



# Kompozit Plakalara Açılan Hafifletme Deliği Etrafındaki Güçlendirmenin Eğme Yükleme Altında İncelenmesi

Arif Emre Örün<sup>1\*</sup>, Elmas Salamcı<sup>2</sup>

<sup>1\*</sup> GAZİ Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Bölümü, Ankara, Türkiye, (ORCID: 0000-0002-9690-9125), [arifemreorun@gmail.com](mailto:arifemreorun@gmail.com)

<sup>2</sup> GAZİ Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Bölümü, Ankara, Türkiye, (ORCID: 0000-0003-2856-9402), [esalamci@gazi.edu.tr](mailto:esalamci@gazi.edu.tr)

(İlk Geliş Tarihi 10 Ocak 2023 ve Kabul Tarihi 6 Temmuz 2023)

(DOI: 10.31590/ejosat.1231651)

**ATIF/REFERENCE:** Örün, A. E. & Salamcı, E. (2023). Kompozit Plakalara Açılan Hafifletme Deliği Etrafındaki Güçlendirmenin Eğme Yükleme Altında İncelenmesi. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (51), 86-96.

## Öz

Havacılık yapılarında kullanılan metal ya da kompozit parçalarda çeşitli sebeplerden ötürü hafifletme delikleri açılmaktadır. Açılan bu delikler, yapının mukavemetini düşürdüğünden gerilmenin en kritik olduğu delik etrafına güçlendirme tasarımı yapılması gerekmektedir. Güçlendirme optimizasyonunda parçanın maruz kaldığı yükleme koşulları doğrudan etkilidir. Bu çalışmada literatürde sıklıkla ele alınan basma ya da kayma yüklemesi yerine eğme yüklemesi altında inceleme gerçekleştirilmesi amaçlanmaktadır. Bu kapsamda ilk olarak kumaş tipi karbon epoksi malzemeden üretilen deliksiz plaka ile üç noktadan eğme testi gerçekleştirilmiştir. Üç eş numune ile gerçekleştirilen bu deney sonrası elde edilen sonuçlar sonlu elemanlar modeli doğrulama çalışmasında kullanılmıştır. Akabinde delik etrafına eklenen yüzük tipi güçlendiriminin dış çap ve kalınlık değeri değiştirilerek, güçlendirme hacmi – Tsai-Wu bozulma moduna göre sağladığı mukavemet artışı yaklaşımına göre kıyaslama yapılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Karbon Epoksi Pregreg, Hafifletme Deliği, Üç Noktadan Eğme Testi, Kompozit Bozulma Modu. .

## Investigation of Reinforcement Around the Lightning Hole in Composite Plates Under Bending Loading

### Abstract

Lightening holes are made in metal or composite parts used in aviation structures for various reasons. Since these holes reduce the strength of the structure, a reinforcement design should be made around the hole where the stress is most critical. The loading conditions that the part is exposed to are directly effective in strengthening optimization. In this study, it is aimed to perform an examination under flexural/bending loading instead of compression or shear loading, which is frequently discussed in the literature. In this context, firstly, a three-point bending test was carried out with a non-perforated plate made of fabric type carbon epoxy material. The results obtained after this experiment, which was carried out with three identical samples, were used in the validation study of the finite element model. Then, by changing the outer diameter and thickness value of the ring type reinforcement added around the hole, a comparison was made according to ratio the reinforcement volume - strength improvement approach based on the Tsai-Wu failure criterion.

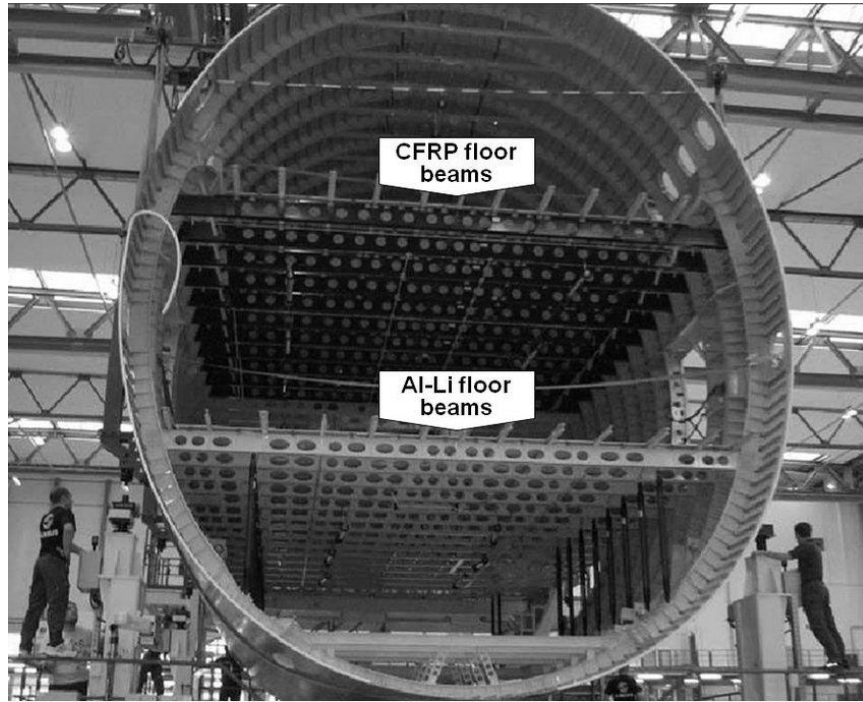
**Keywords:** Woven Carbon Epoxy Prepreg; Lightning Hole; Three Point Bending Test; Composite Failure Mode.

\* Sorumlu Yazar: [arifemreorun@gmail.com](mailto:arifemreorun@gmail.com)

## 1. Giriş

Havacılık yapılarında ağırlık hafifletme, kablo-konektör yerleşimi, yakıt, hidrolik veya oksijen boruları geçirme gibi nedenlerden ötürü plaka yüzeylerinde hafifletme deliği açılmaktadır. Oluşturulan deliklerden ötürü zayıflayan yapı ağırlık ve mukavemet açısından en optimum şekilde güçlendirilmesi gerekmektedir [Örün, 2017]. Delikli plakanın malzemesi eğer metal ise bu durumda üretim yöntemine göre temelde iki metot ile güçlendirilebilir. Sac büküm parçalarında delik etrafı eğilerek güçlendirme sağlanabilir. CNC yöntemi ile üretilen parçalarda ise delik etrafında ilave parça bırakılarak güçlendirme sağlanabilir.

Kompozitler ilk olarak radar geçirgenlik özelliğinden ötürü uçak radomu, ısıya ve korozyona direncinden ötürü hava karşılama yüzeyleri ya da hafifliği nedeniyle dış gövde malzemesi olarak kullanılmaktaydı. Fakat edinilen malzeme tecrübesi ile Şekil 1’de gösterildiği üzere yük taşıyan kiriş parçalarında da karbon elyaf takviyeli polimer (CFRP) gibi kompozit malzemeler kullanılmaya başlanmıştır. Bu kiriş yapılarına tıpkı metallerde olduğu gibi çeşitli sebeplerden ötürü delikler açılmaktadır. Aynı hacimle açılan deliklerde hem ideal kullanım hem de en az mukavemet kaybı açısından değerlendirildiğinde en uygun şeklin yuvarlak ya da elips olduğu ifade edilmektedir [Shafighfard, 2019]. Bu delik kenarlarında oluşan gerilme yoğunlaşmasını azaltmak adına delik etrafına takviye iplik [Botzkowski, 2016] ya da plaka eklentisi yapılmaktadır [Pyl, 2018].



Şekil 1. Airbus A380 Uçağı Al-Li alaşımı ve CFRP zemin kirişleri [Prasad, 2013] (Figure 1. Airbus A380 floor beams with Al-Li alloy and CFRP)

Açılan delikler ile yürütülen birçok çalışmada basma/çekme ya da kayma yüklemesi altında incelemeler yapılmaktadır. Bu çalışmada ise hava yapıları için oldukça kritik olan eğme yüklemesi referans alınmaktadır. Eğme yüklemesinden kaynaklı parçada sehim oluşmaktadır. Kompozit tasarımlarda sehim limitinin belirlenebilmesi oldukça kritik önem taşımaktadır. Bu kapsamda ilk olarak ASTM D7264 standardına uygun olarak üç nokta eğme (sehim) testi yapılmıştır. ANSYS programında oluşturulan sonlu elamanlar modeli test sonuçları ile kıyaslanarak doğrulama çalışması yürütülmüştür. Akabinde delikli, kalınlık ve yüksekliği farklı olan yüzük tipi güçlendirme yapısına sahip modeller için eğme yüklemesi altında analizler yürütülmüştür. Çalışmanın son bölümünde ise analiz sonuçlarının Tsai-Wu hata oranına göre karşılaştırılması ve yorumlanması yer almaktadır.

## 2. Materyal ve Metot

### 2.1. Malzeme

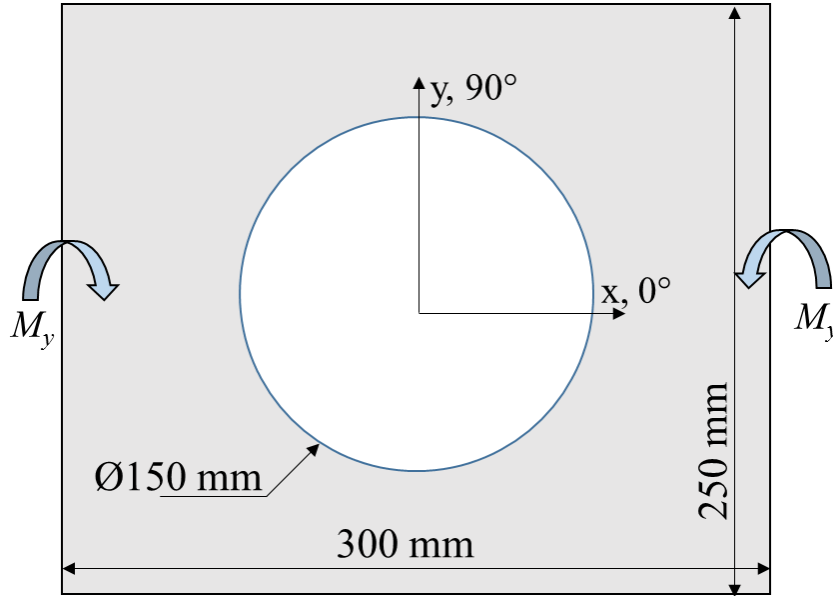
Test ve analiz çalışmaları boyunca kumaş tipi karbon epoksi prepreg malzeme kullanılmıştır. Hexcel firması tarafından üretilen ve optimum kurlenme kalınlığı 0.195 mm olan kompozit malzemede AGP197-PW tipi güçlendirme fiberinin, epoksiye oranı %55’dir. Hexply-8552 ürün kodlu malzemenin üretici firma tarafından verilen [Hexcel, 2021] prepreg teknik özellikleri Tablo 1 ile sunulmaktadır.

Tablo 1. Hexply 8552 AGP193-PW kumaş tipi karbon epoksi prepeg malzemesinin mekanik özellikleri (Table 1. Mechanical properties of HexPly 8552 AGP193-PW Woven Carbon Epoxy Prepeg) [Hexcel, 2021]

Özellik	Değer	Birim
Lamina yoğunluğu, $\rho$	1.57	g/cm <sup>3</sup>
0° Çekme Mukavemeti, $\sigma_x$	828	MPa
90° Çekme Mukavemeti, $\sigma_y$	793	MPa
0° Basma Mukavemeti	883	MPa
0° Kayma Mukavemeti, $\tau_{xy}$	84	MPa
0° Çekme Modülü, $E_x$	68	GPa
90° Çekme Modülü, $E_y$	66	GPa
0° Basma Modülü	60	GPa

## 2.1. Geometri

Şekil-1’de sunulan Airbus A380 uçağının gövde genişliği mesafesi 7 metre civarındadır. Bu görselden çıkarım ile CFRP zemin plakasının yüksekliği 250 mm ve iki delik arası mesafe yaklaşık 300 mm olarak alınabilir. Açılan deliklerin çapı ise 150 mm civarında olduğu tahmin edilmektedir. Çalışmada referans alınacak tasarım geometrisi Şekil 2’de sunulmaktadır. Kiriş gövdesi kalınlığı, 0° dizilimli ve 0.2 mm kalınlığında onbeş prepeg katmanının üst üste serilmesi ve otoklavda kurlenmesi ile toplam 3 mm olarak üretilmiştir.

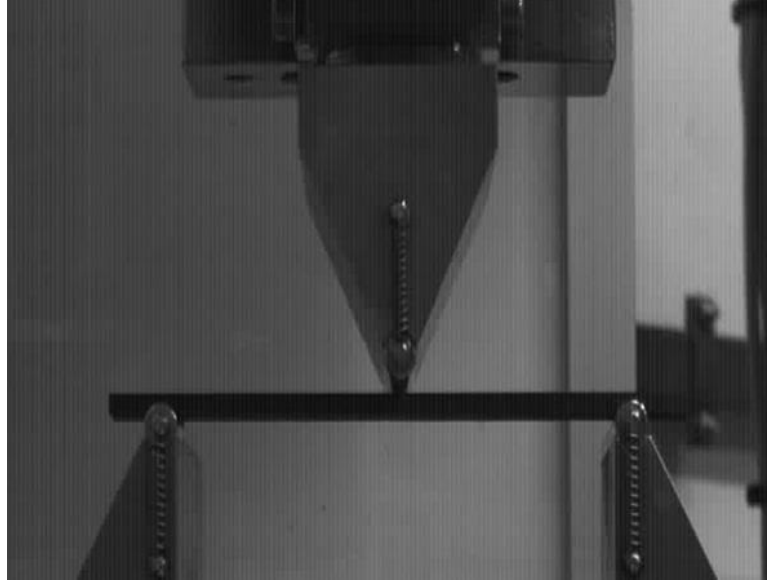


Şekil 2. Sonlu elemanlar model geometrisi (Figure 2. Geometry of finite element model)

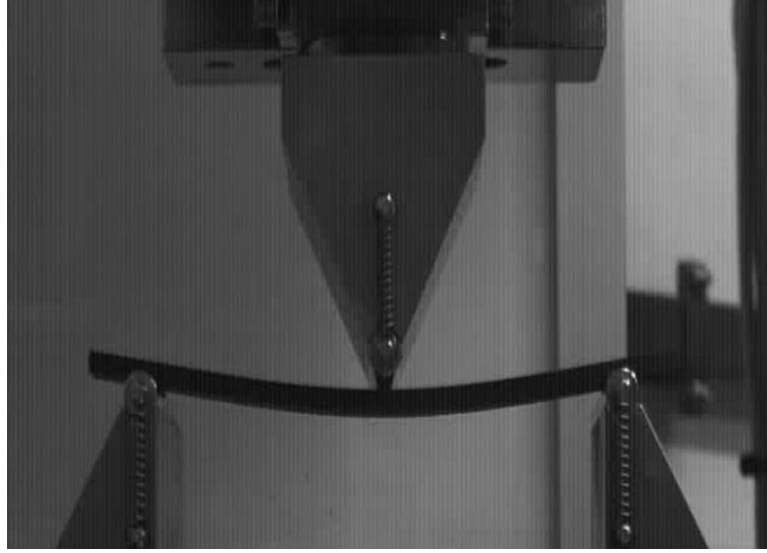
## 3. Araştırma Sonuçları ve Tartışma

### 3.1. Üç Nokta Eğme Deneyi

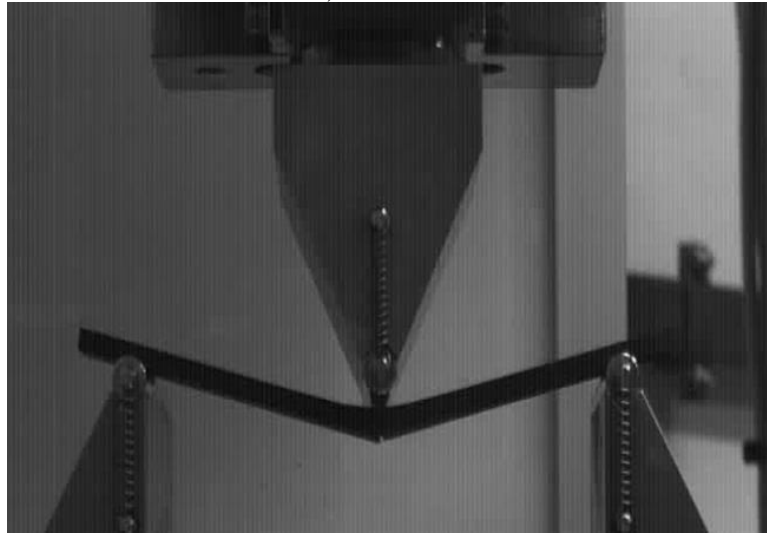
Zwick Roell Z100 test cihazı kullanılarak ASTM D7264 standardına [ASTM, 2007] uygun şekilde üç nokta eğme testi yürütülmüştür. Standartta önerildiği üzere numune kalınlığı 3 mm ve genişliği 13 mm alınmıştır. Alt değme çubukları arası mesafe, plaka kalınlığının 32 katı olan 96 mm; plaka genişliği ise destek çubukları arası mesafeden, yüzde 20 daha fazla olacak şekilde 115 mm olarak üretilmiştir. Test sonuçlarında ortalama değer kullanmak amacıyla üç adet Hexply 8552 AGP193-PW malzemeden numune üretimi yapılmıştır. 0., 4. dakika ve kırılmanın gerçekleştiği an olan 8. dakikaya ait test görselleri Şekil 3 ile sunulmaktadır. Numenelerin test sonrası üstten, yandan ve kırılan bölgenin detaylı görselleri Şekil 4’te gösterilmiştir. Hem 8. dakikadaki test esnası görseli hem de test sonrası detaylı görüntüler incelendiğinde plakaların ilk olarak en alt katmandan (ply) kırılmaya başladığı görülmektedir.



a)  $t=0$

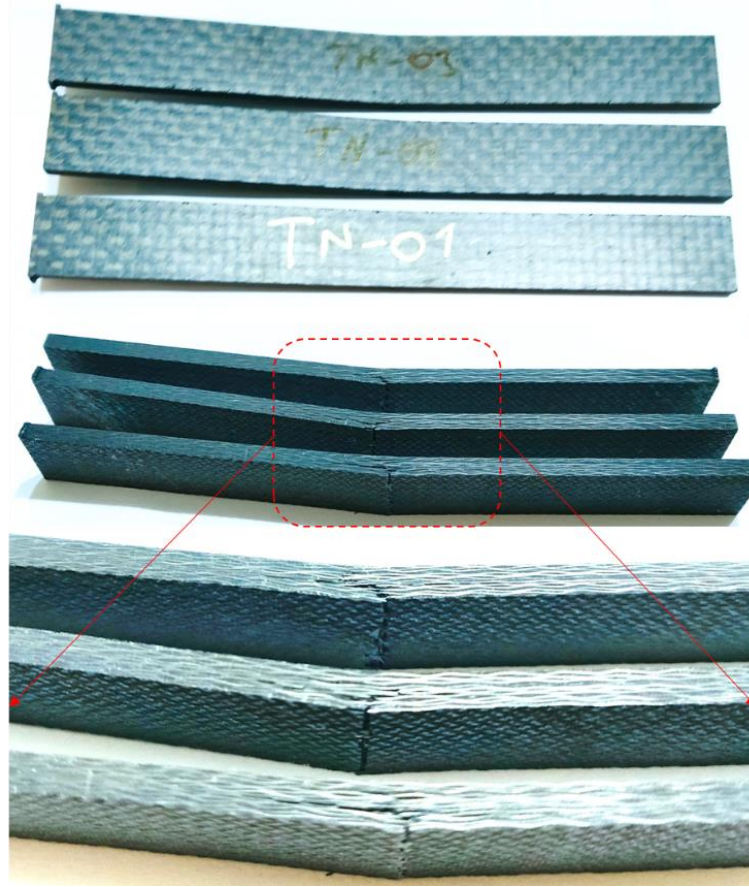


b)  $t= 4. \text{ dakika}$



c)  $t= 8. \text{ dakika}$

Şekil 3. Üç nokta eğme testi 0 (a), 4. (b) ve 8. (c) dakikardaki test görselleri (Figure 3. Three point bending test images at 0 (a), 4. (b) and 8. (c) minutes)



Şekil 4. Numunelerin üstten, yandan ve detaylı test sonrası görselleri (Figure 4. Specimen images after testing from upper, side and detail views)

ASTM D7264 standardı formül (2) ve (3) ile belirtildiği üzere aşağıdaki formüller kullanılarak plakanın orta çizgisinin sehim/çökme değeri,  $\delta$  ve kritik kuvvet değeri bulunabilmektedir.

$$\delta_1 = \frac{\varepsilon L^2}{6h}, P_1 = \frac{2\sigma b h^2}{3L}$$

$\varepsilon$  = kırılma esnasındaki gerinme, mm/mm

$\sigma$  = dış katmandaki gerilme, MPa

$P$  = Uygulanan kuvvet, N

$L$  = Destekler arası mesafe, mm

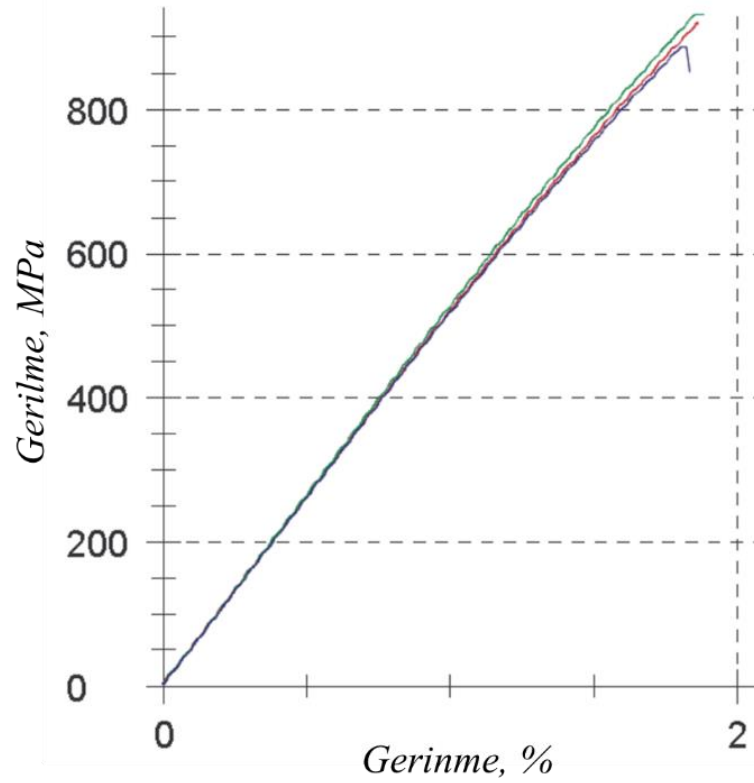
$b$  = Plaka genişliği, mm

$h$  = Plaka kalınlığı, mm

Şekil 5'te test cihazı verisinden elde edilen gerilme-gerinim eğrisi sunulmaktadır. Üç numune için ortalama gerinme değeri %1.9, ortalama maksimum gerilme değeri ise 897 MPa (873, 932 ve 887 MPa) olarak elde edilmiştir. Ayrıca eğriler incelendiğinde eğimlerin oldukça yakın seyretmesi elastik modüllerinin benzer olduğu ve test yüklemesinin başarılı şekilde uygulandığını göstermektedir. Test verileri ve geometrik parametreler formüllerde yerine koyduğunda maksimum sehim 9.7 mm ve kritik kuvvet değerleri 723 N olarak hesaplanmaktadır.

$$\delta_1 = \frac{0.019 \times 96^2}{6 \times 3} = 9.7 \text{ mm}$$

$$P_1 = \frac{2 \times 890 \times 13 \times 3^2}{3 \times 96} = 723 \text{ N}$$

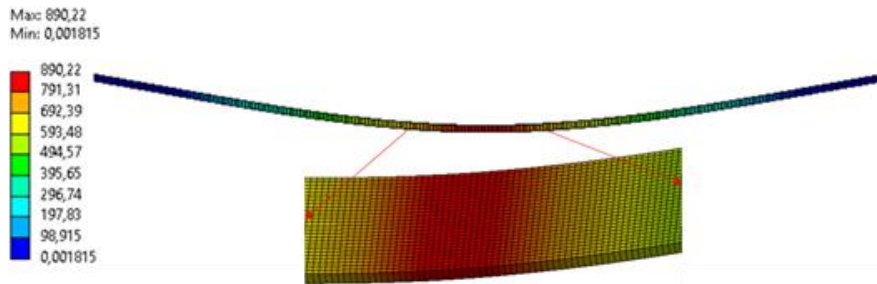


Şekil 5. Üç test numunesi için eğme testi Gerilme-Gerinim eğrisi (Figure 5. Stress-Strain curves for three specimens from bending test)

### 3.2. Sonlu Elemanlar Model Doğrulaması

Sonlu elemanlar analiz çalışması, ANSYS ticari programı ile yürütülmektedir. Kompozit katman kalınlık, açı ve dizilim modellemeleri ve çözüm ağı (mesh) çalışması ACP (Pre) modülünde yürütülmektedir. Oluşturulan modele Static Structural modülünde sınır şartı ve yükleme uygulanarak analiz yürütülür. Güçlendirme modeli analizlerinde ACP (Post) modülünde Tsai-Wu hata oranı dağılımı çıkarılmaktadır.

Test sonuçları ile sonlu elemanlar modelini doğrulamak için yürütülen modelde 5980 adet 2D Quad eleman kullanılmıştır. Parçanın orta çizgisinden 9.7 mm'lik yer değiştirme uygulanmıştır. Analiz sonucunda elde edilen von-Mises gerilme dağılımı Şekil 6 ile gösterilmektedir. Analiz sonrası, test sonucu elde edilen ortalama gerilme (897 MPa) ile benzer gerilme değeri elde edilmiştir.



Şekil 6. Test numunesi modeli için von-Mises gerilme dağılımı (Figure 6. Von-Mises stress distribution for test specimen model)

### 3.3. Delikli Plaka Modeli

Doğrulama çalışması sonrası ilk olarak Şekil 2'de sunulan güçlendirme eklenmemiş geometri ile analiz yürütülmüştür. Bu sayede eklenen güçlendirmenin etkisi belirlenmesi ve sonlu elemanların test sonuçlarına ilave olarak delikli modelin el hesabı ile doğrulanması hedeflenmektedir.

Geometrik parametrelerden  $d/w$  oranı 0.6 ve  $d/h$  oranı 50 değerleri Şekil 7'de yerine koyulduğunda gerilme konstrasyon değeri,  $K$ , 1.25 elde edilmektedir. Maksimum gerilme değeri olarak testler sonucu elde edilen 897 MPa kullanılmaktadır. Aşağıdaki formüllere parametreler yerine koyulduğunda kritik moment yükü 107640 Nmm elde edilmektedir.

$$\sigma_{avg} = \frac{Mc}{I}, I = \frac{(w-d)h^3}{12}, K_t = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{avg}}$$

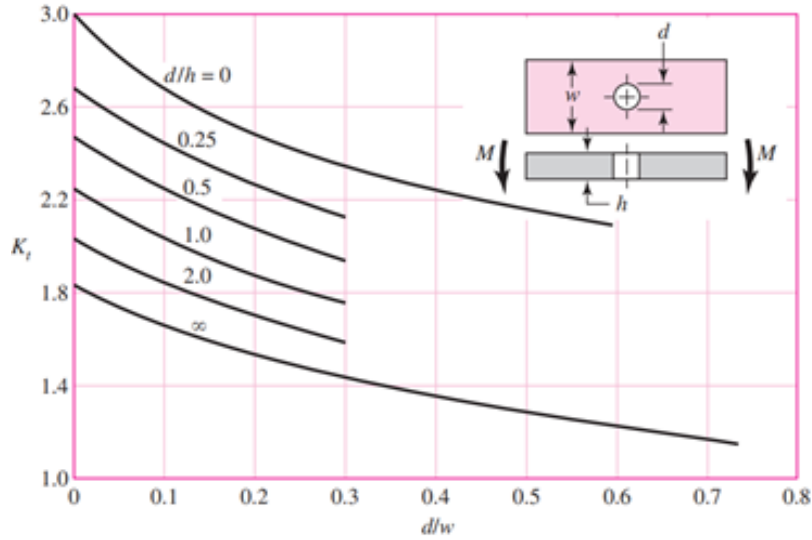
$$M = \frac{I\sigma_{avg}}{c} = \frac{\frac{(100)^3}{12} \cdot 897/1.25}{3/2} = 107640 \text{ Nmm}$$

$M$  = Moment yükü, Nmm

$w$  = Plaka genişliği, mm

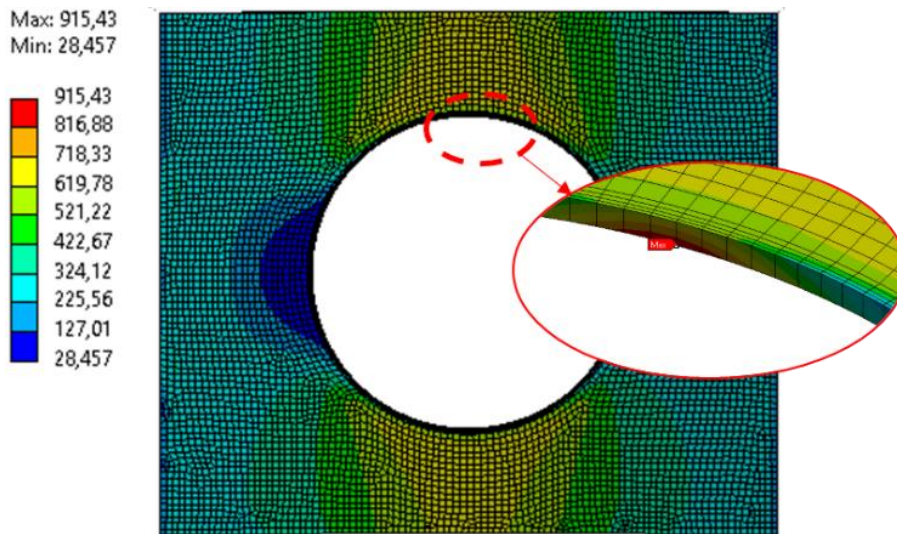
$h$  = Plaka kalınlığı, mm

$d$  = Delik çapı, mm



Şekil 7. Eğme yükü altında delikli plaka için teorik gerilme-konsantrasyon faktörü (Figure 7. Theoretical Stress-Concentration Factors with a hole in bending)

Hesaplanan moment yükü (107.6 Nm) altında sonlu elemanlar analizi yürütülmüştür. Mesh çalışması sırasında delik etrafındaki gerilme yoğunluğunu daha iyi okuyabilmek adına “washer” metodu kullanılmış ve toplamda 6523 adet 2 boyutlu eleman oluşturulmuştur. Şekil 8’de moment yüklemesi altında elde edilen von-Mises gerilme dağılımı gösterilmektedir. Elde edilen analiz sonucu (915 MPa) ile beklenen kritik gerilme değeri (897 MPa) arasında sadece yüzde iki oranında fark bulunmaktadır. Hem deliksiz test numunesi hem de delikli model ile yürütülen sonlu elemanlar analiz sonuçları değerlendirildiğinde sonuçların oldukça tutarlı geldiği ve ANSYS programı ile oluşturulan sonlu elemanlar modelinin güçlendirme kıyaslamasında kullanılabileceği söylenebilir.

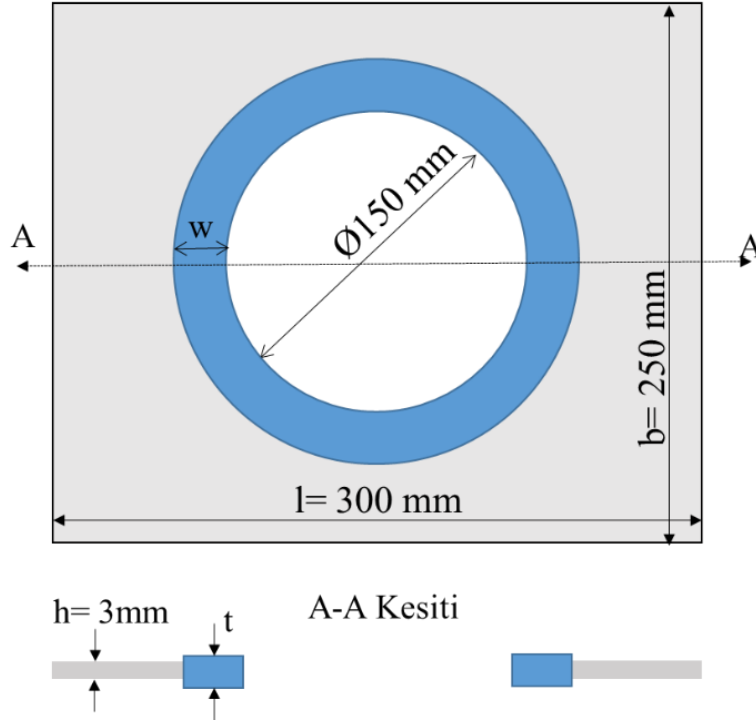


Şekil 8. 107.6 Nm eğme yükü altında delikli plaka için gerilme dağılımı (Figure 8. Stress distribution for perforated plate under 107.6 Nm bending moment)

### 3.4. Güçlendirme Modeli Analizleri

Güçlendirmesiz tasarımda Tsai-Wu hata oranının 1 olması için moment yükü 87 Nm olarak hesaplanmaktadır. Bu nedenle güçlendirmeli modellerde kıyaslama için tasarlanan modellere 87 Nm moment yüklemesi yapılmaktadır. İç çapı 150 mm olan yüzük güçlendirme modelinin dış çapı sırasıyla 170, 175, 180, 190 ve 200 mm olarak tasarlanmıştır. Bu sayede güçlendirme genişliği 10, 12.5, 15, 20 ve 25 mm olarak belirlenmiştir. Bu 5 farklı genişliğin her biri için 2.6, 3, 3.4, 3.8 ve 4.2 mm yüksekliğinde güçlendirme kalınlığı oluşturularak toplamda 25 analiz gerçekleştirilmiştir.

Oluşturulan yüzük tipi güçlendirme tasarım prensibi Şekil 9 ile sunulmaktadır. Şekil 2’de sunulan 150 mm çapındaki hafifletme deliğinin hacmi 53000 mm<sup>3</sup> civarındadır. Önceliklerden birisi hafifletme sağlamak olduğundan, plaka ile aynı malzemeye sahip eklenecek güçlendirmenin hacminin açılan deliğe oranla %75’den fazla olmaması koşulu koyulabilir, bu durumda maksimum güçlendirme hacmi 39750 mm<sup>3</sup>’ü geçmemelidir.



Şekil 9. Güçlendirme tasarım geometrisi (Figure 9. Geometry of the reinforcement design)

Tablo 2 ile Güçlendirme genişlik ve kalınlığına bağlı olarak elde edilen güçlendirme hacmi ve Tsai-Wu hata oranı değerleri listelenmiştir. EK bölümünde ise bu tasarımlara ait elde edilen hata oranı dağılımları sunulmuştur. Tabloda 39750 mm<sup>3</sup> üzeri hacme sahip modeller kırmızı renk ile belirtilmiş ve sonuç yorumlamasına katılmamıştır.

Tabloda benzer güçlendirme hacmine sahip tasarımlar incelendiğinde güçlendirme kalınlığı fazla olan tasarımın daha fazla mukavemet kazancı sağladığı görülmektedir. Örnek olarak 4.2 mm kalınlık ve 15 mm genişliğe sahip modelin 3 mm ve 20 mm genişliğe sahip modele oranla az da olsa hacmi fazla olsa da hata oranı yüzde 10 daha düşük (0,595 ile 0,655) yani daha fazla güçlendirme sağlanmıştır.

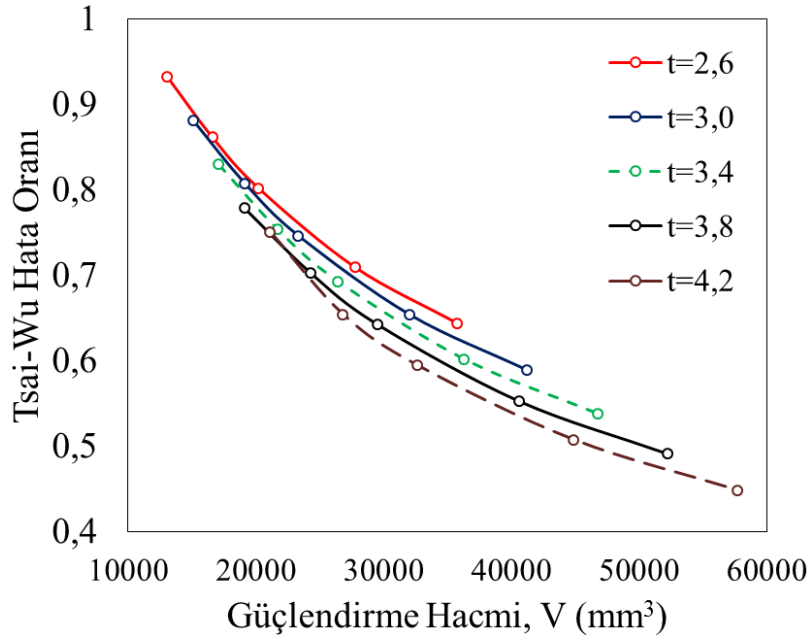
Şekil 10 ile sunulan güçlendirme kalınlığına bağlı Tsai-Wu hata oranı – güçlendirme hacmi eğrileri de incelendiğinde hacmi daha fazla artırmanın belirli bir seviyeden sonra aynı oranda iyileştirme sağlamadığı görülmektedir.

Tablo 2. Güçlendirme geometrisine bağlı Tsai-Wu hata oranı sonuçları (Table 2. Tsai-Wu failure rate results with respect to geometric parameters of the reinforcement)

Güçlendirme Kalınlığı t (mm)	Güçlendirme Genişliği w (mm)	Güçlendirme Hacmi V <sub>G</sub> (mm <sup>3</sup> )	Tsai-Wu Hata Oranı
-	-	-	1
2,6	10	13069	0,933
2,6	12,5	16592	0,862
2,6	15	20216	0,802
2,6	20	27772	0,7108
2,6	25	35736	0,645
3,0	10	15080	0,882



3,0	12,5	19144	0,808
3,0	15	23326	0,747
3,0	20	32044	0,655
3,0	25	41234	0,590
3,4	10	17090	0,831
3,4	12,5	21697	0,755
3,4	15	26437	0,693
3,4	20	36317	0,602
3,4	25	46731	0,539
3,8	10	19101	0,780
3,8	12,5	24249	0,704
3,8	15	29547	0,643
3,8	20	40589	0,553
3,8	25	52229	0,492
4,2	10	21112	0,751
4,2	12,5	26802	0,655
4,2	15	32657	0,595
4,2	20	44862	0,508
4,2	25	57727	0,449



Şekil 10. Güçlendirme kalınlığına bağlı Tsai-Wu hata oranı – Güçlendirme Hacmi eğrileri (Figure 10. Tsai-Wu failure rate – reinforcement volume curves with different thickness of the reinforcement)

#### 4. Sonuç

Bu çalışmada havacılık alanında kullanılan bir tasarım olması dikkate alınarak bir yolcu uçağında yer alan hafifletme deliğine sahip zemin kirişi geometrisi ele alınmıştır. Hava aracı yapıları için kritik bir yükleme koşulu olan eğme yüklemesi altında çalışmalar yürütülmüştür. Bu kapsamda kullanılan sonlu elemanlar programının doğrulanması amacıyla ilk olarak deliksiz üç numune ile üç noktadan eğme testi yürütülmüştür. Akabinde delikli model için teorik hesap ile analiz sonucu karşılaştırması sunulmuştur.

Doğrulama çalışması yürütülen analiz programı ile 25 farklı güçlendirme tasarımı için eğme yükü altında sonlu elemanlar analizi yürütülerek Tsai-Wu hata oranları elde edilmiştir. Aynı güçlendirme hacmine sahip analiz sonuçları incelendiğinde güçlendirme kalınlığının fazla olduğu tasarımların daha fazla mukavemet sağlandığı görülmüştür.

#### 5. Teşekkür

Üç noktadan eğme testlerinin icra edilmesi için altyapı desteği sağlayan TÜBİTAK SAGE kurumuna şükranlarımızı sunarız.

## **Kaynakça**

- ASTM Standard (2007). D 7264/D 7264M – 07 Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials, Annual Book of ASTM Standards.
- Botzkowski T. et al. (2016). Experimental and numerical analysis of bolt-loaded open-hole laminates reinforced by winded carbon rovings. *Composites Structures*.
- HexPly8552 DataSheet (2021). [https://www.hexcel.com/user\\_area/content\\_media/raw/HexPly\\_8552\\_eu\\_DataSheet.pdf](https://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_8552_eu_DataSheet.pdf)
- Orun A.E., Guler M.A., (2017). Effect of hole reinforcement on the buckling behaviour of thin-walled beams subjected to combined loading, *Thin-Walled Struct.*, 118, pp. 12-22
- Prasad N.E., Gokhale A., Wanhill R.J.H., (2013) *Aluminum Lithium Alloys - Processing, Properties, and Applications*, 1st ed., Butterworth-Heinemann.
- Pyl L., Kalteremidou K. and Hemelrijck D. (2018). Exploration of the design freedom of 3D printed continuous fibre-reinforced polymers in open-hole tensile strength tests. *Composites Science and Technology*.
- Shafighfard T, Demir E, Yildiz M. (2019) Design of fiber-reinforced variable-stiffness composites for different open-hole geometries with fiber continuity and curvature constraints. *Composite Structure*. 226:111280. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.111280>.

**EK. Tsai-Wu Hata Oranı Dağılımı**

