

## KOMPOZİT PLAKALARIN CIVATA BAĞLANTILARI İÇİN KRİTİK-ALTI HASAR MODELLEMESİNE DAYALI MUKAVEMET KESTİRİM YÖNTEMİ

Akın ATAŞ<sup>1</sup>, Fatih BALIKOĞLU<sup>2</sup>, Nurettin ARSLAN<sup>3</sup>,  
Constantinos SOUTIS<sup>4</sup>

<sup>1</sup>[a.atas@balikesir.edu.tr](mailto:a.atas@balikesir.edu.tr) Balıkesir Üniversitesi, Makine Müh. Bölümü, 10145 Balıkesir

<sup>2</sup>[fatih@balikesir.edu.tr](mailto:fatih@balikesir.edu.tr) Balıkesir Üniversitesi, Makine Müh. Bölümü, 10145 Balıkesir

<sup>3</sup>[narslan@balikesir.edu.tr](mailto:narslan@balikesir.edu.tr) Balıkesir Üniversitesi, Makine Müh. Bölümü, 10145 Balıkesir

<sup>4</sup>[constantinos.soutis@manchester.ac.uk](mailto:constantinos.soutis@manchester.ac.uk) School of Mechanical, Aerospace and Civil Eng.,  
University of Manchester, M13 9PL, UK

### ÖZET

Bu çalışmada, karbon/epoksi kompozit plakalardaki civata bağlantıları için kritik-altı hasar (matriks kırıkları, tabakalar arası delaminasyon, fiberler arası aksenel ayrılmalar) modellenmesine dayanarak geliştirilen bir mukavemet kestirim metodu sunulmaktadır. Civata bağlantılarının üç boyutlu modelleri oluşturulmuş ve X-ışınları radyografisi kullanılarak belirlenen kritik-altı hasar düzlemlerine kohezif bölge elemanları yerleştirilmiştir. Kohezif bölge elemanları ile kritik-altı hasar tiplerinin doğrudan simülasyonu yapıldığından, bağlantıların mukavemeti nümerik olarak elde edilen yük-deplasman grafiklerinden elde edilmiştir. Geliştirilen yöntem, kompozit plakalardaki civata bağlantıları için deneysel korelasyon faktörlerine başvurmadan universal olarak kullanılabilen bir mukavemet kestirim yöntemi sunmaktadır.

**Anahtar Sözcükler:** Kompozit plakalar, Civata bağlantıları, Kritik-altı hasar modellemesi, Kohezif bölge elemanları, Mukavemet kestirimi, Sonlu elemanlar yöntemi.

### ABSTRACT

A strength prediction method for bolted joints in carbon fibre reinforced plastic laminates based on subcritical damage modelling is presented in this study. Three-dimensional finite element models of the bolted joints were developed and cohesive zone elements were inserted into subcritical damage planes identified from X-ray radiographs. Strength of the joints was determined from the predicted load-displacement curves since the cohesive zone elements directly simulate the subcritical damage modes. The method developed provides a universally applicable strength prediction tool for the bolted joints in composite laminates without referring to empirical correlation factors.

**Keywords:** Composite plates, Bolted joints, Subcritical damage modelling, Cohesive zone elements, Strength prediction, Finite elements method.

## 1. GİRİŞ

Havacılık sanayiinin rekabetçi koşulları dolayısıyla fiber takviyeli kompozit (FTK) malzemelerin bu alandaki kullanımı son 30-40 yıldır sürekli artış göstermektedir. FTK parçaların diğer kompozit parçalar ve/veya metalik parçalarla birleştirilmesi için kullanılan en önemli bağlantı elemanları cıvata bağlantılarıdır. Cıvatalar ile birleştirilen parçaların bakım/onarım amacı için sökülebilmeleri, çevresel etkilere nispeten duyarsız olmaları, birleştirme için detaylı yüzey hazırlama işlemlerine gerek duymamaları cıvata bağlantılarının kullanılmasındaki önemli etkenlerdir. Bununla birlikte, FTK malzemelerin cıvata bağlantılarının verimliliği, metalik parçaların yaklaşık olarak yarısı kadardır (verimlilik, bağlantının mukavemeti/bağlanan parçanın deliksiz mukavemeti olarak tanımlanmaktadır) [1, 2]. Metalik malzemelerin bağlantılarının yüksek verimliliği, akma kabiliyetleri nedeniyle meydana gelen yüksek gerilme gevşemesidir. Bileşenleri hasar anına kadar elastik özellik sergileyen FTK kompozitlerde de matriks kırıkları, delaminasyonlar, eksenel ayrılmalar gibi kritik-altı hasar tiplerine bağlı olarak görülen gerilme gevşemesi ise metallere oranla oldukça sınırlıdır. Bu nedenle, metalik malzemelerle rekabet edebilmeleri için, FTK malzemelerdeki cıvata bağlantılarının analiz ve tasarımı büyük önem taşımaktadır.

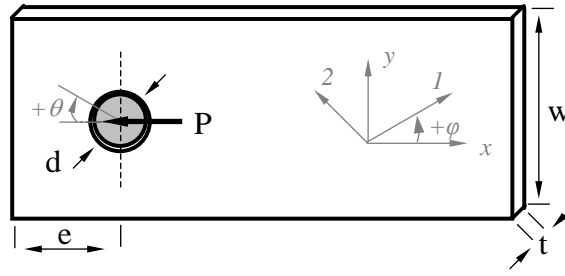
Endüstride aktif olarak kullanılan, karakteristik eğri [3], gerilme gevşemesi faktörü [4] ve kademeli hasar analizi [1, 5, 6] gibi mukavemet kestirim yöntemleri genellikle deneysel korelasyon faktörlerine bağlıdır. Bu deneysel korelasyon faktörleri, kritik-altı hasar tiplerinin mukavemet üzerine etkisini yansıtmaktadır ve kullanılan malzeme, bağlantı geometrisi, cıvata ön gerilme kuvveti, kompozit plaka dizilimi gibi çeşitli parametrelerin fonksiyonudur. Bu deneysel bağımlılık, mukavemet kestirim yöntemlerinin genel ve pratik kullanımını sınırlamaktadır.

Bu çalışmada, kohezif bölge elemanları ile kritik-altı hasar tiplerinin doğrudan simülasyonu yapılarak deneysel korelasyon faktörlerinin elimine edilmesi amacıyla geliştirilen bir mukavemet kestirim yöntemi sunulmaktadır.

## 2. MATERYAL VE METOT

Çalışmada, yüksek çekme mukavemetine ve standart rijitliğe sahip havacılık/uzay sınıfı karbon fiberler (Toho Tenax®, HTS40-F13-12K-800tex) ile yüksek tokluğa sahip epoksi reçineden (Cycom®977-2) oluşan prepreg şerit formunda, HTS40/977-2 karbon fiber/epoksi malzeme kullanılmıştır. Prepreg şeritin nominal kalınlığı 0.25 mm ve fiber hacim oranı yaklaşık %58'dir [7]. Kompozit plakalar, elle yatırma yöntemi ile otoklav kullanılarak üretici firmanın önerdiği kür şartları altında üretilmiştir. Numuneler elmas uçlu bir testere ile plakaların hassas fiber oryantasyon açıları göz önünde bulundurularak dikkatle kesilmiştir. Cıvata delikleri, matkabın giriş-çıkış yüzeylerinde delaminasyonu önlemek amacıyla ahşap destek plakaları kullanılarak delinmiştir. Numuneler hazırlandıktan sonra kalite kontrol için X-ışınları radyografisi ile incelenmiştir.

Şekil 1'de fiber takviyeli kompozit (FTK) plakalardaki tipik bir pim bağlantısının geometrisi verilmektedir. Cıvata bağlantılarının geometrisi bu şekilden farklı olarak cıvata başı ve somunu içermektedir. Buna rağmen şeklin daha açık şekilde görülebilmesi için tipik bir pim bağlantısının şekli verilmiştir. Burada  $P$ ,  $w$ ,  $e$ ,  $d$  ve  $t$  sırasıyla numuneye uygulanan yükün yönünü, numunenin genişliğini, delik merkezinin serbest kenardan uzaklığını, delik çapını ve numune kalınlığını göstermektedir.  $x-y$  ve  $1-2$  koordinat sistemleri sırasıyla global ve lokal koordinat sistemlerini temsil etmektedir.  $\varphi$  açısı tabaka oryantasyon açısını ve  $\theta$  açısı da delik etrafındaki çevresel açı değerini tanımlamaktadır.



Şekil 1. FTK plakalardaki tipik bir pim bağlantısı geometrisi.

Çift tesirli, tek cıvatalı yüklenme aparatları ASTM D5961/ D5961M-01 standardına göre üretilmiştir [8]. Testler laboratuvar ortamında Hounsfield marka elektromekanik test cihazıyla 1 mm/dak yüklenme hızında yapılmıştır. Uygulanan yük ve deplasman değerleri bilgisayar kontrollü bir veri toplama cihazı ile kaydedilmiştir. Testler ASTM standardına göre [8], yük-deplasman grafiğinde belirgin bir düşüş olduğunda (yaklaşık %30) durdurulmuştur. Pratik tasarım uygulamalarında hesaplamalar, belirli bir ön gerilme kuvvetiyle sıkılmış olan cıvataların servis şartları altında gevşediği varsayılarak yapılmaktadır. Bu nedenle, testlerde cıvatalara uygulanan ön gerilme kuvvetleri parmak-sıkılığında kullanılmıştır (Cıvatalar parmakla sıkılmış, anahtar kullanılmamıştır). Kritik-altı hasar tiplerinin konumlarının ve boyutlarının belirlenebilmesi için numuneler testlerden sonra X-ışınları radyografisi kullanılarak incelenmiştir.

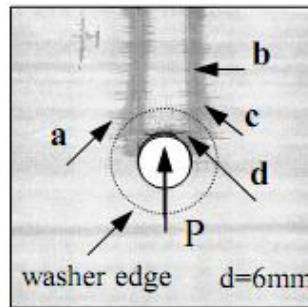
Çapraz-kat ( $0^\circ$  ve  $90^\circ$  tabakalardan oluşan) kompozit plakalar pratik uygulamalarda nadir olarak kullanılırlar. Ama bu çalışmada, nispeten daha belirgin olan ve kolay gözlemlenebilen kritik-altı hasar tiplerinin sonlu elemanlar yöntemi (SEY) ile elde edilen sonuçlarla yapılan karşılaştırmaları kolaylaştırması sebebiyle kullanılmışlardır. Kullanılan numune parametreleri Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1. Çapraz-kat numune parametreleri

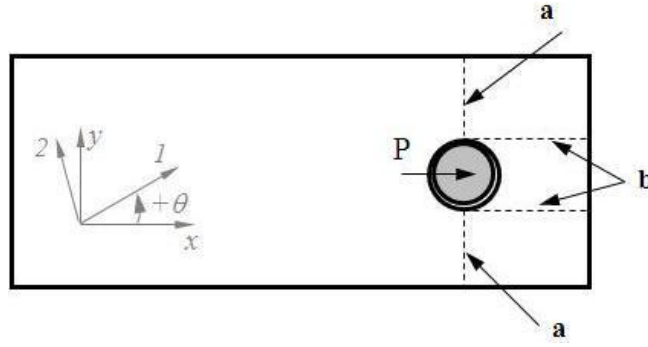
Plaka dizilimi	Numune kodu	w/d	e/d
$[90^\circ/0^\circ]_s$	B1W	6	3
$[90^\circ_2/0^\circ_2]_s$	B2W	6	3
$[90^\circ/0^\circ]_{2s}$	B3W	6	3

### 3. DENEYSEL GÖZLEMLER

Şekil 2'de  $[90^\circ/0^\circ]_s$  dizilimine sahip hasara uğramış bir numunenin (B1W) X-ışını radyografisi ile elde edilen matris kırıkları ( $90^\circ$  tabakalarda), eksenel ayrılmalar ( $0^\circ$  tabakalarda), delaminasyon ( $0^\circ$  ve  $90^\circ$  tabakalar arasında) ve  $0^\circ$  tabakalardaki fiber basma hasarı görülmektedir. Kullanılan bütün çapraz-kat numunelerde (Tablo 1) ortak olarak gözlenen, plaka düzlemindeki kritik-altı hasar tiplerinin şematik gösterimi Şekil 3'de verilmiştir.



Şekil 2.  $[90^\circ/0^\circ]_s$  dizilimine sahip (B1W) numunenin X-ışını radyografisi: a) matris kırıkları, b) eksenel ayrılmalar, c) delaminasyon, d)  $0^\circ$  tabakalardaki fiber basma hasarı.



Şekil 3. Çapraz kat numunelerin plaka düzlemindeki kritik-altı hasar tiplerinin şematik gösterimi: a) matriks kırıkları, b) eksenel ayrılmalar.

90° tabakalarda görülen matriks kırıkları Şekil 2'de görüldüğü gibi 0° tabakalarda görülen eksenel ayrılmalar boyunca yayılmıştır. Buna rağmen, delikli numuneler kullanılarak yapılan önceki çalışmalarda [9], bu matriks kırıklarının maksimum gerilme yığılmasının meydana geldiği bölgede tek bir kırık şeklinde modellenebileceği ve elde edilen sonuçlara etkisinin ihmal edilebilir seviyede olduğu gösterilmiştir. Buradan hareketle, 90° tabakalarda görülen matriks kırıklarının Şekil 3'de görüldüğü gibi maksimum gerilme yığılmasının görüldüğü bölgelerde ( $\theta = \pm 90^\circ$ ) oluştuğu kabul edilmiştir. 0° tabakalardaki eksenel ayrılmalar ise X-ray radyografisinde görüldüğü gibi delik kenarlarına  $\theta = \pm 90^\circ$ 'de tanjant olacak şekilde numunenin serbest kenarına kadar uzatılmıştır.

#### 4. SONLU ELEMENLAR YÖNTEMİ İLE MODELLEME

3-boyutlu (3-B) sonlu elemanlar modelleri ANSYS paket programı [10] kullanılarak, Şekil 3'de verilen kritik-altı hasar tiplerine uygun olarak hazırlanmıştır. Aynı zamanda, 0° ve 90° tabakalar arasında, delaminasyon hasar tipini modellemek için ayrı bir düzlem tanımlanmıştır. HTS40/977-2 karbon fiber/epoksi malzemenin elastik malzeme özellikleri, mukavemet değerleri ve ara yüzey özellikleri Tablo 2, 3 ve 4'te verilmiştir. Aynı matriks malzemesi ve benzer özelliklerdeki fiberlerin kullanılmasından dolayı ara yüzey özelliklerinin T300/977-2 malzemesi ile aynı olduğu kabul edilmiştir [11]. Tablo 4'te verilen ara yüzey özellikleri hem 0° tabakalarda görülen eksenel ayrılmaları hem de 0° ve 90° tabakalar arasındaki delaminasyonları modellemek için kullanılmıştır.

Tablo 2. HTS40/977-2 karbon fiber/epoksi malzemenin elastik özellikleri [12]

$E_{11}$ (MPa)	$E_{22}=E_{33}$ (MPa)	$G_{12}=G_{13}$ (MPa)	$G_{23}$ (MPa)	$\nu_{12}=\nu_{13}$	$\nu_{23}$
153000	10300	5200	3430	0.3	0.5

Tablo 3. HTS40/977-2 karbon fiber/epoksi malzemenin mukavemet değerleri [12]

$X_T$ (MPa)	$X_C$ (MPa)	$Y_T = Z_T$ (MPa)	$Y_C = Z_C$ (MPa)	$S_{XY} = S_{XZ} = S_{YZ}$ (MPa)
2540	1500	82	236	90

Tablo 4. HTS40/977-2 karbon fiber/epoksi malzemenin T300/977-2 malzemesi ile aynı olduğu kabul edilen ara yüzey özellikleri [11]

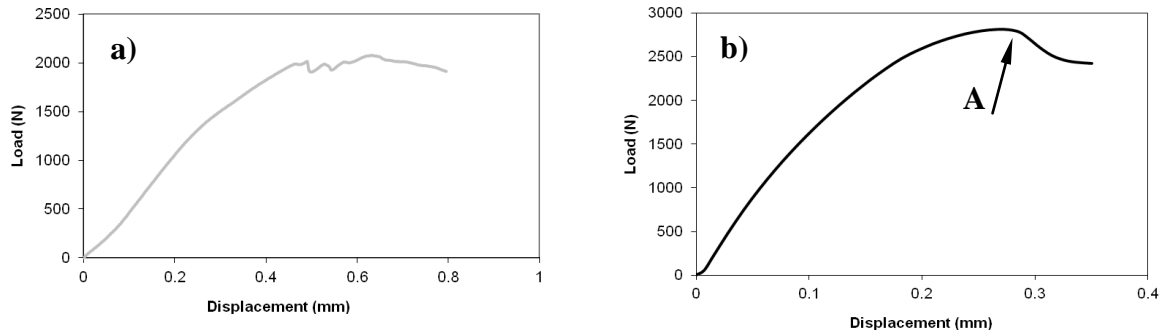
$G_{IC}$ (N/mm)	$G_{IIC}$ (N/mm)	$\sigma_{max}$ (MPa)	$\tau_{max}$ (MPa)	$K_n$ (N/mm <sup>3</sup> )	$K_t$ (N/mm <sup>3</sup> )
0.352	1.45	60	80	$1 \times 10^5$	$1 \times 10^5$

Kritik-altı hasar modellemesi yöntemi ile civata bağlantılarının mukavemetini belirlemeye geçmeden önce, sonlu elemanlar yöntemi ile elde edilen sonuçların deneysel ölçümlerle (örneğin; uygulanan yükün fonksiyonu olarak eksenel ayrılma uzunluğu) karşılaştırılması gerekmektedir. Pim/civata

bağlantılarındaki kritik-altı hasar tipleri, hasar yükünün yaklaşık olarak %90-95'ine ulaşıldığında oluşmaya başladığından eksenel ayrılma uzunluğunun yüke bağlı olarak ölçülmesi oldukça zorlaşmaktadır. Daha önce yapılan deneysel bir çalışmada, çapraz-kat  $[90^\circ/0^\circ]_s$  dizilimine sahip çekme yükü altındaki delikli bir kompozit plakada  $0^\circ$  tabakalarındaki eksenel ayrılmaların nispeten düşük yük seviyelerinde başladığı gösterilmiştir [13]. Bu eksenel ayrılmalar artan yükte birlikte fiberler doğrultusunda, tabakalar arası delaminasyonla birlikte, kademeli bir şekilde artış göstermiştir. Bu kademeli hasar ilerlemesinden dolayı, sonlu elemanlar modellerinin sonuçlarını karşılaştırmak için çapraz-kat  $[90^\circ/0^\circ]_s$  dizilimine sahip delikli bir plaka modellenmiştir [14, 15]. Bu karşılaştırmalardan elde edilen kritik-altı hasar başlangıç ve ilerleme sonuçları, cıvata bağlantılarının mukavemetinin bu yöntemle makul bir hata payı ile belirlenebileceğini göstermektedir.

## 5. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Şekil 4'te örnek olarak B1W numunesine ait deneysel ve nümerik yük-deplasman eğrileri verilmiştir. Yük miktarı kritik-altı hasar tiplerinin oluşması nedeniyle başlangıçtan itibaren, maksimum yükün ulaşıldığı A noktasına kadar nonlineer bir artış göstermektedir. Bu noktadan sonra, cıvata gövdesi ile numunenin serbest kenarı arasındaki (Şekil 3) hasara uğramamış malzemenin dayanımı kritik-altı hasarın ilerlemesiyle azaldığından deplasman artışıyla birlikte yük miktarında azalma görülmektedir.

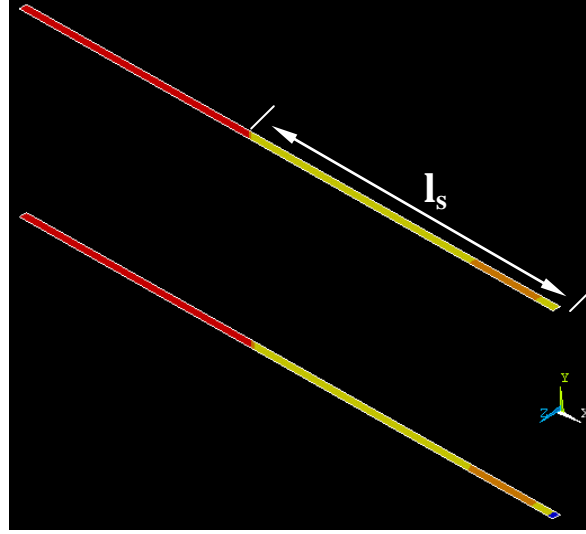


Şekil 4.  $[90^\circ/0^\circ]_s$  numunesinin (B1W); a) Deneysel ve b) nümerik yük-deplasman eğrileri

Şekil 5 ve 6 sırasıyla  $[90^\circ/0^\circ]_s$  numunesinin maksimum yük altında (Şekil 4b'de A noktası civarında)  $90^\circ/0^\circ$  ara yüzeyindeki delaminasyon ve  $0^\circ$  tabakalarındaki eksenel ayrılma hasarlarını göstermektedir. Delaminasyonun yaklaşık uzunluğu ( $l_d$ ) 6 mm ve eksenel ayrılmanın uzunluğu ( $l_s$ ) 10 mm olarak belirlenmiş olup delaminasyonun eksenel ayrılma tarafından tetiklendiği önerisi ile örtüşmektedir [9].

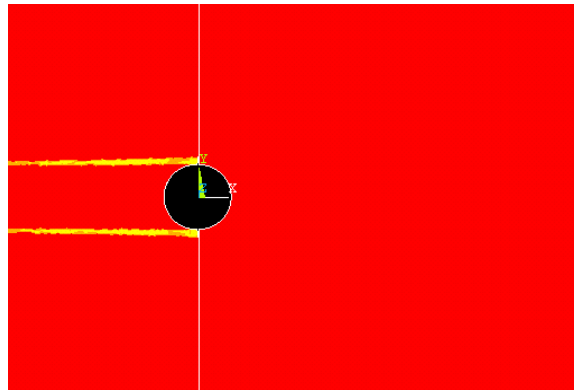


Şekil 5.  $[90^\circ/0^\circ]_s$  numunesinin maksimum yük altında  $90^\circ/0^\circ$  ara yüzeyindeki delaminasyon hasarı ( $l_d$ :delaminasyon uzunluğu = 6 mm)



Şekil 6.  $[90^\circ/0^\circ]_s$  numunesinin maksimum yük altında  $0^\circ$  tabakalarındaki Şekil 5'teki delaminasyon hasarı ile ilişkili olan aksenal ayrılma hasarı ( $l_s$ : aksenal ayrılma uzunluğu = 10 mm)

Cıvata bağlantılarının deneysel mukavemet değerleri, daha önce belirtildiği gibi, yük-deplasman eğrilerinde ASTM standardına göre [8] önemli ölçüde bir düşüş gözlemlendikten sonra belirlenmiştir. Bu nedenle, hasara uğrayan ve aksenal ayrılmalar ile diğer kritik-altı hasar tiplerinin serbest kenara kadar ulaştığı X-ışını radyografileri (Şekil 2) numunelerin taşıdığı maksimum yüke karşılık gelmemektedir. Maksimum yüke karşılık gelen (Şekil 5 ve 6) hasar boyutlarının radyografide görülen hasar boyutlarına göre nispeten daha küçük olmalarının sebebi budur. Kullanılan modelleme yaklaşımının kabiliyetini göstermek amacıyla, artan deplasman sonucunda delaminasyon hasarının numunenin serbest kenarına ulaştığı noktadaki durumu Şekil 7'de verilmiştir ve Şekil 2'deki radyografi ile iyi bir uyum göstermektedir.

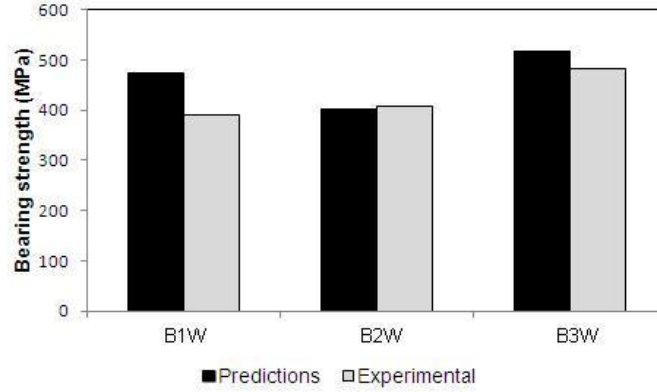


Şekil 7.  $[90^\circ/0^\circ]_s$  numunesinin maksimum yükten sonra arttırılan deplasman altında  $90^\circ/0^\circ$  ara yüzeyindeki delaminasyon hasarı

Denklem (1) kullanılarak hesaplanan, deneysel (en az 5 numunenin ortalaması) ve nümerik olarak elde edilen mukavemet değerleri Şekil 8' de karşılaştırılmaktadır.

$$S_{\max} = P_{\max} / dt \quad (1)$$

- $S_{max}$  : Cıvata bağlantısının mukavemeti (MPa)  
 $P_{max}$  : Cıvata bağlantısının taşıyabildiği maksimum yük (N)  
 $d$  : Cıvata çapı (mm)  
 $t$  : Numune kalınlığı (mm)



Şekil 8. Deneysel ve nümerik olarak elde edilen mukavemet değerleri ( $e/d=3$ ,  $w/d=6$ )

Deneysel ve nümerik değerler arasındaki maksimum fark yaklaşık %20 olarak B1W numunelerinde görülmekte olup diğer numunelerde uyum daha da artmaktadır. B3W numunelerinin yüksek mukavemeti, kompozit plakanın birbirini takip eden her tabakasının farklı bir fiber açısında yerleştirilmesinden kaynaklanmaktadır ( $[90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}]_s$ ). Deneylerde gözlenen global hasar tipi kayma (shear-out) tipidir. Bu hasar tipinde  $0^{\circ}$  tabakalardaki aksel ayrılmalar ve delaminasyonlar birleşerek kompozit plakanın cıvata gövdesi önündeki parçasının (genellikle cıvata çapı genişliğinde) hasara uğramasına neden olmaktadır. Her bir tabakayı farklı açılarda yerleştirmek yerine üst üste gruplamak (B2W,  $[90_2^{\circ}/0_2^{\circ}]_s$ ) cıvata bağlantılarının mukavemetine iki şekilde etki eder. İlk olarak, aksel ayrılmalar delik kenarlarında başlar ve kalınlık boyunca bitişik tabakalardan hiçbir engelle karşılaşmadan büyür. İkincisi, tabakaları gruplamakla kayma gerilmelerinin taşındığı düzlemlerin sayısı düşer ve her düzlemdeki gerilme şiddeti artar [16]. Sonuç olarak, B2W numunelerinde daha düşük yük altında daha fazla kritik-altı hasar oluşmaktadır. Bu durum çekme tipi hasara uğrayan quasi-izotropik numunelerde yüksek gerilim gevşemesi sağlayarak daha yüksek mukavemet değerleri sağlayabilir. Ancak burada kullanılan B2W çapraz-kat numunelerde global kayma hasar tipine sebep olmuştur. Dolayısıyla, kompozit malzemelerin zayıf kayma mukavemetleri nedeniyle kalınlık boyunca tabakaların gruplanmasından kaçınılmalıdır.

Hâlihazırda kullanılmakta olan mukavemet kestirim yöntemlerinin başarısı plaka dizilimi, bağlantı geometrisi ve malzeme sistemi gibi parametrelere bağımlı olarak değişiklik göstermektedir. Bu bağımlılık her farklı parametre kullanımında farklı kritik-altı hasar tiplerinin oluşmasından kaynaklanmaktadır ve genellikle değişik formlardaki korelasyon faktörleriyle telafi edilmektedir. Bu çalışmanın motivasyonu, mukavemet kestirim yöntemlerinin genellikle uzun süren, pahalı deneyler sonucu elde edilebilen bu korelasyon faktörlerine bağımlılığının ortadan kaldırılmasıdır. Bunun için öncelikle deneyler yapılmış ve kritik-altı hasar tiplerinin boyutları ve konumları belirlenmiştir. Bu verilerden faydalanılarak hazırlanan üç-boyutlu sonlu eleman modelleri ile kritik-altı hasar tiplerinin direkt olarak benzetimi yapılmış ve bu şekilde korelasyon faktörleri elimine edilmiştir. Çalışmada kullanılan numunelerin mukavemeti geliştirilen yöntemle maksimum %20 hata oranı ile belirlenmiş ve farklı tabaka dizilimlerinin mukavemet üzerine olan etkisi de gösterilmiştir. Geliştirilen bu yöntemin diğer malzeme tipleri (cam fiber, polyester matris gibi) ve bağlantı geometrilerinde (tek tesirli bağlantı gibi) kullanılabilirliğini göstermek için daha fazla deneysel çalışmaya ihtiyaç vardır.

## TEŞEKKÜR

Akın ATAŞ yurtdışı doktora bursu için Yükseköğretim Kurulu Başkanlığı'na teşekkür eder.



## 6. KAYNAKÇA

- [1] Atas A. Strength Prediction of Mechanical Joints in Composite Laminates Based on Subcritical Damage Modelling. Sheffield, UK: The University of Sheffield, 2012.
- [2] Hart-Smith LJ. Bolted Joints in Graphite-epoxy composites. Douglas Aircraft Company, NASA Langley Report NASA CR-144899; 1976.
- [3] Chang FK, Scott RA, Springer GS. Strength of Mechanically Fastened Composite Joints. Journal of Composite Materials. 1982;16:470-94.
- [4] Hart-Smith LJ. Mechanically-Fastened Joints for Advanced Composites - Phenomenological Considerations and Simple Analyses. In: Lenoe EM, Oplinger DW, J.J.Burke, editors. Fibrous Composites in Structural Design: Plenum Press, New York; 1980. p. 543-74.
- [5] Atas A, Demircioglu TK, Arslan N, Soutis C. Progressive Failure Analysis of Bolted Carbon Fiber/Epoxy Composite Plates. 2 National Design, Manufacturing and Analysis Congress. Balıkesir, Turkey 2010. p. 138-48.
- [6] Atas A, Mohamed GF, Soutis C. Progressive failure analysis of bolted joints in composite laminates. Plastics Rubber and Composites. 2012;41:209-14.
- [7] Jumahat A, Soutis C, Jones FR, Hodzic A. Fracture mechanisms and failure analysis of carbon fibre/toughened epoxy composites subjected to compressive loading. Composite Structures. 2010;92:295-305.
- [8] ASTM. D 5961/D 5961M – 01 Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates. United States 2001.
- [9] Wisnom MR, Chang FK. Modelling of splitting and delamination in notched cross-ply laminates. Composites Science and Technology. 2000;60:2849-56.
- [10] ANSYS® Academic Research, Release 12.1. 2009.
- [11] Goyal VK, Johnson ER, Davila CG. Irreversible constitutive law for modeling the delamination process using interfacial surface discontinuities. Composite Structures. 2004;65:289-305.
- [12] Heimbs S, Heller S, Middendorf P, Hahnel F, Weisse J. Low velocity impact on CFRP plates with compressive preload: Test and modelling. International Journal of Impact Engineering. 2009;36:1182-93.
- [13] Spearing SM, Beaumont PWR. Fatigue Damage Mechanics of Composite-Materials .1. Experimental-Measurement of Damage and Post-Fatigue Properties. Composites Science and Technology. 1992;44:159-68.
- [14] Atas A, Mohamed GF, Soutis C. Effect of clamping force on the delamination onset and growth in bolted composite laminates. Composite Structures. 2012;94:548-52.
- [15] Atas A, Mohamed GF, Soutis C. Modelling delamination onset and growth in pin loaded composite laminates. Composites Science and Technology. 2012;72:1096-101.
- [16] Mandell JF, Wang SS, MCGarry FJ. Extension of Crack Tip Damage Zones in Fiber Reinforced Plastic Laminates. Journal of Composite Materials. 1975;9:266-87.