

## Kompozit Yama ile Tamir Edilmiş V-Çentikli Levhaların Burkulma Davranışı: Üç Boyutlu Sayısal Yaklaşım

Ahmet SAYLIK<sup>1\*</sup>, Mete Onur KAMAN<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Makine Mühendisliği, Mühendislik-Mimarlık Fakültesi, Muş Alparslan Üniversitesi, Muş, Türkiye

<sup>2</sup> Makine Mühendisliği, Mühendislik Fakültesi, Fırat Üniversitesi, Elazığ, Türkiye

\*<sup>1</sup> a.saylik@alparslan.edu.tr, <sup>2</sup> mkaman@firat.edu.tr

(Geliş/Received: 25/02/2019);

Kabul/Accepted: 29/04/2019)

**Öz:** Bu çalışmada, kompozit yama ile tamir edilmiş beş farklı V-çentik boyutuna sahip alüminyum ve kompozit levhaların burkulma davranışı sayısal olarak incelenmiştir. Çentikli levhalara tek taraflı ve çift taraflı yama olmak üzere iki farklı tipte tamir işlemi uygulanmıştır. Yama malzemesi olarak; aynı takviye açısına sahip dört tabaka çapraz örgü karbon fiber ve epoksi yapıştırıcıdan oluşan tabakalı kompozit seçilmiştir. Levha malzemesi olarak ise alüminyum ve aynı yama malzemesinden üretilmiş kompozit kullanılmıştır. Üç boyutlu olarak hazırlanan sonlu eleman modeli kullanılarak tamirli kompozit levhalarda kritik burkulma yükleri hesaplanmıştır. Levhaların çentik boyut değişimine göre kritik burkulma yük analizleri tek ve çift taraflı tamir yöntemi için yapılmıştır. Çentik derinlik artışının, genişliğe göre burkulma yükü üzerinde daha etkili bir parametre olduğu görülmüştür. Ayrıca kompozit levha ya da yamadaki fiber takviye açılarının artışı levha mukavemetini düşürmüştür.

**Anahtar kelimeler:** Kompozit yama, sonlu elemanlar metodu, kritik burkulma, yapıştırıcı.

### Buckling Behavior of V-Notched Plates with Composite Patch: Three-Dimensional Numerical Approach

**Abstract:** In this study, the buckling behavior of aluminum and composite plates with five different V-notch sizes repaired by composite patch were investigated numerically. Two different types of repair were applied to the notched plates. As patch material; the laminated composite consisting of four layers of cross linked carbon fiber and epoxy adhesive having the same reinforcement angle. As the sheet material, aluminum and composite made of the same patch material were used. The critical buckling loads were calculated by using the finite element model prepared in three dimensions. The critical buckling load analysis was performed for single and double-sided repair according to the notch size variation of the plates. It is observed that the increase of the notch height is a more effective parameter on the buckling load than the width. Furthermore, the increase in fiber reinforcement angles on the composite plate or patch reduced the sheet strength.

**Key words:** Composite patch, finite element method, critical buckling, adhesive.

#### 1. Giriş

Çalışma şartlarına bağlı olarak istenilen özelliklerde üretilmesi mümkün olan fiber takviyeli kompozit levhaların kullanım alanı havacılık sektöründe günden güne artmaktadır. Ancak fiber takviyeli kompozitlerin yapısal olarak ince kesitlere sahip olması eksenel basınç yükleri altında burkulma davranışlarının ve yük taşıma kapasitelerinin incelenmesini zorunlu kılar. Özellikle düzlem içi yüklere maruz kalan tabakalı kompozit levhaların burkulma davranışı, uçak bileşenlerinin ön tasarımının yapılmasında gereklidir. İzotropik malzemelere göre daha karmaşık bir hasar davranışına sahip sürekli fiber takviyeli kompozitlerin burkulma davranışının incelenmesi bu noktada önem kazanır. Hu ve Lin [1] tek eksenli basınç yükü altında, simetrik olarak tabakalandırılmış kompozit levhaların burkulma yüklerini farklı fiber açıları için hesaplamışlardır. Levha sınır şartlarının, levha en/boy oranlarının ve çentik boyutlarının fiber yönlenmeleri üzerindeki etkisini araştırmışlardır. Narayana ve diğ. [2] 16 tabakalı simetrik dizilime sahip yarı-izotropik grafit/epoksi kompozit levhaların burkulma davranışını belirlemek için sonlu elemanlar yöntemini kullanarak sayısal bir çalışma yapmışlardır. Kare ve dikdörtgen deliklere sahip levhalarda burkulma yüklerinin, artan levha en/boy oranı ve levha uzunluğu/kalınlığı oranı ile azaldığını gözlemlemişlerdir. Kömür ve diğ. [3] tarafından dairesel ve eliptik delikli dokuma cam/polyester tabakalı kompozit levhalarda sayısal burkulma analizi yapılmıştır. Dairesel ve eliptik deliğin, kare şeklindeki kompozit levhaların burkulma yükü üzerindeki etkilerini incelemişlerdir. Eliptik deliği konumlandırmanın artmasının, burkulma yükünün azalmasına neden olduğu sonucuna varmışlardır. Hamani ve diğ. [4] sonlu elemanlar yöntemini kullanarak tek ve çift dairesel çentikli dikdörtgen kompozit levhalar için burkulma analizi yapmışlardır.

\* Sorumlu yazar: [a.saylik@alparslan.edu.tr](mailto:a.saylik@alparslan.edu.tr). Yazarların ORCID Numarası: <sup>1</sup> 0000-0003-1801-0082, <sup>2</sup> 0000-0003-0178-6079

Karbon/bismaleimde (IM7/5250-4) kompozit levhalarda çentik yarıçapı ne olursa olsun burkulma yükünün neredeyse sabit kaldığını, levhanın anizotropi derecesini arttırmanın ise kritik burkulma yükünü önemli ölçüde arttırdığını gözlemlemişlerdir. Turan [5] yama ile tamir edilmiş kompozit levhaların burkulma davranışını deneysel ve sayısal olarak incelemiştir. Ortasında dairesel delik bulunan tek yönlü karbon/epoksi kompozit levhaları yapıştırıcı kullanarak tek ve çift taraflı yama ile onarmıştır. Onarılmış kompozit levhaların kritik burkulma yüklerinin, dairesel delikli kompozit levhalara göre %96 ile 263 oranı arasında daha yüksek olduğunu belirlemiştir. Kumar ve diğ. [6] cam/epoksi tabakalı kompozit levhalar için burkulma yükü üzerinde uzunluk/kalınlık oranının, en/boy oranının, fiber yönlenmesinin ve delik şeklinin etkisini incelemişlerdir. Deng ve diğ. [7] tek ve çift taraflı karbon fiber kompozit yama ile onarılan ortası delikli tabakalı kompozit levhaların burkulma yüklerini ve hasar mekanizmalarını tahmin etmek için kademeli bir hasar modeli hazırlamışlardır. Yük ve hasar modları yama tipine göre kıyaslandığında yapısal simetrisinin yanıl esnekliği arttırdığını gözlemlemişlerdir. Seif ve Kabir [8] özel bir bağlama aparatı kullanarak içerisinde çatlak bulunan çeliğe simetrik ve simetrik olmayan burkulma testleri yapmışlardır. Kırılma kapasitesi ve yorulma ömür etkisini deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Solmaz ve diğ. [9] tabakalı kompozit levhalarda fiber takviye açısının kritik burkulma yüküne etkisini incelemişlerdir. Fiber takviye açısının levhaların yüklem ekseninden uzaklaşmasının, kritik burkulma yüklerini azalttığını gözlemlemişlerdir. Chattopadhyay [10] fiber doğrultusunun ve delaminasyon boyutunun değişiminin kritik burkulma yüküne etkisini incelemiştir. Fiber oryantasyon açısı ve delaminasyon boyutunun artması ile kritik burkulma yükünün arttığı gözlemlenmiştir. Rezaeepazhand ve Sabori [11] dairesel delik içeren alüminyum levhaları kompozit yama ile tamir ederek burkulma analizlerini yapmışlardır. Tabaka dizilimlerini değiştirerek, tamir edilen levhaların yük taşıma kapasitelerinin artırılabilirliğini belirlemişlerdir. Ipek ve diğ. [12] tabakalı kompozitlerin burkulma davranışı üzerinde delaminasyon büyüklüğü ve yerinin etkilerini deneysel olarak incelemişlerdir. Farklı delaminasyon boyutları ve tabakalar arasındaki konumu için hazırladıkları numunelerin kritik burkulma yüklerinin delaminasyon boyutu ile orantılı olarak değiştiğini gözlemlemişlerdir. Hwang ve Liu [13] sonlu elemanlar yöntemini kullanarak karbon/epoksi kompozit malzemelerin tek eksenli basınç kuvveti altında burkulma davranışını incelemişlerdir. Kutlu ve Chang [14], kalınlık boyunca çoklu delaminasyona sahip tabakalı kompozitlerde hasar davranışını basınç kuvveti altında modellemişlerdir. Wu ve diğ. [15], değişken kalınlıklı kompozit panellerin burkulma davranışlarını optimize etmişlerdir. Chen ve diğ. [16] dikdörtgen şekilli delaminasyona sahip değişken fiber açılı kompozit levhaların burkulma analizini yapmışlardır. Jeyaprakash ve diğ. [17] karbon fiber takviyeli plastik (CFRP) levhaların burkulma davranışını deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Katafiasz ve diğ. [18] tipik bir kompakt çekme test numunesi geometrisi içinde kritik burkulma yükünü ve basınç gerilmelerinin dağılımını optimize etmek için başarılı bir model uygulaması sunmuşlardır. Termal yük, burkulma davranışını tetikleyen diğer önemli bir parametredir [19-22]. Manickam ve diğ. [13] termal yüklere maruz değişken rijitliğe sahip kompozit levhaların burkulma davranışını, birinci merteye kayma deformasyon teorisine dayanan sonlu elemanlar yaklaşımını kullanarak incelemişlerdir. Ortasında delik vb. geometrik düzensizlik içeren yapıların dayanıklılığını ölçmeye yardımcı olan kritik burkulma yükü analizlerinin önemini, sonlu elemanlar metoduyla yapılan birçok çalışma ortaya koymaktadır. Bu çalışmada ise literatürden farklı olarak, kompozit yama ile yapıştırıcı kullanılarak tamir edilmiş, farklı boyutlara sahip kenarında V-çentik içeren levhaların sonlu elemanlar modeli üç boyutlu olarak hazırlanmış ve kritik burkulma yükleri hesaplanmıştır. Sonuçta çentik boyutunun, levha malzemesinin ve tamir tipinin değişimin kritik burkulma yüküne etkisinin incelenmesi amaçlanmıştır. Elde edilen veriler grafikler halinde sunulmuştur.

## 2. Materyal ve Metot

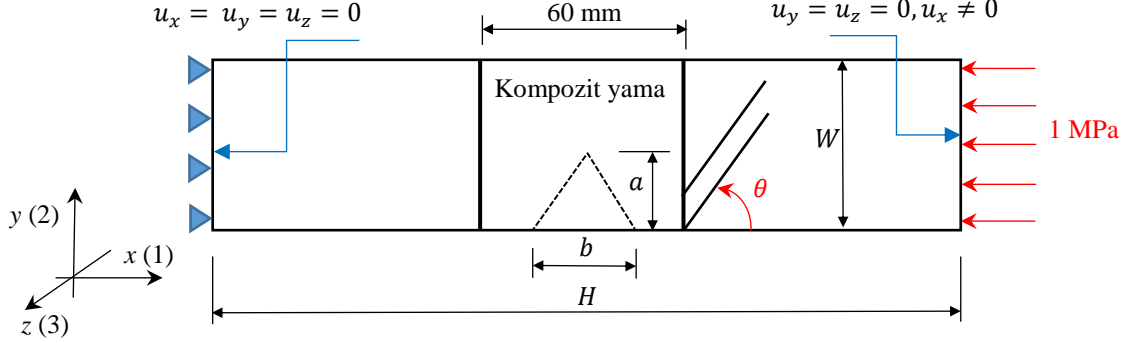
### 2.1. Problemin Tanımı

Tamir işleminde kullanılan V-çentikli levhalar 5754-H serisine ait alüminyum ve karbon/epoksi kompozit olarak seçilmiştir. Hazırlanan numunelerin boyutları Tablo 1'de verilmiştir.

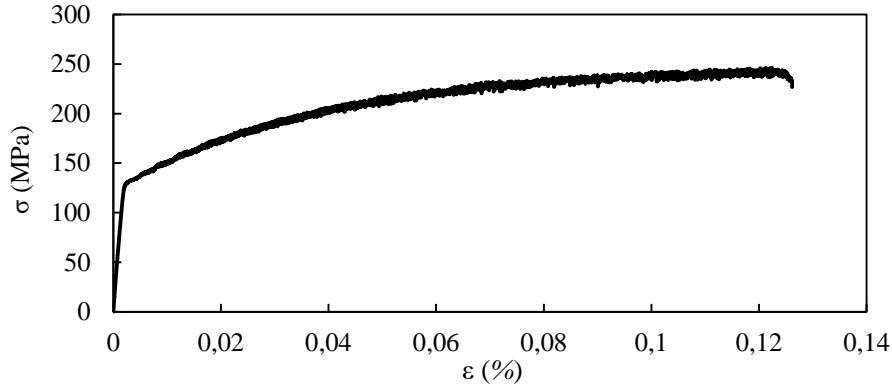
**Tablo 1.** Hazırlanan sonlu eleman levha modellerinin boyutları.

Numune Tipi	$W$ (mm)	$H$ (mm)	$a$ (mm)	$b$ (mm)	$t$ (mm)
1	40	200	30	20	1.94
2	40	200	20	30	1.94
3	40	200	20	20	1.94
4	40	200	20	10	1.94
5	40	200	10	20	1.94

Levhalar  $t = 1.94$  mm kalınlığında, 40 mm genişliğinde, 200 mm boyundadır. Modeller; çentik derinliği  $a$  ve çentik genişliği  $b$  değişimine göre beş farklı tipte hazırlanmıştır.  $W$ , levhanın genişliği,  $H$  ise levhanın uzunluğudur. Yama uzunluğu sabit olup 60 mm'dir (Şekil 1).



Şekil 1. Kompozit yama ile tamir edilmiş levha boyutları.



Şekil 2. Alüminyum için gerilme-şekil değiştirme grafiği [24].

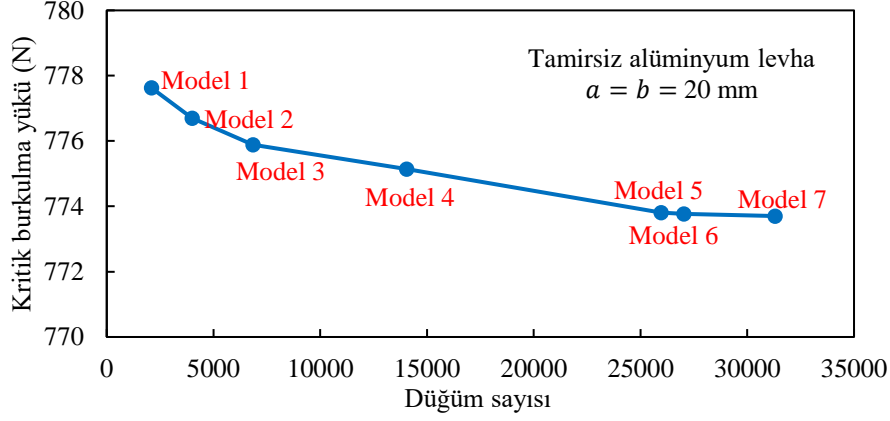
Tablo 2. Alüminyum levhanın mekanik özellikleri [24].

Kayma modülü ( $G$ )	25940 MPa
Çekme dayanımı ( $X_T$ )	246.72 MPa
Kopma uzaması ( $\epsilon_K$ )	0.126
Elastisite modülü ( $E$ )	69000 MPa
Poisson oranı ( $\nu$ )	0.33
Akma gerilmesi ( $\sigma_Y$ )	132 MPa

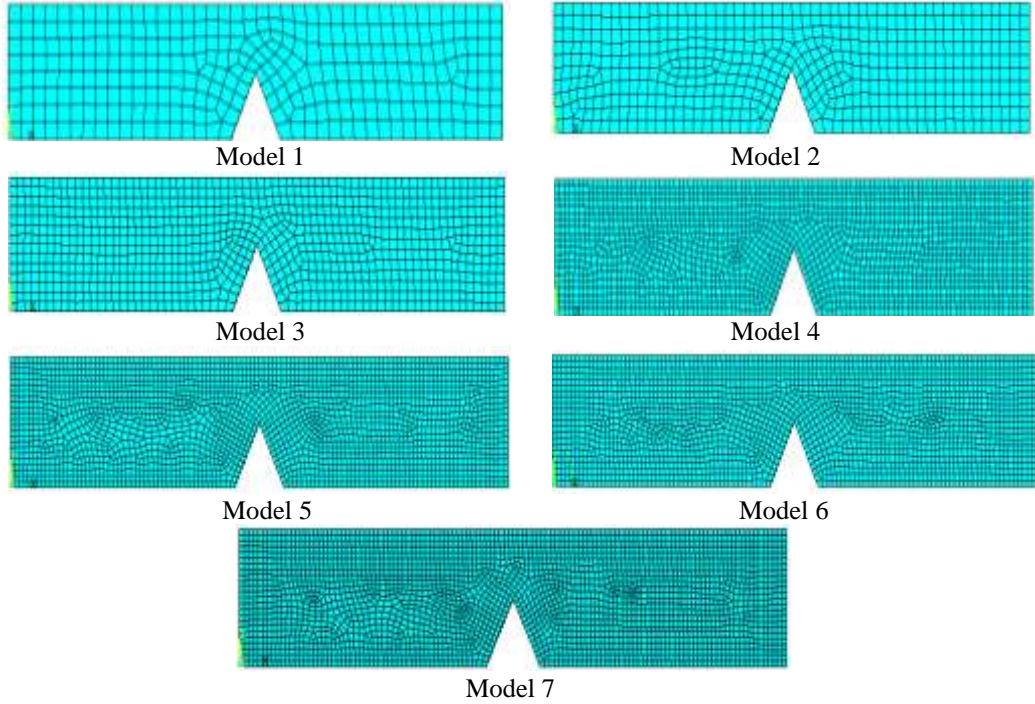
Tablo 3. Karbon/epoksi kompozit malzemenin mekanik özellikleri [24].

Fiber takviyesi yönündeki elastisite modülü ( $E_1$ )	74800 MPa
Fiber takviyesine dik doğrultudaki elastisite modülü ( $E_2$ )	74800 MPa
Kayma modülü ( $G_{12}$ )	3400 MPa
Kayma mukavemeti ( $S$ )	48.1 MPa
Poisson oranı ( $\nu_{12}$ )	0.24
Fiber takviyesi yönündeki çekme mukavemeti ( $X_T$ )	609 MPa
Fiber takviyesine dik doğrultudaki çekme mukavemeti ( $Y_T$ )	609 MPa
Fiber takviyesi yönündeki basma mukavemeti ( $X_C$ )	354.457 MPa
Fiber takviyesine dik doğrultudaki basma mukavemeti ( $Y_C$ )	354.457 MPa

Alüminyum malzemenin gerilme-şekil değiştirme grafiği Şekil 2' de gösterilmiştir. Mekanik özellikleri ise Tablo 2'de verilmiştir [24]. Yama malzemesi olarak karbon fiber takviyeli epoksi kompozit kullanılmıştır. Kompozit yamaların hepsi aynı fiber yönünde  $[0^\circ]_4$  olacak şekilde modellenmiştir.



Şekil 3. Kritik burkulma yükünün sonlu eleman düğüm sayısı ile değişimi.



Şekil 4. Farklı eleman boyutları için levha sonlu eleman modelleri.

## 2.2 Sonlu eleman modeli

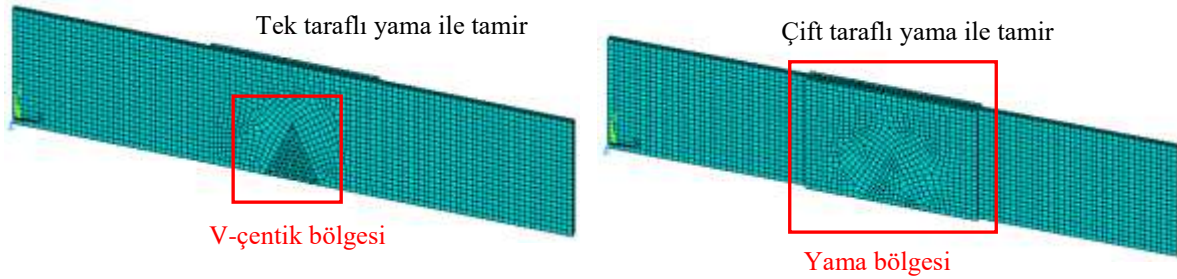
Farklı çentik boyutlarına sahip levha modellerinin kritik burkulma yüklerinin hesaplanması için ANSYS sonlu elemanlar paket programı kullanılmıştır [25]. Sonlu eleman modellemesinde düğüm başına üç serbestlik derecesine sahip 20 düğüm tarafından tanımlanan *Solid186* eleman tipi seçilmiştir. ANSYS sonlu elemanlar paket programında sayısal modelleme yapılırken ideal eleman sayısı için analizler yapılmıştır. Şekil 3'de tamirsiz alüminyum levha için yapılan çözümlerde kritik burkulma yükünün düğüm sayısı ile değişimi verilmiştir. Eleman boyutu azaldıkça kritik burkulma yük değeri azalmaktadır. Burkulma yükünün artık değişmediği en uygun düğüm

sayısının Model 6 için elde edildiği görülmüştür (Şekil 4). Sonuçta sayısal çözüm için hazırlanan modellerin ideal elaman ve düğüm sayıları Tablo 4’de gösterilmiştir.

**Tablo 4.** Kompozit levhaların sonlu elamanlar modeli için düğüm ve elaman sayıları.

Çentik boyutları	Elaman sayısı	Düğüm sayısı
$a=10$ mm, $b=20$ mm	4512	25853
$a=20$ mm, $b=20$ mm	4524	25967
$a=30$ mm, $b=20$ mm	4288	24709
$a=20$ mm, $b=10$ mm	4352	25021
$a=20$ mm, $b=30$ mm	4336	24925

Lineer kritik burkulma analizi iki aşamada gerçekleştirilmiştir. Birinci aşamada, büyük yer değiştirme etkisi dikkate alınarak birim yük altında (1 MPa) statik analiz yapılmış, ikinci aşamada ise statik analiz verileri kullanılarak burkulma yükleri ve modları hesaplatılmıştır. Analizlerde sınır şartı olarak levhanın her iki ucu da ankastre mesnetlenmiş olup (levha sol kenarı:  $u_x = u_y = u_z = 0$ , levha sağ kenarı:  $u_y = u_z = 0, u_x \neq 0$ ) uzun kenarlar serbesttir ( $u_x = u_y = u_z \neq 0$ )(Şekil 1). Kullanılan kompozitlerin lokal malzeme eksenleri, global kartezyen eksen takımı ile çakışmaktadır. Dolayısıyla fiber doğrultusu 1, aynı zamanda basma yük doğrultusu olan  $-x$  eksenini tanımlamaktadır (Şekil 1). Şekil 5’de tek ve çift taraflı yama ile tamir edilmiş levhaların sonlu eleman modelleri verilmiştir. Kompozit yama ile yapıştırıcı arasında izotropik özellik gösteren yapıştırıcı hacim bulunmaktadır. Yapıştırıcı ile V-çentikli levha ve yapıştırıcı ile kompozit yama arasında mükemmel birleşme olduğu kabul edilmiştir. Üç boyutlu hazırlanan modellerde çentik nedeniyle boşalan levha hacmi yapıştırıcı ile doldurulmuştur. Kullanılan yapıştırıcının mekanik özellikleri lineer elastik olarak seçilmiş *Henkel Hysol EA 9396* marka epoksidir. Mekanik özellikleri Tablo 5’te sunulmuştur.



**Şekil 5.** Tek ve çift taraflı yama ile tamir edilmiş levhaların sonlu eleman modelleri.

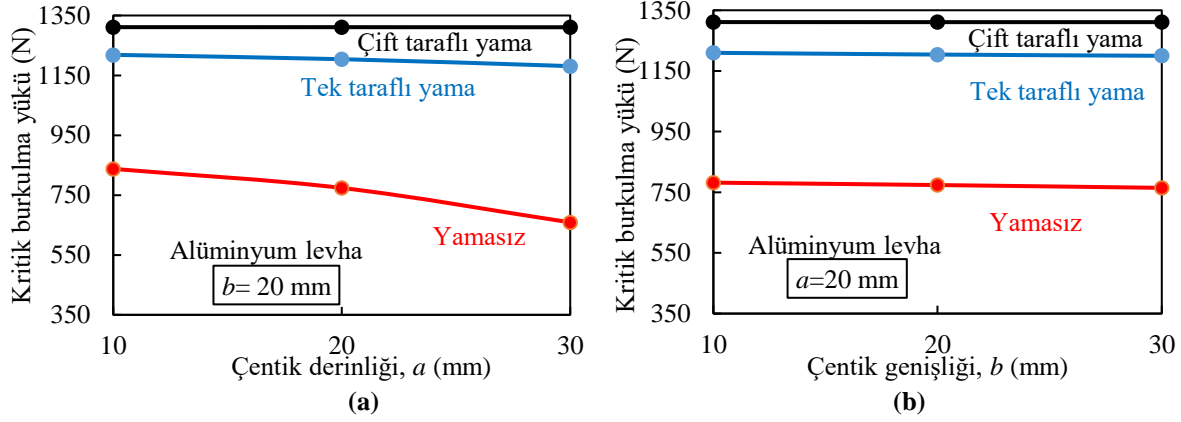
**Tablo 5.** Yapıştırıcı malzemeye ait mekanik özellikler [24, 26].

Kayma modülü ( $G$ )	1060 MPa
Çekme dayanımı ( $X_T$ )	35.2 MPa
Kopma uzaması ( $\epsilon_K$ )	3.4
Elastisite modülü ( $E$ )	2750 MPa
Basma dayanımı ( $X_C$ )	482.8 MPa
Poisson oranı ( $\nu$ )	0.3
Kayma mukavemeti ( $S$ )	24.1 MPa

### 3. Sonuçlar

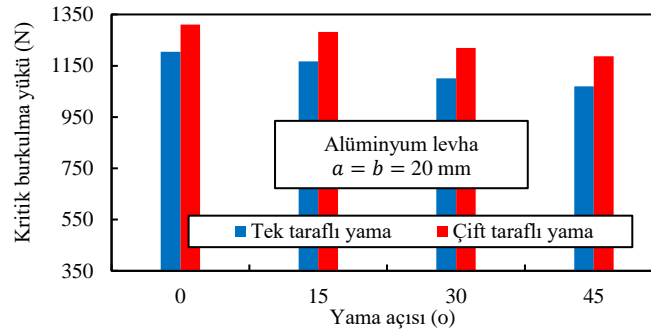
Çentik genişliği ve derinliğine göre değişen beş farklı tipteki modeller kompozit ve alüminyum malzeme için ayrı ayrı hazırlanmıştır. Modellerin burkulma analizleri farklı tamir tiplerine göre yapılmıştır. Her çentik tipi için yamasız, tek taraflı ve çift taraflı yama modelleri kullanılarak kritik burkulma yükleri hesaplanmıştır. Şekil 6 (a)’

da çentik genişliğinin aynı derinliğinin farklı olduğu, Şekil 6 (b)'de ise çentik derinliğinin aynı genişliğinin farklı olduğu levhaların kritik burkulma yükleri verilmiştir. Yama açısı Şekil 6 (a) ve Şekil 6 (b)'de  $\theta_{yama}=0^\circ$ 'dir.



Şekil 6. (a) Farklı tamir tipleri için kritik burkulma yükünün çentik derinliği ile değişimi (b) Farklı tamir tipleri için kritik burkulma yükünün çentik genişliği ile değişimi.

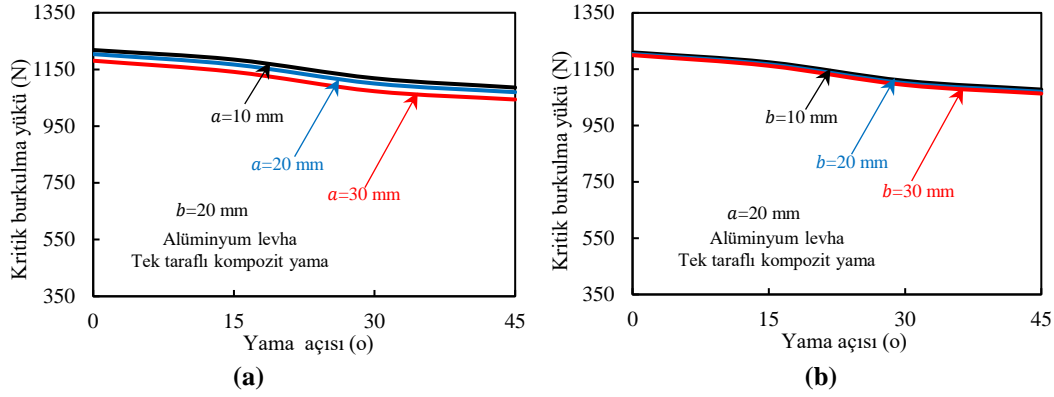
Şekil 6 (a) ve Şekil 6 (b) incelendiğinde çentik derinliğinin artışının çentik genişliğine oranla kritik burkulma yükünü daha fazla etkilediği görülmektedir. Çentik derinliği arttıkça, levhanın net kesit alanı azalacağı için burkulma yükleri azalmaktadır. Ancak çentik genişliğinin azalması yük taşıyan net kesit alanı değiştirmez. Bu nedenle de tamirsiz levhada  $b=10$  mm'den 30 mm'ye arttığı zaman burkulma yükündeki azalma oranı %2.2 iken,  $a=10$  mm'den 30 mm'ye arttığı zaman burkulma yükündeki azalma oranı %21.3 değerine ulaşmaktadır. Tek taraflı yama ile tamir, tüm modellerde burkulma yüklerini %47.9 ile %79 oranında artırmaktadır. Çift taraflı yama kullanımında ise burkulma yükleri tek taraflı yamalı numunelerden %7.6 ile %9.3 arasında daha fazladır. Çift taraflı yama levhaya yapısal simetrik özellik kazandırır. Tek taraflı yama kullanılan onarımlarda, asimetrik yapı yanıl esnekliği artırabilir ancak daha erken yama ayrılması ve mukavemet düşüşüne neden olur [7]. Çentik derinliğinin ve genişliğinin artması, tamir edilmiş levhalarda burkulma yüklerini yamasız levha değerleri ile kıyaslandığında önemli bir şekilde değiştirmedeği görülmektedir. Şekil 7'de çentik genişliğinin ve derinliğinin aynı olduğu ( $a=b=20$  mm) bir alüminyum levha modelinde, yama açısının  $\theta_{yama}=0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $30^\circ$  ve  $45^\circ$  farklı değerleri için kritik burkulma yükleri verilmiştir. Kullanılan kompozitin fiber ve fibere dik doğrultudaki elastisite modülleri aynı olduğu için fiber oryantasyon açısı maksimum  $45^\circ$  olarak alınmıştır.



Şekil 7.  $a=b=20$  mm levha modeli için kritik burkulma yükünün kompozit yama fiber açısı ile değişimi.

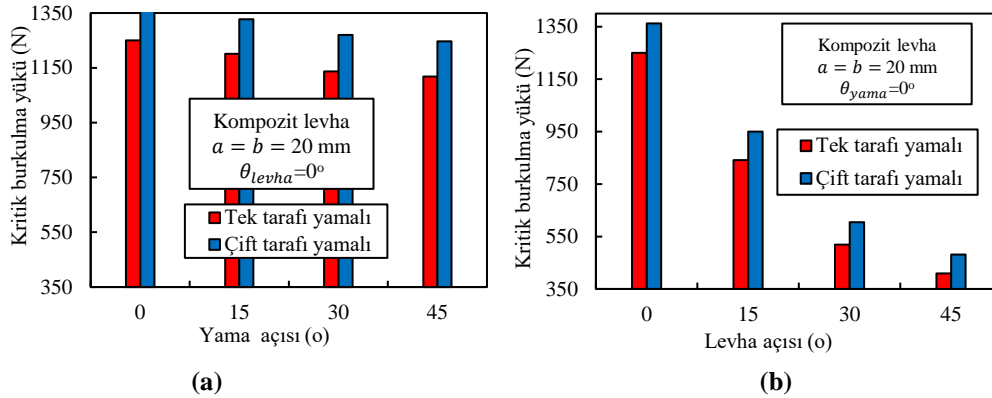
Şekil 7 'de başlangıçta  $\theta_{yama}=0^\circ$  konumunda yük ile aynı doğrultuda olan fiberler, fiber takviye açısının artması ile yük doğrultusundan uzaklaşırlar ve levha mukavemetinin azalmasına sebep olurlar.  $\theta_{yama}=45^\circ$  olduğunda tek taraflı yama ile tamir edilmiş numunelerde  $\theta_{yama}=0^\circ$ 'ye göre yük azalması %12.5 iken, bu değer çift taraflı yama ile tamir edilmiş numunelerde %10.1'dir. Dolayısıyla da levha tamir edildikten sonra yama açısının artışının, her iki tip yama tekniğinde de aynı oranda kritik yük değerini azalttığı söylenebilir [9]. Şekil 8 (a)'da çentik genişliğinin aynı, derinliğinin farklı olduğu tek taraflı kompozit yama ile tamir edilmiş alüminyum levhaların yama açısının değişimine göre kritik burkulma yükleri verilmiştir.  $a=10$  mm'de kritik burkulma yükü

1218 N iken,  $a=30$  mm'de 1180 N değerinde olduğu görülmüştür. Şekil 8 (b)'de ise çentik derinliğinin aynı, genişliğinin farklı olduğu levhaların burkulma yükleri gösterilmiştir. Yama uygulanması ile birlikte çentik derinliğinin artışı kritik burkulma yükü üzerinde farklı yama açıları için %3 oranında azalmaya sebep olurken, çentik genişliğinin artmasının kritik burkulma yükü üzerindeki etkisi %1'in altındadır.



Şekil 8. (a) Farklı çentik derinlikleri için kritik burkulma yükünün yama açısı ile değişimi, (b) farklı çentik genişlikleri için kritik burkulma yükünün yama açısı ile değişimi.

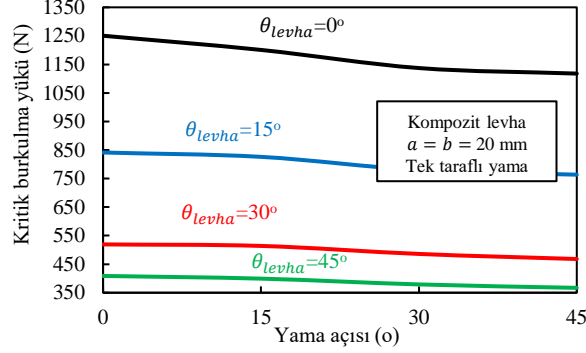
Bir diğer sayısal yaklaşımda; kompozit levhanın aynı malzemeden üretilmiş kompozit yama ile tamir edilmesine ait modeller oluşturulmuştur.  $\theta_{levha}=0^\circ$  fiber doğrultusuna sahip kompozit levhada tek ve çift taraflı yama için kritik burkulma yükünün yama fiber açısı ile değişimi Şekil 9 (a) 'da verilmiştir. Alüminyum levhada olduğu gibi kompozit yama açısının artması burkulma yükünü azaltmaktadır. Tek taraflı yamada yama açısının artması ile burkulma yüklerindeki azalma maksimum %11.8 iken, bu değer çift taraflı yamada %9.2'dir. Elde edilen yüzdeler alüminyum levhalar ile benzerlik göstermektedir. Şekil 9 (b)'de ise yama açısının sabit ( $\theta_{yama}=0^\circ$ ), levha açısının  $\theta_{levha}=0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$  ve  $45^\circ$  olduğu durumlardaki kritik burkulma yükü değerleri sunulmuştur.



Şekil 9. (a)  $a=b=20$  mm kompozit levha modeli için kritik burkulma yükünün yama fiber açısı ile değişimi, (b)  $a=b=20$  mm kompozit levha modeli için kritik burkulma yükünün levha fiber açısı ile değişimi.

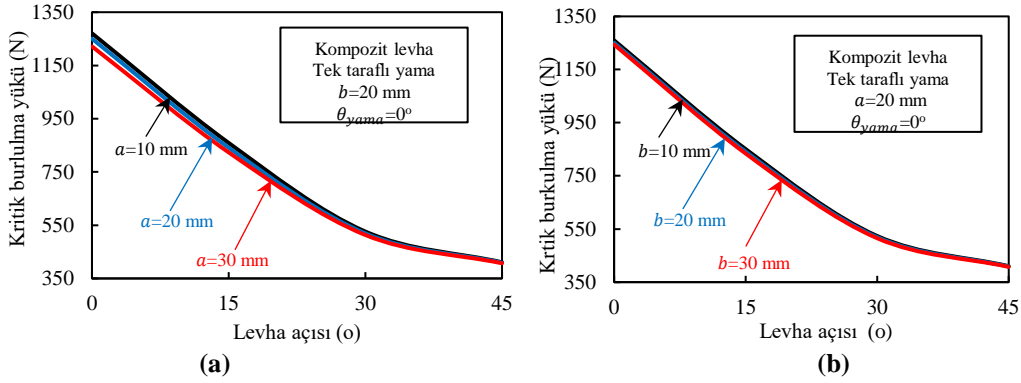
Levha açısının artmasıyla birlikte kritik burkulma yükünde önemli azalmalar elde edilmiştir [9]. Tek taraflı tamir yönteminde  $\theta_{levha}=45^\circ$  için kritik yükteki azalma,  $\theta_{levha}=0^\circ$ 'ye göre %67.3'tür. Bu değer benzer olarak çift taraflı yamada ise %64.7'dir. Levha malzemesindeki fiber doğrultularının değişiminin kritik burkulma yükü üzerindeki etkisi, yamadaki fiberlerin doğrultularının değişiminden daha önemli bir parametre olduğu açıktır (Şekil 9). Tek taraflı kompozit yama ile tamir edilen  $a=b=20$  mm kompozit levhanın kritik burkulma yükünün yama açısı ile değişimi farklı levha açıları için değişimi Şekil 10'da gösterilmiştir.  $a=b=20$  mm olan tek taraflı kompozit yamanın levha açısı  $\theta_{levha}=0^\circ$ , yama açısı  $\theta_{yama}=45^\circ$  iken kritik burkulma yükü 1118 N, levha açısı

$\theta_{levha}=45^\circ$ , yama açısı  $\theta_{yama}=45^\circ$  olduğunda ise 367 N değerine düştüğü gözlemlenmiştir.  $\theta_{levha}=0^\circ$  için kritik burkulma yükünün  $\theta_{yama}$  ile değişimi maksimum %10. 6 iken,  $\theta_{levha}=45^\circ$  için kritik burkulma yükünün  $\theta_{yama}$  ile değişimi maksimum %10.2'dir. Dolayısıyla da farklı levha açılarında yama açısının değişimi ile elde edilecek burkulma yükündeki oranının aynı olduğu söylenebilir.

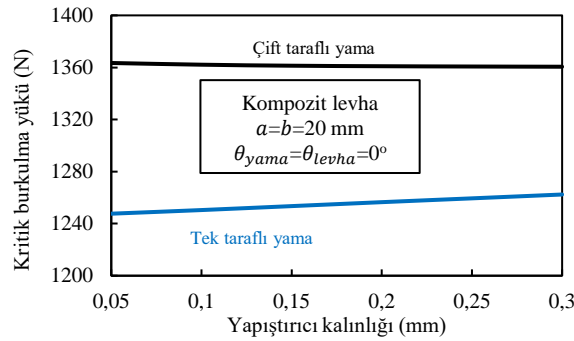


**Şekil 10.** Farklı levha açılarında tek taraflı kompozit yama ile tamir edilmiş kompozit levhanın kritik burkulma yükünün yama açısı ile değişimi.

Tek taraflı kompozit yama ile tamir edilen kompozit levhaların, levha açısının değişimine bağlı olarak kritik burkulma yükleri hesaplanmıştır. Hesaplanan kritik burkulma yükleri farklı çentik derinlikleri için Şekil 11 (a)'da, farklı çentik genişlikleri için ise Şekil 11 (b)'de gösterilmiştir.



**Şekil 11. (a)** Farklı çentik derinlikleri için kritik burkulma yükünün levha açısı ile değişimi, **(b)** Farklı çentik genişlikleri için kritik burkulma yükünün levha açısı ile değişimi.



**Şekil 12.** Farklı yama tipleri için kritik burkulma yükünün yapıştırıcı kalınlığı ile değişimi.

Şekil 11 incelendiğinde levha açısının artması ile birlikte çentik derinliğinin değişiminin burkulma yükü üzerindeki etkisi yok olmaktadır.  $\theta_{levha} = 0^\circ$  için  $a = 10$  mm ile  $a = 30$  mm derinliğe sahip tek taraflı yamalı



levhaların kritik burkulma yükleri arasındaki fark %34.1'dir.  $\theta_{levha} = 45^\circ$  olduğunda ise bu fark tamamen ortadan kalkmaktadır. Levha açısının artması ile birlikte çentik genişliğinin değişiminin burkulma yükü üzerindeki etkisi çok azdır. Şekil 6-12 arasındaki grafiklerde yapıştırıcı kalınlığı 0.1 mm olarak sabit tutulmuştur. Yapıştırıcı kalınlığının burkulma yükü üzerinde etkisini görebilmek amacıyla Şekil 12'de sunulmuştur. Çift taraflı yama kullanımında yapıştırıcı kalınlığının değişiminin kritik burkulma yükü üzerindeki etkisi yoktur. Çift taraflı yama kullanıldığında ise; 0.05 mm yapıştırıcı kalınlığı yerine 0.3 mm yapıştırıcı kalınlığı tercih edildiğinde burkulma yükünde %1.2 oranında bir artış elde edilmiştir. Tamir edilmiş levhalarda kritik burkulma yükü, levha kalınlığı arttığında artar [4], ancak yapıştırıcı kalınlığının değişiminin burkulma yükü üzerinde önemli bir parametre olmadığı söylenebilir. Ek olarak kompozit levhaların ilk burkulma modları ayrıca Tablo 6'da verilmiştir. İlk modların tamirsiz ve tamirli numuneler için benzer olduğu görülmüştür.

**Tablo 6.** V-çentikli kompozit numunelerin ilk burkulma modları ve  $-z$  eksenindeki yer değiştirmeleri.

Numune tipi	Burkulma modu
Tamirsiz numune	
Tek taraflı yama	
Çift taraflı yama	
Yer değiştirme (mm)	

#### 4.Tartışma

Bu çalışmada kenarında V-çentik bulunan alüminyum ve kompozit levhalar kompozit yama ile tek ve çift taraflı kompozit yama ile tamir edilerek kritik burkulma yükleri hesaplanmış ve elde edilen sonuçlar aşağıda kısaca özetlenmiştir.

- Çentik boyutlarının değişimi, tamir edilmiş levhalarda burkulma yüklerini önemli bir şekilde değiştirmedeği belirlenmiştir.
- Tek taraflı yapılan tamirler, çift taraflı yamalı tamirlere göre kıyaslandığında esnekliğin ve kritik burkulma yük değerlerinin daha az olduğu gözlemlenmiştir.
- Levha tamir edildikten sonra yama açısının artışı, her iki tip yama tekniğinde de aynı oranda kritik yük değerini azaltmıştır.
- Alüminyum levhada olduğu gibi kompozit yama açısının artması burkulma yükünü azaltmaktadır. Kompozit levha için elde edilen sonuçlar alüminyum levhalar ile benzerlik göstermektedir.
- Levha malzemesindeki fiber doğrultularının değişiminin kritik burkulma yükü üzerindeki etkisi, yamadaki fiberlerin doğrultularının değişiminden daha önemli bir parametredir.
- Levha açısının artması ile birlikte çentik derinliğinin değişiminin burkulma yükü üzerindeki etkisi yok olmaktadır.
- Tamir edilmiş levhalarda yapıştırıcı kalınlığının değişiminin burkulma yükü üzerinde önemli bir parametre olmadığı söylenebilir.
- Bu sonuçlara göre ideal şartlarda yapılmış mükemmel bir çift taraflı tamir ile kritik öneme sahip çentik boyutlarının, yapıştırıcı kalınlığının burkulma yükü üzerindeki etkisi ortadan kalkacaktır. Levhalarda yüklemeye doğrultusunda fiber kullanmak ise konstrüksiyonun yanal dayanımı üzerinde etkili olduğu konusu tasarımcılar için önem taşır.

### Kaynaklar

- [1] Hu HT, Lin BH. Buckling optimization of symmetrically laminated plates with various geometries and end conditions. *Composites Science and Technology* 1995; 55: 277-285.
- [2] Narayana AL, Rao K, Kumar RV. FEM buckling analysis of quasi-isotropic symmetrically laminated rectangular composite plates with a square/rectangular cutout. *Journal of Mechanical Science and Technology* 2013; 27 (5):1427-1435.
- [3] Komur MA, Sen F, Atas A, Arslan N. Buckling analysis of laminated composite plates with an elliptical/circular cutout using FEM. *Advances in Engineering Software* 2010; 41:161-164.
- [4] Hamani N, Ounias D, Taghezout N, Sahnoun M, Vina J. Effect of fiber orientation on the critical buckling load of symmetric composite laminated plates. *Advanced Materials Research Composite Structures*,2013; 629: 95-99.
- [5] Turan K. Buckling behavior of adhesively patch-repaired composite plates *Journal of Composite Materials* 2013; 48: 3253-3261.
- [6] Kumar MM, Jacop CV, Lakshminarayana N, Puneeth BM, Nagabhushana M. Buckling analysis of woven glass epoxy laminated composite plate. *American Journal of Engineering Research (AJER)* 2013; 02:33-40.
- [7] Deng J, Zhou G, Bordas SPA, Xiang C, Cai D. Numerical evaluation of buckling behavior induced by compression on patch-repaired composites. *Composite Structures* 2017; 168:582-596.
- [8] Seif AE, Kabir MZ. Experimental study on the fracture capacity and fatigue life reduction of the tensioned cracked plate due to the local buckling. *Engineering Fracture Mechanics* 2017; 175:168-183.
- [9] Solmaz Y, Kaman MO, Turan K, Turgut A. Fiber takviye açısının tabakalı kompozit levhaların kritik burkulma yüküne etkisi. XVI. Ulusal Mekanik Kongresi; 22-26 Haziran 2009, Kayseri, 1001-1010.
- [10] Chattopadhyay L. Analytical determination of buckling load in a laminated composite plate with embedded delamination. *International Journal of Engineering & Applied Sciences (IJEAS)* 2015; 7: 45-55.
- [11] Rezaeepazhand J, Sabori H. Buckling of perforated repaired with composite patches. *Key Engineering Materials* 2008; 385-387: 337-380.
- [12] Ipek G, Arman Y, Celik A. The effect of delamination size and location to buckling behavior of composite materials. *Composites Part B* 2018; 155: 69-76.
- [13] Hwang S.F Lui G. Buckling behavior of composite laminates with multiple delaminations uniaxial compression. *Composites Structures* 2001; 53: 235-243.
- [14] Kutlu Z. Chang FK. Modeling compression failure of laminated composites containing multiple through-width delaminations. *Journal of Composites Materials* 1992; 26: 350-387.
- [15] Wu Z, Raju G, Weaver PM. Optimization of post buckling behavior of variable thickness composite panels with variable angle tows: towards “buckle-free” design concept. *International Journal of Solids and Structures* 2018; 132-133: 66-79.
- [16] Chen X, Wu Z, Nie G, Weaver P. Buckling analysis of variable angle tow composite plates with a through-the-width or an embedded rectangular delamination. *International Journal of Solids and Structures* 2018; 138: 166-180.
- [17] Jeyaprakash P, Prabhakaran V, Devaraju A. Experimental and numerical analysis of carbon epoxy fiber composite under buckling load. *Materials Today: Proceedings* 2018; 5: 14526-14530.
- [18] Katafiasz TJ, Iannucci L, Greenhalgh ES. Development of a novel compact tension specimen to mitigate premature compression and buckling failure modes within fiber hybrid epoxy composites. *Composite Structures* 2019; 207 93-107.
- [19] Manickam G, Bharath A, Das AN, Chandra A. Thermal buckling behavior of variable stiffness laminated composite plates. *Materials Today Communications* 2018; 16:142-151.
- [20] Tran LV, Thai CH, Xuan HN. An isogeometric finite element formulation for thermal buckling analysis of functionally graded plates. *Finite Elements in Analysis and Design* 2013; 73:65-76.
- [21] Moita JS, Araujo AL, Correia VF, Soares CMM, Herskovits J. Buckling and nonlinear response of functionally graded plates under thermo-mechanical loading. *Composites Structures* 2018; 202: 719-730.
- [22] Shiau LC, Kuo SY, Chen CY. Thermal buckling behavior of composite laminated plates. *Composite Structures* 2010; 92: 508-514.
- [23] Cetkovic M. Thermal buckling of laminated composite plates using layer wise displacement model. *Composite Structures* 2016; 142, 238-253.
- [24] Saylık A, Kompozit yama ile tamir edilmiş çentikli alüminyum levhalarda gerilme analizi. Yüksek Lisans Tezi, Fırat Üniversitesi, Elazığ, 2016.
- [25] ANSYS 13.0, Introduction Help Menu, 2010.
- [26] Guo S, Morishima R. Numerical analysis and experiment of composite sandwich T-joints subjected to pulling load. *Composite Structures* 2011; 94: 229-238.