bor-cam-karbon epoksi, bor-epoksi, karbon-epoksi ve cam-epoksi olmak üzere dört farklı fiber takviyeli hibrid malzeme olarak belirlenmiştir. Hibrid tabakada fiberler farklı oryantasyon açılarında ( $\theta$ ) ( $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$ ,  $75^\circ$  ve  $90^\circ$ ) yönlendirilmiş ve kompozit içerisinde kenarda ve ortada farklı açılarda çatlaklar oluşturulmuş ve yapıya çekme yükü uygulanmıştır. Analizler neticesinde, tabakalı hibrid kompozit malzemenin çeşidine, fiber oryantasyon açısına, çatlakın yeri ve açısına bağlı olarak gerilme ve yer değiştirme değerleri elde edilmiştir.

## 2 Metot

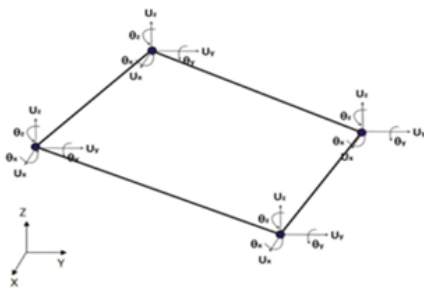
### 2.1 Sonlu elemanlar analizi

Sonlu elemanlar analizi yapılacak olan hibrid kompozit malzeme ve özellikleri ile ilgili literatür araştırmasından [35]-[39] sonra, kompozit tipi, boyutları, fiber malzeme ve oryantasyon açısı, oluşturulacak çatlak tipi ve boyutu tayin edilmiştir. Seçilen parametrelere göre, yük uygulanacak kompozit plaka sonlu eleman tabanlı ANSYS programı ile modellenmiştir.

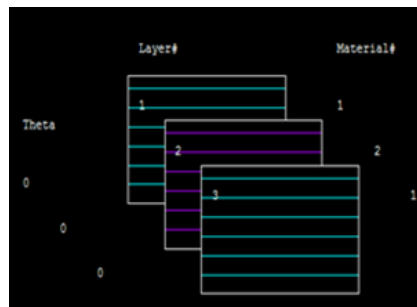
Modellemede, öncelikle uygun koordinatlarda anahtar noktalar (keypoint) oluşturulmuş, oluşturulan bu anahtar noktalardan da sırasıyla çizgiler ve alanlar meydana getirilerek yapılacak analizlere göre plakanın sol kenarında ve ortasında x eksenine göre  $0^\circ$  ve  $30^\circ$  açı yapan çatlaklar oluşturulmuştur. Şekil 2'de görüleceği üzere, tabaka dizilişi her bir tabakanın kalınlığı 0.5 mm olmak üzere boyutları 100x100x1.5 mm olan üç tabakalı hibrid kompozit plaka modellenmiştir. Analizlerde, yapısal analiz modunda eleman tipi, formülasyonu birinci dereceden deformasyon teorisine dayanan dört düğüm noktası (node) ve her düğüm noktası altı serbestlik derecesine sahip olan Shell 181 kabuk eleman tipi [40] kullanılmıştır (Şekil 2).

Analizlerde, hibrid kompozitin alt ve üst tabakalarının malzemesi Al2024-T3 alüminyum alaşımı olarak, orta tabaka ise hacim oranları sırasıyla %50, %50, %50 ve %75 olan sırasıyla Bor-Epoksi, Cam-Epoksi, Karbon-Epoksi ve Bor-Cam-Karbon-Epoksi olmak üzere dört farklı fiber malzemesine sahip takviyeli plaka olarak belirlenmiştir.

Hibrid kompozit yapının sırasıyla elastisite modülü, E, poisson oranı,  $\nu$ , kayma modülü, G ve yoğunluk,  $\rho$  sabitleri, karışım kuralı eşitlikleri ile elde edilmiş ve Tablo 1'de verilmiştir. Tablo 2'de kompozit karışım kuralında kullanılan malzeme sabitleri verilmiştir.



(a)



(b)

Şekil 2: (a): Shell181 elemanın görünümü, (b): Kompozitin tabaka  $0^\circ$  ve  $45^\circ$  dizilişlerinin görünümü.

Tablo 1: Kompozit plakanın kompozit karışım kuralına göre hesaplanan sabit değerleri.

Hibrid Kompozit Yapının Elemanları	$E_x$ (GPa)	$E_y$ (GPa)	$E_z$ (GPa)	$\nu_{xy}$	$\nu_{xz}$	$\nu_{yz}$	$G_{xy}$ (GPa)	$G_{xz}$ (GPa)	$G_{yz}$ (GPa)	P (g/cm <sup>3</sup> )
Al2024-T3	72.4	72.4	72.4	0.33	0.33	0.33	27.6	27.6	27.6	2.78
Cam-Epoksi	38.5	9.35	9.35	0.22	0.05	0.05	3.47	3.47	3.47	1.89
Bor-Epoksi	202.4	9.87	9.87	0.25	0.01	0.01	3.65	3.65	3.65	1.95
Karbon-Epoksi	112.5	9.77	9.77	0.25	0.02	0.02	3.29	3.29	3.29	1.52
Cam-Bor-Karbon-Epoksi	174.2	16.73	16.73	0.21	0.02	0.02	6.86	6.86	6.86	2.04

Tablo 2: Hibrid kompozit plakaları oluşturan malzemeler ve mekanik özellikleri [26],[35]-[39].

Hibrid Kompozit Yapının Elemanları	Elastisite Modülü (GPa)	Kayma Modülü (GPa)	Poisson Oranı	Yoğunluk (g/cm <sup>3</sup> )
Al2024-T3 (alt ve üst tabaka)	72.48	27.6	0.33	2.78
Bor fiber	399.9	166.9	0.2	2.63
Cam fiber	72	28.8	0.14	2.5
Karbon fiber	220	15	0.2	1.76
Epoksi	5	1.85	0.3	1.28

Fiberin elastisite modülü  $E_f$ , fiberin hacim oranı  $V_f$ , matrisin elastisite modülü  $E_m$  ve matrisin hacim oranı  $V_m$  olmak üzere, aşağıda verilen kompozitte karışım kuralı eşitlikleri ile kullanılarak [26];

$$E_x = E_f \cdot V_f + E_m \cdot V_m \quad (9)$$

$$E_y = \frac{E_m \cdot E_f}{V_f \cdot E_m + V_m \cdot E_f} \quad (10)$$

$$\nu_{xy} = \nu_m V_m + \nu_f V_f \quad (11)$$

$$G_{xy} = \frac{G_m \cdot G_f}{V_m \cdot G_f + V_f \cdot G_m} \quad (12)$$

$$\nu_{xy} / E_x = \nu_{yx} / E_y \quad (13)$$

boylamasına elastisite modülü ( $E_x$ ), enlemesine elastisite modülü ( $E_y$ ), düzlem kayma modülü ( $G_{xy}$ ), major poisson oranı ( $\nu_{xy}$ ) değerleri hesaplanmaktadır. Şekil 3'te, plakanın sol kenarında x eksenine göre 0° ile 30°, ve plakanın ortasında 0° ile 30° açı yapan 10 mm uzunlukta çatlakla sahip olarak, üç tabakalı hibrid kompozit plakanın sonlu eleman modelleri, sınır şartı olarak plakanın üst kısmı x,y,z yönlerinde yer değiştirme ve rotasyonu sıfır olacak şekilde ankastre mesnetlenmiş ve plakanın alt kısmına ise 100 N değerinde yayılı çekme yükünün uygulandığı Şekil 3'te gösterilmiştir.

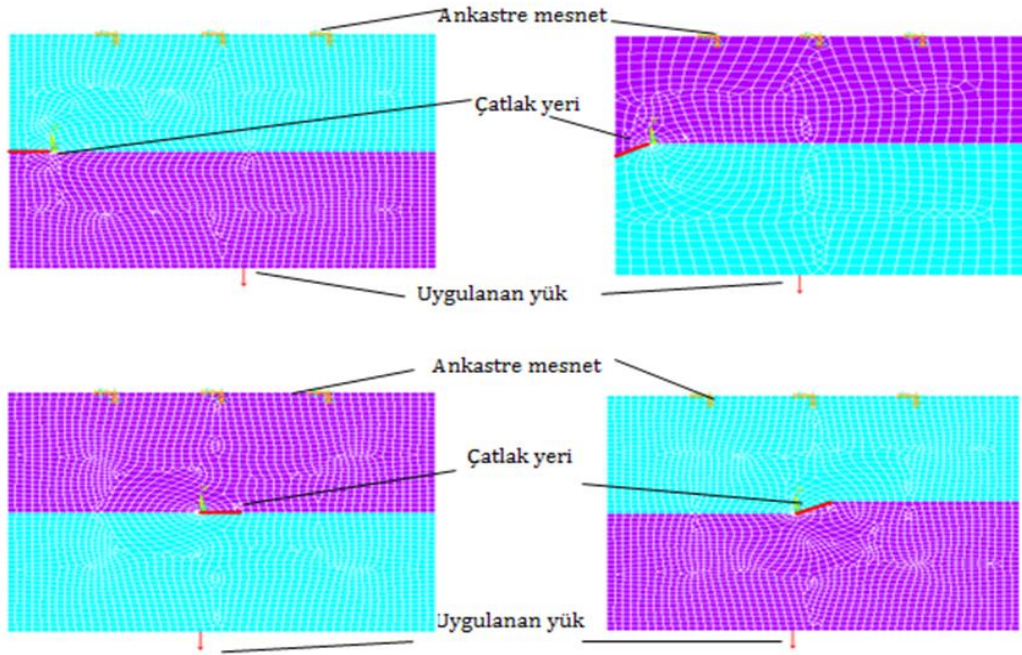
### 3 Analiz sonuçları ve tartışma

Yapılan sonlu elemanlar analizi ile, hibrid kompozitte fiber oryantasyon açısı ve malzemesi ile çatlak yeri ve açısının eş değer gerilme ( $\sigma_{vm}$ ), kayma gerilmesi ( $\tau$ ) ve yer değiştirme ( $\delta$ ) üzerine etkisi belirlenmiştir. Çalışmada dört farklı fiber takviye malzemesi, 7 farklı fiber oryantasyon açısı ve dört farklı çatlak lokasyonuna göre toplam 112 adet analiz gerçekleştirilmiştir. Şekil 4'te, bu analizlerden on ikisinin gerilme ve yer değiştirme konsantrasyonları görülmektedir. Diğer analiz sonuçlarından elde edilen  $\sigma_{vm}$ ,  $\tau_{xy}$  ve  $\delta_y$  değerleri grafikler halinde verilmiştir.

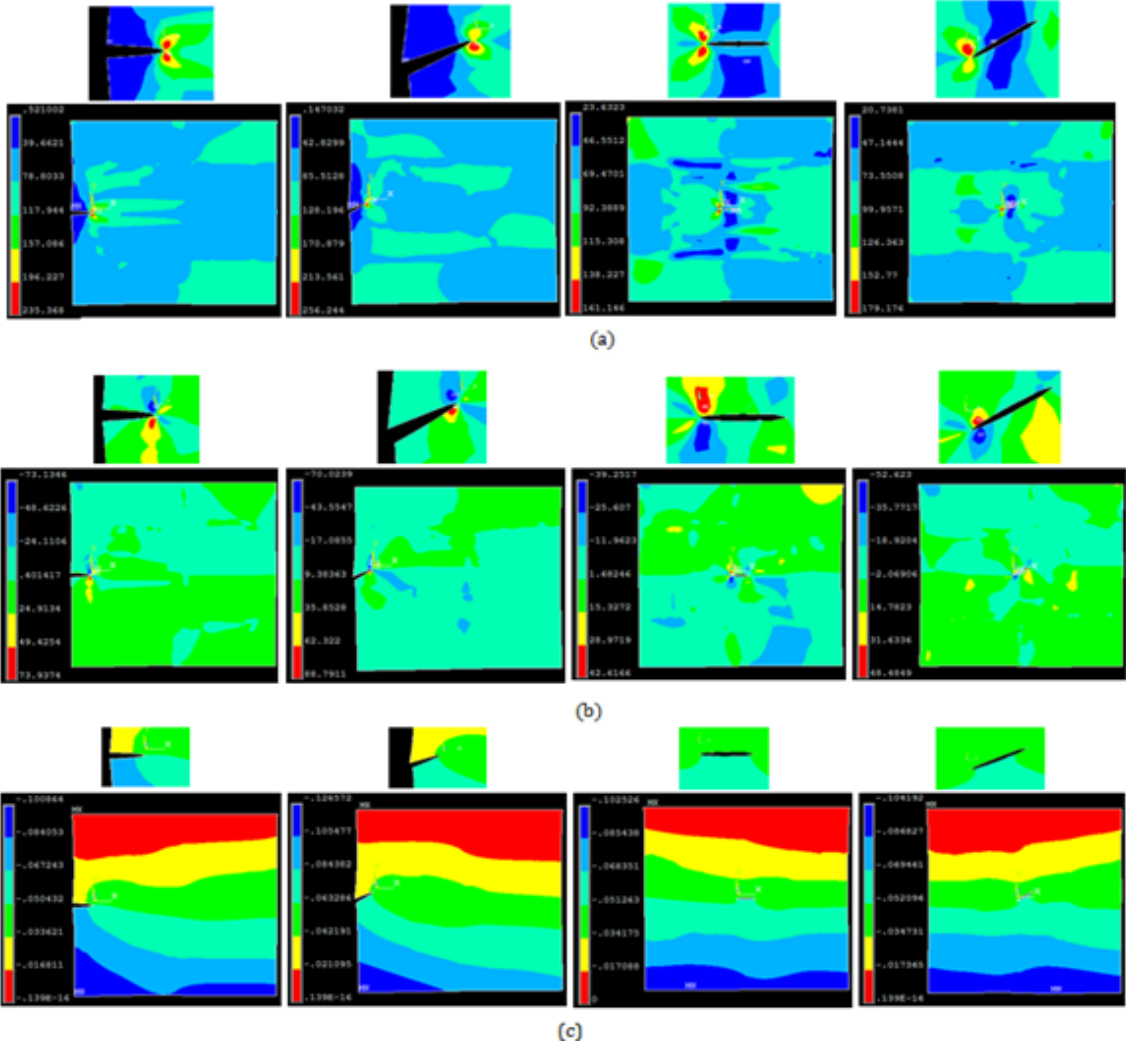
Şekil 4'a göre, kenarda 0° ve 30° çatlaklı hibrid kompozit plakada çatlak ucunda sırasıyla 235.36 MPa ve 256.24 MPa; ortada 0° ve 30° çatlaklı hibrid kompozitin benzer olarak çatlak ucunda sırasıyla 161.14 MPa ve 179.17 MPa maksimum eşdeğer gerilme meydana gelmiştir. Analizlerde, plaka

kenarındaki çatlakın dibinde oluşturduğu  $\sigma_{vm}$  gerilme yoğunluğunun, plaka ortasındaki çatlakın oluşturduğu  $\sigma_{vm}$  gerilme yoğunluğundan ortalama %45 daha fazla olduğu belirlenmiştir. Bununla birlikte, çatlakın plaka kenarında ve ortasında 30° açı yapmasıyla, çatlakın başlangıç dibindeki  $\sigma_{vm}$  gerilme yoğunluğundaki artış sırasıyla %8.86 ve %11.18'dir. Bu bağlamda, plaka ortasındaki çatlakın belli açıda yönlendirilmesinin, kenardaki çatlakın yönlendirilmesine göre plaka hasarı üzerine etkisinin daha fazla olduğu söylenebilir.  $\sigma_{vm}$  değerlerine benzer olarak, kompozit plakada çatlak lokasyonu ve açısının  $\tau_{xy}$  üzerine etkisi Şekil 4b'de görülebilmektedir. Çatlakın plaka kenarında olması ve çatlak açısının 0°'den 30°'ye artması durumunda çatlak başlangıç dibindeki maksimum  $\tau_{xy}$  değeri 73.93 MPa'dan 88.79 MPa artış gösterirken, çatlakın ortada ve çatlak açısının 0°'den 30°'ye artmasıyla çatlak başlangıç dibindeki,  $\tau_{xy}$  42.61 MPa'dan 48.48 MPa değerine artmıştır. Bu bağlamda, çatlakın plaka kenarında ve ortasında 30° açı yapmasıyla, çatlak başladığı uçtaki  $\tau_{xy}$ 'de sırasıyla yaklaşık olarak %20.1 ve %13.7 artış görülmüştür. Gerilme artış oranlarına göre, çatlak açısının kayma gerilmeleri üzerine etkisinin daha fazla olduğu saptanmıştır. Şekil 4c'de görülen yer değiştirme değerleri ( $\delta_y$ ) incelendiğinde, plaka kenarında 0° çatlakın ortalama  $\delta_y$  değeri 0.0504 mm iken, 30° çatlakta bu değer 0.0632 mm olarak tayin edilmiş ve çatlak açısının 0°'den 30°'ye artmasıyla  $\delta_y$  değeri %25.3 artış göstermiştir. Diğer yandan, ortasındaki 0° açıya sahip çatlaklı plakada ortalama  $\delta_y$  değeri 0.0512 mm iken, 30° çatlaklı plakada bu değer 0.0520 mm olarak tayin edilmiş ve çatlak açısının 0°'den 30°'ye artmasıyla  $\delta_y$  değeri %1.62 artış göstermiştir. Yer değiştirme değerlerindeki artış oranlarına göre, plaka kenarındaki çatlakın ortadaki çatlakla göre daha hızlı ilerleyebileceği yorumlanabilir.

Ayrıca, plaka kenarındaki çatlakın ucunda  $\tau_{xy}$  değerlerinin daha yüksek olması, yer değiştirme değerlerini desteklemiş olup, plaka kenarındaki çatlakın ortadaki çatlakla göre daha hızlı ilerleyebileceğinin göstergesi olmuştur. Saleh [41], bir plakanın kenar ve merkezindeki çatlakın basma davranışını sonlu elemanlar analizi ile incelemiştir. Yaptığı çalışmada, merkezi çatlaklı yapıya göre kenardaki çatlaklı yapının burkulma dayanımının daha düşük olduğunun sonucuna varılmıştır.



Şekil 3: Analizleri yapılan sonlu elemanlar modellerinin sınır koşulları, yükleme durumu ve çatlak lokasyonu.



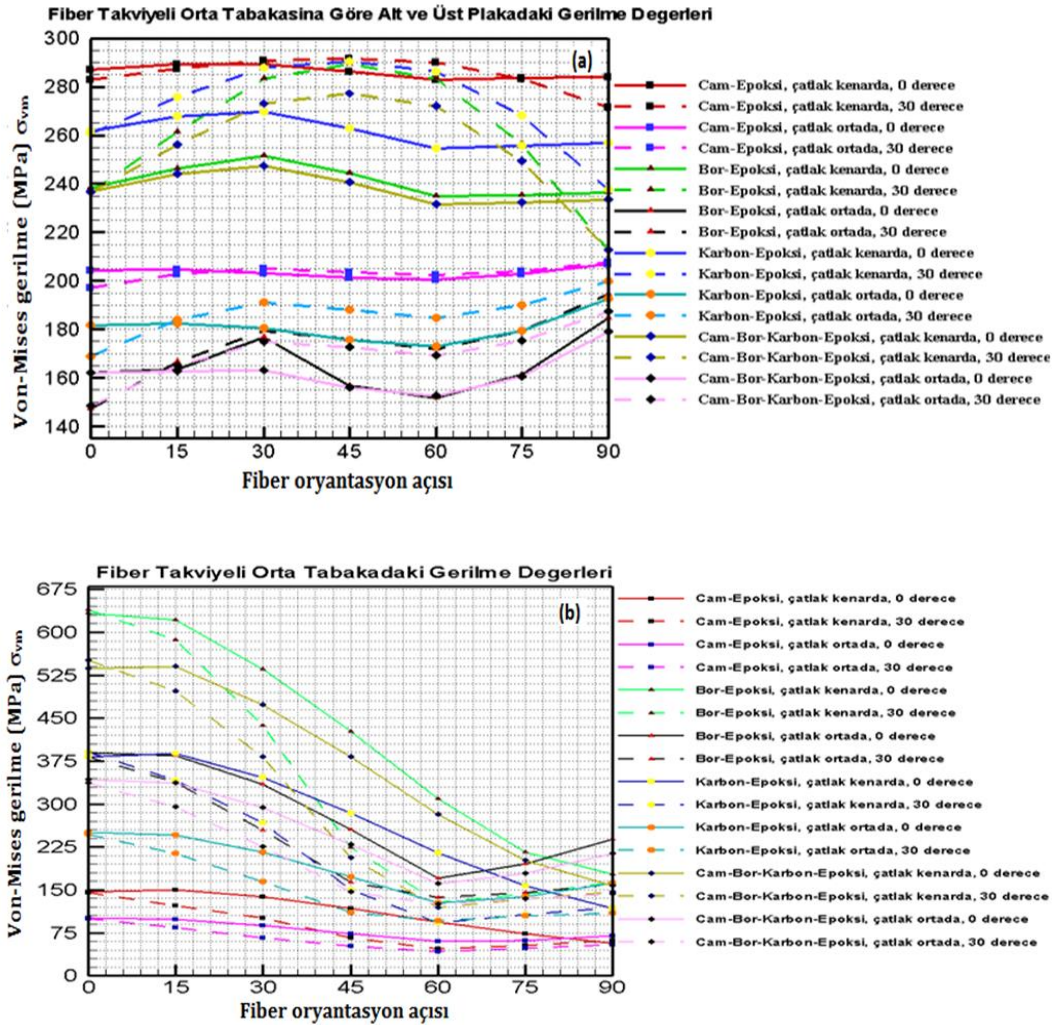
Şekil 4: Orta tabakası bor-epoksi ve fiber oryantasyonu 75° olan hibrid yapının alüminyum tabakasında. (a):  $\sigma_{vm}$ , (b):  $\tau_{xy}$  (c)  $\delta_y$ .

Jweeg ve diğ. [42] de, farklı kompozit malzemelerde çatlak oryantasyonunun plaka gerilme şiddet faktörü ve dayanımı üzerine etkisini matematiksel olarak incelemişlerdir. Çalışmalarında, plakaya yapılan yüklemenin 90° olması ve çatlak açısının 0°'dan 90°'ye kadar değişen açılarda yerleştirilmesi ile plakanın dayanımındaki değişimi sonlu elemanlar yöntemiyle tayin etmişlerdir. Sonuçta, çatlak açısının artmasıyla plaka dayanımının düştüğünü ortaya koymuşlardır. Bu çalışmada da, diğer çatlak lokasyonlarına göre çatlak kenarda ve 30° açılı olması durumunda plaka dayanımının düştüğü ve maksimum yer değiştirme değerinin kenardaki çatlaklı yapıda daha fazla olduğu görülmüştür.

Şekil 5a'da, farklı takviye malzemesine sahip hibrid kompozit yapının alt-üst tabakasında elde edilen  $\sigma_{vm}$  değerleri Şekil 5b'de ise fiberli orta tabakada meydana gelen  $\sigma_{vm}$  değerleri verilmiştir. Şekil 5a'ya göre, hibrid kompozitin üst ve alt alüminyum plakasında maksimum  $\sigma_{vm}$ , orta tabakası 45° fiber oryantasyona sahip cam epoksi takviyeli plakanın kenarında 30° açılı oluşturulan çatlaklı durumda gerçekleşmiştir. Diğer yandan, üst ve alt alüminyum plakada en düşük  $\sigma_{vm}$  ise, 45°-60° fiber oryantasyonu sahip orta tabakası cam-bor-karbon epoksi takviyeli plakanın kenarında

0° çatlaklı yapı ile 45°-60° fiber oryantasyonu sahip orta tabakası bor epoksi takviyeli epoksi takviyeli plakanın ortasında 0° çatlaklı yapıda elde edilmiştir. Özellikle çatlak açısı 30° olan hibrid kompozitlerin alt ve üst alüminyum plakasında fiber oryantasyon açısının 45°'den sonra oluşan gerilme düşüş elde edilmiştir. Bu durum, Şekil 5a'da kesik çizgi ile gösterilen ve orta tabakası cam-epoksi, bor epoksi, cam-bor-karbon epoksi, karbon epoksi takviyeli olan yapılar da oluşan gerilme değerlerinde belirgin düşüş görülmüştür. Bunun sebebi, fiber oryantasyonunun yük (yük x eksenine 90°) paralel duruma yaklaşması olarak yorumlanabilir. Bununla birlikte, orta tabakada kullanılan fiber malzemesinin elastik modülünün yüksek olması, alt ve üst alüminyum tabakada  $\sigma_{vm}$  değerini düşürmüştür. Bu sonucun, literatürle uyumlu olduğu görülmüştür [22].

Bu durum, Şekil 5a'da verilmiş olup, alt ve üst alüminyum plakada oluşan minimum  $\sigma_{vm}$  değerinin, elastik modülü yüksek bor epoksi ve cam-bor-karbon epoksi fiberli orta tabakanın kullanılması ile sağlandığı görülmektedir. Oluşan gerilme düşüşünün, alüminyum plakada çatlakın ilerlemesini yavaşlatabileceği yönünde bilgi vermektedir.



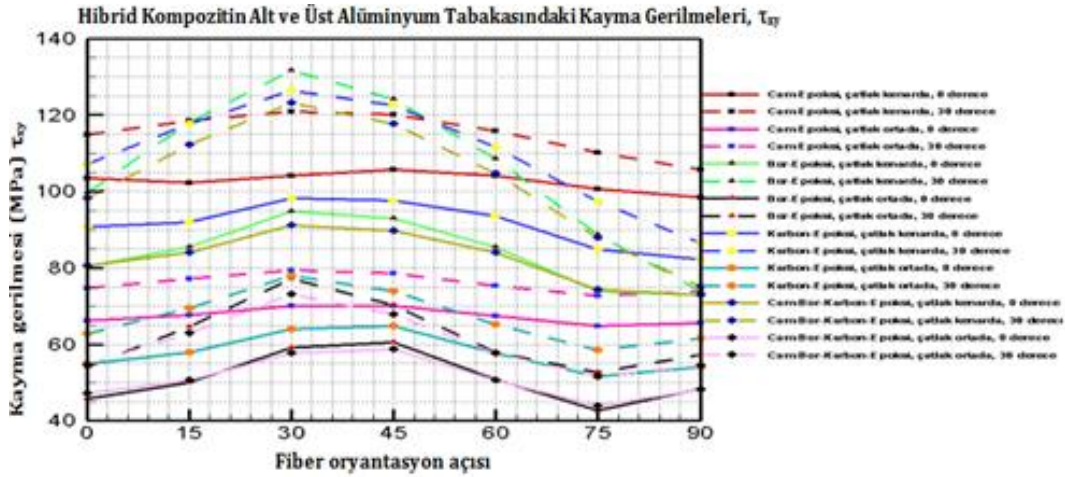
Şekil 5: (a): Hibrid kompozitte alt ve üst alüminyum tabakada oluşan  $\sigma_{vm}$  değerleri, (b): Fiber takviyeli orta tabakada oluşan  $\sigma_{vm}$  değerleri.

Hibrid kompozit yapının alt ve üst tabakası ile fiber takviyeli orta tabakada oluşan kayma gerilmeleri Şekil 6 ve Şekil 7'de verilmiştir. Şekil 6'ya göre, hibrid kompozitin üst ve alt alüminyum plakasında oluşan 131.68 MPa maksimum kayma gerilmesi, orta tabakası bor-epoksi olan, çatlak kenarda ve 30° açılı, fiber oryantasyon açısının da 30° olduğu durumda meydana gelmiştir. Üst ve alt alüminyum plakada minimum kayma gerilmesi ise orta tabakanın bor-epoksi, çatlak ortada ve 0° açılı, fiber oryantasyon açısının 75° olduğu durumda gözlemlenmiş ve değeri 45.74 MPa'dır. Şekil 6 incelendiğinde, kenarda 30° açılıya sahip çatlaklı plakada, orta tabaka malzemesine bakılmaksızın kayma gerilmelerinin fiber oryantasyon açısının 0° ile 30° aralığında artış gösterdiği ve 30°'de üst ve alt plakada oluşan kayma gerilmesinin maksimum değerlerine ulaştığı, özellikle fiber oryantasyonunun 60° ile 90° aralığında oluşan kayma gerilmelerinin minimum değerlere düştüğü görülebilmektedir.

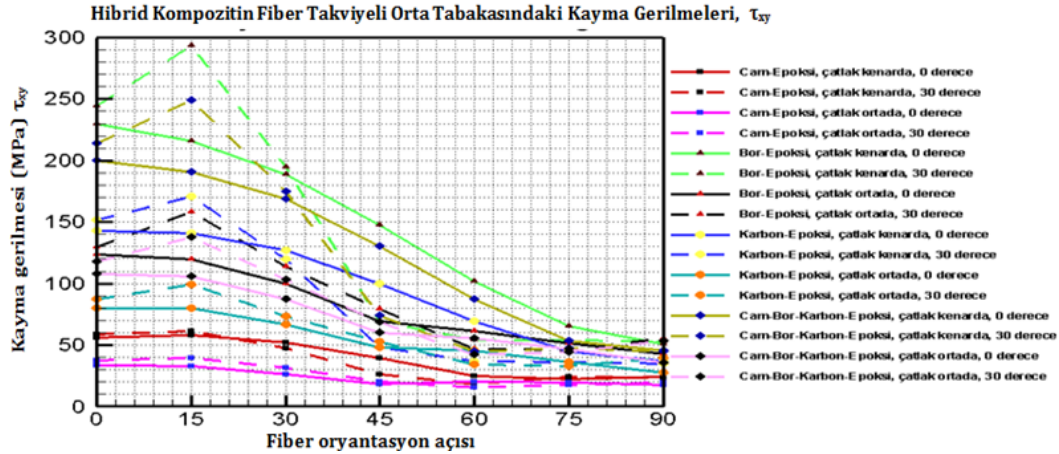
Aynı şekilde, çatlak ortada ve 30° açılı olduğu durumda, orta tabakayı oluşturan malzeme çeşidinin değişmesine rağmen yaklaşık olarak hepsinde aynı eğilim görülmüştür. Yani, fiber oryantasyon açısının 0° ile 30° aralığında olması durumunda, hibrid kompozitin alt ve üst tabakasındaki kayma gerilmelerinin arttığı, fiber oryantasyonun 30°'den sonra kayma gerilmelerinde azalma eğiliminin başladığı ve 75°'de kayma gerilmelerinin minimum değerine ulaştığı Şekil 6'da

görülmüştür. Çatlak kenarda ve 0° açılı olduğu durumlarda, kendi içinde benzer eğilimler gözlemlenmiş olup, fiber oryantasyon açısı 30° olduğunda alt ve üst plakadaki kayma gerilmeleri maksimum değerlere ulaştığı Şekil 6'da görülmektedir. Ayrıca, çatlak ortada 0° açılı olduğu durumda ise, fiber oryantasyon açısı 45° olduğunda alt ve üst plakadaki kayma gerilmesi maksimuma, 75° olduğunda ise minimum değerlere ulaşmıştır. Daha önce ifade edildiği üzere, hibrid kompozitin en önemli tercih sebebi, alt ve üst tabakada muhtemel çatlak oluşumu ve çatlak ilerlemesini fiberli orta tabakanın yükü taşıyarak, hibrid yapının bu çatlakla karşı dayanım göstermesini sağlamaktır [8]-[10]. Bu bağlamda, Şekil 5a ve Şekil 6'da, hibrid kompozitin üst ve alt plakasında oluşan gerilme ve yer değiştirme değerleri karşılaştırıldığında, orta tabakanın karbon epoksi fiberli plakanın yerine, cam-bor-karbon epoksi fiberli plaka tavsiye edilebilir. Şekil 7'de, fiber takviyeli orta tabakada oluşan kayma gerilmeleri verilmiştir.

Buna göre, bor-epoksi takviyeli orta tabakada, çatlak kenarda ve 30°, fiber oryantasyon açısının 15° olduğu durumda 293.33 MPa maksimum kayma gerilmesi meydana gelmiştir. Cam-epoksi tabakasında, çatlak ortada ve 30° açılı, fiber oryantasyon açısının 60° olduğu durumda 15.47 MPa değerinde minimum kayma gerilmesi meydana gelmiştir.



Şekil 6: Hibrid kompozitin alt ve üst tabakasında elde edilen kayma gerilmeleri.



Şekil 7: Hibrid kompozitin fiber takviyeli orta tabakasında elde edilen kayma gerilmeleri.

Şekil 7'ye göre, çatlak kenarda ya da ortada olmasına veya orta tabakanın malzeme türüne bakılmaksızın, çatlak 30° olduğu durumlarda, kayma gerilmesi değerlerinde aynı eğilim gözlemlenmiştir. Fiber oryantasyon açısı 30° olduğu durumda fiber takviyeli orta tabakada kayma gerilmesi maksimum iken, 30° açıdan sonra kayma gerilmelerinin giderek azaldığı Şekil 7'de görülmektedir. Diğer yandan, çatlak 0° olduğu durumlarda ise, kendi içinde benzer eğilim görülmüş olup, fiber takviyeli orta tabakada kayma gerilmesinin, fiber oryantasyon açısının artmasıyla azaldığı Şekil 7'de görülebilmektedir. Elde edilen bu sonuç, Chang ve diğ. [22] tarafından, cam ve bor takviyeli orta tabakaya sahip hibrid kompozitte yaptığı çatlaklı yorulma deneylerinde, fiber açısının gerilmeye etkisi ile elde ettiği sonuçlar ile benzer karakteristik göstermektedir.

Şekil 8'de, gerilme ile yer değiştirme değerleri arasında lineer bir ilişkinin olduğu görülmektedir. Çatlak başladığı uçta, cam-epoksi fiberli orta tabakasında, çatlak kenarda 0° açılı ve fiber oryantasyon açısının 30° olduğu durumda 0.0746 mm maksimum yer değiştirme oluşmuştur. 0.0465 mm minimum yer değiştirme ise, cam-bor-karbon-epoksi fiberli orta tabakasında, çatlak kenarda 30° ve fiber oryantasyon açısının 0° olduğu durumda meydana gelmiştir. Şekil 8'e göre, maksimum yer değiştirme çatlak kenarda 0° açılı olduğu durumda ve fiber oryantasyon açısı 30° iken oluşmuş, bu değerden sonra ise giderek azalmıştır. Ayrıca, maksimum yer değiştirme, çatlak kenarda 30° ve çatlak ortada 0° veya 30° olduğu durumlarda, fiber oryantasyon açısı 45° iken meydana gelmiştir.

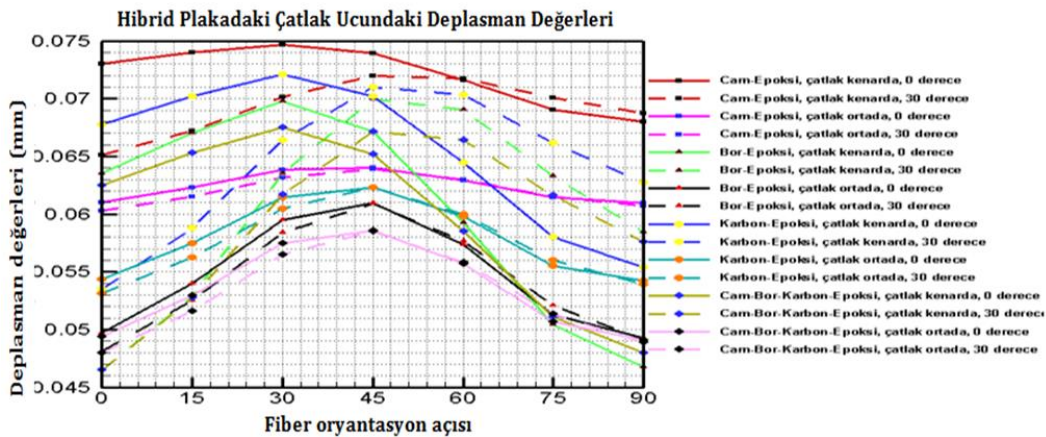
Elde edilen sonuçlara göre, fiber oryantasyon açısının uygulanan yük ile aynı yönde olması ile minimum gerilme ve yer değiştirme değerlerinin oluştuğu Şekil 6-8'den anlaşılabilir. Asundi ve diğ. [8], yüke paralel fiber dizilimi ile kompozit yapıdaki gerilmelerin düştüğünü ifade etmektedirler. Tian ve diğ. [43], kompozitin çekme dayanımına fiber boy/çap oranı ile fiber oryantasyon açısının etkisini incelemişlerdir. Yaptıkları çalışmada, yüke paralel fiber oryantasyonu ile kompozit plakanın çekme dayanımının arttığını ve fiber boy/çap oranının artmasıyla boylamasına elastik modülünün arttığını rapor etmişlerdir. Bu çalışmada da, fiber oryantasyonunun yüke paralel olması durumunda, yer değiştirme ve kayma gerilmelerinde belirgin bir düşüş tespit edilmiştir. Sharma ve diğ. [44]'nin yaptığı bir çalışmada

ise, karbon fiber takviyeli polimer kompozitte, fiber oryantasyon açısının mekanik ve tribolojik özelliklere etkisi deneysel olarak belirlenmiştir. Çalışmalarında, yükleme doğrultusundan uzaklaşan fiber oryantasyon açıları elastik modülünün düştüğünü ve sürtünme kayma yönü 0° açıya paralel yapılan aşınma testlerinde, 45° açılı fiber oryantasyona sahip kompozitin aşınma davranışlarının kötüleştiği rapor edilmiştir. Bu çalışmada da, 45° açılı fiber oryantasyona sahip alt ve üst alüminyum plakadaki kayma gerilmeleri ve yer değiştirmelerin yüksek olduğu Şekil 7 ve Şekil 8'de görülebilmektedir.

#### 4 Sonuçlar

Bu çalışmada, uçak konstrüksiyonu imalatında tercih edilen hibrid tabakalı kompozitlerin bünyesinde bulunan çatlak gerilme ve yer değiştirme üzerine etkisi sonlu elemanlar analizi ile belirlenmeye çalışılmıştır. Sonlu eleman analizlerinde, hibrid kompozitin alt ve üst tabakası alüminyum, orta tabakası cam epoksi, bor epoksi, karbon epoksi ve cam-bor-karbon epoksi fiber takviyeli plaka olan dört farklı hibrid kompozit malzeme kullanılmıştır. Aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır:

- Kenarda 0° ve 30° çatlaklı hibrid kompozit plakadaki çatlak başladığı uçta sırasıyla 235.36 MPa ve 256.24 MPa; ortada 0° ve 30° çatlaklı plakadaki çatlak başladığı uçta (çatlak sol ucu) sırasıyla 161.14 MPa ve 179.17 MPa maksimum eşdeğer gerilme meydana gelmiştir. Plaka kenarındaki çatlak başladığı uçtaki  $\sigma_{vm}$ , plaka ortasındaki çatlak başladığı uçta oluşan  $\sigma_{vm}$  değerinden yaklaşık %45 daha fazladır,
- Çatlak plaka kenarında olması ve çatlak 0°'den 30°'ye artması durumunda çatlak başladığı uçtaki maksimum  $\tau_{xy}$  değeri 73.93 MPa'dan 88.79 MPa artış gösterirken, çatlak ortada olması ve 0°'den 30°'ye artmasıyla çatlak başladığı uçtaki  $\tau_{xy}$  kayma gerilmesi, 42.61 MPa'dan 48.48 MPa değerine artmıştır. Gerilme artış oranlarına göre, çatlak açısının kayma gerilmeleri üzerine etkisi daha fazladır,



Şekil 8: Hibrid kompozitte meydana gelen yer değiştirme (deplasman) değerleri.



- Kompozit plaka kenarında 0° açılı çatlak, ortalama 0.0504 mm iken  $\delta_y$  yer değiştirmeye sebep olurken, 30° çatlağa sahip plakadaki yer değiştirme 0.0632 mm elde edilmiş ve çatlağın 0°den 30°ye artmasıyla  $\delta_y$  değeri %25.3 artış göstermiştir,
- Ortasında 0° çatlak bulunan plakada ortalama  $\delta_y$  değeri 0.0512 mm iken, 30° çatlaklı plakada bu değer 0.0520 mm olarak tayin edilmiştir. Çatlağın 0°den 30°ye artmasıyla  $\delta_y$  değeri %1.62 artış göstermiştir. Bu değerlere göre, plaka kenarındaki çatlağın ortadaki çatlağa göre daha hızlı ilerleyebileceği yorumlanabilir,
- Fiber oryantasyonunun yüke (yük x eksenine 90°) paralel duruma yaklaşması ile üst ve alt alüminyum plakada oluşan gerilmede düşüş görülmüştür,
- Bununla birlikte, orta tabakada kullanılan fiber malzemesinin elastik modülünün yüksek olması, alt ve üst alüminyum tabakada oluşan eşdeğer gerilmeyi düşürmüştür. Bu bağlamda, üst ve alt plakada oluşan gerilme ve yer değiştirme değerlerine göre, orta tabakanın karbon epoksi fiberli plakanın yerine, daha yüksek elastisite modülüne sahip cam-bor-karbon epoksi fiberli plaka tavsiye edilebilir,
- Fiber takviyeli orta tabakada kayma gerilmesinin, fiber oryantasyon açısının artmasıyla azaldığı görülmüştür. Bu sonuç, literatürle [43],[44] oldukça uyumludur.

## 5 Kaynaklar

- [1] Bernhardt S, Ramulu M, Kobayashi AS. "Low-velocity impact response characterization of a hybrid titanium composite laminate". *Journal of Engineering Materials and Technology*, 129(2), 220-226, 2006.
- [2] Villanueva GR, Cantwell WJ. "The high velocity impact response of composite and finl reinforced sandwich structures". *Composites Science and Technology*, 64(1), 35-54, 2004.
- [3] Beumler T, Pellenkoff F, Tillich A, Wohlers W, Smart C. "Airbus costumer benefit from fiber metal laminates". *Airbus Deutschland GmbH*, 1, 1-18, 2006.
- [4] Faye S. "The Use of Composites in Aerospace: Past, Present and Future Challenges". <https://avaloncs.com/resources2/presentations> (14.02.2017).
- [5] Arıcasoy O. *Kompozit Sektör Raporu*. İstanbul, Türkiye, İstanbul Ticaret Odası Yayını, 2006.
- [6] Camphell FC. *Structural Composite Materials. Introduction to Composite Materials*. 1<sup>st</sup> ed. Ohio, USA, ASM International Handbook, 2010.
- [7] Li DH. "Three-dimensional analysis of transverse crack fiber bridging in laminated composite plates". *Composite Structures*, 164, 277-290, 2017.
- [8] Asundi A, Choi YN. "Fiber metal laminates: an advanced material for future aircraft". *Journal of Materials Processing Technology*, 94, 63-384, 1997.
- [9] Sinmazçelik T, Avcu E, Bora MÖ, Çoban O. "A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods". *Materials and Design*, 32, 3671-3685, 2011.
- [10] Sun CT, Dicken A, Wut HF. "Characterization of impact damage in arall laminates". *Composites Science and Technology*, 49(2), 139-144, 1993.
- [11] Remmers JJC, Borst RD. "Delamination buckling of fibre-metal laminates". *Composites Science and Technology*, 61(15), 2207-2213, 2001.
- [12] Yılmaz D. "Katmanlı İmalat Teknolojileri ve Havacılık Uygulamaları". Sektör Değerlendirme Raporu, Ankara, Türkiye, STM, 2015.
- [13] Turan K, Kaman MO, Gür M. "Pim bağlantılı tabakalı kompozit levhalarda fiber takviye açısının hasar tipine etkisi". *Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 16 (2), 213-220, 2010.
- [14] Schut J, Alderliesten RC. "Delamination growth rate at low and elevated temperatures in glare". *ICAS 2006 International Congress of the Aeronautical Sciences*, Hamburg, Germany, 3-8 September 2006.
- [15] Lin CT, Kao PW, Yang FS. "Fatigue behaviour of carbon fibre-reinforced aluminium laminates". *Composites*, 22(2), 135-141, 1991.
- [16] Yazıcı M, Ülkü S. "İki boyutlu rastgele dağılı e-cam lifi/polyester matris kompozitlerde yükleme hızının mukavemet üzerine etkisinin incelenmesi". *Uludağ Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 8(1), 53-57, 2003.
- [17] Mouritz AP, Gallagher J, Goodwin AA. "Flexural strength and interlaminar shear strength of stitched grp laminates following repeated impacts". *Composites Science and Technology*, 57(5), 509-522. 1997.
- [18] Wyrick DA, Adams DF. "Damage sustained by a carbon/epoxy composite material subjected to repeated impact". *Composites*, 19(1), 19-27, 1988.
- [19] Dhaliwal GS, Newaz GM. "Compression after impact characteristics of carbon fiber reinforced aluminum laminates". *Composite Structures*, 160, 1212-1224, 2017.
- [20] Yeh PC, Chang PY, Wang J, Yang JM, Peter HW, Liu MC. "Bearing strength of commingled boron/glass fiber reinforced aluminum laminates". *Composite Structures*, 94(11), 3160-3173, 2012.
- [21] Swaminathan R, Prabahar KN, Abuthahir SM, Sidharth V. "Design and analyze the characteristics of hybrid fibre metal laminate". *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 5(5), 7932-7938, 2016.
- [22] Chang PY, Yeh PC, Yang JM. "Fatigue crack initiation in hybrid boron/glass/aluminum fiber metal laminates". *Materials Science and Engineering A*, 496(1/2), 273-280, 2008.
- [23] Newman JC, Philips EP, Swain HM. "Fatigue-life prediction methodology using small-crack theory". *International Journal of Fatigue*, 21, 109-119, 1999.
- [24] Homan JJ. "Fatigue initiation in fibre metal laminates". *International Journal of Fatigue*, 28(4), 366-374, 2006.
- [25] Karakaş O. "Application of Neuber's effective stress method for the evaluation of the fatigue behaviour of magnesium welds". *International Journal of Fatigue*, 101, 115-126, 2017.
- [26] Kaw AK. *Mechanics of Composite Materials*. 2<sup>nd</sup> ed. USA, Taylor and Francis, 2006.

- [27] Jung H, Kim Y. "Mode I fracture toughness of carbon-glass/epoxy interply hybrid composites". *Journal of Mechanical Science and Technology*, 29(5), 1955-1962, 2015.
- [28] Jose S, Kuma RK, Jana MK, Rao GV. "Intralaminar fracture toughness of a cross-ply laminate and its constituent sub-laminates". *Composites Science and Technology*, 61(8), 1115-1122, 2001.
- [29] Garg AC. "Intralaminar and interlaminar fracture in graphite/epoxy laminate". *Engineering Fracture Mechanics*, 23(4), 719-733, 1986.
- [30] American Society for Testing and Materials, "Standard Test Method for Plane-Strain Fracture Toughness of Metallic Materials", Annual Book of ASTM Standards, Pennsylvania, United States, ASTM E399-90, 03(01), 407-528, 1993.
- [31] Erdoğan F, Wu B. "Interface crack problem in layered orthotropic material". *Journal of the Mechanics and Physics of Solid*, 41(5), 889-917, 1993.
- [32] Jin JH, Batra RC. "Residual stress of centrally cracked metal/fiber composite laminates". *Materials Science and Engineering A*, 216, 117-124, 1996.
- [33] Macheret J, Bucci RJ, Kulak M. "Metal plasticity and specimen size effect in evaluation of ARALL laminates notched panel residual strength, in fracture behavior and design of materials structures". *8<sup>th</sup> European Conference on Fracture*, Torino, Italy, 1<sup>th</sup>-5<sup>th</sup> of October, 1990.
- [34] Macheret J, Bucci RJ. "A crack growth resistance curve approach to fiber/metal laminate fracture toughness evaluations". *Engineering Fracture Mechanics*, 45, 729-739, 1992.
- [35] Chang PY, Yeh PC, Yang JM. "Fatigue crack initiation in hybrid boron/glass/aluminum fiber metal laminates". *Materials Science and Engineering A*, 496, 273-275, 2008.
- [36] Crpmeccanica. "Machining Materials, Aluminium". <http://www.crpmeccanica.com/PDF/aluminium-2024-t4-2024-t351.pdf> (15.02.2017).
- [37] Yeung KKH, Rao KP. "Mechanical properties of boron and kevlar-49 reinforced thermosetting composites and economic implications". *Journal of Engineering Science*, 10, 19-29, 2014.
- [38] Botelho EC, Silva RA, Pardini LC, Rezende MC. "A review on the development and properties of continuous fiber/epoxy/aluminum hybrid composites for aircraft structures". *Materials Research*, 9(3), 247-256, 2006.
- [39] Joyce P. "Raw Materials". [https://www.usna.edu/Users/mecheng/pjoyce/composites/Short\\_Course\\_2003/2\\_PAX\\_Short\\_Course\\_Fibers.pdf](https://www.usna.edu/Users/mecheng/pjoyce/composites/Short_Course_2003/2_PAX_Short_Course_Fibers.pdf) (16.02.2017).
- [40] Khedmati MR, Sangtabi MR, Fakoori M. "Stacking sequence optimisation of composite panels subjected to slamming impact loads using a genetic algorithm". *Latin American Journal of Solids and Structures*, 10(5), 1043-1060, 2013.
- [41] Saleh NAH. "Influence of crack parameters and loading direction on buckling behavior of cracked plates under compression". *Basrah Journal for Engineering Science*, 11(1), 1-15, 2011.
- [42] Jweeg MJ, Hammood AS, Al-Waily M. "Analytical solution to oblique crack effect for difference composite material plates". *Journal of Science and Technology*, 2(8), 697-716, 2015.
- [43] Tian W, Qui L, Zhou J, Guan J. "Effects of the fiber orientation and fiber aspect ratio on the tensile strength of CsF/Mg composites". *Computational Materials Science*, 89, 6-11, 2014.
- [44] Sharma M, Rao IM, Bijwe J. "Influence of fiber orientation on abrasive wear of unidirectionally reinforced carbon fiber-polyetherimide composites". *Tribology International*, 43, 959-964, 2010.