

## Al-Mg ALAŞIMI ÜZERİNE YAPILAN FARKLI KOMPOZİT YAMALARIN ÇENTİKLİ ÇEKME DAYANIMINA ETKİSİ

Ahmet SAMANCI<sup>a</sup>, Ahmet AVCI<sup>b</sup>

<sup>a</sup> Selçuk Üniversitesi, Cihanbeyli Meslek Yüksekokulu,  
Cihanbeyli, Konya, Türkiye

<sup>b</sup> Selçuk Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü, Alaattin Keykubat Kampüsü,  
Selçuklu, Konya, Türkiye

### ÖZET

Yapıştırma bağı ile bağlanan kompozit yama ile tamir teknikleri, birçok alüminyum alaşımı malzemenin tamirinde ve servis ömrünü uzatma amacıyla kullanılmaktadır. Bu çalışmada, pekçok makine elemanında, özellikle zırhlı askeri araçlarda gövde malzemesi olarak kullanılan 5086 Al-Mg alaşımı ana malzeme olarak seçildi. Deney numuneleri üzerine  $a/c=0.15$  ve  $a/t=0.5$  oranlarında genişliği 1mm olan kanal freze çakısı ile eliptik yüzey çentikleri açıldı. Daha sonra yüzey çentiği açılan numunelerin üzerine, eşit kalınlıkta üç farklı kompozit yama yapılmıştır. Kompozit yama malzemesi olarak, E-cam/epoksi, carbon/epoksi ve kevlar/epoksi reçine sistemi kullanılmıştır. Yamalı ve yamasız numuneler ile yapılan çekme deneyleri neticesinde, çentikli mukavemette en yüksek artışı carbon tex ile yapılan yamanın sağladığı gözlemlendi.

**Anahtar kelimeler:** Alüminyum alaşımı, çentikli mukavemet, kompozit yama, yüzey çatlak-çentiği, tamir

### EFFECT OF DIFFERENT COMPOSITE PATCHES UPON NOTCHED TENSILE STRENGTH OF Al-Mg ALLOY

#### ABSTRACT

The adhesively bonded composite patch repair technique has been used to restore or extend the service life of the cracked aluminum structural components because of its efficiency. In this study, 5086 Al-Mg alloys which were used a lot of machine parts and specially armoured-plated military vehicles was chosen as main material. The surface notches were opened with circular cutting tool to be formed notch aspect ratio  $a/c = 0.15$  and notch-to-thickness ratios  $a/t = 0.5$  in the radial direction on the tensile tests. The experimental method is used to analyze the performance of the different bonded composite patches which reinforced glass, carbon and Kevlar fibers at an elliptically surface notch and the repair of cracks emanating from this kind of notch. The results of the notched tensile strength with different patch and without patch, tests which were done, the best composite patching material is carbon text was observed.

**Keywords:** Aluminum alloy, notched strength, composite patch, surface crack-notch, repair.



## 1. GİRİŞ

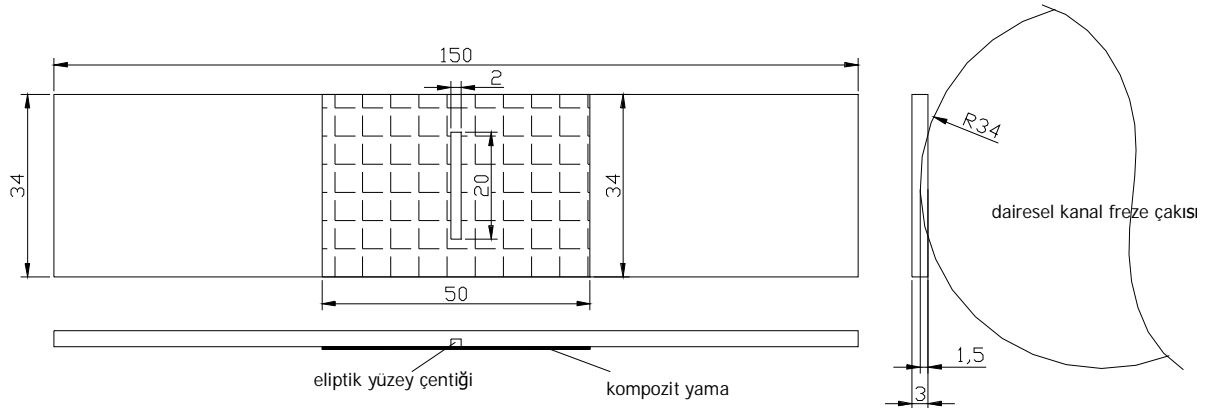
Alüminyum alaşımı metalik malzemeler özellikle hafifliğinden ve korozyona dayanımından dolayı; uçaklarda, havacılıkta uzay endüstrisinde ve askeri alanda yaygın olarak kullanılmaktadır. Darbeli ve titreşimli değişken yük şartlarında bu malzemeler üzerinde zamanla çizikler, çatlaklar, çentikler vb. yüzey hasarları meydana gelebilmektedir. Oluşan bu yüzey hasarlarının ilerlemesini engellemek, statik ve yorulma mukavemetlerini tekrar artırmak ve bu parçaların servis ömrünü uzatmak amacıyla değişik yama yada tamir teknikleri kullanılmaktadır. Bilinen en eski tamir yöntemi kaynak tekniğidir. Kaynak tekniğinde meydana gelen yüksek sıcaklık nedeniyle, bölgesel ısıl gerilmeler oluşmakta, bazı durumlarda örneğin yakıt yada kimyasal madde içeren tanklarda yada boru hatlarında kaynak ile tamir mümkün olmamaktadır. Yama ile tamir yönteminde ise malzemenin hasarlı bölgesine mukavemet artırıcı kompozit bir malzemenin kimyasal olarak yapıştırılması sözkonusudur. Bu sayede hasarlı malzemenin, ekonomik ve pratik bir şekilde kurtarılması mümkündür.

Alüminyum alaşımı metal malzemeler üzerine farklı boyut ve oryantasyonlarda yapılan kompozit yama ile ilgili birçok araştırmacı farklı çalışmalar yapmışlardır [1-10]. Ouinas ve ark.[11], yarım dairesel kenar çentikli numune üzerine yapılan dairesel boron ve grafit kompozit yamanın, yama boyutlarının, tabaka sayısının ve oryantasyonunun, çentikli mukavemete etkisini, gerilme şiddet faktörüne ve gerilme konsantrasyon faktörüne etkisini incelemişler ve en iyi sonuçları elastisite modülü daha yüksek olan boron/epoksi ile elde etmişlerdir. Liu ve Wang [12], ortasında 30mm delik bulunan alüminyum levha üzerine çift taraflı yapılan kompozit yamanın, yama kalınlığının, çapının ve yapıştırıcı kalınlığının çentikli mukavemete etkisini deneysel ve nümerik olarak incelemişler ve delik kenarlarında dört bölgede yüksek gerilme konsantrasyonunun oluştuğunu tesbit etmişlerdir. Wang ve Ridaparti [13], V-tip kenar çatlaklı numuneler üzerine yapılan 51x117mm boyutlarında, 1, 2 ve 4 tabakalı yapılan boron/epoksi yamanın statik ve yorulma mukavemetine ve ömrüne etkisini incelemişler ve çentiksiz numunenin taşıdığı yük ve uzamayı 44.75 kN ve 29.21 mm iken, V-tip çentikli 0, 1, 2 ve 4 tabaka kompozit yamalı numunelerde sırasıyla; 34.47, 34.60, 36.12, ve 45.81 kN, ve şekil değişimlerini de 2.13, 2.21, 2.34, ve 15.37 mm olarak bulmuşlardır.

Yapılan bu çalışmada, zırhlı personel taşıyıcı (ZPT) ve zırhlı muharebe aracı (ZMA) gövde malzemesi olarak kullanılan 5086 Al-Mg alaşımının eliptik yüzey çentikli deney numuneleri üzerine yapılan farklı cam/epoksi, karbon/epoksi ve kevlar/epoksi kompozit yamaların, çentikli mukavemete etkisi deneysel olarak incelenmiştir.

## 2. DENEYSEL ÇALIŞMA

5086 Al-Mg alaşımı 3mm kalınlığındaki sac levha malzemedan, 150x34mm boyutlarında çekme deney numuneleri kesilerek elde edildi. Daha sonra bu numunelerin tam ortasına çekme eksenine dik doğrultuda, çapı  $d=68$ mm ve kalınlığı  $t=1$ mm olan dairesel kanal freze çakısı ile çentik derinliği  $a=1,5$ mm olacak şekilde dalmak suretiyle eliptik yüzey çentikleri elde edildi. Şekil 1' de numune, eliptik yüzey çentiği ve kompozit yama boyutları verilmiştir.



**Şekil 1.** Eliptik yüzey çentikli çekme deneyi numune boyutları ve üzerinde kompozit yamanın yerleşimi

Eliptik yüzey çentikliği açılarak hasara uğratılmış çekme numuneleri üzerine kompozit yama ile tamir edilme işlemi Ankara TAI firmasında gerçekleştirilmiştir. Yüzeyleri temizlenen metal malzemeler üzerine önce kimyasal yapıştırıcı ve daha sonra da yaklaşık kalınlığı 0.15mm olan kompozit yama pre-preg leri tek tabaka olarak yüzeye basınç altında tatbik edilmiştir. Otoklav da 185°C sıcaklığında 2 saat süre ile kür edilerek daha sonra oda sıcaklığında soğumaya bırakılmıştır. Tamir işleminde kullanılan kompozit malzeme ve yapıştırıcı kimyasal maddeler Çizelge 1’ de verilmiştir.

**Çizelge 1.** Tamir işleminde kullanılan kompozit yama ve yapıştırıcı kimyasal maddeler

Numune No	Kompozit yama malzemesi	Yapıştırıcı kimyasal madde	Açıklama
1	Yok	Yok	çentiksiz, yamasız
2	Yok	Yok	yamasız
3	HEXEL unidirection carbon fiber	AS4/8552 RC 34 AW194 adhesive	-
4	CYTEC 970 PWC T300 3K carbon fiber text	HENKEL HYSOL EA 9396 adhesive	-
5	CYTEC 970 PWC T300 3K carbon fiber text	METLBOND1515-4M film adhesive	-
6	CYCOM 919 K285 kevlar text	HENKEL HYSOL EA 9396 adhesive	-
7	CYTEC MXB 7668/7781 glass fiber text	METLBOND1515-4M film adhesive	-
8	CYTEC MXB 7668/7781 glass fiber text	HENKEL HYSOL EA 9396 adhesive	-
9	CYTEC MXB type 171glass fiber text	HENKEL HYSOL EA 9396 adhesive	-

### 3. DENEY SONUÇLARI ve DEĞERLENDİRME

Statik çekme deneyleri, üniversal çekme test cihazında, 0.1mm/s lik sabit çekme hızı ile oda sıcaklığında yapıldı. Öncelikle ana malzemenin mukavemetini bulmak için, çentik açılmamış ve üzerine yama yapılmamış numuneler test edildi. Daha sonra aynı malzemenin yüzey çentikli dayanımını bulmak için çentikli numuneler test edildi Ve daha sonra kompozit yama ile tamir ve takviye edilen çentikli numuneler test edildi. Elde edilen sonuçlar Çizelge 2’ de sunulmuştur.

**Çizelge 2.** Çekme deney sonuçları

Numune No	Akma dayanımı (N/mm <sup>2</sup> )	Çekme dayanımı (N/mm <sup>2</sup> )	% uzama
1	369	444	46,8
2	248	297	7,8
3	277	361	10,5
4	267	336	8,1
5	279	334	8,2
6	257	308	8,7
7	277	329	8,1
8	260	338	9,5
9	259	322	8,6

Çizelge 1' den görüldüğü üzere çentiksiz numunenin akma ve çekme dayanımları çentikli numuneye göre yaklaşık %50 ve %uzaması ise neredeyse 6 kat daha yüksek çıkmıştır. Çentiksiz numune oldukça sünek bir davranış sergilemiş ve %46,8 lik bir %uzama göstermiştir. Oysa aynı malzeme üzerine açılan çentik, çekme mukavemetini 444 N/mm<sup>2</sup> den 369 N/mm<sup>2</sup> ye, akma dayanımını ise 297 N/mm<sup>2</sup> den 248 N/mm<sup>2</sup> değerine düşürmüştür.

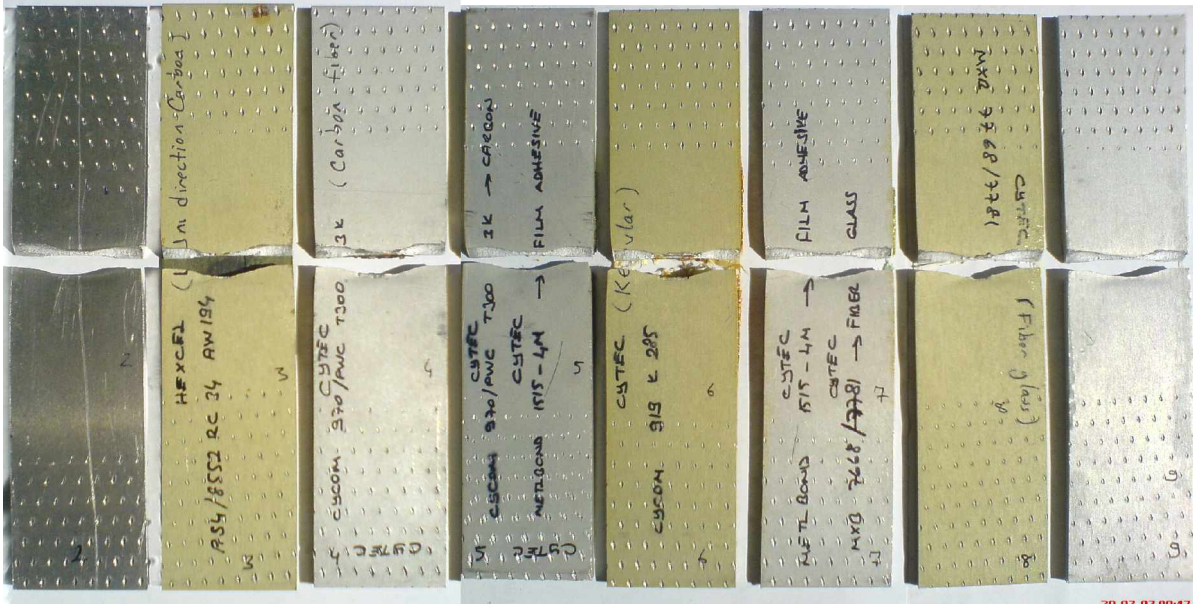
Karbon elyaf takviyeli (3, 4 ve 5 no lu) numuneler de yapılan kompozit yamanın, malzemenin çentikli akma dayanımında %9,5 ve çekme dayanımında yaklaşık %15,5 lik ve %uzama değerinde de %12 lik bir artış sağladığı gözlenmiştir.

Cam elyaf takviyeli (7, 8 ve 9 no lu) numuneler de yapılan kompozit yamanın, malzemenin çentikli akma dayanımında %6,4 ve çekme dayanımında yaklaşık %11,1 lik ve %uzama değerinde de %11,5 luk bir artış sağladığı gözlenmiştir.

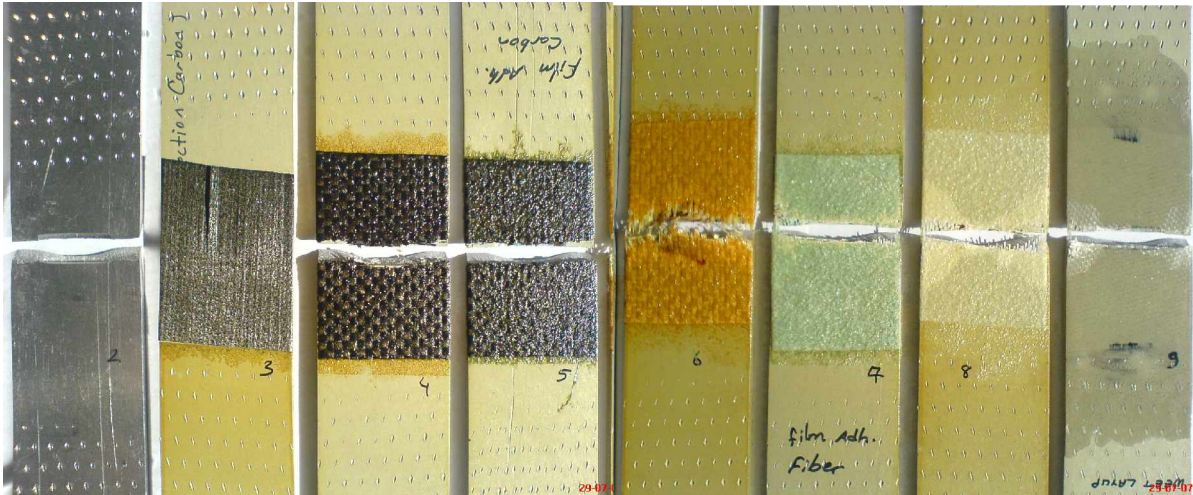
Kevlar elyaf takviyeli (6 no lu) numune de ise yapılan kompozit yamanın, malzemenin çentikli akma dayanımında %3,6 ve çekme dayanımında yaklaşık %3,7 lik ve %uzama değerinde de %11 lik bir artış sağladığı gözlenmiştir.

Tek doğrultuda karbon elyaf takviyeli (3 no lu) numunede, elyaflar gerilme doğrultusunda yerleştiği için çok daha fazla dayanım sağlamış fakat yama yapılan yapıştırma yüzeyindeki bağ kuvveti gerilmeye dayanamayıp, yapıştırma yüzeyinden kopup malzeme hasara uğramıştır. Sadece bu numunede elyaf kopması olmamıştır. Bu durumda yama boyutunun büyütülmesi ya da daha mukavim yapıştırıcı kimyasal kullanmak gerekmektedir.

Eliptik yüzey çentikli çekme deneyinde, çentik civarında oluşan gerilme konsantrasyonu neticesinde çentik köşelerinde kılcal çatlaklar oluşmakta ve ani çatlak ilerlemesi neticesinde bu bölgeden malzeme gevrek kırılma ile hasara uğramaktadır. Çekme deneyi sonrası numune fotoğrafları Şekil 2 ve Şekil 3' de sunulmuştur. Fotoğraflar incelendiğinde bu durum rahatlıkla görülebilmektedir.



Şekil 2 Yüzey çentikli 5086 Al-Mg alaşımı malzemeye ait deney numunelerinin sırasıyla (soldan-sağa 2-9) arkadan görünüşü



Şekil 3 Yüzey çentikli 5086 Al-Mg alaşımı malzemeye ait deney numunelerinin sırasıyla (soldan-sağa 2-9) önden görünüşü

#### 4. SONUÇLAR

Zırhlı personel taşıyıcı (ZPT) ve zırhlı muharebe aracı (ZMA) gövde malzemesi olarak kullanılan 5086 Al-Mg alaşımının eliptik yüzey çentikli deney numuneleri üzerine yapılan farklı kompozit yamaların (cam, karbon ve kevlar), çentikli mukavemete etkisi deneysel olarak incelenen bu çalışmada;

1. Sünek bir malzeme olan alüminyum alaşımı üzerine açılan eliptik yüzey çatlağının, ana malzemenin akma ve çekme dayanımında yaklaşık üçte birlik ve %uzama da ise yaklaşık %84 lük bir düşüşe sebep olmaktadır.
2. Ana malzemenin yaklaşık 1/20 kalınlığında yapılan kompozit yama (karbon, cam ve kevlar elyaf takviyesi sırasıyla) ile çentikli çekme dayanımında; %15,5, %11,1 ve

%3,7 lik artış sağlamıştır. Bu durumda, karbon ile yapılan takviyenin yerinde ve faydalı olduğu, buna karşılık kevlar ile yapılan takviyenin faydasız ve uygun olmadığı söylenebilir.

3. Tamir ya da takviye malzemesi olarak kullanılan malzemenin, ana malzemedan daha yüksek bir elastisite modülüne sahip olması gerekmektedir.

Yapılan bu çalışma, ileriye dönük kapsamlı bir çalışmanın ilk adımı olup, deney parametrelerinin ve şartlarının tespiti için gerekli verileri toplamamıza yardımcı olmuştur.

## TEŞEKKÜR

Bu çalışma, Selçuk Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri (BAP) Koordinatörlüğü tarafından desteklenmiştir. Yazarlar, bu destekten dolayı teşekkür ederler.

## KAYNAKLAR

- 1 Baker AA, Jones R. Bonded Repair of Aircraft Structures. Dordrecht:Martinus Nijhoff Publishers; 1988.
- 2 Baker AA. Repair of cracked or defective metallic components with advanced fibre composites: an overview of Australian work. Compos Struct 1984;2:153–81.
- 3 Baker AA. Fibre composite repair of cracked metallic aircraft components-practical and basic aspects. Composites 1987;18:293–308.
- 4 Atluri SN. Structural Integrity and Durability. Forsyth, Georgia, USA: Tech Science Press; 1997.
- 5 Rose LRF. A cracked plate repaired by bonded reinforcement. Int J. Fract 1982;18:135–44.
- 6 Hart-Smith LJ. The design of repairable advanced composite structures. Douglas Paper 7550, McDonnell Douglas, Douglas Aircraft Company, 1985.
- 7 Chow WT, Atluri SN. Composite patch repairs of metal structures: adhesive nonlinearity, thermal cycling, and debonding. AIAA J 1997;35(9):1528–35.
- 8 Lena MR, Klug JC, Sun CT. Composite patches as reinforcements and crack arrestors in aircraft structures. J Aircr 1998;35(2):318–23.
- 9 Young MJ, Rooke DP, Cartwright DJ. Analysis of patched and stiffened cracked panels using the boundary element method. Int J Solids Struct 1992;29(17):2201–16.
- 10 Sun CT, Arendt C. Bending effects on unsymmetric adhesively bonded composite repairs on cracked aluminium panels. In: Proceedings of FAA/NASA International Symposium on Advanced Structural Integrity Methods for Airframe Durability and Damage Tolerance (Hampton, VA, 4–6 May 1994) vol. I, pp. 33–48.
- 11 D. Ouinas, B.B. Bouiadjra, B. Serier, M. Said Bekkouche. Comparison of the effectiveness of boron/epoxy and graphite/epoxy patches for repaired cracks emanating from a semicircular notch edge, Composite Structures 80 (2007) 514–522
- 12 Xi Liu, Guoping Wang, Progressive failure analysis of bonded composite repairs, Composite Structures 81 (2007) 331–340
- 13 Q.Y. Wang, R.M. Pidaparti, Static characteristics and fatigue behavior of composite-repaired aluminum plates, Composite Structures 56 (2002) 151–155