

T.C
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

KOMPOZİT YAMA İLE TAMİR EDİLMİŞ ÇENTİKLİ ALÜMİNYUM
LEVHALARDA GERİLME ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ahmet SAYLIK

(132120105)

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Dr. Mete Onur KAMAN

AĞUSTOS-2016

T.C
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**KOMPOZİT YAMA İLE TAMİR EDİLMİŞ ÇENTİKLİ ALÜMİNYUM
LEVHALARDA GERİLME ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Ahmet SAYLIK
(132120105)**

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 27.07.2016

Tezin Savunulduğu Tarih : 15.08.2016

Tez Danışmanı : Doç. Dr. Mete Onur KAMAN (Fırat Ü.)
Diğer Jüri Üyeleri : Doç. Dr. Kadir TURAN (Dicle Ü.)
Doç. Dr. M. Yavuz SOLMAZ (Fırat Ü.)

AĞUSTOS-2016

ÖNSÖZ

Yüksek lisans eğitimim boyunca engin bilgi ve deneyimleriyle bana önemli katkılarda bulunan çok değerli hocam ve tez danışmanım olan Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik Anabilim Dalı Başkanı Sayın Doç.Dr.Mete Onur KAMAN' a saygılarımı sunar, teşekkürü bir borç bilirim. Ayrıca yüksek lisans eğitimim boyunca ders alma fırsatı bulduğum Mekanik Anabilim Dalının değerli hocalarından Doç. Dr.M.Yavuz SOLMAZ, Yrd.Doç.Dr.Mustafa GÜR'e ve bu dersleri alırken bana yardımcı olan Arş. Gör. Serkan ERDEM' e desteklerinden dolayı teşekkür ederim.

Tez çalışmamda kullandığım Alüminyum malzemenin tedarikini sağlayan ve Alüminyumların istenilen şekillerde kesilerek hazırlayan *Kartes Çelik San.Ltd.Şti*'ne ve bu firmanın İmalat Mühendisi olan değerli arkadaşım Makine Mühendisi Selçuk KARAKUZU'ya teşekkür ederim. Tez çalışmasında kullanılan kompozit yamanın hazırlanması ve Alüminyum levhaların tamir işleminde bana malzeme tedariki ve işçilik konusunda yardımcı olan THY HABOMM'nin kompozit atölyesinin çalışanlarına teşekkür ederim.

Tez çalışmamda üretilen kompozit malzemenin mekanik özelliklerini belirlenmesi için bana yardımcı olan Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü'nün değerli hocalarından Prof.Dr.Ramazan KARAKUZU'ya ve Arş.Gör.Volkan ARIKAN'a teşekkür ederim. Ayrıca tez çalışmamda hazırlanan numunelerin çekme testine tabi tutulmasında bana yardımcı olan Dicle Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik Anabilim Dalı'nın değerli hocalarından Doç.Dr.Kadir TURAN'a teşekkürlerimi sunuyorum.

Maddi ve manevi desteklerini hiç eksik etmeyen benim bugünlere gelmemde emeklerini asla ödeyemeyeceğim sevgili annem Telay SAYLIK ve sevgili babam Yakup SAYLIK'a şükranlarımı sunuyorum.

Bu tez çalışması canım anneannem Gülten BEKİROĞLU'na ithaf edilmiştir.

Ahmet SAYLIK

ELAZIĞ - 2016

İÇİNDEKİLER

Sayfa No

ÖNSÖZ	I
İÇİNDEKİLER	II
ÖZET	VI
SUMMARY	VII
ŞEKİLLER LİSTESİ	VIII
TABLolar LİSTESİ	XV
SEMBOLLER LİSTESİ	XVI
KISALTMALAR LİSTESİ	XVIII
1. GİRİŞ	1
2. LİTETARATÜR ÖZETİ	7
3. ALÜMİNYUM MALZEMELER	16
3.1. Alüminyum ve Alaşımlarının Sınıflandırılması	17
3.2. Alüminyum Malzemelerin Kullanım Alanları	18
4. KOMPOZİT MALZEMELER	22
4.1. Kompozit Malzemelerin Avantajları ve Dezavantajları	23
4.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	24
4.2.1. Matriks Malzemeler	24
4.2.1.1. Metal Matriksler	25
4.2.1.1.1. Alüminyum ve Alaşımları	25
4.2.1.1.2. Magnezyum ve Alaşımları	26
4.2.1.1.3. Titanyum ve Alaşımları	26
4.2.1.1.4. Çinko ve Alaşımları	27
4.2.1.2. Plastik Matriksler	27
4.2.1.2.1. Termosetler	28
4.2.1.2.2. Termoplastikler	30
4.2.1.2.3. Elastomerler	31
4.2.1.3. Seramik Matriksler	31
4.2.2. Takviye Elamanları (Fiberler)	32

	<u>Sayfa No</u>
4.2.2.1. Parçacık Takviye Elamanları.....	32
4.2.2.2. Süreksiz Elyaf Takviyeli Kompozitler.....	33
4.2.2.3. Sürekli Elyaf Takviyeli Kompozitler.....	34
5. YAPIŞTIRMALI BAĞLANTI TEKNİĞİ	38
5.1. Mekanik Birleştirmeler	38
5.2. Termal Birleştirmeler	39
5.3. Yapıştırıcı ile Birleştirmeler	40
5.3.1. Yapışma İşlemi	43
5.3.1.1. Adhezyon.....	44
5.3.1.2. Kohezyon.....	44
5.3.2. Yapıştırma Bağlantı Tipleri.....	46
5.3.3. Yapıştırmalı Bağlantı Tiplerinin Gerilme Çeşitleri	49
5.3.3.1. Çekme Hali.....	50
5.3.3.2. Kesme Hali	50
5.3.3.3. Soyulma Hali	50
5.3.3.4. Çekme-Makaslama Hali.....	51
5.3.4. Yapıştırılacak Yüzeylerin Hazırlanması	51
5.3.5. Yapıştırmalı Bağlantı Tiplerinde Oluşan Hasarlar	53
5.4. Birleştirmeli Bağlantı Tiplerinin Kıyaslanması.....	54
5.5. Tamir İşlemi	55
6. MATERYAL VE METOT	59
6.1. Alüminyum Malzemenin Hazırlanışı.....	59
6.2. Kompozit Yama için Malzeme Seçimi	62
6.3. Kompozit Yama için Matriks Seçimi	62
6.4. Alüminyum Levhaların Yama İşlemi için Hazırlanması	64
6.5. Alüminyum Levhaların Kompozit Yama ile Tamir Edilme İşlemi.....	66
6.6. Kompozit Yamanın Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi	71
6.7. Çalışmada Kullanılan Alüminyum Levhaların Çekme Testinin Yapılması.....	80
7. DENEYSEL SONUÇLAR	81
7.1. Kompozit Yamanın Mekanik Özellikleri.....	81

	<u>Sayfa No</u>
7.2. Tamir Edilen Alüminyum Levhanın Mekanik Özellikleri.....	84
7.3. Çentik Genişlik Hasar Davranışına Etkisi.....	85
7.4. Çentik Boyunun Hasar Davranışına Etkisi.....	86
7.5. Yama Tipinin Hasar Davranışına Etkisi.....	88
7.6. Çentik Boyutunun Maksimum Hasar Yüküne Etkisi.....	91
7.7. Yama Tipinin Maksimum Hasar Yüküne Etkisi	93
7.8. Çentik Boyutunun Değişim Maksimum Elastik Yüke Etkisi.....	95
7.9. Yama Tipinin Maksimum Elastik Yüke Etkisi.....	96
7.10. Tamir Edilen Levhaların Hasar Değerlendirmesi.....	98
8. SAYISAL SONUÇLAR	105
8.1. Yamasız Alüminyum Levhanın Farklı Mesh Boyutlarına Göre Analiz Edilmesi.....	103
8.2. Yamasız Numunelerin Deneysel ve Sayısal Sonuçlarının Kıyaslanması	106
8.3. Tek Taraflı Yamalı Numunelerin Deneysel ve Sayısal Sonuçlarının Kıyaslanması	108
8.4. Çift Taraflı Yamalı Numunelerin Deneysel ve Sayısal Sonuçlarının Kıyaslanması	110
8.5. Yamasız Numunelerin Gerilme Analizleri.....	113
8.6. Tek Taraflı Kompozit Yama ile Tamir Edilen Numunelerin Gerilme Analizleri.....	114
8.7. Çift Taraflı Kompozit Yama ile Tamir Edilen Numunelerin Gerilme Analizleri.....	116
8.8. Çentik Boyu ve Genişliği Aynı Olan Yamasız Numunenin Gerilme Analizi..	118
8.9. Çentik Boyu ve Genişliği Aynı Olan Tek Taraflı Yamalı Numunelerin Gerilme Analizi.....	118
8.10. Çentik Boyu ve Genişliği Aynı Olan Çift Taraflı Yamalı Numunenin Gerilme Analizi.....	120
8.11. Çentik Boyut Değişiminin Maksimum Çekme ve <i>von Mises</i> Gerilmesine Etkisi	122
8.12. Çentik Boyut Değişiminin Gerilme Yoğunluk Faktörüne Etkisi	123
9. TARTIŞMA VE ÖNERİLER.....	124

KAYNAKLAR	131
ÖZGEÇMİŞ	139



ÖZET

Bu çalışmada; çentikli Alüminyum levhalar kompozit yama ile yapıştırılarak tamir edilmiştir. Tamiri yapılan 5754 Alüminyum levhalar; çentik boyu ve çentik genişliği temel alınarak beş farklı çentik boyutunda hazırlanmıştır. Çentikli Alüminyum levhalara tek ve çift taraflı kompozit yama uygulanarak iki farklı tamir işlemi yapılmıştır. Kompozit yama olarak aynı takviye yoğunluğuna ve yönlenme açısına sahip $[0^0]_4$ çapraz dokuma karbon elyaf kumaş kullanılmıştır. Yapıştırıcı olarak ise *Hysol EA 9396* epoksi tercih edilmiştir. Hazırlanan yamalar, epoksi yapıştırıcı ile Alüminyum levhaların çatlak bölgesini tamamen dolduracak şekilde birleştirilip vakum ortamına bırakılarak tamir edilmiştir. Yamasız, tek taraflı ve çift taraflı yama ile tamir edilen Alüminyum levhalar çekme yükü altında deneysel olarak test edilmiştir. Sayısal çözümde sonlu elamanlar metodu kullanılmıştır. Çentikli Alüminyum levhaların yama durumlarının ve çentik boyutlarının değişiminin çekme yükü altındaki hasar davranışlarına etkisi mukayese edilerek sonuçlar yorumlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Alüminyum levha, kompozit yama, tamir, çentik.

SUMMARY

The Stress Analysis of Aluminum Plates Repaired with Composite Patch

In this study, notched Aluminum plates were repaired by composite patch. Fundamental parameters for notched 5754 Aluminum plates are the notch length and the notch width. With these parameters, five different notch geometries were prepared for this study. Two types of repairs were applied to notched Aluminum plates as one-side and double-side of composite patch. The same frequency and the orientation angle of the bias fabric carbon fiber used as the composite patch for all samples. The *Hysol EA 9396* epoxy was chosen as an adhesive. The composite patches with the adhesive were filled fully to notch regions on the Aluminum plates. After that the samples were prepared by keeping in the vacuum chamber. The one-sided repaired, two-sided repaired and un-repaired samples for all type of notch geometries were tested under the tensile load experimentally. The numerical solution was determined using the finite element method. The effect of the notch sizes and the repair types on the notched Aluminum plates under the tensile loads were concluded.

Keywords: Aluminum plate, composite patch, repair, notch.

ŞEKİLLER LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 1.1. Yolcu uçağının dış yüzeyini oluşturan malzemeler.....	4
Şekil 1.2. Bir hava aracında uçuş esnasında meydana gelebilecek gerilme türleri.....	5
Şekil 1.3. Sivil bir uçak yapısında çatlama riskinin yüksek olduğu bölgeler	6
Şekil 3.1. Duralüminyumun ilk kullanım alanı olan Alman tasarımı olan zeplin	19
Şekil 3.2. F-35 Savaş uçağına ait görsel.....	20
Şekil 3.3. Otokar Arma 6×6 zırhlı muharebe aracı	20
Şekil 4.1. Kompozit tanımına ait kolon yapısı örneğı.....	22
Şekil 4.2. Polyesterden yapılmış bir havuz	28
Şekil 4.3. Epoksi reçine ile kalıplama işlemi yapılmış bir tekne	29
Şekil 4.4. Termoplastikten yapılmış mini plastik enjeksiyon makine elamanı	30
Şekil 4.5. Seramik malzemeden yapılmış yakıt pilleri için üretilmiş dielektrik devreleri	31
Şekil 4.6. Takviyeli kompozitler	33
Şekil 4.7. Cam elyaf rulo	35
Şekil 4.8. Karbon fiber kumaş	36
Şekil 4.9. Kevlar kumaştan yapılmış bir çelik yelek.....	37
Şekil 5.1. Korozyona uğrayan cıvata bağlantısı.....	38
Şekil 5.2. Kaynak ile birleştirilmesi yapılan iki metal üzerinde oluşabilecek hasarlar.....	39
Şekil 5.3. Mekanik ve yapıştırırmalı birleştirme yöntemlerinde gerilme dağılımı	40
Şekil 5.4. Bir yolcu uçağında kullanılan malzeme türleri	42
Şekil 5.5. Yapışma işleminde ısıtılma hatasının gösterimi	43
Şekil 5.6. Adhezyon hasarı	44
Şekil 5.7. Kohezyon hasarı	45
Şekil 5.8. Adhezyon ve kohezyon kuvvetlerinin gösterimi	45
Şekil 5.9. Sık kullanılan yapıştırma bağlantı tipleri.....	47
Şekil 5.10. Sık kullanılan yapıştırma bağlantı tipleri	48
Şekil 5.11. Yapıştırma bağlantı tipinde oluşabilecek gerilme türleri.....	49
Şekil 5.12. 2024-T3 Alüminyum levhanın karbon çeliğıyle ile birleştirilmesi.....	52
Şekil 5.13. Alüminyum ve Bakır malzemelerin adhezyon ve kohezyon hasarı	54
Şekil 5.14. Yama kullanarak ortası delikli bir malzemenin tamir edilmesi	56

Şekil 5.15.	B737-400 uçağında hasarın tespit edilmesi işlemi	57
Şekil 5.16.	Uçak kanat altında yamalı tamir işlemi bitmiş görüntüsü.....	57
Şekil 5.17.	Alüminyum malzemenin kompozit ile tamir edilmesi	58
Şekil 6.1.	Çentikli Alüminyum numunelerin boyutları.....	59
Şekil 6.2.	Alüminyum malzemelerin CNC laser kesme tezgahında kesilmesi.....	61
Şekil 6.3.	Deney için hazırlanan numune tipleri.....	61
Şekil 6.4.	Çalışmada kompozit yama için kullanılan karbon elyaf kumaş.....	62
Şekil 6.5.	Çentikli deney numunelerinin kompozit yama yapılmadan önce yapılan levha yüzeylerine uygulanan yüzey temizleme işlem aşamaları.....	65
Şekil 6.6.	Çentikli deney numunelerinin kompozit yama ile tamiri	67
Şekil 6.7.	Çentikli yamasız levhanın teknik resim gösterimi	69
Şekil 6.8.	Çentikli tek taraflı yama yapılan levhanın teknik resim gösterimi.....	70
Şekil 6.9.	Çentikli çift taraflı yama yapılan levhanın teknik resim gösterimi	70
Şekil 6.10	Vakum infüzyon ile kompozit yama üretimi.....	71
Şekil 6.11.	Kompozit yamanın mekanik özelliklerini belirlemek için hazırlanan kompozit levhalar	72
Şekil 6.12.	Fiber takviye doğrultusunda değerleri için çekme deneylerinde kullanılan [0°] ₄ tabaka dizilimine sahip numune	73
Şekil 6.13.	Fiber takviye doğrultusuna dik değerleri için çekme deneylerinde kullanılan [0°] ₄ tabaka dizilimine sahip numune	75
Şekil 6.15.	Şekil değiştirme rozeti bağlanmış kompozit numunenin çekme testinin yapılması	76
Şekil 6.16.	[0°] ₄ ve [90°] ₄ tabakalı kompozit malzemelerin basma testlerinde kullanılan numunenin boyutları.....	77
Şekil 6.17.	Basma testinin yapılması	78
Şekil 6.18.	[0°] ₄ tabakalı kompozit levhanın kayma gerilmesinin testinde kullanılacak levha boyutları.....	79
Şekil 6.19.	Deney yapılan tüm numunelerin çekme testine tabi tutulduğu çekme testi cihazı	80

Şekil 7.1.	Kompozit plakanın çekme testine ait gerilme-şekil değiştirme grafiği.....	82
Şekil 7.2.	Kompozit plakanın basma testine ait gerilme-şekil değiştirme grafiği	82
Şekil 7.3.	Kompozit plakanın kayma testine ait gerilme-açısal şekil değiştirme grafiği.....	83
Şekil 7.4.	Alüminyum levhaya ait gerilme-şekil değiştirme grafiği	84
Şekil 7.5.	$a=20\text{ mm}$ için yamasız levhaların farklı çentik genişliklerinde yük uzama grafiği.....	85
Şekil 7.6.	$a=20\text{ mm}$ için tek taraflı yamalı levhaların farklı çentik genişliklerinde yük uzama grafiği.....	85
Şekil 7.7.	$a=20\text{ mm}$ için çift taraflı yamalı levhaların farklı çentik genişliklerinde yük uzama grafiği.....	86
Şekil 7.8.	$b=20\text{ mm}$ için yamasız levhaların farklı çentik uzunluklarında yük uzama grafiği.....	87
Şekil 7.9.	$b=20\text{ mm}$ için tek taraflı yamalı levhaların farklı çentik uzunluklarında yük uzama grafiği.....	87
Şekil 7.10.	$b=20\text{ mm}$ için çift taraflı yamalı levhaların farklı çentik uzunluklarında yük uzama grafiği.....	87
Şekil 7.11.	$a=30\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumuna göre yük uzama grafiği.....	88
Şekil 7.12.	$a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumuna göre yük uzama grafiği.....	89
Şekil 7.13.	$a=10\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumuna göre yük uzama grafiği.....	89
Şekil 7.14.	$a=20\text{ mm}$, $b=10\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumuna göre yük uzama grafiği.....	89
Şekil 7.15.	$a=20\text{ mm}$, $b=30\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumuna göre yük uzama grafiği.....	90
Şekil 7.16.	$a=10\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip çift taraflı yama yapılmış numunenin çentiksiz numuneye göre yük uzama grafiği	91
Şekil 7.17.	$a=20\text{ mm}$ için farklı çentik enine sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yamalı, çift taraflı yamalı levhaların maksimum yük grafiği.....	91

Şekil 7.18. $b=20\text{ mm}$, için farklı çentik boyuna sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yamalı levhaların maksimum yük grafiği	92
Şekil 7.19. $a=20\text{ mm}$ için farklı çentik genişliğine sahip levhaların yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumlarına göre maksimum yük grafiği.....	93
Şekil 7.20. $b=20\text{ mm}$ için farklı çentik boyuna sahip levhaların yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumlarına göre maksimum yük grafiği.....	93
Şekil 7.21. $a=20\text{ mm}$ için farklı çentik enine sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yamalı çift taraflı yamalı levhaların maksimum elastik yük grafiği.....	95
Şekil 7.22. $b=20\text{ mm}$ için farklı çentik boyuna sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yamalı, çift taraflı yamalı levhaların maksimum elastik yük grafiği.....	95
Şekil 7.23. $a=20\text{ mm}$ için farklı çentik boyuna sahip levhaların yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumlarına göre maksimum elastik yük grafiği.....	96
Şekil 7.24. $b=20\text{ mm}$ için farklı çentik boyuna sahip levhaların yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumlarına göre maksimum elastik yük grafiği.....	96
Şekil 7.25. Çekme testi sonucu yamalı numunelerde oluşan yük uzama grafiğinin malzeme üzerinde yorumlanması	98
Şekil 7.26. Yamasız çentikli numunenin çekme testi hasar görünümü.....	101
Şekil 7.27. Tek taraflı yamalı çentikli numunenin çekme testi sonucu oluşan hasarın önden gösterimi	101
Şekil 7.28. Tek taraflı yamalı çentikli numunenin çekme testi sonucu oluşan hasarın arka tarafının gösterimi	101
Şekil 7.29. Çift taraflı yamalı çentikli numunenin çekme testi sonucu oluşan hasar görünümü	102
Şekil 8.1. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numunenin farklı sonlu elaman modelleri	103
Şekil 8.2. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numune için düğüm sayısı ile reaksiyon kuvvetinin değişimi	104
Şekil 8.3. Çentik boy ve genişliği aynı olan numunenin yama tipine göre sonlu elaman modelleri	105
Şekil 8.4. $a=30\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	106
Şekil 8.5. $a=20\text{ mm}$, $b=30\text{ mm}$ yamasız numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	106
Şekil 8.6. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	107
Şekil 8.7. $a=20\text{ mm}$, $b=10\text{ mm}$ yamasız numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	107

Şekil 8.8. $a=10\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	107
Şekil 8.9. $a=30\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	108
Şekil 8.10. $a=20\text{ mm}$, $b=30\text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	109
Şekil 8.11. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	109
Şekil 8.12. $a=20\text{ mm}$, $b=10\text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	110
Şekil 8.13. $a=10\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	111
Şekil 8.14. $a=30\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	111
Şekil 8.15. $a=20\text{ mm}$, $b=30\text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	111
Şekil 8.16. $a=20\text{ mm}$, $b=30\text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	111
Şekil 8.17. $a=20\text{ mm}$, $b=10\text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	112
Şekil 8.18. $a=10\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.....	112
Şekil 8.19. $\Delta L=0.05\text{ mm}$ için yamasız numunelerin Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	113
Şekil 8.20. $\Delta L=0.05\text{ mm}$ için tek tarafı yamalı numunelerin Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	114
Şekil 8.21. $\Delta L=0.05\text{ mm}$ için tek tarafı yamalı numunelerin kompozit yama üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	115
Şekil 8.22. $\Delta L=0.05\text{ mm}$ için tek tarafı yamalı numunelerin yapıştırıcı üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	115

Şekil 8.23. $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ için çift tarafı yamalı numunelerin Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	116
Şekil 8.24. $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ için çift tarafı yamalı numunelerin kompozit yama üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	117
Şekil 8.25. $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ için çift tarafı yamalı numunelerin yapıştırıcı üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	117
Şekil 8.26. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ yamasız numunenin ΔL değişimine göre Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	118
Şekil 8.27. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	119
Şekil 8.28. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre kompozit yama üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	119
Şekil 8.29. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre yapıştırıcı üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.....	120
Şekil 8.30. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	120
Şekil 8.31. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre kompozit yama üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	121
Şekil 8.32. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre yapıştırıcı üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı	121
Şekil 8.33. $a=20 \text{ mm}$ için çentik genişliğininin değişiminin farklı yama durumlarına göre maksimum σ_x gerilmesine etkisi	122
Şekil 8.34. $b=20 \text{ mm}$ için çentik boyunun değişiminin farklı yama durumlarına göre maksimum σ_x gerilmesine etkisi	123

Şekil 8.35. $a=20 \text{ mm}$ için çentik genişliğinin değişiminin farklı yama durumlarına göre maksimum <i>von Mises</i> gerilmesine etkisi.....	123
Şekil 8.36. $b=20 \text{ mm}$ için çentik genişliğinin değişiminin farklı yama durumlarına göre maksimum <i>von Mises</i> gerilmesine etkisi.....	124
Şekil 8.37. $a=20 \text{ mm}$ için çentik genişliğinin yoğunluk faktörüne etkisi	125
Şekil 8.38. $b=20 \text{ mm}$ için çentik genişliğinin yoğunluk faktörüne etkisi	125



TABLÖLAR LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 5.1. Birleştirme tekniklerinin kıyaslanması.....	55
Tablo 6.1. Hazırlanan tüm deney numune tiplerinin boyutları	60
Tablo 6.2. EA 9396 epoksi yapıştırıcının genel özellikleri	63
Tablo 6.2. Tek taraflı yama yapılmış çentikli numune kalınlıkları	68
Tablo 6.3. Çift taraflı yama yapılmış çentikli numune kalınlıkları	68
Tablo 7.1. Yapıştırıcın (<i>Henkel Hysol EA 9396</i>) mekanik özellikleri	81
Tablo 7.2. Karbon fiber kompozit yamanın mekanik özellikleri	83
Tablo 7.3. Çentiksiz Alüminyum levhanın mekanik özellikleri.....	84
Tablo 7.4. Tek taraflı ve çift taraflı yama yapılmış numunelerde maksimum yük değişimi	94
Tablo 7.5. Tek taraflı ve çift taraflı yama yapılmış numunelerde maksimum elastik yük değişimi.....	97
Tablo 7.6. Tüm çentikli numunelerin yamasız, tek tarafı yamalı, çift tarafı yamalı durumlarda çekme yükü etkisi altındaki yük değişim tepkilerinin kıyaslanması.....	100
Tablo 8.1. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numune için düğüm sayısı ile reaksiyon kuvvetinin değişimi	104

SEMBOLLER LİSTESİ

Al	: Alüminyum
Al₂O₃	: Alüminyum oksit
Be	: Berilyum
BCl₃	: Bor triklorür
Cu	: Bakır
g/cm³	: Yoğunluk
F_x	: Reaksiyon kuvveti
G	: Kayma modülü
G₁₂	: Kayma gerilmesi
E	: Elastisite modülü
E₁	: Fiber Yönündeki elastik modülü
E₂	: Fibere dik doğrultudaki elastik modülü
H	: Hidrojen
K	: Gerilme yoğunluk faktörü
Li	: Lityum
Mg	: Magnezyum
mm	: Milimetre
Mn	: Mangan
MPa	: Mega pascal
S	: Kayma hasar mukavemeti
Si	: Silisyum
SiC	: Silisyum karbür
Pa	: Pascal
P^m	: Maximum yük
P_i	: i-Veri noktasındaki yük
Ti	: Titanyum
V	: Vanadyum
Zn	: Çinko
X_T	: Fiber yönündeki çekme dayanımı
X_C	: Fiber yönündeki basma dayanımı

Y_T	: Fibere dik doğrultudaki çekme dayanımı
Y_C	: Fibere dik doğrultudaki basma dayanımı
C°	: Santigrat derece
1XXX	: 1000 Serisine sahip Alüminyum
2XXX	: 2000 Serisine sahip Alüminyum
3XXX	: 3000 Serisine sahip Alüminyum
4XXX	: 4000 Serisine sahip Alüminyum
5XXX	: 5000 Serisine sahip Alüminyum
6XXX	: 6000 Serisine sahip Alüminyum
7XXX	: 7000 Serisine sahip Alüminyum
8XXX	: 8000 Serisine sahip Alüminyum
γ	: Açısal şekil değiştirme oranı
τ_{12}	: Maksimum kesme gerilmesi
σ_{max}	: Maksimum gerilme
σ_{ort}	: Ortalama gerilme
σ_x	: x yönündeki gerilme
σ_y	: Akma gerilmesi
ε	: Şekil değiştirme oranı
ε_K	: Kopma uzaması
ε_x	: x yönündeki şekil değiştirme oranı
ε_y	: y yönündeki şekil değiştirme oranı
ν	: Poisson oranı
μm	: Mikrometre
$\mu \varepsilon$	: Mikroepsilon
ΔL	: Uzama miktarı

KISALTMALAR LİSTESİ

CTP	: Cam Takviyeli Polyester
EPKM	: Elastik-Plastik Kırılma Mekanığı
HABOMM	: Hava Bakım Onarım Modifikasyon Merkezi
LEKM	: Lineer Elastik Kırılma Mekanığı
PAN	: Poliakrilonitril
TSK	: Türk Silahlı Kuvvetleri
THY	: Türk Hava Yolları
ZMA	: Zırhlı Muharebe Aracı
ZPT	: Zırhlı Personel Taşıyıcı

1. GİRİŞ

Malzemeler değişik şekillerde hasara uğrarlar. Bu hasarların büyük bir bölümünü kırılma denilen yapısal şekil değiştirmeler oluşturur. Kırılma, insanlığın ürettiği yapılar var olduğu sürece, toplumun karşı karşıya olduğu bir problemdir. Bu problem, günümüzde sahip olunan ileri teknoloji ve karmaşık yapılar yüzünden geçmişe nazaran çok daha fazla arttığı gözlemlenmektedir. Kırılma mekaniğinin teknolojik olarak yapısal sorunları en aza indirme çabası bu yönde birçok çalışmanın yapılmasına neden olmuştur. Kırılma ile ilgili çalışmaların amacı yapısal dayanımı yüksek değerlere çıkarabilme gayesidir. Yapılan çalışmalar deneysel olarak incelenmekte ve sonrasında sayısal olarak üç boyutlu sonlu elemanlara sahip programlarla analiz edilmektedir. Böylelikle incelenen malzeme üzerindeki yüklere bağlı olarak gerilme dağılımları kolaylıkla görülebilmektedir.

Günümüzde tüm mühendislik malzemeleri, mikroskobik boyutlarda dahi olsa çatlak içerir. Bu çatlaklar malzemelerin kullanımına bağlı olarak gelişerek birbirleriyle birleşirler ve gözle görünebilecek boyutlara ulaşırlar. Yapıların güvenilirliğinin sağlanabilmesi için, çatlakların ne durumda ve ne zaman büyüyeceğinin, ilerleyeceğinin ve kritik boyutlara ulaşacağıın bilinmesi gerekir. Bunlar, kırılma mekaniğinin temel inceleme alanlarını oluşturur [1].

Niceliksel anlamda kırılma mekaniği büyük ölçüde *Griffith*'in 1920'de yayınlamış olduğu çalışma ile başlamış, *Irwin*' in 1958'deki çalışması ile daha ileri bir boyuta ulaşmıştır. Lineer Elastik Kırılma Mekaniği (LEKM), çatlak ucunda sınırlı plastik deformasyon olduğu durumlarda geçerlidir [2]. Çatlak ucunda önemli ölçüde plastik deformasyon söz konusu olduğunda Elastik-Plastik Kırılma Mekaniği (EPKM) devreye girer. EPKM, 1961'de *Wells*' in çatlak ucu açılması üzerine yaptığı çalışmalarla başlamıştır. Kırılma mekaniği bu teoriler üzerine yapılan geliştirmeler ile farklı bir boyuta ulaşmıştır [3].

Kırılma mekaniği aşağıdaki sorulara cevap aramaya çalışır.

- Çatlak oluşacak mı?
- atlağıın boyutu büyüyecek mı?
- atlağıın ilerlemesi için gerekli minimum enerji nedir?
- Kritik atlak uzunluğıı nedir?
- Çatlak, kritik uzunluğıı ne kadarlık bir zaman diliminde ulaşır?
- Çatlak kararsız bir şekilde ve hızlı mı, yoksa kararlı ve yavaş mı ilerleyecek?
- Çatlak yavaş ve kararlı bir şekilde ilerleyecekse, hangi hızda ilerleyecek?
- Çatlak hızlı ve kararsız bir şekilde ilerleyecekse, hangi hızda ilerleyecek?

Bu tip soruları inceleyen kırılma mekaniğı malzeme üzerine yapılan her çalışmada önemli bir yer tutar. Yeni yapılan çalışmalarla malzeme yapısının değışimi, tahribatı ve tamiri gibi konuların daha net sonuçlarla özümlemesi yapılmaktadır [4-5].

Hasara uğrayan birçok yapı elemanında hasarlar genel olarak malzemenin yorulması ile oluşmaktadır. Yorulma, atlağıın başlamasına sebep olur ve yapılar bu çatlakların büyümesi sonucu deformasyona uğrar. Yorulmaya maruz kalan yapılara örnek olarak elik köprüler, kötü yolda giden araçlar, uçuş esnasında gerilmelere maruz kalan uçak kanatları verilebilir. Kırılma olayı vahim sonuçlar doğurabilir, örneğın 10 Ocak 1954 tarihinde *Comet* model uçağıın gövdesi *Roma-Londra* seferini yaparken kalkıştan 20 dakika sonra metal yorgunluğıı sebebiyle parçalanmıştır. Bu tip hasarlar genellikle çok düşük gerilmeler altında bile meydana gelebilmektedir. Yapılan araştırmaların pek çoğunda kırılmanın malzemedeki hatalardan, gerilme yığılmalarından ve özellikle gevrek kırılmadan dolayı meydana geldiğini göstermektedir. Ayrıca elikler düşük sıcaklıklarda gevrek kırılmaya daha yatkındır [6].

Teknolojinin gelişmesi ile yorulmaya bağılı çatlak ilerlemesi mekanizmasının nasıl işlediğı konusu daha iyi anlaşılabılır hale gelmiştir. Analitik özümleri çok zor olan bu tip analizler günümüzde sayısal yöntemlerle çözümü daha mümkün hale gelmektedir.

Son zamanlarda sonlu elemanlar, sınır eleman, sonlu farklar gibi sayısal analiz yöntemleri içeren ticari programların gelişmesi kırılma olayını inceleyen analizlerin yapılmasında büyük kolaylıklar sağlamıştır.

Hasarlı bir yapıyı tamamen değiştirmek aşırı maliyetli olup ve çoğu zaman bunu yapmak mümkün değildir. Hasarlı yapılarda çeşitli nedenlerden dolayı oluşabilecek süreksizlikleri ortadan kaldırmak için tamir işlemiyle hasarlar düzeltilebilmektedir. Metal hasarlarının bir kısmında metali metalle tamir etme yöntemi kullanılırken, Alüminyum gibi metallerin tamirati kompozit malzemeler ile yapılarak hasarlar giderilmeye çalışılır [3].

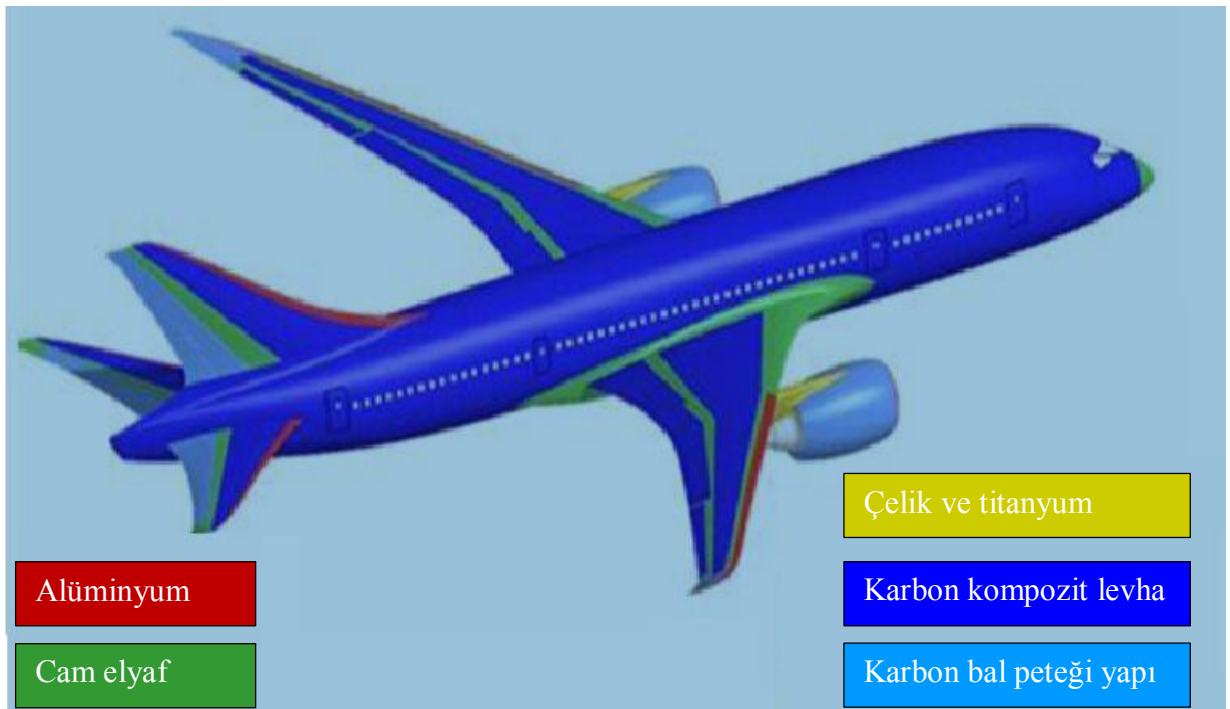
Fiber takviyeli kompozit malzemeler müdahale edilebilir özellikleri nedeniyle başta uçak yapılarında olmak üzere kullanımı çok yaygındır. Kompozit malzemeler çekirdek olarak kullanılan bir fiber malzeme ve bu malzemenin çevresinde hacimsel olarak çoğunluğu oluşturan bir matriks malzemedan meydana gelir. Bu iki malzeme grubundan fiber malzeme, kompozit malzemenin mukavemet ve yük taşıma özelliğini sağlamaktadır. Matriks malzeme ise plastik deformasyona geçişte oluşabilecek çatlak ilerlemelerini önleyici rol oynamakta ve kompozit malzemenin kopmasını geciktirme özelliğine katkıda bulunmaktadır. Matriks olarak kullanılan malzemenin en önemli amacı, fiber malzemeleri yük altında bir arada tutabilmek ve yükü lifler arasında eşit olarak dağıtmaktır. Yük eşit olarak dağıtılırsa, fiber malzemeler plastik deformasyona uğradığında ortaya çıkacak çatlak ilerlemesi olayı engellenmiş olur [4].

Kompozit malzeme örnekleri çok uzun bir kullanım geçmişine sahiptir. Kompozit malzemelerin bilinen en eski ve en geniş kullanım alanı inşaat sektörüdür. Saman ile liflendirilmiş çamurdan yapılan kerpiçler ilk kompozit malzeme örneklerindendir. Sonraları taş, kum, kireç, demir ve çimento ile oluşturulan kompozit malzeme kullanılarak inşaat yapılarında kolon yapısını oluşturulmasına kadar gelişim göstermişlerdir. Teknoloji gelişimine paralel olarak elektrik enerjisi transferinde de kompozit malzemeler kullanılmaya başlanmıştır. İyi bir iletken olan bakır fiberler ile hafif metal olan Alüminyum matriks malzemeler kullanılarak, enerji transferi çok daha verimli hale getirilmiştir. Kompozit malzeme olan kağıt; selüloz ve reçinenin makro düzeyde birleşmesinden oluşur.

Son zamanlarda fiber takviyeli reçine kompozitleri, uçak ve uzay taşıtları gibi ağırlığa hassas uygulamalarda önemli kullanım sahaları bulmuştur. Yakın zamana kadar sac ve ahşaptan yapılan tekneler, yatlar yerlerini artık polyester-cam elyaftan yapılan kompozit malzemelere bırakmışlardır. Bakım onarım açısından avantajlı olan kompozit malzemeden yapılan tekneler aynı zamanda daha hafif, uzun ömürlü ve süratli olmaları nedeni ile de tercih edilmektedirler. İmalat sanayisinde de artık birçok parça kompozit malzemeden üretilmektedir.

Kompozit malzemeler başka malzemelerle farklı teknikler kullanılarak birleştirilip, mekanik özellikleri daha yüksek düzeyde olan bir yapı oluştururlar. Bu metotlar genellikle cıvatalı, perçinli ve yapıştırımlı birleştirme teknikleriyle olur. Kompozit yama ile kuvvetlendirilmiş makine elamanlarının birçoğu sıcak, soğuk ve nem gibi değişik çevresel etkilere maruz kalmaktadırlar. Bu etkiler malzemede bulunan bir çatlağın gerilme altında daha hızlı veya yavaş bir şekilde ilerlemesine etki etmektedir [4].

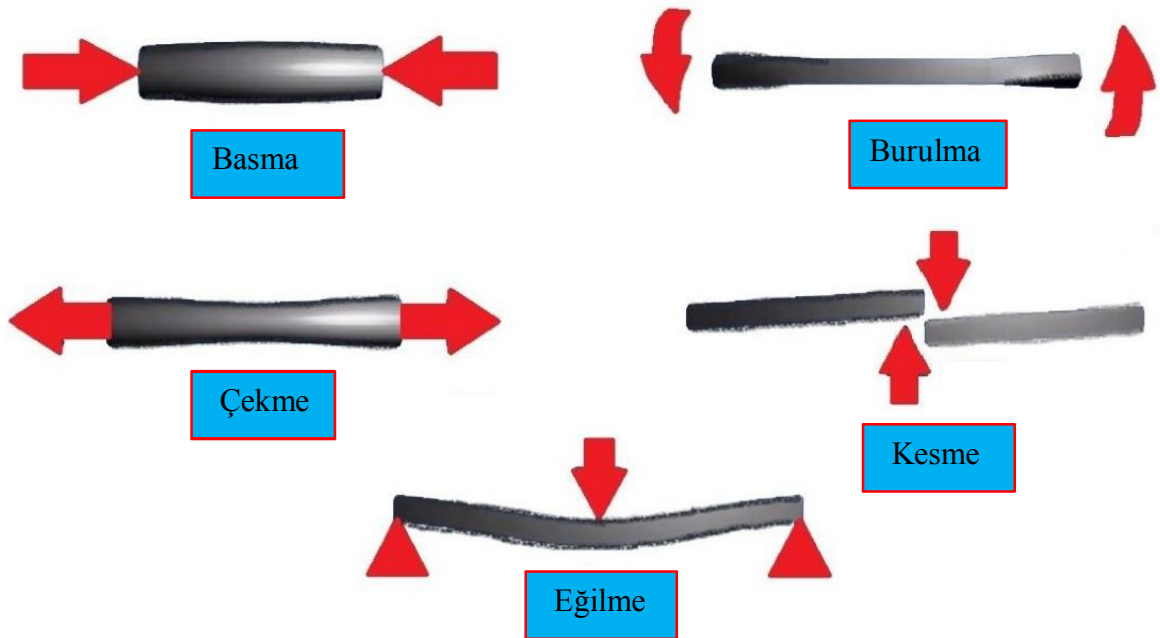
Kompozit malzemelerin havacılık sahasında kullanımının ne derece önem arz ettiği Şekil 1.1’ de görülebilir. Şekil 1.1’ de bir yolcu uçağının dış yüzeyini oluşturan malzemeler renklendirilmiş olarak gösterilmiştir.



Şekil 1.1. Yolcu uçağının dış yüzeyini oluşturan malzemeler [10].

Kompozit malzemelerin uygulama sahalarında, kompozit ile metalik elamanların birleştirilmelerinde yapıştırma teknolojisi önemli bir yere sahiptir. Kompozit yapıların sık kullanıldığı uçak yapılarında yorulma ömrü, mekanik ve dinamik titreşimler ve sıcaklık değişimleri gibi birçok nedenden dolayı çeşitli hasarlar görülebilmektedir. Bu hasarların tamiri için genellikle mekanik ve yapıştırırmalı tamir teknikleri kullanılmaktadır. Yapıştırırmalı tamir bu yöntemlerden en ucuz maliyete sahip olan yöntem olarak tercih teşkil etmektedir.

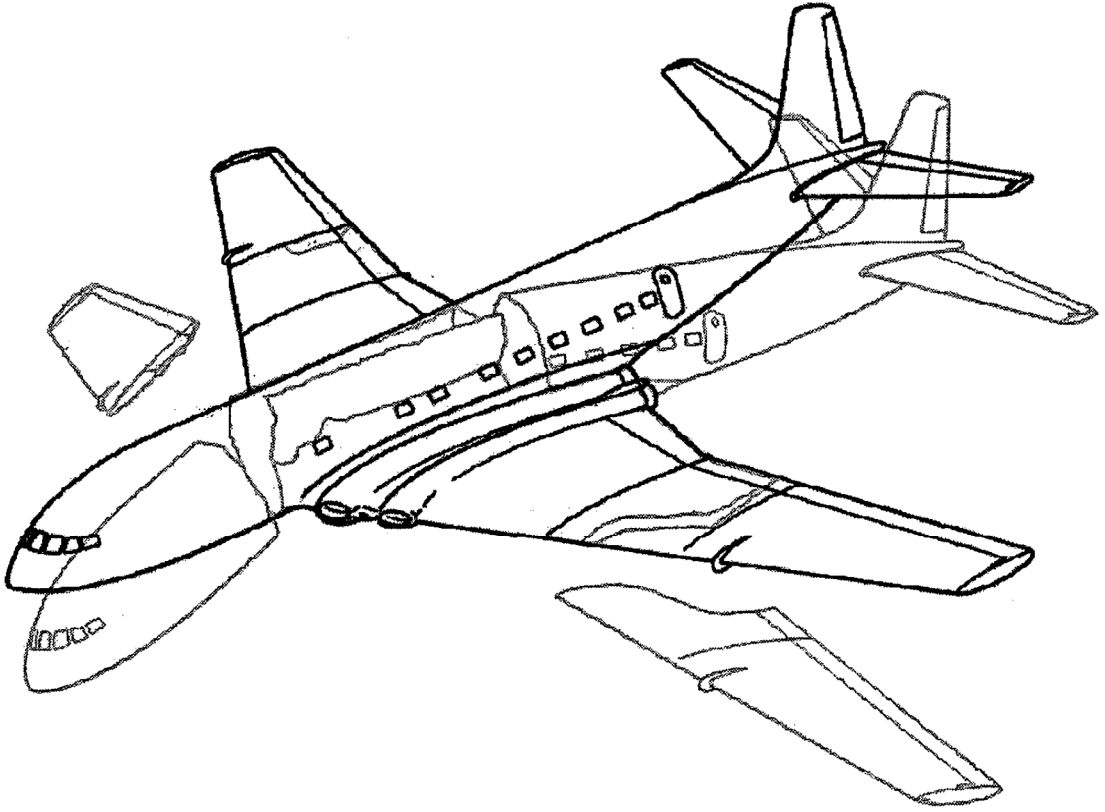
Hava taşıtlarında kullanılan dış bölümlerdeki kompozit ve Alüminyum plakaların dış etmenlerle tahrip edildiği durumlarda kompozit plakaların tamiri yapışma bağlantıları ve kompozit yamalar kullanılarak yapılmaktadır. Parça yüzeyinin geometrik yapısını bozmadan kolayca uygulanabilen bu bağlantı türünde tamirat aracın dış görünüşüne ve aerodinamik yapısına zarar vermeden gerçekleştirilebilmektedir. Örneğin bir uçak kalkış şartlarında normal çevresel koşullara tabi iken, yerden 1000 metre yükseklikte düşük sıcaklık şartlarına maruz kalırlar. Hava taşıtlarında uçuş esnasında hava aracı bir takım gerilmelere maruz kalır. Bu gerilmeler Şekil 1.2’ de görülmektedir [5].



Şekil 1.2. Bir hava aracında uçuş esnasında meydana gelebilecek gerilme türleri [5].

Hava araçlarında meydana gelen gerilmeler zamanla malzemede yorulma meydana getirir ve kırılma denilen olay gerçekleşir.

Çevre şartlarına göre yani sıcaklık, rüzgar gibi dış etkenlere maruz kalarak yapı üzerinde oluşan gerilmelerin etkisiyle çatlak boyutunun büyümesi sonucu kırılma olayı bu yapılarda daha belirgin bir hale gelir. Sivil uçaklarda bu tip hasarlarla sürekli karşılaşılır. Şekil 1.3’ de sivil bir uçağın çatlama riskinin yüksek olduğu bölgeler görülmektedir. Bu örnek üzerinde uçağın yük değişimine bağlı olarak hasara uğrayacağı bölgeler açıkça gösterilmektedir. Hava taşıtlarında gerilmelere bağlı olarak hasar oluşma riski olan bölgeler mekanik dayanım konusunda öncelik taşır. Kırılma mekaniğinin hâkim olduğu bu konuda çeşitli yöntemlerle bu tür yapıların mekanik dayanımını artırmaya yönelik araştırmalar yapılmaktadır [6].



Şekil 1.3. Sivil bir uçak yapısında çatlama riskinin yüksek olduğu bölgeler [6].

2. LİTERATÜR ÖZETİ

Yapılan tez çalışmasında geometrik düzensizlik içeren Alüminyum levhalar ile kompozit malzemenin yapıştırırmalı bağlantı tekniğiyle birleştirilerek tamiri gerçekleştirilmiştir. Karbon elyafli kompozitin yama olarak kullanılması ve geometrik düzensizlik içeren Alüminyum levhalara uygulaması konusunda deneysel ve sayısal olarak bir çalışma araştırılmıştır. Fiber takviyeli kompozit malzemelerin tamir amaçlı kullanılması ve tamir performansının araştırılmasını ön planda tutan çalışmalar aşağıdaki gibi sıralanabilir.

Baker ve Jones 1973 yılında ilk kez kompozit malzemeler ile tamir için tasarım ve yapılandırma sistemlerini geliştirmeye yönelik uygulamalı çalışmalarda bulunmuştur [1]. Alüminyum levhaların kompozit yama kullanılarak tamir yöntemi ile ilgili çalışmaların son yıllarda sayısal çözüm tekniklerinin gelişmesine paralel olarak hızla arttığını göstermektedir. Adams ve diğ. [2] 1984 yılında, Cowdrey ve diğ. [3] 1998 yılında yaptıkları çalışmalarda yapıştırma bağlantı tekniği uygulanan malzemeler üzerine etkiyen yüklerin oluşturduğu gerilmeler üzerine incelemeler yapmışlardır. Daha sonra ki birçok çalışmaya ışık tutacak bu çalışmalar yapıştırma ile birleşimi yapılan malzemelerin üzerine etkiyecek gerilmelerin dağılımlarını ve oluşabilecek hasarları önlemek için hangi tür yapıştırırmalı bindirme tipi uygulanacağı hakkında bilgiler vermişlerdir.

Ergün [4] yaptığı tez çalışmasında cam-elyaf takviyeli $[0^\circ]$ yönlü kompozit malzeme ile tamir edilmiş merkezi çatlaklı 2024-T3 Alüminyum levhanın değişik ortam koşullarında sıcaklık ve nem değişimlerinin kırılma mekaniği parametrelerine ve çalışma ömrünün değişimini incelemiştir. Çalışmasının sonucunda; nem değişiminin sonuçları çok fazla değiştirmedığını sadece mekanik özellikleri biraz daha düşürdüğünü gözlemlerken, sıcaklık ve uygulanan yama kalınlığının kırılma mekaniği parametrelerini büyük oranda değiştirdiğini gözlemlemiştir.

Doğru [5] çalışmasında uçak gövde ve kanatlarında oluşan hasarların tahribatsız muayene yöntemlerini incelemiştir. Tahribata uğrayan uçak yapılarının tamir yapıştırırmalı birleştirme yöntemlerine göre tamir edilebilirliğini göstermiştir.

Soy [6] Alüminyum 2024-T3 serisindeki levhanın tek taraflı grafit/epoksi yama yapılarak zorlama davranışını incelemiştir. *ANSYS* sonlu elaman paket programını kullanarak daha önceden yapmış olduğu deneysel çalışmaları modellememiş ve sonuçların birbirine yakın değerde olduğunu gözlemlemiştir.

Ergün [7] eliptik delikli Alüminyum levhaların kompozit yama ile tamir edilmesinin gerilme davranışına etkisini deneysel ve sayısal olarak araştırmıştır. Yamalı ve yamasız malzemelerinin gerilme atındaki davranışlarını kıyaslamıştır. Çalışmasının sonucunda deneysel ve sayısal hasar yüklerinin %92 oranında yakınsadığını gözlemlemiştir.

Samancı [8] Zırhlı Personel Taşıyıcı (ZPT) ve Zırhlı Muharebe Aracı (ZMA) gövde malzemesi olarak kullanılan 5086 serisine sahip Al-Mg alaşımından üretilmiş eliptik yüzey çentikli deney numuneleri üzerine yapılan farklı cam/epoksi, karbon/epoksi ve kevlar/epoksi kompozit yamaların malzemenin mukavemet değerine etkisini deneysel olarak incelemiştir. Çalışmada karbon elyaf takviyeli yamanın çekme dayanımının diğer kompozit yamalara göre daha iyi sonuç verdiğini saptamıştır. Tamir işleminde kullanılan kompozit yama tiplerinin akma gerilmesi ve çekme gerilmelerini kıyaslamıştır.

Çitil [9] 2024-T3 Alüminyum levhaları yüksek karbon çeliğinden yapılmış malzeme ile yapıştırma yöntemi kullanılarak birleştirmiştir. Farklı bindirme uzunluğuna sahip karbon çelikleri Alüminyum levhaların üzerine yama yapışmıştır. Çalışmada kapakları dışarıda ortası boş ve ara elemanlı bağlantı numuneleri karşılaştırıldığında, ortası boş yapıştırma bağlantılarının ise daha fazla yük çektiğini, ara elemanlı yapıştırma bağlantıları ise daha düşük yük çektiği görülmüştür. Mekanik dayanımlarını takviye durumlarına göre kıyaslamıştır. Çalışmanın sonucunda yapıştırma işlemi ile gerçekleştirilen tamir işlemi bağlantının sağlamlığı konusunda diğer birleştirme yöntemlerine göre daha iyi sonuçlar alındığını göstermiştir.

Altan [18] değişik sıcaklık ve nem etkisinde yapıştırırmalı birleştirme yöntemi kullanılarak birleştirme işlemi yapılmış kompozit malzemelerin yorulma analizlerini yaparak sonuçları deneysel ve sayısal olarak kıyaslamıştır.

Günaydın [19] yaptığı çalışmada kompozit yama ile tamir edilmiş yüzey çentikli sarımlı boruların gerilme altındaki davranışlarını deneysel ve sayısal olarak kıyaslayarak incelemiştir. Boruların üzerine uyguladığı farklı kalınlıklara sahip kompozit yamaların kalınlıklarının artırıldığında borularda oluşabilecek patlama basınçlarının artırdığını hem deneysel hem de yaptığı sonlu elamanlar analiz yöntemiyle gözlemlemiştir.

Raizenne ve diğ. [26] üç tabakalı karbon kompozit yamaların yapıştırılmalı tamiri konusunda deneysel bir çalışma yapmışlardır. Çalışmada 7075-T651 Alüminyum levhaya $[0]_{10}$, $[90]_{10}$, ve $[\pm 45]_5$ tabaka dizilimine sahip yapıştırılmalı altı farklı yama yapıştırması uygulamışlardır. Alüminyum levhaya karbon/epoksi kompozit yama yapıştırılmasında yapıştırıcı katmanı olarak FM73 tercih etmişlerdir. Yamaların tabaka dizilimlerinin çatlak ilerlemesine ve yorulma ömürlerine etkisini deneysel olarak incelemiştir.

Farklı geometrilere sahip Alüminyum levhaları kompozitle yama yaparak deneysel ve sayısal olarak Madani ve diğ. [27] tarafından incelemiştir. Yama olarak farklı fiber oryantasyonuna sahip 14 tabakalı karbon/epoksi yamalar kullanmışlardır. Hazırladıkları yamaları bazı numunelere tek taraflı, bazı numunelerine çift taraflı olarak uygulamışlardır. Daha sonra bu levhaların statik yük altındaki gerilme davranışları ve tahribatlarını incelemiştir. Deneysel olarak buldukları sonuçları sonlu elamanlar analizini kullanarak sayısal sonuçlarla karşılaştırmışlardır. Sonuç olarak yamanın takviyeli levhaların gerilme yoğunluğunu azalttığı gözlemlemiştir.

Albedah ve diğ. [28] çalışmalarında çatlak açılmış 7075 T6 alaşımlı Alüminyum levhaların kompozit yama ile tamir ederek yorulma altındaki davranışlarını deneysel ve sayısal olarak incelemiştir. Yama yapılmadan önce gerilme şiddet faktörü değeriyle kompozit yama yapıldıktan sonra çatlak boyunca değişen gerilme şiddet faktörünü karşılaştırmışlardır.

Albedah ve diğ. [29] farklı çentik boyu ve enine sahip V çentikli 7075 Alüminyum plakaların boron/epoksi kompozit yama ile tamir ederek yorulma altındaki davranışlarını incelemiştir. Kompozit yama ile tamir edilmiş ve yamasız Alüminyum levhaların çentik boy ve enine göre çatlak uzama miktarlarını kıyaslayarak sonuçları irdelemiştir.

Benyahia ve diğ. [30] uçak yapılarında kullanılan 7075 T6 Alüminyum levhada çatlak bulunması durumunda kompozit ve Alüminyum yama ile tamir edilmesini deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Tamir edilen levhalar, 90 gün ve 120 gün olmak üzere su altında bırakmışlardır. Kompozit yamalı ve Alüminyum yamalı levhaların yorulma davranışlarını ve çatlak uzama oranlarını karşılaştırmışlardır. Deneysel ve sayısal sonuçlar, kompozitle yapılan yamaların alüminyumla yapılan yamalardan daha iyi sonuçlar verdiğini göstermiştir.

Turan ve Kaman [31] çift tesirli yapışma metoduyla bağlanmış kompozit levhalarda gerilme ve hasar analizi üzerine deneysel ve sayısal bir çalışma yapmışlardır. Çalışmalarının sonucunda levha genişliğinin ve yama uzunluğunun artmasına bağlı olarak hasar yüklerinin arttığını yaptıkları sayısal analizlerin sonucunda gözlemlemişlerdir.

Wang ve diğ. [32] merkezinde çatlak bulunan Alüminyum levhaları kompozit yama ile tamir ederek farklı ortam şartlarındaki gerilme durumlarına göre davranışlarını incelemişlerdir. Tamir edilen Alüminyum levhalar farklı sıcaklık değerlerine sahip higrotermal, ultraviyole radyasyon ve tuz spreyli üç farklı ortamda bırakılmışlardır. Tamir edilen Alüminyum levhaları yamalı, yamasız ve farklı ortamda kalma durumlarına göre kıyaslamışlardır. Yama etkisinin önemini statik gerilme analizleriyle destekleyerek sonuçlar elde etmişlerdir.

Anaraki ve diğ. [33] farklı çatlak açılara sahip Alüminyum levhaları fiber metal tabakalı hibrit yapılı kompozit yamalarla tamir ederek deneysel bir çalışma yapmışlardır. Yamalar iki tabakalı olup birini Alüminyum tabaka diğerini cam/epoksi ile hazırlamışlardır. Yamalı ve yamasız durumları statik gerilme altında karşılaştırmalardır. Sonuçta yamalı numunelerde kritik çatlak uzama miktarının azaldığını gözlemlemişlerdir.

Srilakshmi [34] kompozit yama ile yapıştırma işlemi sonucu tamir edilen Alüminyum levhaların yorulma ve statik gerilme altındaki davranışlarını deneysel ve sayısal olarak incelemiştir. Çalışmasında merkezinde 45°'lik çatlak içeren 2024 T6 Alüminyum levhalar kullanmıştır.

Bu levhaların çatlak bölgesini tek ve çift taraflı karbon/epoksi yamalarla tamir etmiştir. Levhaların tek taraflı yama, çift taraflı ve yamasız durumlarına göre statik yük ve yorulma yükü altındaki davranışlarını hem deneysel hem sayısal olarak incelemişlerdir.

Srilakshmi ve diğ. [35] çalışmalarında merkezinde çatlak içeren 2024 T6 Alüminyum levhaların karbon/epoksi ile yama yaparak levhaların tek ve çift taraflı yama ile tamir edilebilirliğini incelemişlerdir. Tamir edilen levhaların yorulma altındaki davranışlarını yamasız, tek taraflı ve çift taraflı yama durumlarına göre çatlak ilerleme miktarları için hem deneysel hem de sayısal olarak kıyaslamışlardır. Çift taraflı yama ile tamir edilen levhaların tek taraflı yamalara göre çatlak uzamasının iki katı bir sürede gerçekleştiğini gözlemlemişlerdir. Ayrıca tek taraflı yama yapılan levhaların düzgün yayılmayan bir şekilde çatlak ilerlemesi gösterdiklerini bulmuşlardır.

Xiong ve Shenoi [36] yaptıkları çalışmada alaşımlı çentikli Alüminyum levhalara farklı kalınlıkta ve özelliklerde kompozit yama uygulayarak tamir etmişlerdir. Yama ile tamir ettikleri Alüminyum levhaların statik ve yorulma gerilme gerilmesi altındaki davranışlarını inceleyerek sonuçlar çıkartmışlardır. Yama kalınlığının değişimine bağlı olarak çekme yükü altındaki tahribat ve hasar incelmelerini yapmışlardır. Kompozit kalınlığının arttıkça kırılma başlangıcının daha geç başladığını gözlemlemiştir.

Okafor ve diğ. [37] uçak yapısına ait çatlaklı AA2024-T3 Alüminyum plakaların bor/epoksi kompozit yama ile tamir edilmesini deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Yama durumlarına göre gerilme altındaki davranışları incelemişlerdir. Yamalı durumlardaki levhaların deneysel sonuçların sayısal sonuçlara yakın değerlerde elde etmişlerdir.

Turan ve Kaman [38] tek tesirli yapıştırma bağlantısının hasar analizini deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Bağlantıda yapıştırıcı olarak epoksi reçine ve yapışkan olarak da karbon fiber takviyeli epoksi reçine matriksli dört tabakadan oluşan kompozit levhalar kullanmışlardır. Sayısal çalışmalarını sonlu elemanlar metodunu kullanarak çözüm yapan *ANSYS* programında yapmışlardır. Hasar analizinde kompozit levhalar için *Hashin Hasar Teorisi* kullanılırken, yapıştırıcı için ise *Maksimum Asal Gerilme Hasar Teorisi* kullanmışlardır.

Bağlantı mukavemeti üzerine yapıştırıcı kalınlığı, bindirme uzunluğu ve plaka genişliğinin etkisini sayısal olarak incelemişlerdir. Yapışma yüzey alanının değişiminin hasar yükleri üzerinde etkili olduğu görmüşlerdir.

Ong ve Shen [39] kompozit yamalı tamir konusundaki çalışmalarında hasarlı bir uçak parçasının kompozit yama ile yapıştırılmalı tamirini incelemişlerdir. Bu çalışmayı yaparken yapıştırılmalı bağlantılı tipleri olarak basit bindirmeli tipler kullanmışlardır. Yorulma testleri üç farklı oda sıcaklığında deneyler yapılarak karşılaştırılmıştır. Deneysel olarak yamalı ve yamasız durumlarına göre karbon ya da boron kompozit yamalar ile yapıştırılmalı tamirden sonra, Alüminyum levhadaki çatlakların yorulma ömrünün 60 ile 100 kat arasında arttığını tespit etmişlerdir.

Tsai ve diğ. [40] kompozit yamalarla yapıştırılmış çatlaklı ince Alüminyum levhanın yorulma analizini gerçekleştirmişlerdir. Çatlaklı, çatlaksız, tek ve çift taraflı kompozit yama ile tamir edilmiş numunelerin analizlerini yapmışlardır. Gerilme şiddet faktörü analizini ve yorulma ömrünü çatlaklı Alüminyum levhalar ve kompozit yama ile onarılmış çatlaklı Alüminyum levhalar için hesaplamışlardır. Yaptıkları sayısal çalışmalarda yorulma ömrünü tahmin edebilmek için sayısal çalışmalarda sonlu elemanlar metodunu uygulamışlardır.

Colombi ve diğ. [41] ön gerilmeli kompozit yamalar ile tamir edilmiş çatlaklı çelik yapılar için takviye edilen kompozitlerin tabaka dizilimlerinin etkilerini incelemişlerdir. Polimer takviyeli karbon fiber şeritler ile tamir edilmiş çentikli çelik levhalara yorulma testi uygulamışlardır. Yapışkan tabaka ve çelik plaka arasında oluşan çatlakları optik tekniklerle gözlemlemişlerdir. Yapışkan kalınlığındaki artış ile kohezyon hasarını artırdığını görmüşlerdir.

Sabelkin ve diğ. [42] bir yüzeyinden kompozit yama ile yapıştırılmalı birleştirme yöntemi kullanılarak tamir edilen ince 2024-T3 Alüminyum panel içindeki yorulma çatlak büyüme davranışını incelemişlerdir. Boron/epoksi kompozit yama ile tamir edilen levhaların gerilme şiddet faktörü ve çatlak büyüme oranının azaldığını, yorulma ömrünün ise arttığını tespit etmişlerdir.

Wanga ve diğ. [43] hasara uğrayan helikopter kuyruk şaftlarına kompozit yama tekniğiyle tamir işlemini uygulamışlardır. Tamirde kullanılan kompozit yamaların bu yapıları tamamıyla eski haline göre daha iyi dayanıma getirdiklerini belirlemişlerdir. Sonuçların deneysel ve sayısal yöntemlerde birbirine yakın olduğunu gözlemlemişlerdir.

Hosseini-Toudeshky ve diğ. [44] çalışmalarında merkezinde çatlak bulunan 2024-T3 Alüminyum levhaları farklı kalınlıklarda hazırlanan cam/epoksi kompozit ile tek taraflı tamir ederek yorulma altındaki davranışlarını deneysel olarak incelemişlerdir. Yama yapıldıktan sonraki çatlak boyutunun gelişimi üzerine sonuçlar çıkarmışlardır. Yamalı ve yamasız durumlarına göre kıyaslandığında yamalı levhaların daha dayanıklı olduğunu ve yama kalınlığının değişiminin çatlak gelişimini daha geç bir sürede başlattığını ortaya koymuşlardır.

Seo ve Lee [45] çalışmalarında çatlak Alüminyum levhaların kompozit yama ile tamir edilebilirliğini incelemişlerdir. Tamir ettikleri Alüminyum levhaların yorulma altındaki davranışlarını deneysel ve sayısal yöntemlerle incelemişlerdir. Çalışmalarının sonucunda deneysel sonuçların sayısal sonuçlarla benzerlik sağladığını, kompozit yama ile tamir işleminin çatlak gelişimine üzerinde önemli sonuçlar verdiklerini gözlemlemişlerdir.

Jian-Bin ve diğ. [46] yaptıkları çalışmalarında merkezine çentik bulunan Alüminyum levhaların çift taraflı kompozit yama ile tamir edilerek yorulma altındaki davranışlarını deneysel ve sayısal yöntemlerle incelemişlerdir. Yorulma testi sonuçlarında merkezine 10 mm çatlak içeren Alüminyum levhaların çift taraflı yama ile tamir edilmesi sonucunda tamir edilmeyen numunelere göre 31 kat daha dayanıklı olduğunu tespit etmişlerdir.

Khalili ve diğ. [47] çalışmalarında kenar çatlağı içeren AA-1050 Alüminyum levhaları farklı kalınlıklarda karbon fiber ve cam elyaf takviyeli kompozit yamalar ile tamir ederek, bu levhaların *Charpy* testi altındaki davranışlarını incelemişlerdir. Kalınlık ve kompozit yama çeşidine göre test sonuçlarını karşılaştırmışlardır. Çalışmalarının sonucunda karbon kompozit yamaların cam kompozit yamalara göre daha dayanıklı olduğunu gözlemlemişlerdir.

Denney ve Mall [48] 2024 Alclad Alüminyum levhaları kompozit yama ile tamir ederek, tamir edilen levhaların yorulma altındaki davranışlarının çatlak gelişimine etkilerini incelemişlerdir. Yamalı ve yamasız durumlarına göre incelenen levhalarda çatlak büyümesinin yamalı levhalarda daha geç başladığını ve tamir edilmeyen levhalara göre daha dayanıklı olduklarını gözlemlemişlerdir.

Hosseini-Toudeshky ve diğ. [49] merkezinde çatlak bulunan Alüminyum levhaları kompozit yama ile tamir etmişlerdir. Kırılma tipi olan Mod-I'deki çatlak gelişiminin yorulma altındaki davranışını deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Tek taraflı kompozit yama ile tamir edilen levhaların üzerinde çatlak başlangıcını araştırmışlardır. Sonuç olarak yorulma altında tek taraflı tamir edilen levhanın çatlak başlangıcını, devamında düzgün olmayan bir yayılma ile büyümelerini hem deneysel hem de sayısal olarak gözlemlemişlerdir.

Gu ve diğ. [50] kenar çatlağı bulunan Alüminyum levhaları tek taraflı cam/epoksi yamalar ile tamir ederek statik gerilme altında çatlak gelişimini incelemişlerdir. Farklı kalınlıklarda hazırlanan kompozit yamalar ile tamir edilmiş levhaların yük-uzama grafiklerini elde ederek karşılaştırma yapmışlardır. Kırılma esnasındaki delaminasyon davranışını incelemişlerdir.

Salehi-Khojin ve diğ. [51] Alüminyum levhayı boron/epoksi yama ile tamir ederek yama etkisini ve sürekli yorulma altındaki kırılma davranışını deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Sonuç olarak yama kalınlığının çatlak ilerleme oranını azalttığını gözlemlemişlerdir. Yaptıkları deneysel çalışma sonuçlarının sayısal sonuçlara yakın değerlere ulaştığını ve kompozit yama ile tamirin kompozit levhanın mukavemetini artırdığı sonucuna varmışlardır.

Shibuya ve diğ. [52] çalışmalarında merkezinde delik açılmış Alüminyum levhaları kompozit yama ile tamir ederek çekme yükü altındaki çatlak gelişimini incelemişlerdir. Bu çalışma sonucunda geliştirdikleri sonlu elamanlar modeline göre kırılmanın ne zamanın başlayacağını ve çatlağın kadar büyüyeceğini tahmin etmişlerdir.

Statik ve yorulma gerilmesi altında yapılan çatlak ilerlemesi konularının olduğu çeşitli benzer deneysel çalışmalar mevcuttur [53-58].

Literatür araştırmaları incelendiğinde kompozit yama kullanımının özellikle Alüminyum levhalarda yoğunlaştığı görülmektedir. Sonlu elamanlar metodunun gelişmesine paralel olarak levhaların birleştirilmesi ve tamirine yönelik sayısal çalışmalar çoğunluktadır [59-73].

Günümüzde Alüminyum malzeme kullanımı yoğunluğunu sürdürmektedir ve bu tip malzemelerin kompozit yama ile tamiri uygulama açısından kolaylığı ve yapışma mukavemeti açısından önem taşımaktadır. Geometrik düzensizliğe sahip olan veya hasara uğramış bu tip yapıların kompozit yama ile tamiri konusunda yapılacak deneysel ve sayısal çalışmalar tasarımcılara fikir vermeye devam edecektir. Literatür araştırmasında kompozit malzemeyle yapısında çatlak içeren metal yapıların tamir edildikten sonra mekanik özelliklerinin ne tür değişimler gösterdikleri vurgulanmaktadır.

Yapılan tez çalışmasında; yapıların dayanım özelliklerini artırmaya katkı sağlamak amacıyla kompozit yama ile tamir edilen Alüminyum levhaların tamir performansı incelenmiştir. Farklı çentik boyutlarına sahip olan Alüminyum levhaların tek ve çift tarafı kompozit yama ile tamir edildikten sonra değişen yama durumlarının maksimum yük ve maksimum elastik yük değerlerine etkileri incelenmiştir. *ANSYS* sonlu elamanlar analiz programında deneysel sonuçlardan alınan mekanik özellik değerleri kullanılarak tüm yama durumları için modeller oluşturulup Alüminyum levha üzerinde oluşan gerilme davranışları, kompozit yama etkisi ve yapıştırıcı etkisi sayısal olarak incelenmiştir. Çalışmada, yamanın kompozit malzeme ile sağlamlaştırılan veya tamir edilen yapılara ne tür mekanik dayanımlar sağlayacağı sonuçları verilerle sunulmuştur.

3. ALÜMİNYUM MALZEMELER

Alüminyum tabiatı en çok bulunan elementlerden biridir ve mühendislik yapılarında çelikten sonra en çok kullanılan metal türüdür. Sünek bir yapıya sahip olan Alüminyum malzemelerin genel olarak yoğunluğu (2.71 g/cm^3) iken bu değer çeliğin yoğunluğunun (7.83 g/cm^3) üçte biri kadardır. Bazı alaşımlı Alüminyumların akma sınır değerleri 500 MPa değerini geçmektedir. Yüksek akma sınırı değerlerine sahip Alüminyum pek çok çelik türünün akma sınırı değerlerinin üzerindedir. Alüminyum alaşımları sahip oldukları özellikleri nedeniyle hafiflik istenen uygulamalarda sıklıkla tercih edilirler. Düşük yoğunluk ve yüksek mekanik özelliklerinden dolayı tıp, inşaat, gıda, otomotiv, havacılık, uzay ve savunma sanayi gibi birçok önemli üretim alanında kullanımları her geçen gün hızla artmaktadır [5].

Alüminyum diğer metallere göre birçok alanda avantajlı kılan en önemli ana özellikleri aşağıdaki gibi sıralanabilir;

- Hafif yapıdadırlar.
- Hafif olmalarına rağmen alaşımlandırıldıklarında yüksek dayanım gösterirler.
- Tekrar tekrar kullanılabilirler.
- Yüksek korozyon direnci gösterirler.
- Kolayca şekillendirilebilirler.
- İşlenebilme kabiliyetleri yüksektir.
- Yüksek ısı ve elektriksel iletkenliğine sahiptirler.

Alüminyumun oksidiyona karşı üstün direncinin temelinde pasivasyon özelliği yatar. Pasivasyon; işlenen, kesilen, bükülen ve kaynatılan krom parçaların paslanmaya karşı etkisiz hale gelmesi olayına denir. Paslanmaz diye nitelendirilen krom malzemenin gerçekten paslanmaması için karbon malzemelerle temasının önlenmesi ve temas ettiğinde bulaşan karbon kalıntıların asit ile yıkanması gerekir.

Asit ile yıkanan Alüminyum yüzeyinde işlem yapıldığında hava ile temas ettiği noktada doğal pasivasyona uğrar ve korozyona karşı dayanıklı çok ince bir yüzey oluşturur. Saf Alüminyum hava içinde çok hızla oksitlenir.

Ancak yüzeyinde hızla oluşan ince oksit koruyucu bir tabaka niteliğini taşıdığından dolayı oksitlenmenin ilerlemesini önler. Saf Alüminyum yumuşak ve düşük mukavemette olduğu için uçak elemanlarının yapımında kullanılmaz. Fakat saf Alüminyumun yüzeyinde oluşan çok ince oksit tabakasının koruyucu niteliğinden yararlanmak amacı ile uçak yapımında kullanılan Alüminyum alaşımlı sac levhaların yüzeylerinin kaplanmasında tercih edilmektedir. Bu şekilde hazırlanan sac levhalara Alüminyum alaşımlı kaplı metal olarak adlandırılan *Alclad* denir [5].

3.1. Alüminyum ve Alaşımlarının Sınıflandırılması

Alüminyum alaşımlarının mekanik, fiziksel ve kimyasal özellikleri alaşım elementlerine ve mikro yapısına bağlı olarak değişir. Alüminyuma katılan en önemli alaşım elementleri Bakır, Mangan, Silisyum, Magnezyum ve Çinko elementleridir. Alüminyum alaşımları dövme ve döküm alaşımları olarak iki gruba ayrılır. Dövme alaşımlarının, plastik deformasyon kabiliyeti iyi olduğundan dolayı kolayca şekillendirilebilirler. Alüminyum dövme ve döküm alaşımlarının büyük bir kısmına ısıtma işlemi uygulanabilmektedir. Amerikan Alüminyum birliğine göre, Alüminyum dövme alaşımları dört harfle sınıflandırılmaktadır. Bu sınıflandırma şu şekilde yapılabilir [13];

- 1XXX: Saf Alüminyumdur. Genellikle elektrik ve kimya endüstrisinde kullanılmaktadır.
- 2XXX: Al-Cu alaşımlarıdır. Esas alaşım elementi bakırdır. Başta Magnezyum olmak üzere diğer alaşım elementleri de bulunabilir, yüksek mukavemet istenen havacılık sektöründe yaygın bir şekilde kullanılmaktadır.
- 3XXX: Al-Mn alaşımlarıdır. Esas alaşım elementi Mangandır. Boru, sıvı tankları ve mimari uygulamalarda kullanılmaktadır.
- 4XXX: Al-Si alaşımlarıdır. Esas alaşım elementi Silisyumdur. Termal genleşme katsayısı düşük, aşınma direnci ve korozyon dayanımı yüksek alaşımlardır. Kaynaklı yapılarda, levha üretiminde, otomobil parçaları üretiminde kullanılmaktadır.
- 5XXX: Al-Mg alaşımlarıdır. Esas alaşım elementi Magnezyumdur. Magnezyum oranı arttıkça sertlik ve mukavemet artar fakat süneklik azalır. Denizde oluşan korozyona karşı direnci yüksek olduğundan, bu ortamda çalışacak yapıların imalatında kullanılmaktadır.

- 6XXX: Al-Mg-Si alaşımlarıdır. Esas alaşım elementleri Magnezyum ve Silisyumdur. Şekillendirilme kabiliyeti yüksek olan bu alaşımlar özellikle ekstrüzyon ile üretilen parçaların imalatında sıklıkla kullanılır.
- 7XXX: Al-Zn alaşımlarıdır. Bakır esas alaşım elementi olup, Magnezyum, Krom ve Zirkonyum ilave alaşım elementleridir. 7XXX serisi, Alüminyum alaşımlarının en yüksek mukavemete sahip olanıdır. Uçak parçaları yapımı ve diğer yüksek dayanım istenen yerlerde kullanılır.
- 8XXX: Al-Li alaşımlarıdır. Esas alaşım elementi Lityum olup, kalay eklentisi de yapılabilmektedir. Özellikle uçak ve uzay yapılarında kullanılmaya başlanan bu malzeme, iyi yorulma direnci ve iyi tokluk özelliklerine sahiptir. Fakat diğer Alüminyum alaşımları ile karşılaştırıldığında üretim maliyetleri yüksektir [13].

3.2. Alüminyum Malzemelerin Kullanım Alanları

Alüminyumların nerdeyse en çok kullanıldığı sahalardan biri uçak endüstrisidir. Uçak yapılarının çoğunluğunu Alüminyum ve Alüminyum kaplı kompozit yapılar oluşturur. Alüminyum ve alaşımları 1908 yılında yaşlanma sertleşmesinin bulunmasıyla uçak endüstrisinde kullanılmaya başlanmıştır. Bugün uçak sanayinde dır alümin tipi alaşımlar kullanılmaktadır. Duralüminyum, çoğunlukla uçak yapımında kullanılan dayanıklı, sert ve hafif alüminyum alaşımıdır. 1910'da Alman metalurjist Alfred Wilm tarafından bulunmuş ve önceleri yalnızca Almanya'daki Düren şehrinde üretilmeye başlanmıştır.

Başlangıçta duralüminyum bileşimi, uygulama alanına göre değişiyordu; bugün çoğunlukla % 3-4 Karbon, % 1 Manganez, % 0,5-1,5 Magnezyum ve kimi zaman da az miktarda Silisyum içerir. Isıl işlem den ve yaşlandırma yoluyla sertleştirme işleminden geçirildiğinde, sertliği ve dayanımı, yumuşak çeliğin mekanik değerlerine ulaştığı görülmektedir.

Duralüminyum alaşımları, normal koşullarda oldukça yumuşak ve sünek yapıdadırlar. Sünek yapıda olduklarından dolayı haddeleme, dövme, ekstrüzyon ve çekme işlemleriyle kolayca şekillendirilebilir. Çelik kadar dayanımlı olmasının yanı sıra, son derece hafif olduğundan dolayı yüksek dayanım isteyen uygulamalarda tercih edilirler.

Ama duralüminyum kaynak sırasında dayanımını yitirir; bu nedenle uçak yapımında, saf Alüminyumla ya da dayanıma karşı dirençli Alüminyum alaşımlarıyla kaplanmış özel duralüminyum malzemelerinden yararlanılır. Uçak sanayisinde en çok tercih edilen Alüminyum ve alaşımları 7000 serisine ait Alüminyum ve alaşımlardır.

İkinci dünya savaşında Nazi yönetimindeki Alman askeri birlikleri Şekil 3.1’de gösterilen gövdesi duralüminyum malzemedan yapılan zeplinle askeri sevkiyatları yapmışlardır.



Şekil 3.1. Duralüminyumun ilk kullanım alanı olan Alman tasarımı olan zeplin.

Alüminyum alaşımlarının hafifliği yanı sıra sağlamlığı, uçakların ve dolayısı ile havacılık sektörünün gelişmesine en büyük katkıyı yapmıştır. Duralüminyum alaşımlarından sonra gelecekte en önemli uçak malzemesi Alüminyum-Lityum alaşımları olacaktır. Alüminyum-Lityum alaşımları ile uçakların % 15 hafiflemesi mümkün olabilecektir.

Şekil 3.2’ de gösterilen F-35 savaş uçağının dış gövdesinin büyük bir kısmı Alüminyum malzemedir. Birçok savaş uçağı Şekil 3.2’ de gösterildiği gibi hafiflik esas alınarak Alüminyum ve alaşımlarıyla kaplanmıştır.



Şekil 3.2. F-35 Savaş uçağına ait görsel [5].

TSK' nın savunma amacıyla kullandığı Alüminyum alaşımlı gövdeye sahip zırhlı muharebe aracı Şekil 3.3' de görülmektedir. Bu zırhlı savunma araçlarının uğrayacağı hasarlar, parçasını değiştirmek yüksek maliyet getireceğinden, kompozit yama ile tamir edilir [8].



Şekil 3.3. Otokar Arma 6×6 zırhlı muharebe aracı [8].

İnşaat sektöründe Alüminyum malzemelerin kullanımı son yıllarda inşaat tekniğinde mimari stilde meydana gelen gelişmeler nedeniyle tercih sebebi olmuştur. Alüminyum malzemeler inşaat yapılarında; yapıların dış yüzeyleri, kapı ve çerçeve gibi dış ve iç kısımlarında kullanılmaktadırlar. Alüminyum ve alaşımlarının inşaat sektöründeki sıklıkla kullanılması düşük maliyeti, iyi görünümlü ve inşasının hızlı olmasındandır. Gemi sanayinde Alüminyum malzemelerin kullanımı günümüzden yaklaşık 50 yıl önce denizin korozif etkisine mukavim olan Alüminyum alaşımları ile yapılmıştır. Bu alaşımlar %2.5-6 Mg ile az miktarda Mn, Cr, Be ve Ti içermektedirler. Küçük araştırma gemileri, yat, yelkenli ve feribot gibi deniz araçlarının yapımında Alüminyum alaşımları kullanılmaktadır. Yolcu gemileri ve şileplerde hafif oldukları için tercih edilen Alüminyum alaşımları, büyük askeri gemilerde, düşük manyetik geçirgenlikleri sayesinde bir avantaj daha sağlanmaktadır. Gemi sanayinde 5000 serisine sahip Alüminyumlar daha çok sıklıkla kullanılır [9].

Demiryolu sanayinde Alüminyum ve alaşımları pahalı olmasına rağmen işletme masraflarının az olması, korozyona dayanıklı ve hafif olması nedeniyle kullanılmaktadır. Son yıllarda vagon, treyler, lokomotif yapımında Alüminyum alaşımları kullanılmaya başlanmıştır. Demiryolunda Alüminyumun 5000, 6000 serisine sahip alaşımları daha çok kullanılmaktadır.

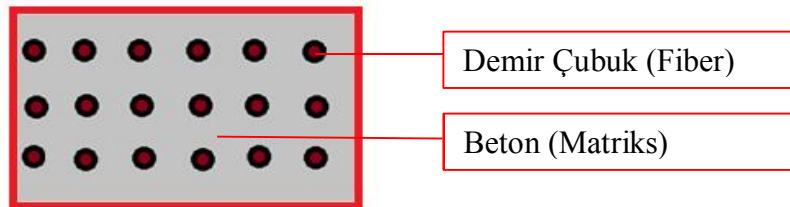
Otomotiv endüstrisinde Alüminyum ve alaşımlarının kullanımı düşük özgül ağırlıklı ve üstün mekanik özellikleri nedeniyle yaygın olarak kullanılmaktadır. Otomobil ağırlığının %25-30'luk kısmını Alüminyum alaşımları teşkil etmektedir. Otomobillerde kullanılan Alüminyum miktarı her yıl %10' luk bir artış göstermektedir. Otomobillerin karbüratör, piston, kaporta bağlayıcı rodve hareketli kolları gibi aksamalarında kullanılmaktadır [13].

4. KOMPOZİT MALZEMELER

İki ya da daha fazla sayıdaki malzemenin en iyi özelliklerini tek bir malzemede toplayıp makro düzeyde birleştirilerek geliştirilen malzemelere kompozit malzemeler denir.

Günümüzde kompozitlerin üretiminde yaygın olarak kullanılan elyaf liflerin uygulamasının çok yeni bir zamanda başlamadığı, çok eski zamanlarda da kullanıldığı anlaşılmaktadır. Örneğin cam liflerinin kullanımı, eski Mısır dönemine kadar dayanmaktadır. Cam liflerinin sanayi uygulamalarında ilk olarak kullanılması 1877 yılında başlamıştır. Liflerle takviye edilmiş sentetik reçineler 1950'li yıllardan itibaren endüstride kullanılmaya başlanmıştır. Bu malzemenin en tanınmış grubunu Cam Elyaf Takviyeli Polyester (CTP) oluşturmaktadır. Ülkemizde *fiber-glass* diye tanınan bu malzemeler, 1960'lı yıllardan itibaren sıvı tankları, çatı levhaları, küçük boy deniz tekneleri gibi elemanların imalatında kullanılmaktadır. Ülkemizde seri üretimi yapılmış ilk yerli otomobil olan *Anadol* arabasının kaportası cam elyaf takviyeli kompozit malzemeden yapılmıştır. Kompozit teknolojisi havacılık, gemicilik, otomotiv, inşaat, enerji gibi birçok sektörde çok fazla uygulama alanında tercih edilerek kullanılmaktadırlar [10].

Kompozit malzemeler, ana unsuru olan çekirdek adı verilen takviye elemanı ile çekirdek etrafında matriks elemanından oluşur. Çelikler mikro yapıda oluşmuş malzemelerdir oysa kompozit malzemeler makro yapıda birleşmiş malzemeler olarak bilinir. Şekil 4.1' de kompozit malzeme tanımına örnek olarak inşaat yapılarında kullanılan kolon yapısında beton ve demirin birleşerek tek bir yapı durumuna gelmesi kompozit tanımını güzelce özetler.



Şekil 4.1. Kompozit tanımına ait kolon yapısı örneği.

4.1. Kompozit Malzemelerin Avantajları ve Dezavantajları

Kompozit malzemeyi oluşturan malzemelerin makro düzeyde bir birleşim içinde olması ve tek bir malzeme özelliği göstermesi mekanik yönden birçok avantaj sağlar. Bunlardan bazıları şu şekilde sıralanabilir;

- Düşük ağırlığa sahiptirler.
- Aşınmaya karşı dirençlidirler.
- Korozyon dirençleri yüksektir.
- Sıcaklık kapasiteleri yüksektir.
- Yüksek ısı dayanımına sahiptirler.
- Yüksek rijitlik gösterirler.
- Yüksek yorulma dayanımına sahiptirler.
- Yüksek ısı iletkenliğine sahiptirler.
- Çeşitlilik gösterirler.
- Kalıplama kolaylığı sağlarlar.
- Tasarım esnekliğine sahiptirler.
- Yanmazlık özelliğine sahiptirler.
- Sızdırmazlık açısından iyidirler.
- Tamir edilebilirlik özelliğine sahiptirler.

Kompozit malzemeler sahip oldukları bu avantajlar sayesinde birçok uygulama alanında tercih edilmektedir. Kompozit malzeme, uygulandığı alana göre farklılık gösterebilir. Bu avantajları elde edebilmek için, uyumlu matriks ve takviye elemanı, üretim tekniği, bileşenlerin mukavemet özellikleri gibi faktörlerde doğru seçimlerin yapılması gerekir. Uygun matriks ve takviye elemanı seçimi kompozit malzemenin mekanik ve fiziksel özellikleri açısından çok önemlidir. Çünkü matriks malzemesinden takviye elemanına yükün iletilmesi için matriks-takviye elemanı ara yüzey bağının kuvvetli olması gerekir [11].

Kompozit malzemelerin avantajlarının olmasının yanı sıra dezavantajları da mevcuttur. Bunlardan bazıları ise şu şekilde sıralanabilir;

- Yüksek maliyetlidirler.
- Geri dönüşüm yapılamazlar.
- Düşük yüzey kalitesine sahiptirler.
- Üretim zorluklarıyla karşılaşılabilir.
- Genellikle gevrek malzeme özelliğinde olmalıdırlar.
- Kırılma uzaması çok azdır.
- Delaminasyona maruz kalırlar.
- Yapım ve işleme güçlükleri vardır.

Yukarıda gösterildiği gibi kompozit malzemelerin bazı dezavantajları olmasına karşın kompozit malzemeler sağladığı önemli avantajlar sayesinde her gün yeni bir alanda kullanım alanına girmekte ve tercih nedeni olmaktadır.

4.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler birden fazla malzemeden oluşabileceği için kompozit malzemeleri sınıflandırmak kolay değildir. Fakat en yaygın olarak kullanılan kompozit malzemeler genel olarak sınıflandırıldıklarında matriks ve fiber malzemelere bağlı olarak sınıflandırılabilirler [12].

4.2.1. Matriks Malzemeler

Matriks malzemelerin asıl görevi; elyaf malzemeye dağılmadan kuvveti iletebilmek, elyafları darbelere ve diğer dış etkilere karşı koruyabilmektir. Bu sayede çatlak oluşumunu önlerler. Matriks malzemeler metal, plastik ve seramik olmak üzere üç ana grupta sınıflandırılabilir.

4.2.1.1. Metal Matriksler

Hafif metaller kompozitler için matriks malzemesi olarak çok uygun yapıdadırlar. Bu malzemelerde ana yapıyı matriks metalin oluşturduğu ve takviye elemanı olarak da genellikle seramik bir takviye fazının kullanıldığı kompozitlerdir. Metal matriks malzemelerin seçiminde neredeyse hiçbir sınırlama yoktur. Deneysel çalışmalarda çok farklı türlerinin kullanıldığı görülmüştür. Metal matrikslerin elastisite modülleri, mukavemet değerleri, tokluğu ve korozyon dirençleri plastik matrislere göre oldukça yüksek düzeydedir. Hafif metallerin imalatı için metal matriksli malzemeler oldukça iyi bir seçim teşkil etmektedir. Metal matriksli kompozitler otomotiv, uzay ve havacılık gibi alanlarda kullanılmaktadır. Genellikle kullanılan metal matriks malzemeler şu şekilde sıralanabilir;

- Alüminyum ve alaşımları,
- Magnezyum ve alaşımları,
- Titanyum ve alaşımları,
- Çinko ve alaşımlarıdır.

4.2.1.1.1. Alüminyum ve Alaşımları

Yaygın kullanılan metal matrikslere örnek olarak 6061 ve 2024 Alüminyum alaşımları ile 1010 saf Alüminyum verilebilir. Kompozit malzeme 450-550 C°' de sıcak presleme ile üretilir. Böyle malzemeler 300 C° sıcaklığa kadar mekanik özelliklerini korurlar. Alüminyum alaşımları ile karbon elyafı kullanılarak da kompozit üretilir. Ancak aralarındaki korozyonu önlemek için elyaf yüzeyinin Nikel veya Gümüşle kaplanması gerekir. Elektrik iletkenliğinin gerekli olduğu alanlarda tercih edilirler [10].

Alüminyum alaşımlarında Mg, Mn, Si, Cu, ve Zn alaşım elementleri tek tek veya birkaçı birlikte Alüminyumla birleşerek istenilen mekanik değerlere uygun olarak kullanılırlar. Alüminyum alaşımları aşağıdaki şekilde sınıflandırılabilir;

- Sertleşmeyen alaşımlar: Al-Mg ve Al-Mn alaşımları,
- Çökelme ile sertleşebilen alaşımlar: Al-Cu-Mg, Al-Mg-Si ve Al-Zn-Mg alaşımlarıdır.

4.2.1.1.2. Magnezyum ve Alaşımları

Magnezyumun mukavemeti Alüminyumdan düşük olmasına rağmen, yoğunluğu (1.74 gr/cm^3) düşük olduğundan özgül mukavemeti Alüminyumdan yüksektir. Bundan dolayı uzay araçlarında, yüksek hızlı makinelerde ve nakliye araçlarında kullanımı yaygındır. 5000 serisi Alüminyum ve alaşımlarında magnezyum önemli bir yer tutar. Korozyon dayanımlarının iyi düzeyde olmaması, düşük rijitlik, yorulma mukavemetlerinin düşük olması ve yüksek sıcaklıkta sünme ve aşınma özelliklerinin kötü olması dezavantajlarıdır. Magnezyumun ile kullanılan alaşım elementleri Al ve Zn dir. Magnezyumun da sertleşebilen ve sertleşmeyen türleri bulunmaktadır. Talaşlı imalatla diğer metallere göre daha iyi oldukları için tercih sebebi oluşturlar [6].

4.2.1.1.3. Titanyum ve Alaşımları

Titanyum ısııl genleşme katsayısı metaller arasında en düşük olanıdır. Ayrıca mukavemet ve rijitliği Alüminyumdan daha yüksektir. Korozyon dirençleri de çok üst düzeydedir. Titanyum ile kullanılan alaşım elementleri Al, Mn, Si ve V dur. Isıya dayanımları nedeniyle Titanyum alaşımları kompresör pervanesi, disk gibi makine elemanlarının imalatında kullanılırlar. Matriks olarak Titanyum alaşımları, Borsic ve SiC elyafla birleştirilerek kompozit üretilebilir. Titanyum alaşımları $420-550 \text{ C}^\circ$ civarındaki sıcaklıklara dahi dayanabilmektedirler. Üstün özgül mukavemetleri nedeniyle özellikle uçak ve uzay sanayisinde kullanılır [10].

4.2.1.1.4. Çinko ve Alaşımları

Çinko ve alaşımlarının ergime dereceleri dūřuk olduğundan döküm malzemesi olarak kullanılabilirler. Döküm ve elik malzemeler üzerine kaplanırsa korozyon direncini artırıcı etki gösterirler. Oda sıcaklığında yüksek yorulma dayanımlarına sahip olmalarına rağmen, dūřuk sıcaklıklarda kırılran yapıdadırlar. Pres döküm ile üretilen çinko ve alaşımları; mutfak eşyalarında, taşıtlarda ve hassas mekanik parçalarda kullanılırlar.

4.2.1.2. Plastik Matriksler

En basit tanımıyla monomer denilen küçük moleküllerin birbirlerine eklenmesiyle oluşan ve polimer ismi verilen, uzun zincir yapıya sahip sentetik malzemelerdir. Monomer ismi verilen küçük moleküllerin, sıcaklık, basınç ve birçok kimyasalın etkisiyle birbirlerine eklenmesi ve plastik ismi verilen uzun zincirleri oluşturması işlemine polimerizasyon denir. Plastikler, dūřuk üretim maliyetleri, kolay şekil almaları ve amacına uygun üretilibilmeleri nedeniyle pek çok alanda tercih edilirler. Kompozitlerin yaklaşık % 90'ı plastik esaslı matrikslerden üretildiklerinden dolayı kompozit malzemelere takviye edilmiş plastikler de denir. Polimerizasyon süreci belirli aşamalarda durdurularak belirli özelliklere sahip reçine elde edilmesi mümkün olmaktadır. Yüksek yoğunluklular taşınmaya elverişli kapların yapımında, dūřuk yoğunluklular ise film yapımında kullanılmaktadır. Polimerizasyon ürünleri doğrudan kullanılabildiği gibi katkı maddeleri ile esneklik, mekanik dayanım, sıcağa dayanım, *ultra-viyole*'ye dayanım gibi özelliklerini artırılmaktadırlar. Plastik matriksler sağladıkları bu avantajlardan dolayı birçok değişik ürünün imalatında tercih edilmektedirler [11].

Plastikler üç ana gruba ayrılır;

- Termosetler
- Termoplastik
- Elastomerler

4.2.1.2.1. Termosetler

Termosetler polimerizasyon metodu ile iki aşamada üretilirler. Bu tip plastikler tekrar ısıtılarak yumuşatılmazlar. Epoksi ve polyesterler matriks malzemesi olarak yaygın kullanım alanlarına sahiptirler. Termosetlerin dayanımları termoplastiklere göre daha yüksektir. Fakat yüksek sıcaklıklarda çalışıldığında düşük mekanik özellikler, düşük ısı genleşme ve düşük iletkenlik gösterirler. Piyasada en çok kullanılan plastik matriksler epoksi ve polyester termosetlerdir.

Polyesterler; boyacılıkta ve lâstik sanayinde metallerde korozyona karşı koruyucu olarak ayrıca ahşap malzemelerde neme karşı koruyucu olarak kullanılırlar. Denizcilikte gemi iskeleti ve inşaat sektöründe yapı panellerinde kullanımları oldukça yaygındır. Ayrıca boru, tank, otomotiv gövdesi parçaları gibi elemanların üretiminde elyaf takviyeli polyesterler yaygın bir şekilde kullanılırlar. Örnek olarak Şekil 4.2’de polyester malzemeden yapılmış bir havuz gösterilmektedir.



Şekil 4.2. Polyesterden yapılmış bir havuz örneği [10] .

Epoksi; termosetler grubundan yapıştırıcı bir kimyasal reçinedir. Suya, aside, yağa ve kimyasallara direnci çok iyidir, zamanla direnç özelliklerini yitirmezler. Genellikle iki birleşimden oluşan epoksiler, belli bir süre sonra sıvı halden katı hale geçerler. Katı halde geldiklerinde sertleşme esnasında düşük oranda çekme meydana gelir. Epoksi malzemeler olağanüstü mekanik dayanıklılığa sahiptir. Islakken 140 C°, kuruyken 220 C°'ye kadar ısıya dayanıma sahiptir. Yapıların çevresel etkilere karşı dayanıklı hale getirilmesi her zaman yapı sektörünün en önemli tartışma ve araştırma konularından biri olmuştur. Bundan dolayı epoksi, her türlü kara ve deniz yapılarında, doğanın rüzgâr, fırtına, dalga, ısı değişimleri, donma-çözünme, kirlenme, kimyasal etkiler ve sanayinin mekanik, fiziksel ve kimyasal en kötü şartlarına karşı yapı yüzeylerini iç ve dış estetik olarak kaplayarak korumak için geliştirilen bir yapı malzemesidir [9].

Epoksi malzemeler; bu çalışmaya da konu olan tamir amaçlı kompozit yamanın hazırlanmasında ve Alüminyum malzemenin kompozit yama ile birleştirilmesi işleminde de kullanılmıştır. Kimyasal dirençleri, sertlikleri ve yapışma özelliklerinden dolayı otomotiv sanayinde, elektrikli ve elektronik cihaz imalatlarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Epoksi Şekil 4.3' de görüldüğü gibi tekne üzerine yapışarak kalıplama işleminde gerçekleştirir. Teknenin mekanik dayanımını artırır ve dış etkilere karşı izolasyon sağlar.



Şekil 4.3. Epoksi reçine ile kalıplama işlemi yapılmış bir tekne.

4.2.1.2.2. Termoplastikler

Termoplastikler oda sıcaklığında katı olarak bulunurlar. Rijit bir yapıya sahip değildirler. Isıtıldıkça yumuşayan bu plastiklerin, sıcaklıkları arttıkça da viskoziteleri düşer. Bu yüzden termoplastiklerden imal edilen ürünler daha ekonomik olur. Termoplastiklerin ara yüzey bağları ise termosetlere göre daha zor olmasına rağmen, kolay şekil verilebildiği için kullanımları daha yaygındır. Termoplastiklerin hammadde olarak raf ömürleri uzundur. Geri dönüşüm kabiliyetleri bulunmaktadır. Yüksek süneklik oranına (%1-500) sahiptirler. Termoplastik mamuller, işlem sonrası ısıtılarak yeniden şekillendirilebilirler. Oda sıcaklığında katı halde bulunan termoplastikler, soğutucu olmaksızın depolanabilirler. Sertleşmeleri için organik çözücülere ihtiyaç duyulmaz. Üstün kırılma toklukları nedeniyle darbe dayanımları da yüksektir. Elektrik yalıtkanlık özellikleri çok iyidir [11].

En çok kullanılan termoplastikler asetal, akrilik, polyamidler, polyester, polietilen ve polipropilendir. Otomotiv, imalat, kimya ve gıda gibi alanlarda kullanılır. Şekil 4.4' de termoplastikten yapılmış bir makine elemanı gösterilmiştir.



Şekil 4.4. Termoplastikten yapılmış mini plastik enjeksiyon makine elemanı [10].

4.2.1.2.3. Elastomerler

Elastomerler, çok düşük gerilmelere maruz kaldıklarında büyük elastik deformasyonlar gösterirler. Bazı elastomerler %500 oranında uzayıp, tekrar eski hallerine dönebilirler. Eğer daha fazla çapraz bağlanma sağlanırsa elastomerlerin rijitlik seviyeleri artar.

4.2.1.3. Seramik Matrisler

Seramik; en basit tanımla “çok yüksek sıcaklıkta pişirilmiş toprak” demektir. Seramiğin tarihi çok eski tarihlere kadar uzanır. Seramik; daha teknik bir tanımla, bir veya birden fazla metalin, metal olmayan elementlerle birleşmesi ve sinterlenmesi sonucunda elde edilen inorganik bileşiktir. Seramikler; silikatlar, alüminatlar, su ve metal oksitler ile alkali ve toprak alkali bileşiklerden oluşmaktadır. Seramik grubuna oksitler, nitritler, boridler, karbitler, silikatlar ve sülfidler girmektedir. Bazı seramiklerde iyonik, kısmen kovalent bağ bulunur. Bundan dolayı çok kararlı bir yapıya sahiptirler. Bazı seramikler amorf, bazıları kristal yapıdadırlar. Seramik malzemeler; endüstriyel fırınlar, tuğla fabrikaları, elektrik-elektronik, optik sanayisi gibi pek çok alanda kullanılmaktadır [10].



Şekil 4.5. Seramik malzemedan yapılmış yakıt pilleri için kullanılan dielektrik devre parçaları [10].

4.2.2. Takviye Elamanları (Fiberler)

Fiberler kompozit malzemede ana malzeme olan matriks yapıyı bağlayan elamanlardır. Takviye elaman denilmesinin nedeni matriks malzemeye verdiği destekleyici özelliğinden dolayıdır. Fiber yapıli malzemeler üç ana gruba ayrılır.

- Parçacık takviye elamanları
- Süreksiz elyaf elamanları
- Sürekli elyaf elamanları

4.2.2.1. Parçacık Takviye Elamanları

Bu tür takviye malzemeleri, mikroskopik veya makroskopik boyutta olabilirler. Parçacık takviyeli kompozitler, izotropik malzeme gibi değeriendirilebilirler. İzotropik malzeme; her yerde, her şartta aynı özelliğı gösteren malzemelere izotropik malzemeler denir. Büyük ve küçük parçacık şeklinde kullanılabilirler. Büyük parçacık olarak kullanılan kompozitlerde, yük bileşenler tarafından birlikte taşınır. Buna örnek olarak inşaat yapılarında kullanılan agrega gösterilebilir.

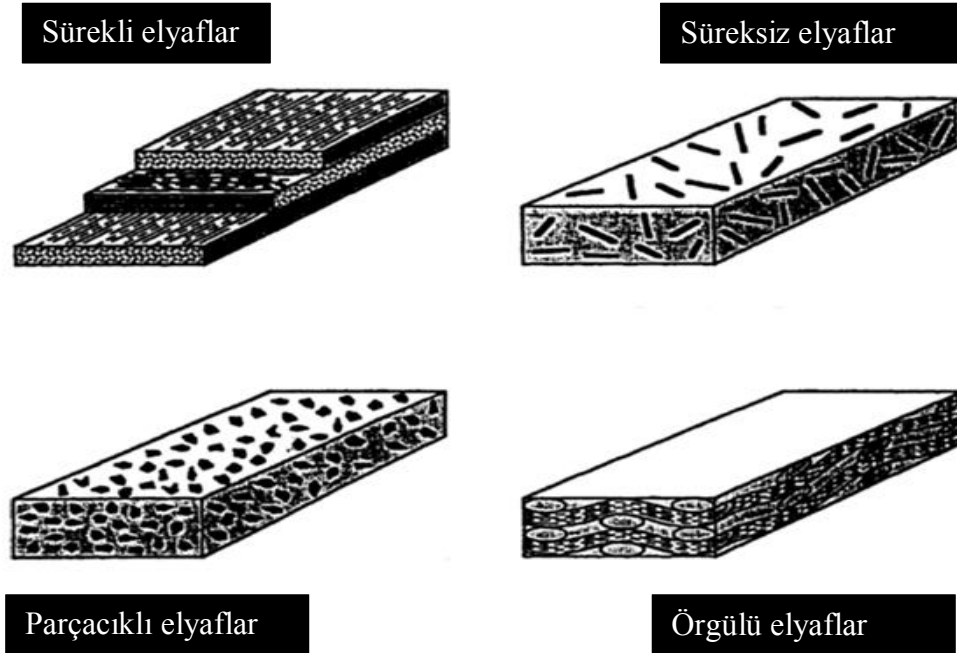
Küçük parçacıklar kullanıldıklarında ise dislakasyonların hareketlerini engelleyerek kompozit malzemenin mukavemetini artırıcı etki gösterirler. Parçacık boyutları 1 μm ' yi geçmez, buna Al_2O_3 ve SiC seramikler örnek olarak gösterilebilir.

Döküm yoluyla üretilen parçacık takviyeli kompozitlerin en büyük dezavantajı, eriyik viskozitesinin düşmesi nedeni ile parçacıkların ıslatılamaması ve homojen dağılımdaki zorluktur. Parçacık takviyeli kompozitlerin üretimi elyaf takviyeli kompozitlere göre daha ekonomiktir. Ancak elyaf takviyeli kompozitler, parçacık takviyelilere göre daha üstün mekanik özelliklere sahiptirler.

4.2.2.2. Süreksiz Elyaf Takviyeli Kompozitler

Liflerin çapları birkaç μm ' yi geçmemektedir. Süreksiz elyaflar, birkaç mm' den birkaç cm' ye kadar değişen boyutlarda olabilirler. Bu nedenle elyafın parçacık halden lif haline geçişi için çok uzun olmasına gerek yoktur.

Elyafların matriks içindeki dizilişi malzemenin mekanik özelliklerini en çok değiştiren hususlardan biridir. Uzun elyafların matriks içinde birbirlerine paralel şekilde yerleştirilmesi yüksek mukavemet değerleri sağlarken, dik doğrultuda yerleştirilmeleri daha düşük mukavemet değerleri elde edilmesine sebep olur [12]. Sürekli, süreksiz, parçacıklı ve elyaf takviyeli kompozit örnekleri Şekil 4.6' de gösterilmiştir.



Şekil 4.6. Takviyeli kompozitler [6].

4.2.2.3. Sürekli Elyaf Takviyeli Kompozitler

Sürekli elyaf malzemeleri, tel sarma metodu gibi metotlarla kesilmeden ip şeklinde üretilirler ve kullanılırlar. Elyaf lar kendi boyları doğrultusunda, kompozit malzemenin mekanik özelliklerini iyileştirirler. Küçük çapta üretildikleri ve içyapı tane boyutları çok küçük olduğu için malzeme kusurları minimize edilmiştir.

Bu nedenle üstün mikro yapısal özelliklere sahiptirler. Elastisite modülleri ve mukavemetleri yüksektir. Lif boyu/çap oranı büyük olduğundan matriks tarafından elyafa iletilen yük miktarı da artmaktadır. Kompozit bir tabakada farklı yönlerde eşit mukavemet elde edebilmek için kumaş şeklinde dokunmuş elyaf lar kullanılır. Sürekli liflerle hazırlanan dokuma elyaf kumaşlarının farklı amaçlar için geliştirilmiş türleri bulunmaktadır [11].

Başlıca elyaf malzemeler;

- Cam elyafı,
- Karbon (Graphite) elyafı,
- Aramid (Kevlar) elyafı,
- Bor elyafı,
- Oksit elyafı,
- Yüksek yoğunluklu polietilen elyafı,
- Poliamid elyafı,
- Polyester elyafı,
- Doğal organik elyaflardır.

Bu elyaf malzemeleri arasından en çok kullanılan elyaf çeşitleri cam, karbon, bor ve kevlar dır. Bu üç elyaf türü de sürekli elyaf olarak üretilebilmekte ve çeşitli uygulama sahalarında başka malzemelerle birleştirilerek önemli mekanik kazanımlar sağlamaktadırlar.

Cam elyaflar; Silika, kolemanit, Alüminyum oksit, soda gibi maddelerden üretilmektedir. Cam elyafı, elyaf takviyeli kompozit üretiminde en çok kullanılan elyaf türüdür. Cam elyafı; eritilmiş camın, özel tasarlanmış, tabanında küçük delikler bulunan özel bir fırından basınç altında geçirilmesiyle üretilir. Cam elyafın tercih edilmesindeki en önemli etkenler şunlardır;

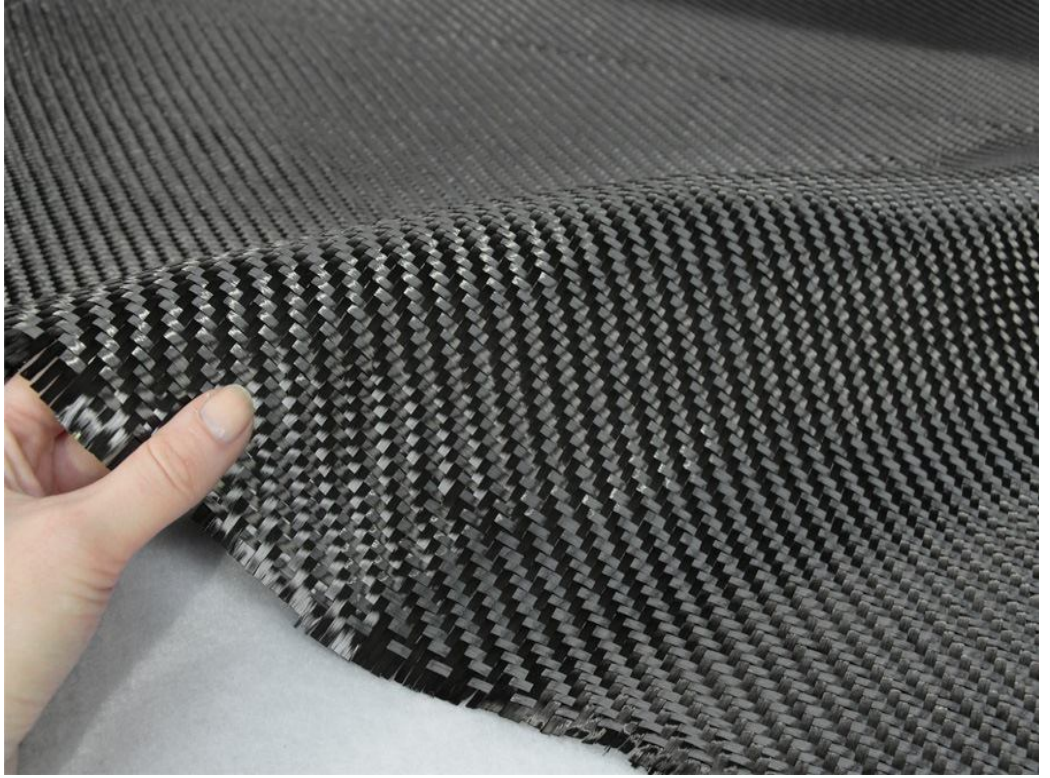
- Çekme mukavemetleri yüksektir, birim ağırlık başına düşen basma mukavemeti ise çeliğe göre daha yüksektir.
- Isıl dirençleri düşüktür.
- Yanmazlar, ancak yüksek sıcaklıkta yumuşarlar.
- Kimyasal malzemelere karşı dirençlidirler.
- Elektriği iletmezler.



Şekil 4.7. Cam elyaf rulo.

Karbon fiberler (elyaflar); Karbon elyaflar cam elyaflardan daha sonra gelişen ve çok yaygın olarak kullanılan bir elyaf grubudur. Şekil 4.8'deki karbon elyafların üretiminde üç adet hammadde mevcuttur. Bunlardan ilki rayondur yani suni ipektir. Bu hammadde inert bir atmosferde 1000 - 3000 C° civarına ısıtılır ve aynı zamanda çekme kuvveti uygulanır. Bu işlem mukavemet ve tokluk sağlar. Ancak yüksek maliyet nedeniyle rayon elyaflar uygun değildirler. Elyaf imalatında genellikle rayonun yerine Poliakrilonitril (PAN) kullanılır [10].

PAN bazlı elyaflar 2413 ile 3102 MPa değerinde çekme mukavemetine sahiptirler ve maliyetleri düşüktür. Petrolün rafinesi ile elde edilen zift bazlı elyaflar ise 2069 MPa değerinde çekme mukavemetine sahiptirler. Mekanik özellikleri PAN bazlı elyaflar kadar iyi değildir ancak maliyetleri düşüktür. Karbon elyafların en önemli özellikleri düşük yoğunluğunun yanı sıra yüksek mukavemet ve tokluk değerlerine sahip olmasıdır. Karbon elyaflar, nemden etkilenmezler ve sürünme mukavemetleri çok yüksektir. Aşınma ve yorulma mukavemetleri de oldukça iyidir. Bu nedenle askeri ve sivil uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. Karbon elyaflar çeşitli plastik matrikslerle ve en yaygın olarak epoksi reçinelerle kullanılırlar. Ayrıca karbon elyaflar Alüminyum, Magnezyum gibi metal matrikslerle de kullanılırlar. Otomotiv endüstrisi jant yapımından arabanın iç kaplamasına kadar kullanılmaktadır.



Şekil 4.8. Karbon fiber kumaş.

Karbon fiber takviyeli kompozitler geniş bir alanda kullanılmaktadır. Tez çalışmasında sağladığı üst düzey mekanik dayanımlardan dolayı kompozit yamada fiber malzemesi olarak dokuma karbon kumaş tercih edilmiştir.

Bor elyafı; Karbon elyafından daha güçlü ve aynı zamanda daha pahalı elyaf türü ise bor elyafıdır. Bor, oda sıcaklığında katı durumda olan ikinci hafif elementtir [3]. Çekirdek genellikle Tungsten/Wolfram olarak adlandırılan ince bir telin üzerine bor kaplanarak imal edilir. Bu özelliğinden dolayı Bor elyafı kendi başına bir kompozit olarak tanımlanır. Bor-tungsten elyaflar, sıcak Tungsten flamanın (ince telin) Hidrojen ve Bortiklorür (BCl_3) gazından geçirilmesi ile üretilir. Böylece Tungsten flamanın dışında bor tabakası oluşur. Bor elyaflar değişik çaplarda üretilir. Mekanik özellikleri yüksek olduğundan havacılıkta kullanılmaktadır. Silisyum Karbür (SiC) veya Bor Klorür kaplanarak malzemelerin yüksek sıcaklıklara dayanımları artar. Özellikle Bor Klorür kaplanmasıyla çekme mukavemeti önemli ölçüde artar. Bor elyafının maliyeti yüksek olduğundan, son yıllarda karbon elyafı daha çok tercih edilmektedir.

Kevlar elyaflar; Polimerler, matriks olarak kullanılmalarının yanı sıra elyaf olarak da kullanılırlar. Örnek kevlar bir polimer elyafı olup kompozit malzemeye yüksek mukavemet ve sertlik kazandıran, hafif bir malzemedir. Aramid, bir çeşit naylon olan hoş kokulu poliamiddir. Kevlar elyaflı kompozitler, cam elyaflı kompozitlere göre %35 daha hafiftir. Aramid elyafı piyasada daha çok ticari isimleri Kevlar (DuPont) ve Twaron (Akzo Nobel) ile bilinmektedir. En çok kullanılan Kevlar elyafları Kevlar 29 ve Kevlar 49'dur. Farklı uygulamalar için farklı özelliklere sahip aramid elyafı üretilebilmektedir. Genellikle doğal rengi sarıdır. Şekil 4.9'da gösterilen Sıklıkla kullanılan alanların başında balistik koruma uygulamaları gelmektedir. Askeri kaskların yapımında, yüksek darbe dayanımlı kurşungeçirmez yelek imalatında Kevlar 29 elyaf kullanılır [10].



Şekil 4.9. Kevlar kumaşdan yapılmış bir çelik yelek [10].

5. YAPIŞTIRMALI BAĞLANTI TEKNİĞİ

Bu bölümde yapıştırırmalı birleştirme tekniğinin teknikleri ve diğer birleştirme yöntemlerine göre avantajları ve dezavantajları olduğu incelenmiştir. Birleştirme teknikleri temelde üç guruba ayrılır;

- Mekanik birleştirme : Cıvata, perçin veya vida ile yapılan birleştirmeler.
- Termal birleştirme : Kaynak veya lehim ile yapılan birleştirmeler.
- Yapıştırıcı ile birleştirme : Kimyasal malzeme ile yapılan birleştirmeler.

5.1. Mekanik Birleştirmeler

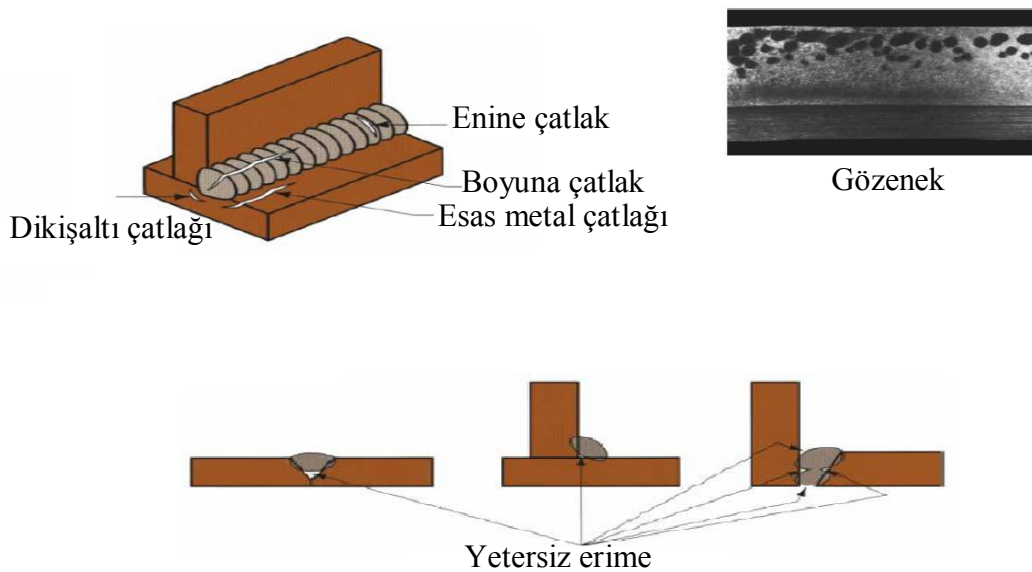
Mekanik birleştirme yöntemleri yapılırken birleştirilecek malzemeler üzerinde delik veya makine elamanlarının bağlantılarına uygun yüzey işlemleri yapılır. Perçin ve vida gibi makine elamanları malzemelere delik delme işlemiyle uygulanırlar. Bu durum malzemelerin üzerine etkiyecek gerilmeleri artacağı için malzemelerin mekanik dayanımı azalacaktır. Mekanik dayanımın azalması sonucu birleştirilen parçalar üzerinde gerilme yığılmaları oluşacaktır. Bu gerilme yığılmalarını engellemek için malzeme kalınlığı artırılmalı veya daha mukavemetli malzemeler kullanılmalıdır. Daha dayanıklı malzeme seçimi ve kalınlığın artırılması, ağırlık ve maliyeti artırdığı için bu durum istenilmemektedir. Dış etkenlere bağlı olarak malzeme üzerinde oluşan gerilmelerin artması Şekil 5.1’de görüldüğü gibi bu yapıların daha kolay hasara uğramasına sebep olur. Mekanik birleştirme işlemlerinin bu tür dezavantajları olmasına karşın yapıştırma ile birleştirme yönteminin daha pahalı olduğu alanlarda kullanılmaktadır. Daha karmaşık ve ağır profile sahip yapıların birleştirme işlemleri yapıştırırmalı birleştirme işlemlerine uygun olmaması ve daha maliyetli olmasından dolayı vida, perçin gibi makine elamanları tercih edilir [7].



Şekil 5.1. Hasara uğrayan cıvata bağlantısı [7].

5.2. Termal Birleştirmeler

Termal birleştirmeler, kaynak ve lehim dediğimiz yöntemlerle birbirine yakın profildeki malzemelerin birbirlerine ergitmesiyle bağlanmasıdır. Kaynak tanımı basit olarak metal olan iki malzemenin sıcaklık, basınç ve metalürjik koşulların uygun bir birleşimi sayesinde kalıcı şekilde birleştirilmesidir. Lehim işlemi birleştirilmesi istenen iki metal malzeme için ilave metaller kullanılarak ilave metalin iki malzemeye ergitmesiyle metallerin birleştirilmesi olarak tanımlanır. Kaynak işlemi sırasında ana malzeme ergirken, lehimde bu ergime olmaz. Kaynak işleminde aynı metaller birleştirilirken, lehim işleminde farklı metaller birleştirilmesi yapılabilir. Termal birleştirilmesi yapılan yapıları sökmek mümkün değildir. Kaynak ve lehim işlemi yapılırken birleştirilen malzemeler üzerinde yüksek sıcaklık meydana geldiğinden, bu sıcaklık artışı istenmeyen gerilmelere neden olur. Oluşan gerilmeler neticesinde parça yorgunluğu ve parçaların metal yapısında bozulmalar meydana gelebilir. Bunun sonucunda ise parçaların temel yapısında bozulmalar meydana gelir. Genellikle kaynak ile yapılan birleştirmeler sonucunda malzeme korozyona uğrar ve tahribat kaynak yüzeyi boyunca yayılır. Korozyonun artmasıyla birleşimi yapılan malzemeler kopma noktasına gelir ve şekil 5.2’de gösterildiği gibi hasarlar oluşur. Malzeme üzerinde ciddi hasarlara neden olduğu için zorunlu olmadıkça tercih edilmeyen birleştirme yöntemlerinden biridir. Termal birleştirmeler daha çok birbirine yakın ve geometrisi bu metoda uygun olarak hazırlanan malzemelerin birleştirilmesinde tercih edilir [14].

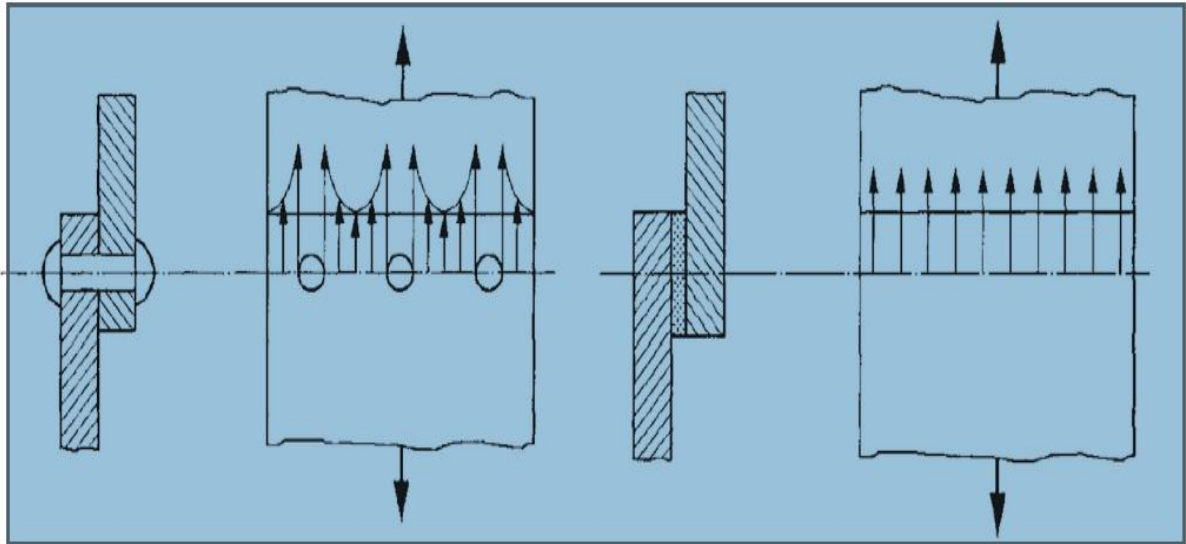


şekil 5.2. Kaynak ile birleştirilmesi yapılan iki metal üzerinde oluşabilecek hasarlar [14] .

5.3. Yapıştırıcı ile Birleştirmeler

Mühendislik yapıları oluşturulurken dikkat edilen önemli hususlardan birisi malzemenin herhangi bir yükleme durumunda yükleri belirleyebilmek ve oluşacak gerilmeleri hesaplayabilmek olmalıdır. Oluşturulan yapılarda malzeme üzerine binen yükleme durumu genellikle bir fonksiyon ile tanımlanır, fakat mühendisler oluşturulacak yapının maliyet durumunu ve malzemenin en iyi şekilde tasarlanıp kullanılma becerisini hesaba katmalıdır. Bu da sürekli olarak teknolojiye ilerlemeyi gerektirir. Dolayısıyla da yapısal yük ve gerilmeleri ölçecek olan mühendisliğin önemini artırır. Bu yükleri düzgün bir şekilde karşılayabilecek mekanik dayanım üretim aşamalarında önemli bir yer teşkil eder [9].

Yapıştırıcı kullanarak yapılan birleştirmeler, mekanik ve termal birleştirme yöntemlerine göre önemli avantajlar sağlar. Yapıştırırmalı birleştirme tekniği malzeme üzerinde gerilmeleri orantılı bir şekilde dağıtmasından dolayı muhtemel oluşması beklenen gerilme yığılmalarını engeller. Şekil 5.3’de perçin ve yapıştırırmalı bağlantı teknikleri uygulanarak birleştirilmesi yapılan malzemelerdeki gerilme dağılımları kıyası ortaya konmuştur.



Şekil 5.3. Mekanik ve yapıştırırmalı birleştirme yöntemlerinde gerilme dağılımı [15].

Yapıştırırmalı birleştirme tekniğinin ne tür avantajlar sağlayacağı üzerine birçok çalışma yapılmıştır. Yapıştırırmalı bağlantı tekniklerinin avantajlarını şu şekilde sıralanabilir [16].

- Yüksek seviyede dinamik-yorulma direncine olanak sağlarlar.
- Gerilme dağılımları düzgündür.
- Esas malzemenin özelliği bozulmaz.
- Kalınlığı az metallerin birleştirilmesine olanak sağlarlar.
- Sızdırmazlık özelliğine sahiptirler.
- Yapıştırma maliyetleri düşüktür.
- Farklı geometrilere sahip malzemeleri birleştirilebilirler.
- Pürüzsüz yüzeyler elde edilir.
- Farklı yapıdaki malzemelerin birleştirilmesini sağlarlar. (Alüminyum ve Karbon fiber gibi).
- Ağırlık büyük oranda azalır.
- Malzeme üzerinde oluşabilecek titreşimi sönümlerler.

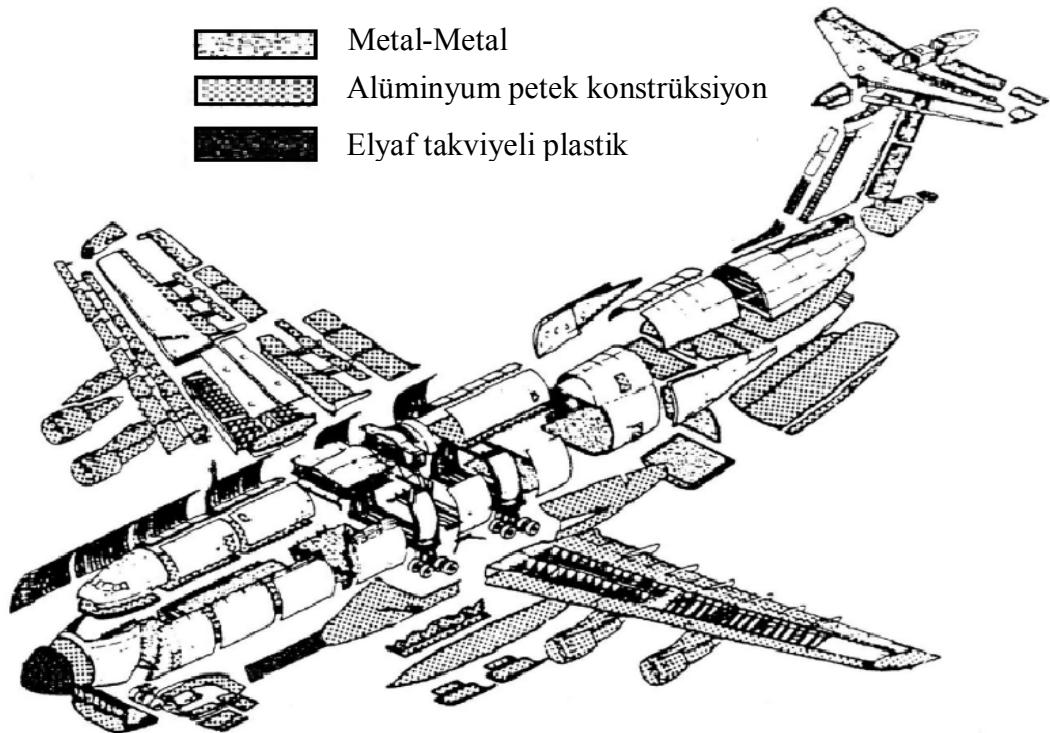
Yapıştırırmalı birleştirme tekniğın avantajları olduğu gibi dezavantajları da vardır. Mekanik ve termal birleştirme yöntemlerine göre dezavantajlı olduğu yerler şu şekilde sıralanabilir;

- Yüksek seviyedeki sıcaklıklarda yapıştırılma işlemi sınırlıdır.
- Çekme ve kayma yükleri altında düşük mukavemet ve tokluk değerleri görülebilir.
- Çevre şartlarına bağlı olarak yüzey işlemlerine ihtiyaç duyulabilir.
- Ekonomik yönden yapılan birleştirme tercihinine göre değişkenlik gösterebilir.
- Tahribatsız muayene ile kontrolü kolay değildir.
- Bazı solventlere karşı dayanıksız olabilirler.
- Çalışma sıcaklığı artırıldığında mukavemet değerleri düşer.
- Yapıştırırmalı bağlantı elamanları sökülemez, çünkü yapı deforme olur.

Yapıştırırmalı bağlantı tekniği gün geçtikçe daha çok tercih edilmeye başlamıştır. Genel olarak aşağıda gösterilen uygulama alanlarında kullanılırlar;

- Teknik ve hafif yapıdaki konstrüksiyonlarda,
- Saç levhaların takviyesinde,
- Mil-göbek bağlantılarında,
- Fren ve debriyaj balatalarında,
- Ahşap ve plastik malzemeden yapılmış konstrüksiyonlarda,
- Diğer birleştirme yöntemlerinin kullanılmadığı özel hallerde.

Yapıştırırmalı bağlantı tekniğinin en çok kullanıldığı sektörlerin başında uçak sanayi gelmektedir. Mekanik birleştirme yöntemlerinde gerilme dağılımlarının düzgün yayılmamasından dolayı uçak parçaları birleştirilirken birçok bölgede yapıştırırmalı birleştirme tekniği kullanılır (Şekil 5.4).

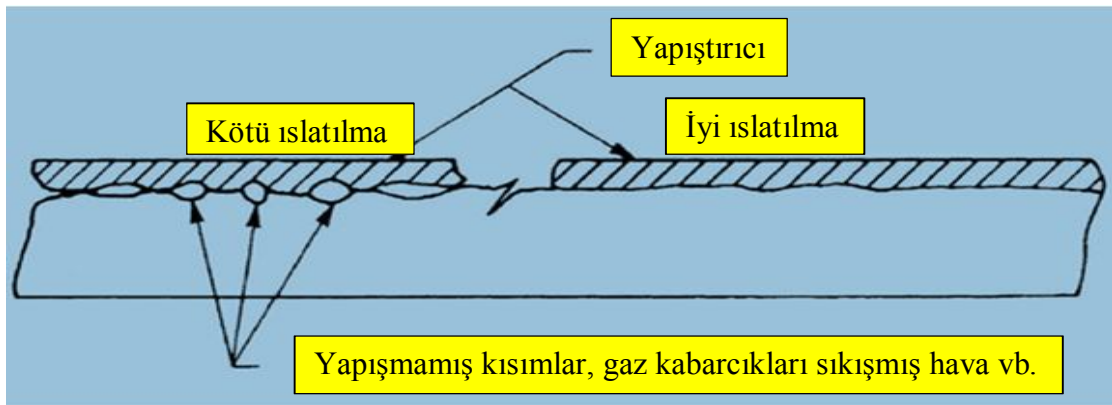


Şekil 5.4. Bir yolcu uçağında kullanılan malzeme türleri [18].

5.3.1. Yapıştırma İşlemi

Yapıştırıcıların kullanımı tarih öncesi dönemlere kadar uzanır. İlk insanlar mağara duvarlarına resim benzeri şekiller yapmışlardır. Resimledikleri figürleri yumurta akı, kurumuş kan ve su bitkilerinin özleriyle yapıştırarak mağara duvarlarına sabitliyorlardı. Daha sonraki dönemlerde ise milattan önceki yıllardan başlayarak eski Mısırlılar ve Sümerler hayvan derilerini ve kemiklerini kaynatarak daha sağlam yapıştırıcılar yapmışlardır. Günümüz teknolojisinde imalat yapan firmalar yapıştırıcıları sentetik malzemeler kullanarak yapmaktadırlar. Yapıştırmalı bağlantılı birleştirmede en çok tercih edilen yapıştırıcılar; epoksiler, poliüretanlar, akrilikler, silikonlar, fenolikler, siyanoakrilik ve anaerobiklerdir [25].

Yapıştırma işleminin iki ana unsuru vardır. Bir adhezyon kuvveti, diğeri ise kohezyon kuvvetidir. Yapıştırma aynı veya farklı özelliklere sahip malzemelerin en az iki tanesini birbirine adhezyon kuvvetleri aracılığı ile güçlü bir şekilde bağlanmasıdır. Bu bağlantıyı aynı mukavemet değerini kaybetmeden uzun süre korumasını ve birleştirilmesini sağlayan bağlantı elemanına ise yapıştırıcı denir. Yapıştırma olayı yapıştırıcıların üzerine uygulanan malzemelere nüfuz etmesi sonucu kimyasal ve fiziksel bir olay sonucu oluşmaktadır [14]. Yapıştırıcının moleküllerinin üzerine uygulanacağı malzemenin molekülleri ile birleşme eğilimi göstermesi gereklidir. Yapışmasını istediğimiz her iki maddenin yüzeylerindeki atomların farklı kutupları birbirlerini çekmeleriyle yapıştırma işlemi gerçekleşmiş olur. Şekil 5.5’ de görüldüğü gibi iyi bir yapışmanın olmazsa olmaz şartlarından biri yapıştırıcının levhaya ıslatılırken doğru sürülmesi işlemidir

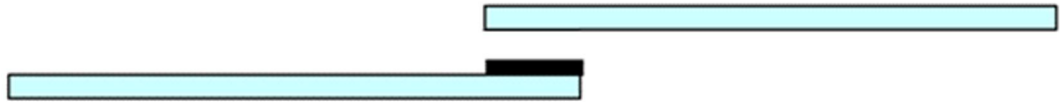


Şekil 5.5. Yapıştırma işleminde ıslatılma hatasının gösterimi.

5.3.1.1. Adhezyon

Adhezyon iki maddenin temas yüzeylerindeki yapışma kuvvetidir. “Van der Waals kuvvetleri” olarak adlandırılan çekim ve yüzeye tutunma fiziksel kuvvetleri, yapışma esnasındaki en önemli faktördür. Eğer yapıştırıcı, mekanik olarak işlenmiş yüzeylerdeki pürüzlere tam olarak temas edemezse, bu moleküller arası kuvvetler oldukça zayıflar. Bu nedenle yapıştırıcının yüzey pürüzlerine tam olarak nüfuz etmesi ve bütün yüzeyi ıslatması gerekir. Dolayısıyla, yapıştırmanın kuvveti maksimum moleküller arası temas için hem yüzeyin ıslatılmasına, hem de yüzeyin yapışma özelliklerine bağlıdır [18].

Belirli bir yapıştırıcı yüzey gerilimi için ıslatma, yapıştırıcı sürülen yüzeyin yüzey gerilimine ve yapıştırıcının viskozitesine bağlıdır. Yüzeyde kirlerin bulunması da ıslatmayı olumsuz etkiler. Bu durum Şekil 4.6’da görüldüğü yapıştırıcı yüzeylerinin plakanın yüzeyinden ayrılması yani adhezyon hasarının oluşmasına neden olabilir.



Şekil 5.6. Adhezyon hasarı [18].

5.3.1.2. Kohezyon

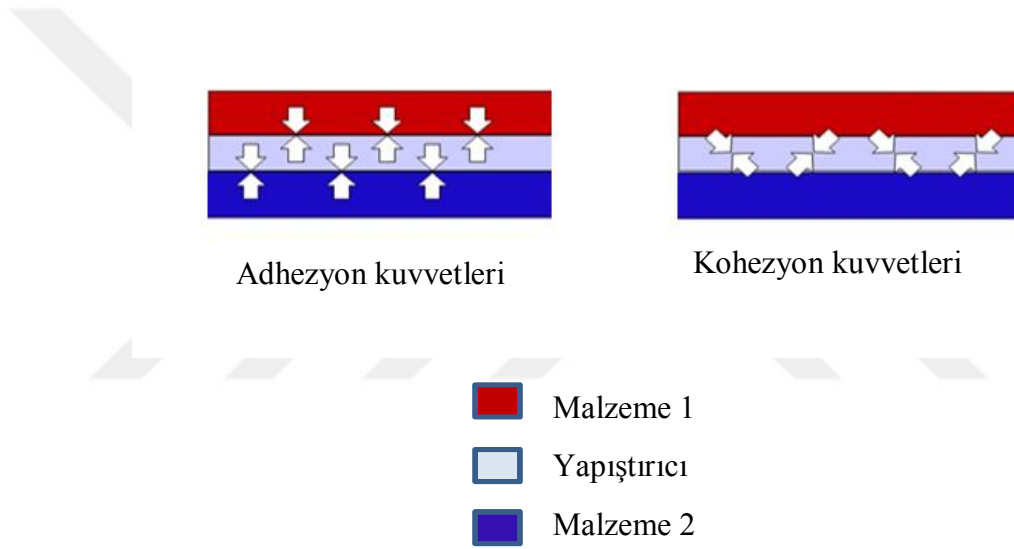
Yapıştırıcı molekülleri arasında bulunan ve yapıştırıcıyı bir arada tutan kuvvetlere kohezyon denir. Kohezyona etki eden kuvvetler; moleküller arası çekim kuvvetleri (Van der Waals kuvvetleri) , polimer moleküllerinin kendi aralarında kenetlenmesi gibi kuvvetler etki eder. Bir zincirin kuvvetinin en zayıf halkası tarafından belirlenmesi kuralına uygun olarak, yapıştırma işleminde adhezyon kuvvet ve kohezyon kuvvetleri eşit olmalıdır. Eğer bu durum gerçekleştirilirse iyi bir yapıştırma işlemi yapılmış olur.

Kohezyon hasarı yapıştırıcının kendi oluşturduğu yapışkan tabakanın, yapıştığı plakadan ayrılması olayıdır. Şekil 5.7’de görüldüğü gibi yapıştırıcı yapıştırdığı iki plaka yüzeyinde de belirli kalınlıklarda bulunur bu olay kohezyon hasarı olarak tanımlanır [3].



Şekil 5.7. Kohezyon hasarı [18].

Adhezyon ve kohezyon kuvvetleri yapıştırma işlemi esnasında yapıştırıcı ve birleştirilmesi istenen malzemeler arasında kuvvet bağları oluştururlar. İki farklı malzemenin yapıştırma ile birleştirilmesi sonucu oluşan adhezyon ve kohezyon Şekil 5.8’de gösterilmiştir.



Şekil 5.8. Adhezyon ve kohezyon kuvvetlerinin gösterimi [11].

Yukarıda gösterilen adhezyon ve kohezyon kuvvetleri yapıştırma işleminin kalitesini belirleyen en önemli parametreler olarak kabul edilir. Bu kuvvetlerin bağları ne kadar sağlam olursa, yapışma işlemi üzerine düşen yüklemelere karşı o kadar mukavemet gösterir.

5.3.2. Yapıştırılmal Bağlantı Tipleri

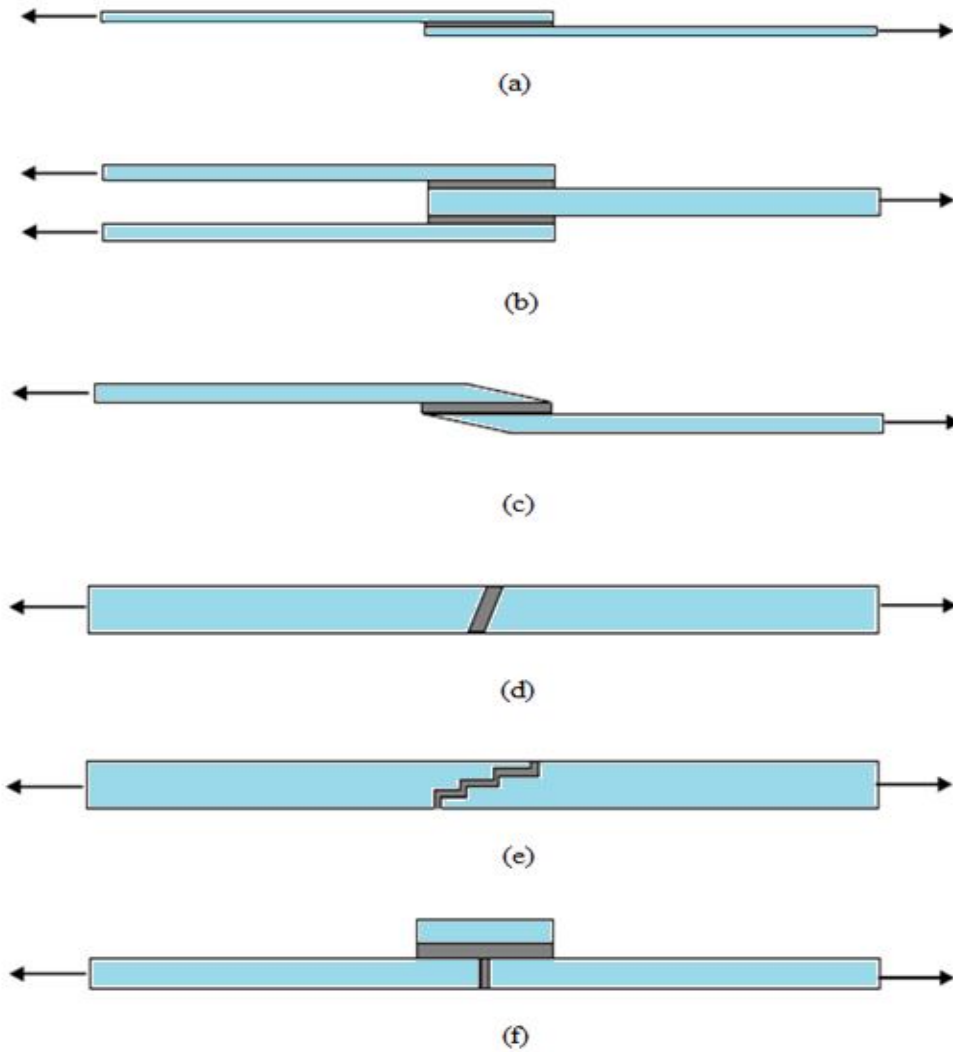
Yapıştırılmal birleştirme yöntemiyle birbirine bağlanan bağlantıların mekanik özellikleri aşağıdaki değişimlere bağlı olarak değişir;

- Yapıştırılacak malzemenin türüne
- Yapıştırıcı türüne
- Çalışılacak ortam şartlarına
- Ek yeri tasarımına
- Üzerine etkiyen yüklere

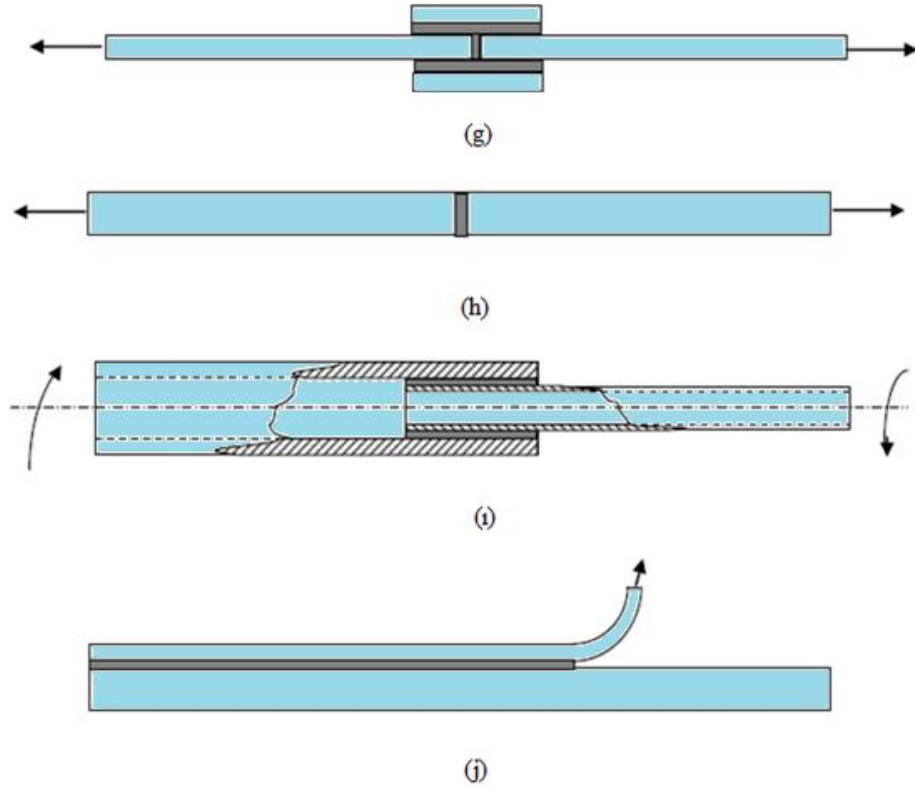
Yapıştırıcıların fiziksel ve kimyasal özelliklerini, onların kohezyon yani iç yapışma ve adhezyon yani yüzeylere tutunma kuvveti belirler. Yapıştırma işlemi esnasında, bağlantının dayanıklılığı yapıştırıcının mekanik özelliklerine bağlı olarak değişir. Farklı yapıştırıcı ile yapılan birleştirme metotları, kuvvet ve yüzeye tutunma özellikleri yönünden farklı alternatifler sağlar. Yapıştırılacak malzemeler ve yüzey işlemleri genellikle uygun yapıştırıcı ve ek yeri tasarımında en önemli seçim şartıdır [6].

Bu faktörlerden ayrı olarak, yapıştırma işlemi için en uygun yapıştırıcının belirlenmesinde yapıştırılacak malzemelerin mekanik özellikleri ve parçaların sertliği de çok önem arz eder. Bağlantının çalışma ortamı, sıcaklık, nem, kimyasallar vb. etkenler yapıştırıcı seçimini doğrudan etkiler. Çalışma ortamı ve tatbik edilen kuvvetler dayanıklılığı belirleyen en önemli etkenlerdir. Ek yeri tasarımı, seçilen yapıştırıcıdan en yüksek verimi almak için önemlidir. Tasarım, yapıştırıcının özelliklerine göre ayarlanmalı örneğin hacimsel küreleşme, boşluk doldurma, vb. unsurlara göre uygunluğu düşünülmeli ve tasarıma uygun bir yapışma işlemi yapılmalıdır. Çünkü tasarım soyulma, yarıma gibi en zor yükleri dahi taşıyabilecek şekilde oluşturularak hazırlanmalıdır. Gerilme şartlarına uygun tasarlanan yapışılmal birleştirmeler yapıştırmadan maksimum mekanik dayanım alınmasını sağlar [3].

Günümüzde en yaygın olarak bilinen yapıştırma bağlantı tipleri; tek tesirli bindirme, çift tesirli bindirme, boyun bindirme, açılı bindirme, teraslama, tek-çift takviyeli bindirmelerdir Şekil (5.9-10). Adems ve Wake çalışmalarında istenen şartlara en uygun birleştirme tiplerine göre yapıştırmalar yaparak yapıştırma bağlantı tiplerini kıyaslamışlardır [2].



Şekil 5.9. Sık kullanılan yapıştırma bağlantı tipleri, (a) tek tesirli bindirme, (b) çift tesirli bindirme, (c) boyun bindirme, (d) açılı bindirme, (e) teraslama, (f) tek takviyeli bindirme [2].

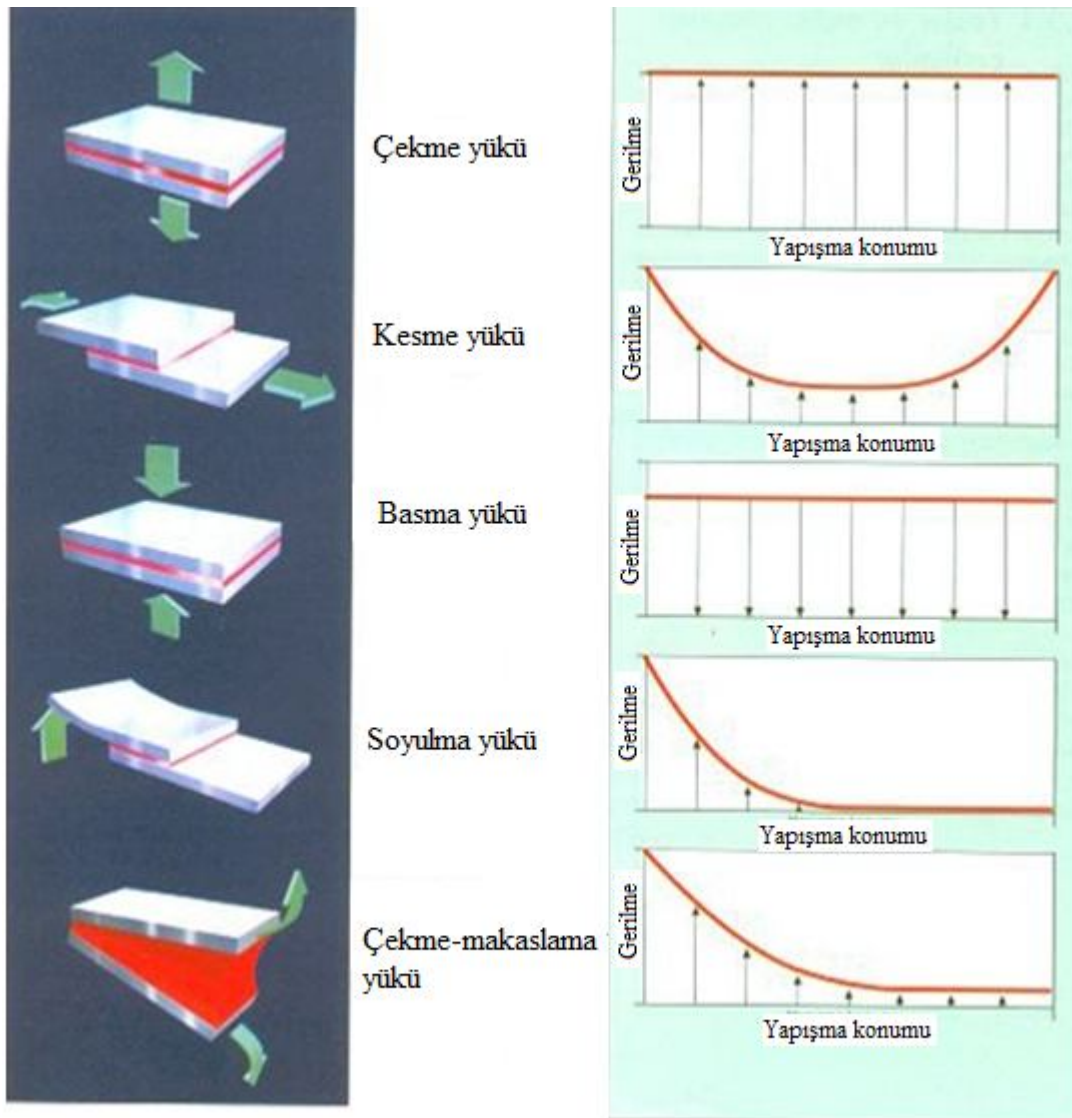


Şekil 5.10. Sık kullanılan yapıştırma bağlantı tipleri, (g) çift takviyeli bindirme, (h) alın bağlantı, (i) silindirik bindirme, (j) soyulma tipi bağlantı tipi [2].

Seçilen yapıştırma bağlantı tiplerinin, birleştirilmesi istenen yapıların en iyi şekilde bağlanmasını kolaylaştırması gerekir. Sık kullanılan yapıştırma bağlantı tiplerinden ayrı olarak, yapıştırılacak malzemelerin mekanik özelliklerine ve kullanım alanında üzerine yüklenecek gerilmelere göre daha farklı yapıştırırmalı bağlantı tipleri tasarlanabilir.

5.3.3. Yapıştırırmalı Bağlantı Tiplerinde Gerilme Çeşitleri

Yapıştırma işlemiyle birleşimi yapılan malzemeler üzerinde çeşitli gerilme türleri etkili olur. Bu gerilme türleri; çekme, kesme, basma, soyulma ve çekme-makaslamadır (Şekil 5.11). Yapıştırırmalı bağlantı tekniği kullanılan malzemelerde, bağlantının mukavemetinden en yüksek verim elde etmek için bu gerilme çeşitleri göz önünde bulundurulmalıdır.



Şekil 5.11. Yapıştırma bağlantı tipinde oluşabilecek gerilme türleri [9].

5.3.3.1. Çekme Hali

Şekil 5.11’ de görüldüğü gibi çekme durumunda kuvvetler yapıştırıcı tabakasına dik bir şekilde etkirler. Yapışma tabakasına etkiyen bu kuvvetlerden dolayı oluşan gerilmeler, yapışma alanına eşit bir biçimde dağılmaktadır. Fakat bağlantıya sadece bu tür bir gerilmenin etki edip etmediğini bilmek her zaman mümkün olmayabilir. Şayet etki eden kuvvetler eksenden kaçık olarak etkimekte ise o zaman yapışma alanına gerilmenin eşit yayılma durumu ortadan kalkar ve bağlantının bozulma ihtimalini artırır. En önemli olan hususlardan birisi de, yapıştırılan malzemenin kalın yapıda olması gerektiğidir. Malzemede maruz kaldığı yük etkisi ile fark edilir oranda bir eğilme oluşmamalıdır. Aksi takdirde gerilme dağılımı eşit olmayacaktır ve bu durum istenilen bir durum değildir. Yapıştırılarak birleştirilmesi yapılan yapılar için çekme haline maruz kalacağı düşünülerek tasarlanmalıdır [9].

5.3.3.2. Kesme Hali

Kesme yükleri, yapıştırılan alanın tümüne tamamen nüfuz eder fakat eşit olmayan bir şekilde dağılır. Kesme yükünün yükleme esnasında yapışma alanının tamamında etkili olması, bağlantı ömrünü arttırarak ekonomik yönden avantaj sağlar. Yapıştırma tekniğiyle oluşturulan bağlantı tipleri, üzerine binen yükün büyük bir kısmı kesme yükü olarak iletilebilecek şekilde düşünülerek oluşturulmalıdır [9].

5.3.3.3. Soyulma Hali

Bu tür yüklemede bağlantı sınırında oluşan gerilme Şekil 5.11’de gösterildiği gibi etki etki eder ve bu etki muazzam bir düzeydedir. Bağlantı çok geniş veya yük düşük olmadıkça yapıştırma bağlantısı tahribata uğrayacaktır. Yapıştırma ile birleştirilen yapıların soyulma haline maruz kalmaması için malzemeler esnek olarak seçilmeli. Soyulma hali arzu edilmeyen bir durum olduğu için bu gerilme hali dikkate alınarak yapıştırma işlemi yapılmalıdır [9].

5.3.3.4. Çekme-Makaslama Hali

Çekme-makaslama hali, genel olarak eksenden kaçık çekme kuvvetinin veya momentin bir sonucu olarak ortaya çıkar. Diğer gerilmelerin aksine bu gerilme, yapışma alanına eşit olmayan şekilde etkimekte ve bağlantının tek bir tarafında yoğunlaşmaktadır. Oluşan bu gerilmeyi karşılamak için yeterli düzeyde yapışma alanına ihtiyaç vardır. Çekme veya kesme gerilmelerine göre bu alan daha fazla olduğu için bu tarz bağlantı tavsiye edilmez, çünkü maliyet artar. Bir yapıştırma bağlantısı tasarımı yaparken hedeflenen en önemli unsurlardan biri en düzgün gerilme dağılımını elde edebilmektir. Yapıştırma bağlantılarında kuvvet uygulandığında nasıl bir gerilmeye maruz kalacağını önceden iyice tahmin edilmelidir. Yapıştırma bağlantısı mümkün olduğu kadar soyulma ve çekme-makaslama yüklerini en aza indirecek şekilde yapılmalıdır [9].

5.3.4. Yapıştırılacak Yüzeylerin Hazırlanması

Yapıştırmalı bağlantı teknikleri kullanılarak birleştirilmesi istenen malzemelerin yapışma dayanımı yapıştırılan malzemelerin yüzeylerinin kalitesine bağlıdır. Yapıştırma bağlantılarında yapıştırıcı ve yapıştırılacak malzemelerin yüzeyleri tam temas edecek şekilde düzenlenmelidir. Örnek olarak kompozit malzeme yüzeyleri, kalıp ayırıcı maddeler ve diğer katkı maddeleri ile etkileşim halinde olduğundan yüzey hazırlama işlemlerine ihtiyaçları vardır. Yüzeyler üzerinde oluşan kirletici maddeler zımpara kâğıdı ile aşındırılarak ya da kimyasal maddelerle yüzeylerden arındırılır. Bu tür işlemler yapılırsa yapıştırma bağlantısından maksimum verim alınacaktır [19].

Yüzey hazırlama işlemi, yapıştırıcı ile yapıştırılacak malzemenin birleştirmeden önceki en önemli aşamadır. Yüzey hazırlamanın basit mekanik temizleme ve kimyasal yağ almadan, karmaşık fiziksel yüzey hazırlamaya kadar birçok ön işlem yöntemi mevcuttur. Şayet tatmin edici bir yüzey hazırlığı yapılmadığı takdirde, birleştirme işlemi yapılan bağlantının yapıştırıcı-yüzey temas seviyesinde önceden tahmin edilemeyecek biçimde hasar oluşacaktır. Uygun yüzey hazırlama işlemi yapıldığında, yapıştırıcı ve/veya astardan beklenen kuvvet elde edilebilir.

Yapıştırılacak yüzeylerin hazırlaması, yalnızca yapıştırma bağlantısının ilk kuvveti için değil, daha da önemlisi, yapışmanın uzun vadedeki dayanımı için de çok önemlidir. Birçok plastik ve metal malzeme yüzeyi temizlenirken yüzeylere basit zımparalama veya solventle temizleme kullanılır. Ancak bazı metallerde, iyi bir yapışma veya uzun vadeli ortam şartlarına dayanım elde etmek için bu basit yüzey hazırlama yöntemleri yeterli olmayabilir [9].

Şekil 5.12’ de 2024-T3 Alüminyum levhanın, farklı bindirme uzunluğuna sahip yüksek karbon çeliğinden yapılmış malzeme ile yapıştırmalı birleştirme işlemi gösterilmektedir.



Şekil 5.12. 2024-T3 Alüminyum levhanın karbon çeliğiyle ile birleştirilmesi [9].

En iyi yapışma için iyi bir ön-işlem gereklidir. Yapışma kuvveti büyük ölçüde yapıştırılacak yüzeyler ile yapıştırıcı arasındaki adhezyon kuvveti tarafından belirlenir. Yüzeyler iyi temizlendiği ve ön-işlem yapıldığı oranda yapışma kuvvetinin artacağı iyi anlaşılmalıdır. Yapıştırılacak yüzeylerdeki kirlerin adhezyonu düşürdüğü görülmektedir. Adhezyon kuvvetini artırmak için;

- Yağ alma veya mekanik aşındırma ile istenmeyen yüzey tabakalarının temizlenmesi gereklidir.
- Primer ile kaplayarak yeni, aktif bir yüzey oluşturulmalıdır.
- Aşındırma, korona işlemi, düşük plazma yapılmalıdır.

Yukarıdaki işlemler, yapışma ile birleştirme işleminin en iyi şekilde olması için yapılması gereken işlemlerdir. Hazırlanabilecek olan en iyi yapışmayı elde etmek için, yapıştırılacak yüzeylerden yağ, gres, toz ve diğer kalıntıların temizlenmesi gerekir.

Yüzey üzerinde kalıntı bırakmadan buharlaşan solventler buna uygundur [19]. Yüzeyi hazırlarken aşağıdaki işlemler yapılabilir;

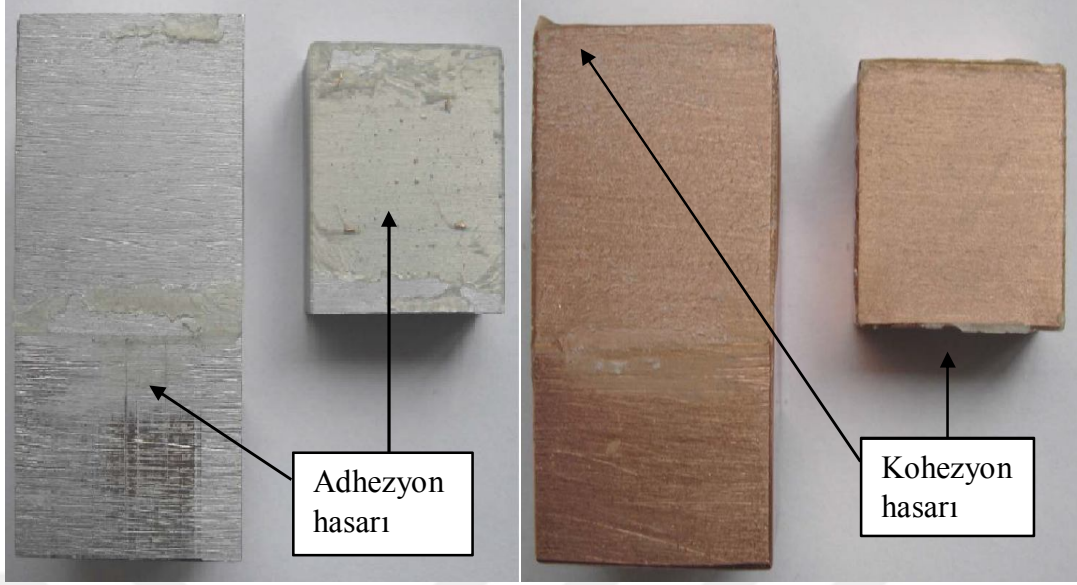
- Aşındırma işlemi uygulanabilir.
- Buharla yağ giderme işlemi uygulanabilir.
- Çözücüyle silme işlemi yapılabilir.
- Buharla honlama işlemi yapılabilir.
- Kimyasal çözelti ile temizleme işlemi yapılabilir.

Bu işlemler yapıştırırmalı birleştirme yapılan malzeme yüzeylerindeki kirleri temizlemek için en çok tercih edilen yüzey temizleme yöntemleridir [21].

5.3.5. Yapıştırırmalı Bağlantı Tiplerinde Oluşan Hasarlar

Yapıştırma bağlantılarının veya yapıştırıcı mekanik özelliklerinin net olarak bilinmesi için farklı yükleme koşullarında oluşacak hasar tipleri belirlenmelidir. Yapıştırma bağlantılarında genellikle iki tip hasar oluşur. Adhezyon hasarı ve kohezyon hasarıdır. Şekil 5.13’de gösterildiği gibi adhezyon hasarında yapıştırıcı ve yapıştırılan malzemenin ara yüzeyinde ayrılma oluşur ve bağlantı kopar. Kohezyon hasarında ise yapıştırıcı veya yapıştırılan malzemede gözle görülecek hasar oluşur ve bağlantı kopar. Yapıştırma ile birleştirilmesi yapılacak malzemelerin yapışmasının kalitesinin daha iyi olması adhezyon ve kohezyon kuvvetlerinin malzemeyle arasındaki ilişkinin sağlamlığına bağlıdır. Oluşabilecek hasarları minimize; yapıştırılacak malzemeler için en uygun yapışkanın kullanılmasına ve yükleme durumlarına göre seçilen yapıştırma tipine uygun yapıştırılmasına bağlıdır [22]. Yapışma kalitesini artırmak ve oluşabilecek hasarları engellemek için şu işlemlere dikkat edilmesi gerekir;

- Yapıştırıcının birleştireceği malzemeler arasında boşluk olmamalıdır.
- Yapıştırılacak malzeme yüzeyleri hassas bir şekilde temizlenmelidir.
- Yapıştırıcı sertleşme süresi için hava ortamının uygun şartlarda sağlanmalıdır.
- Yüzey alanı yapıştırmaya uygun geometri biçiminde hazırlanmalıdır.



Şekil 5.13. Alüminyum ve Bakır malzemelerin yüzeyinde oluşan adhezyon ve kohezyon hasarı [22].

5.4. Birleştirmeli Bağlantı Yöntemlerinin Kıyaslanması

Yapıştırırmalı yani kimyasal yolla birleştirme işlemi yapılan bağlantı elamanlarının diğer birleştirme yöntemlerine göre birçok avantajı vardır. Bunlar yapılan işlemin türüne, maliyetine göre çeşitlilik gösterir. Yapıştırırmalı ve termal birleştirme ile bağlantısı yapılmış işlemler kolay sökülemezler. Mekanik birleştirme ile yapılan bağlantılı birleştirmeler ise sökülüp takılabilirler. Bu durum konstrüksiyon ve imalat sanayinde üretim amacına göre değerlendirilerek gerekli birleştirme yöntemi tercih edilir [23].

Birden fazla malzemenin birbirine bağlanması sağlayan birleştirme tiplerinin imalatı yapılan malzemenin uygulanmasına göre avantaj ve dezavantajlar içerir [Tablo 5.1]. Tezimize konu olan kompozit yamanın Alüminyum levha ile tamir edilebilirliği incelendiğinde iki farklı malzemenin birleştirilmesi yapıştırırmalı birleştirme yöntemi ile gerçekleştirilmiştir .

Tablo 5.1. Birleştirme tekniklerinin kıyaslanması.

Özellikler	Yapıştırılmalı Birleştirmeler	Termal Birleştirmeler	Mekanik Birleştirmeler
Mekanik dayanımı	Orta	İyi	Orta
Sıcaklık dayanımı	Kötü	İyi	İyi
Sızdırmazlık	İyi	İyi	Kötü
Tolerans	İyi	Kötü	İyi
Kontrol durumu	Kötü	Kötü	İyi
Malzeme seçimi	İyi	Kötü	İyi
Parça tasarımı	Kötü	Kötü	Orta
Çalışma hızı	İyi	Orta	Orta
Ekonomik durum	İyi	Orta	İyi

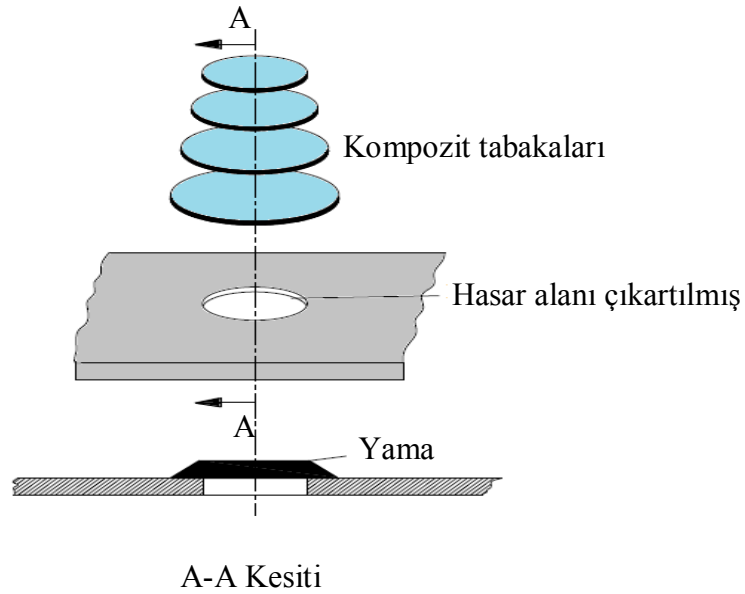
5.5. Tamir İşlemi

Yapılar imal edildikten sonra üzerlerinde hasarlar oluşabilir. Yapıştırılmalı birleştirme yöntemleriyle yapılan tamir işleminde kompozit malzeme kullanımı oldukça yaygın bir yöntem olarak karşımıza çıkmaktadır. Kompozitle tamir işlemi uçak, savunma, imalat sanayisi gibi farklı alanlarda kullanılmaktadır. Bazen olağanüstü çevre koşullarında kompozitlerin ya da metallerin küçük hasarlarının zamanla büyümesi ve güçlenmesiyle bu hasarların oluşmasına neden olur. Bu hasarlar farkında olmadan aşırı yüklemelerin yapılmasıyla da meydana gelebilir. Hasarlar yapıları iki temel şekilde etkileyebilir. Birincisinde elamanların için en uygun tasarım sınırlarını daha düşük seviyedeki mukavemet ve rijitliğin göz ardı edilmesi olarak tanımlanır. Bu yüklere maruz kalan yapılardaki hasarlar belirlenip tamir edilebiliyorsa tamir edilir, edilemiyorsa değiştirme işlemi uygulanır. İkinci olarak ve daha çok üstünde durulması gereken ise küçük hatalardır ki bu hatalar mekanik performansı ani bir şekilde etkilemez fakat mukavemet değerlerinin kullanım şartlarının altında kalması bu hataların büyüyerek daha tehlikeli boyutlara ulaşmasını sağlar. Kompozit malzemelerde görülen hasarların birçoğu hatalı tasarım ve kullanmaya bağlı olarak ortaya çıkar. Oluşan hasarlar malzeme içinde oluşan küçük çatlakların büyümesi sonucu başlar, malzemenin içyapısına doğru devam eder [23].

Yamanın hasarlı elamana nasıl uygulanacağı ve yama malzemesinin seçimi aşağıdaki faktörlere bağlı olarak değişir;

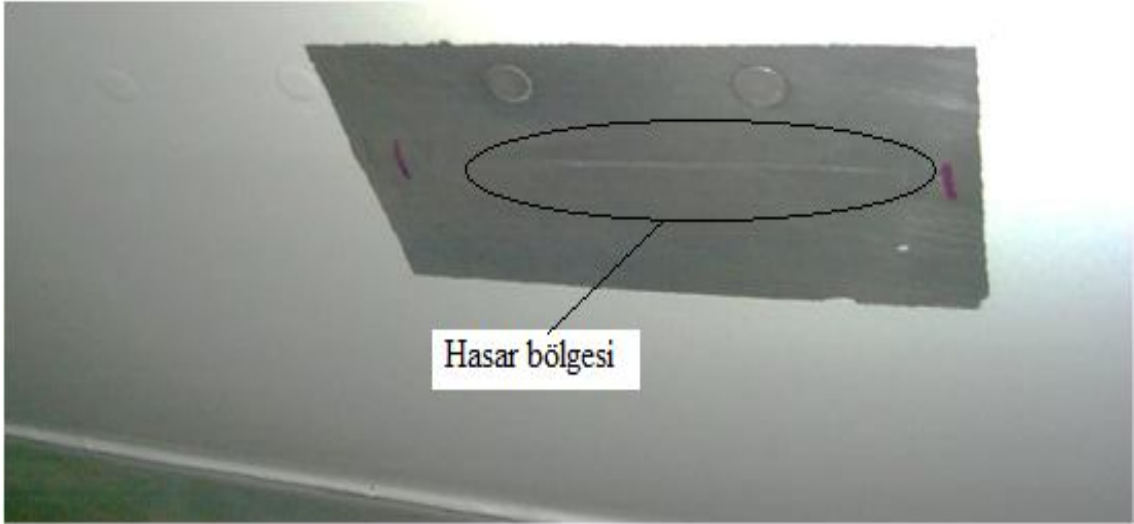
- Statik dayanımına,
- Malzeme ömrüne,
- Rijitliğine,
- Aerodinamik düzlüğüne
- Ağırlık ve dengeye,
- İşlem sıcaklığına,
- Çevre şartlarına,
- Maliyet ve zamana göredir.

Yamasız onarımlar tabaka ayrılması ve çatlak olmayan durumlarda uygulanır. Yamasız onarımlarda hasar sonucu oluşan boşluklar reçine ile doldurulup kür edilebilir. Boşluklara enjekte edilen reçine sayesinde birleşmiş tabakalar arasındaki bağlantı daha sağlam olur [24]. Yama ile tamir edilen malzemelerin arası genelde hasar bölgesi çıkarılarak hasarlı bölge kompozit malzemeyle doldurulur ve reçineyle yapıştırılarak tamir işlemi uygulanır. Şekil 5.14'te yama işlemi kullanılarak tamir işleminin nasıl gerçekleştiği gösterilmiştir.



Şekil 5.14. Yama kullanarak ortası delikli bir malzemenin tamir edilmesi [24].

Kompozit yama ile tamir işlemi birçok sektörde tercih edilmektedir. En çok tercih edilen sektörlerden biride uçak sanayidir. Havacılık alanında kompozitle oluşmuş uçak yapıları zamanla hasara uğrarlar. Bu yapıların tamiri yeni bir parça değiştirildiğinde maliyet artacağından yapılar kompozit yama ile tamir edilerek hasarları giderilir (Şekil 5.15-16).



Şekil 5.15. B737-400 uçağında hasarın tespit edilmesi işlemi [5].



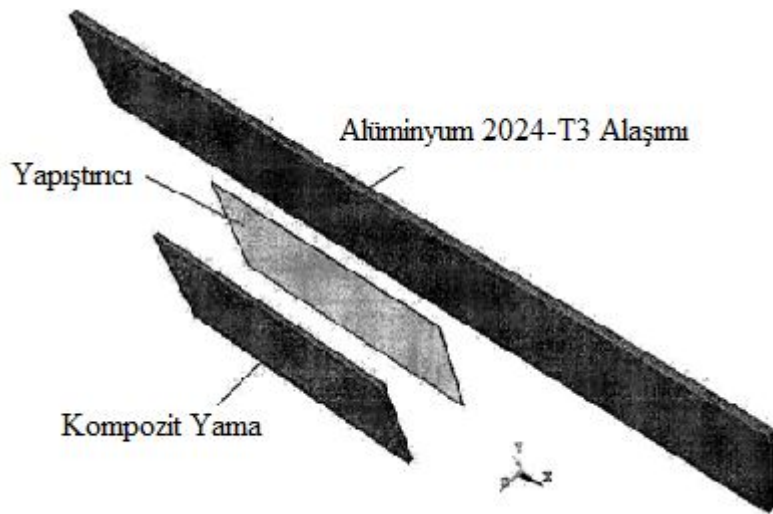
Şekil 5.16. Uçak kanat altında yamalı tamir işlemi bitmiş görüntüsü [5].

Kompozit malzemelerin yama olarak kullanıldığı durumlarda melez biçimindeki cam ve karbon kompozitlerle metal malzemeleri tamir etme tekniği oldukça güçtür. Geçmişte yapılan çalışmaların sonucu özel teknikler geliştirilerek metal yüzeylerin kompozit malzeme ile tamir edilmesi daha kolay hale getirilmiştir.

Özel teknikler yapı elamanının tipine, bağlantıların yeterlilik düzeyine ve yüzey pürüzlüğünün dikkate alınmasına göre çeşitlilik kazanır. Tamir ortamı hasarlı yapının olduğu bölge için özel olarak hazırlanmalıdır. Örneğin Alüminyum bir yüzeyi temizlerken üzerine Metil-Etil-Keton karışımından oluşmuş bir sıvıya daldırılan sünger ile hasar yüzeyi temizlenir. Bu ortamın hazırlanması ayrı bir uzmanlık gerektirir.

Yapıların tamirinde hem macun hem de sıvılaştırılmış olan yapıştırıcılar kullanılır. Bu tür birleştirmelerde genel olarak yapıştırma işlemini sağlayan reçine yani epoksi malzeme kompozit malzeme tabakaları arasına düzgün bir biçimde sürülerek yapıştırılır. Daha sonra yüzey temizleme işlemi yapılmış hasarlı yapının üzerine epoksi sürülerek kurutulma işlemine geçilir. Kurutma işlemi vakumla yani basınçlı havayı çekerek veya fırında pişirilme işlemi olarak yapılabilir. Tamir ortamında gerçekleştirilecekse vakumla yöntemi iyi bir yöntem değildir çünkü vakumlama oda sıcaklığında bir gün boyunca yamanın kurutulmasıyla gerçekleşir. Pişirme kazanı işlemi ise hasarlı kısmın daha çabuk ve hareket ettirilmeden tamir işlemi yapılmasını sağlar [25].

Kompozit malzemenin Alüminyum malzeme ile yapıştırılma işlemine ait görsel Şekil 5.17’ de verilmiştir. Metal malzemenin üzerine sürülen reçine onun ve üzerine kompozit ile yama işlemi yapılabilir. Hasarlı bölgenin kompozit yama ile kaplanması sonucu tamir sağlanmış olur.



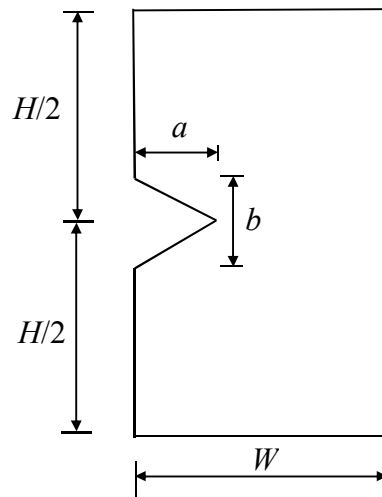
Şekil 5.17. Alüminyum malzemenin kompozit ile tamir edilmesi [6].

6. MATERYAL VE METOT

Çalışmada farklı çentik boyutlarına sahip Alüminyum levhalar tek ve çift taraflı kompozit yama ile tamir edilmiştir. Tamir edilen Alüminyum levhaların yama ve çentik boyut değişiminin levhalar üzerindeki mekanik etkileri incelenmiştir. Çalışmanın amacı için; çentik boyutuna göre farklılaşan 5 farklı çentikli Alüminyum numune tipi seçilmiştir. Her numune tek veya çift taraflı olarak karbon/epoksi kompozit yama ile tamir edilerek deneysel testler ve sayısal çalışmalar için üretilmiştir.

6.1. Alüminyum Malzemenin Hazırlanışı

Tamir işlemi için hazırlanacak malzeme olarak 5754 H serisine ait Alüminyum seçilmiştir. Bu amaçla *Macron Alüminyum-Sanayi* firmasından $1.94 \times 1000 \times 2000 \text{ mm}^3$ boyutlarında Alüminyum bir levha sipariş edilmiştir. Sipariş edilen Alüminyum levhadan 1.94 mm kalınlığında, 40 mm genişliğinde, 200 mm boyunda numunelerin elde edilmesi için *Kartes Çelik Eşya Sanayi* firmasında CNC lazer kesim tezgâhında kesme işlemi yapılmıştır. Lazer tezgâhında çentikli ve çentiksiz numune olmak üzere 54 adet numune hazırlanmıştır. Kesim sonucu çentikli Alüminyum numune sayısı 45 adet iken çentiksiz Alüminyum numune sayısı 9 adet elde edilmiştir. Çentikli numuneler iki farklı parametreye göre hazırlanmıştır. Şekil 6.1’de gösterilen a ve b parametrelerinin değişimine göre beş farklı çentik tipi içeren Alüminyum levhalar hazırlanmıştır.



Şekil 6.1. Çentikli Alüminyum numunelerin boyutları.

Şekil 6.1’de gösterildiği üzere;

W : Alüminyum levhanın genişliği

H : Alüminyum levhanın uzunluğu

a : Alüminyum levhaya açılan çentik boyu

b : Alüminyum levhaya açılan çentik genişliğidir (Tablo 6.1).

Tablo 6.1. Hazırlanan tüm deney numune tiplerinin boyutları.

Numuneler	$W (mm)$	$H (mm)$	$a (mm)$	$b (mm)$
A	40	200	30	20
B	40	200	20	30
C	40	200	20	20
D	40	200	20	10
E	40	200	10	20
F	40	200	0	0

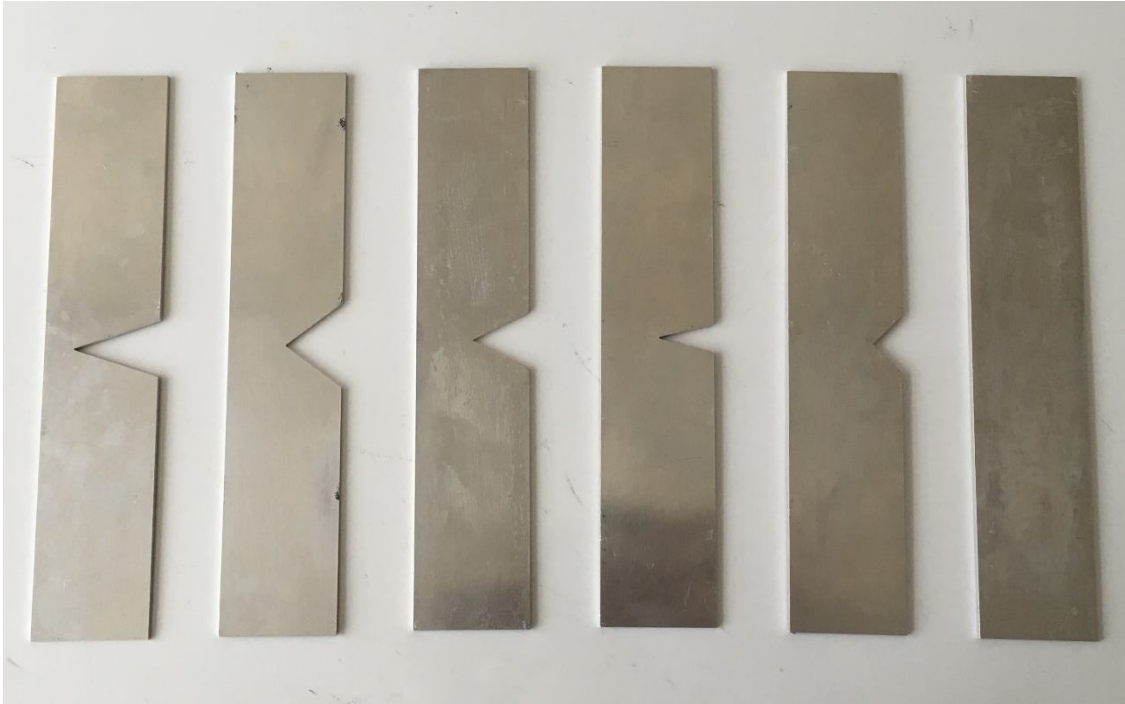
Bu çalışmada kullanılan tüm Alüminyum levhaların uzunluk (H), genişlik (W) ve kalınlıkları ($t=1.94 mm$) aynı olacak kesilerek hazırlanmıştır (Şekil 6.2).

CNC lazer kesim tezgahında işlenen Alüminyum numunelerin tipleri Şekil 6.3’de gösterildiği gibidir. Lazer tezgâhında yüksek hassasiyetle kesim yapılmış ve çentikler deney için istenen boyutlarda maksimum hassasiyetle elde edilmiştir. Hazırlanan numune tiplerinin kesimi çentikli ve çentiksiz olarak yapılmıştır. Çentikli numuneler beş farklı çentik boyu ve çentik genişliğine sahiptir.

Çentiksiz numuneler 5754 serisi Alüminyum levhanın mekanik özelliklerini belirlemek için kullanılmıştır. Şekil 6.3’de gösterilen numunelerin her birinden 9 adet Alüminyum levha hazırlanmıştır. Bu levhalardan 3 tanesi yamasız, 3 tanesi tek taraflı yama, diğer üç tanesi ise çift taraflı yama ile tamir edilmesi için hazırlanmıştır.



Şekil 6.2. Alüminyum malzemelerin CNC laser kesme tezgahında kesilmesi.



Numune: A Numune: B Numune: C Numune: D Numune: E Numune: F

Şekil 6.3.Deney için hazırlanan numune tipleri.

6.2. Kompozit Yama için Malzeme Seçimi

Kompozit tamir yaması olarak dokuma karbon elyaf kumaş kullanılmıştır. Seçilen karbon elyafı *Hexcel* firmasının ürettiği *AH370-5H Carbon Fabric* malzemesidir. Karbon fiberler yüksek gerilme-ağırlık ve rijitlik-ağırlık oranı içerirler. Karbon fiberler ısı ve elektrik iletimleri muhteşemdir. Yorulma dirençleri çok yüksektir. Karbon fiberler epoksi, polyester veya ester gibi reçinelerle birleştirilerek mükemmel bir kompozit oluştururlar.



Şekil 6.4. Çalışmada kompozit yama için kullanılan karbon elyaf kumaş.

6.3. Kompozit Yama için Matriks Seçimi

Çentikli Alüminyum levhaların tamir işlemi için seçilen karbon fiber kumaşlar yapıştırma yöntemiyle Alüminyum malzemelerin çentikli kısmına yapıştırılarak yama işlemi yapılmıştır. Yamanın Alüminyum yüzeyine ve karbon kumaş katlarının birbirine yapışması için epoksi yapıştırıcı kullanılmıştır. Yama ile tamir ettiğimiz tüm Alüminyum levhaların karbon fiber kumaşla tek taraflı ve çift taraflı tamir işlemi için yapıştırıcı olarak *Hexcel* firmasının ürettiği *Hysol EA 9396* epoksi reçine kullanılmıştır.

Hysol EA 9396 epoksi yapıştırıcı;

- Düşük vizkozitelidirler.
- Oda sıcaklığında kullanılırlar.
- Oda sıcaklığında depolanmaları gerekir.
- Düşük ve yüksek sıcaklıklarda mükemmel dayanım gösterirler.
- -55 C^o'den 177 C^o'ye kadar dayanım gösterirler.

Tablo 6.2. *EA 9396* epoksi yapıştırıcının genel özellikleri [71].

Rengi	Koyu yeşil
Vizkozitesi	3.5 Pa.s
Yoğunluğu	1.14 g/ml
Kabuk ömrü	1 yıl

Yapıştırıcı kullanılırken oda sıcaklığında bir gün süreyle bekletildiğinde maksimum yapışma işlemi maksimum dayanımı sağlanabilir. Şayet hızlandırılmış bir yapışma istenirse, 1 saat 66 C^o sıcaklığında yapıştırılan malzemeyle ısıtılarak yapışması sağlanabilir.

Tablo 6.2'de gösterilen özellikleri sebebiyle *EA 9396* epoksi yapıştırıcılar iyi bir yapışma kabiliyeti gösterirler. Bu yapıştırıcıya ait mekanik özelliklerin sonuçları 6.Bölümünde gösterilmiştir. Özellikle Alüminyum levhaların yapıştırılmalı birleştirilme işlemlerinde sıklıkla kullanılmaktadır. Bu özelliklerinden dolayı 5754 çentikli Alüminyum levhaların tamir edilmesi işleminde kompozit malzeme ile yapıştırıcı olarak *EA 9396* epoksi yapıştırıcı tercih edilmiştir.

6.4. Alüminyum Levhaların Yama İşlemi için Hazırlanması

Alüminyum levhaların karbon kompozit yama ile tamir edilme işlemlerinin tüm aşamaları *THY TEKNİK A.Ş Hava Bakım Onarım Modifikasyon Merkezi* kompozit atölyesinde yapıldı. Alüminyum levhalar kompozit yama yapılmadan önce yüzey temizleme işlemleri gerçekleştirildi.

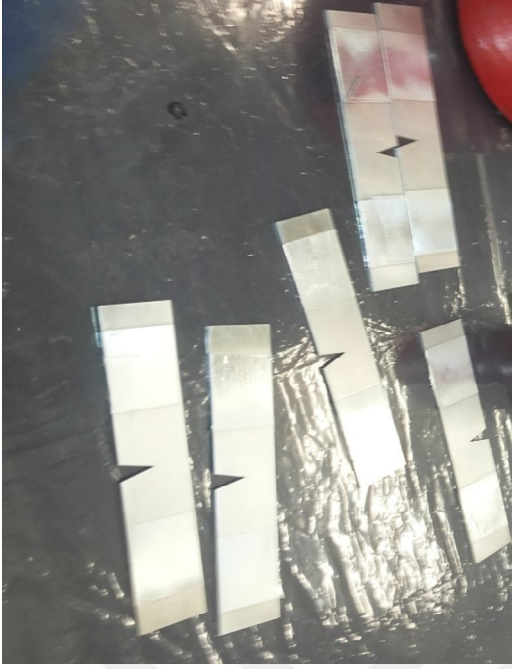
Yüzey temizleme işlemini yapılmasındaki amaç *CNC* lazer tezgâhında Alüminyum levhaların üzerine çentik açılması esnasında levhalar üzerinde çapakların kalması nedeniyle oluşabilecek olumsuzlukları gidermektir.

Öncelikle kompozit yama malzemesi ile yapıştırılacak Alüminyum yüzeyi belirlemek için yüzeyler bir bantla yapıştırılarak o bölge yüzey temizleme için ayrıldı. Daha sonra *skotch* denilen yüzey temizleme bezi metil-etol-keton karışımına bandırıldı. Alüminyum plakaların kompozit yama yapılacak bölgesinin tüm yüzeyleri yaklaşık bir dakika boyunca her yöne uygulanacak şekilde *skotch* 'la temizlendi.

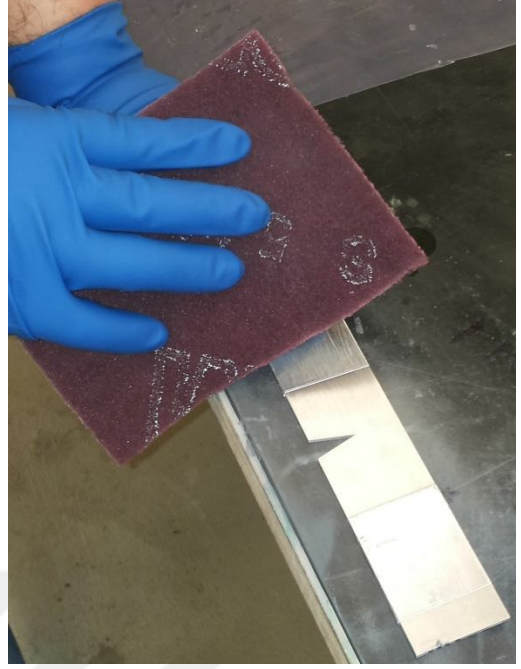
Yüzey temizleme işlemine yama yüzeylerine sürülen bantlar çıkarıldıktan sonra devam edildi. Metil-etol-ketonla ilk yüzey temizleme işleminden sonra yama yapılacak bölgeleri sülfürik asitle temizleme işlemine geçildi. Pamuğa sürülen sülfirik asit yama yapılacak bölgeye sürüldü ve sülfürik asidin etkisini göstermesi için yaklaşık on dakika kadar bir zaman beklendi.

Bekleme süresi sonunda kompozit yama yapılacak Alüminyum levhaların yüzeyleri pürüzsüz parlak bir yüzey haline geldi. Sonraki aşamada ise yama yüzeyine sürülen sülfürik asidi temizlemek için yine metil-etil-keton karışımına sürülen *skotch* bezle yama bölgesi bir kez daha aynı şekilde temizlendi. Bu işlemin yapılma amacı, yama yüzeylerinin yapışma kalitesini artırmak ve en uygun yüzeye sahip olmasını sağlamaktır.

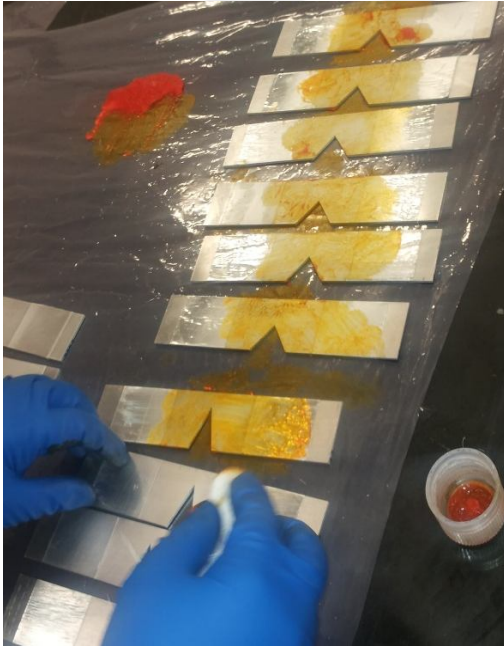
Nitekim yüzey temizleme işlemi sonunda yama yapılacak bölge ile yama olmayacak bölge arasındaki yüzey görünümü farkı çok belirgin olarak ortaya çıktı. Şekil 6.5'de Alüminyum malzemenin yama ile tamir edilecek bölgesinin yüzey temizlemesinin ait tüm aşamalar gösterilmektedir.



a)



b)



c)



d)

Şekil 6.5. Kompozit yama yapılmadan önce levha yüzeylerine uygulanan yüzey temizleme işlem aşamaları a) yama yapılacak bölgenin belirlenme işlemi, b) metil-etil-keton ile yüzeylerin temizlenmesi, c) kimyasal malzeme ile yüzey temizleme işlemine devam edilmesi, d) kompozit yama ile birleştirilecek bölgenin yüzey temizleme işleminden sonraki hali.

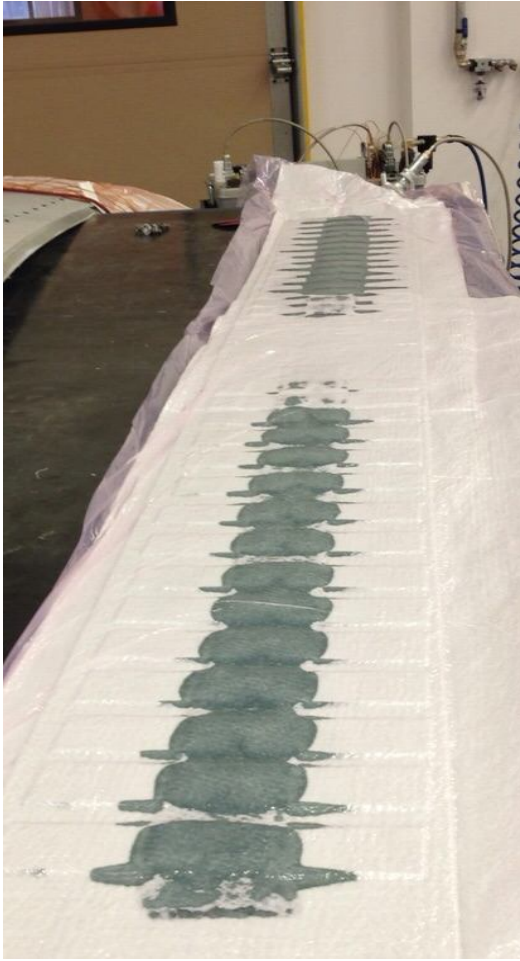
6.5. Alüminyum Levhaların Kompozit Yama ile Tamir Edilme İşlemi

Daha önceden yüzey temizleme işlemi yapılmış Alüminyum levhalarımız karbon kompozit ile yama işlemi için hazır hale getirilmişti. Karbon fiber takviyeli kompozitle yama işlemi için karbon kumaşları $40 \times 60 \text{ mm}^2$ ölçülerinde dörder kat kesilerek hazırlandı. Kompozit kumaşların hepsi aynı fiber yönünde $[0^\circ]_4$ olacak şekilde kesildi. Kesilen karbon kompozit kumaşlar boş bir zemine serilerek kumaşlar epoksiye emdirilmeye başlandı. Emdirilen her kumaşa önceden çizilerek hazırlanan temiz naylonları boşluk yani içinde hava olmayacak şekilde yapıştırıldı. Temiz naylonlar kompozit kumaş katmanları arasından alınarak birbirine düzgün bir biçimde yapışması sağlandı. Böylelikle istediğimiz kalınlığa sahip olan kompozit yama katmanlarını hazırlamış olduk. Hazırlanan karbon/epoksi yamalar bazı levhalara tek taraflı olarak bazı levhalara ise çift taraflı olarak uygulanması için hazırlanmıştır. Tamir işlemi uygulanacak çentikli Alüminyum levhaların yama yapılacak yüzeyine epoksi reçine sürüldü. Önceden hazırlanan karbonlu kompozit katmanların yapıştırılacak olan yüzeylerine de epoksi yapıştırıcı sürülerek, Alüminyum levhalar ile hazırlanan kompozit yama katmanlarının yapıştırılarak birleştirilmesi sağlandı. Böylece karbon/epoksi kompozit yama hazırlanmış oldu.

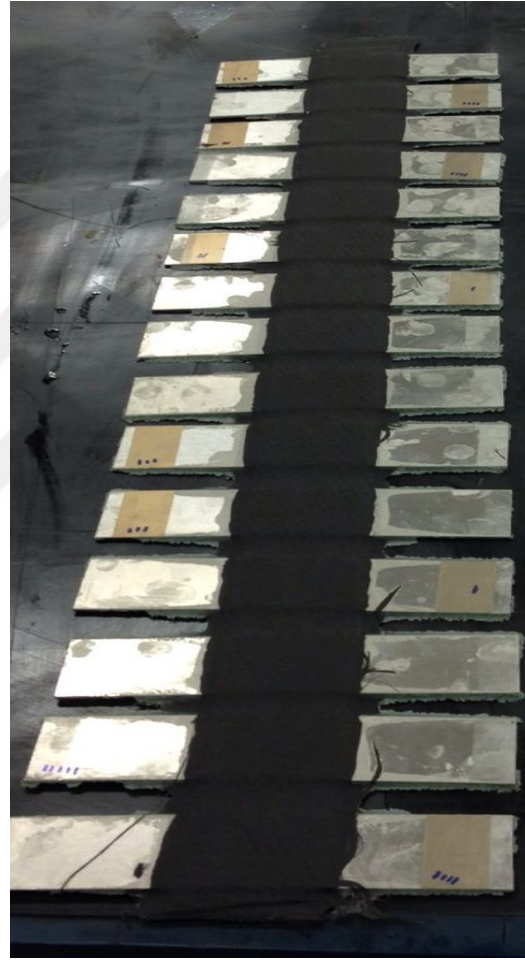
Hazırlanan parçalar *breather cloth* kullanım alanlarındaki adıyla yorgan denilen bir yapıya sarılarak numuneler nefes alıcı kumaşa yerleştirildi. *Breather cloth* içine yerleştirilen malzemelere kurutma işlemine geçilmesi için vakum ortamı oluşturuldu. Bunun için vakum ortamına bırakılmadan önce yapıştırma işlemi yapılmış malzemeler vakum torbası içine koyuldu. Vakum torbası içine vakumu sağlayacak vakum hortumunun i giriş yeri için *probe* konuldu. Vakum torbası *seal bant* denilen yapıştırıcı bantla kapatıldı. Vakum jeneratörü ile sağlanan vakum, vakum torbasına aktarıldı.

Vakumun değerinin yeterli değerde olup olmadığı *gauge pressure* (basınçölçer) ile kontrol edilir. Vakumun değeri -26 inç-Hg olunca basınç çekimi ideal olarak görüldü ve yapıştırılan malzemeler kurumaya bırakıldı. Numuneler yaklaşık 24 saat boyunca oda sıcaklığında vakum ortamında bekletildi. 24 saat geçtikten sonra yamaların yapışma işlemi gerçekleşmiş oldu. Böylelikle farklı çentik boy ve enine göre hazırlanan Alüminyum levhalar karbon kompozit yamanın epoksi ile yapıştırma işlemi tamamlanmış oldu.

Tamir işlemi için beş farklı çentik boyutuna sahip Alüminyum levhalara tek taraflı ve çift taraflı yama işlemi ayrı ayrı uygulanmıştır. Her bir çentik boyutuna sahip Alüminyum levhaya üç adet tek taraflı kompozit yama, üç adet çift taraflı kompozit yama işlemi yapılarak tamir edilmiştir. Deney için 15 adet tek taraflı kompozit yama, 15 adet çift taraflı kompozit yama olmak üzere toplamda 30 adet kompozit yama ile tamir edilen Alüminyum hazırlanmıştır. Şekil 6.6'da kompozit yama ile tamir edilen Alüminyum levhaları vakum şartlarına bırakılması ve tamir işleminin son hali gösterilmiştir.



a)



b)

Şekil 6.6. Çentikli deney numunelerinin kompozit yama ile tamiri a) kompozit yama ile yapıştırılan levhaların vakum ortamına bırakılması b) tamir işleminin tamamlanması.

Deneysel çalışmalara geçilmeden önce, çentikli Alüminyum levhaların tamirden sonra ortaya çıkan tek taraflı ve çift taraflı kompozit yamanın kalınlıkları ve yapıştırıcı kalınlığı elektronik kumpasla ölçülerek belirlenmiştir.

Artık tamir edilen Alüminyum levhaların statik yük altında çekme testleri için hazır hale gelmiştir. Elektronik kumpasla ölçülen levhaların yama sonrası kalınlıkları Tablo 6.3 ve Tablo 6.4’de verilmiştir.

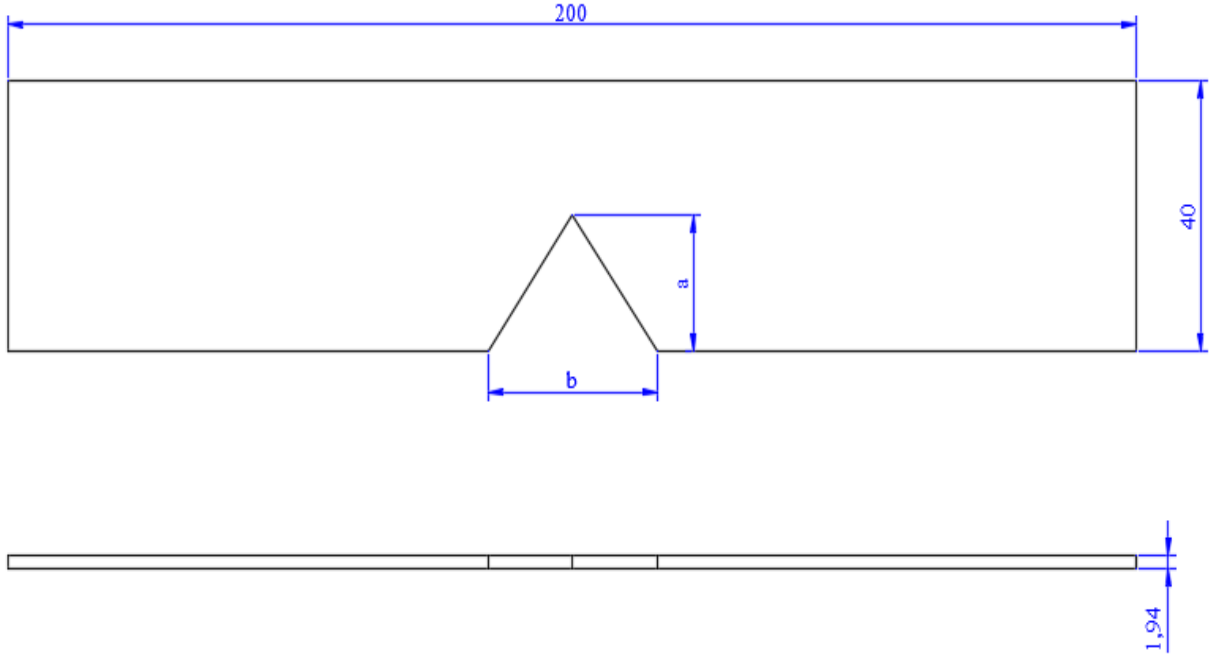
Tablo 6.3. Tek taraflı yama yapılmış çentikli numune kalınlıkları.

Çentik uzunluğu (mm)	Çentik genişliği (mm)	Alüminyum levha kalınlığı (mm)	Yapıştırıcı kalınlığı (mm)	Tek taraflı yama kalınlığı (mm)	Toplam kalınlık (mm)
30	20	1.94	0.1	1.38	3.42
20	30	1.94	0.1	1.38	3.42
20	20	1.94	0.1	1.38	3.42
20	10	1.94	0.1	1.38	3.42
10	20	1.94	0.1	1.38	3.42

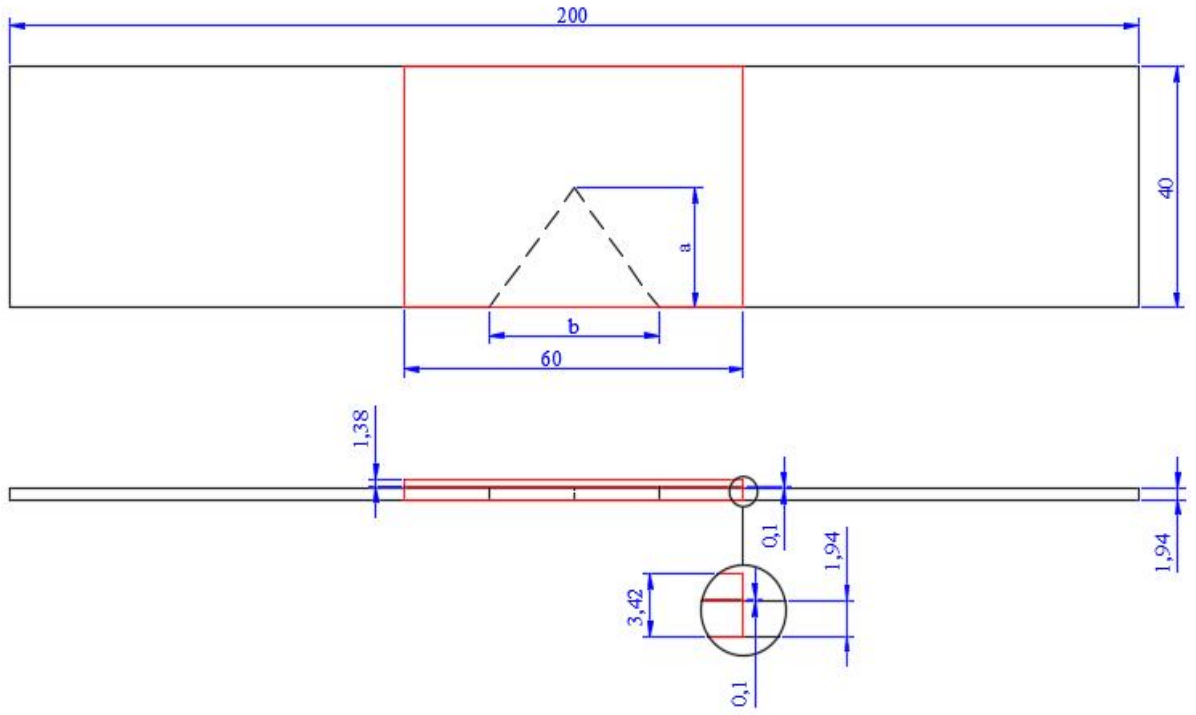
Tablo 6.4. Çift taraflı yama yapılmış çentikli numune kalınlıkları.

Çentik uzunluğu (mm)	Çentik genişliği (mm)	Alüminyum levha kalınlığı (mm)	Yapıştırıcı kalınlığı (mm)	Çift taraflı yama kalınlığı (mm)	Toplam kalınlık (mm)
30	20	1.94	0.1x2	1.4x2	4.94
20	30	1.94	0.1x2	1.4x2	4.94
20	20	1.94	0.1x2	1.4x2	4.94
20	10	1.94	0.1x2	1.4x2	4.94
10	20	1.94	0.1x2	1.4x2	4.94

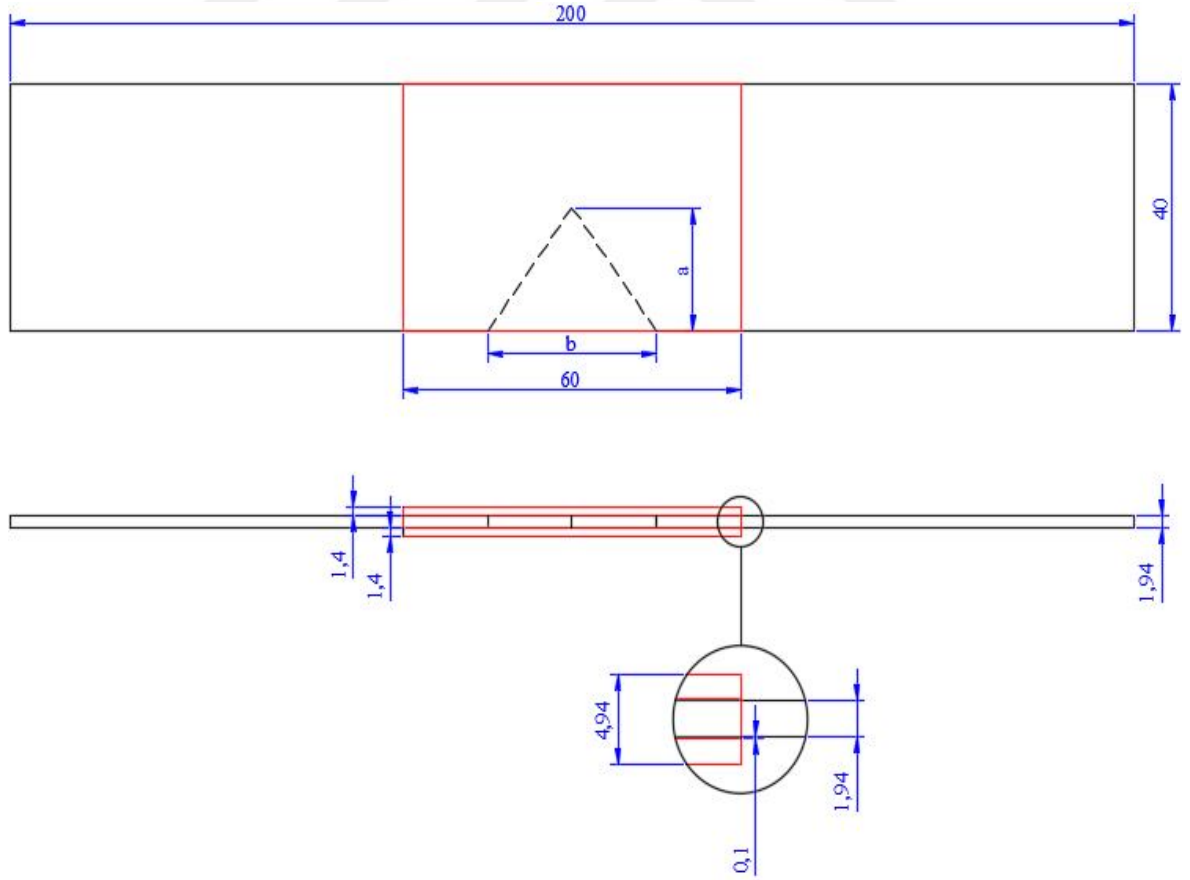
Teknik resimlerde gösterilen çizimlerde tüm levhaların sadece çentik boyu (a) ve çentik genişliği (b) değişmiş ve levha boyutları bu kriterlere göre farklılıklar göstermiştir. Yamasız, tek taraflı ve çift taraflı yama yapılmış Alüminyum levhaların gösterimleri Şekil 6.7, Şekil 6.8 ve Şekil 6.9’da *AutoCAD* programında çizilerek verilmiştir.



Şekil 6.7. Çentikli yamasız levhanın teknik resim gösterimi.



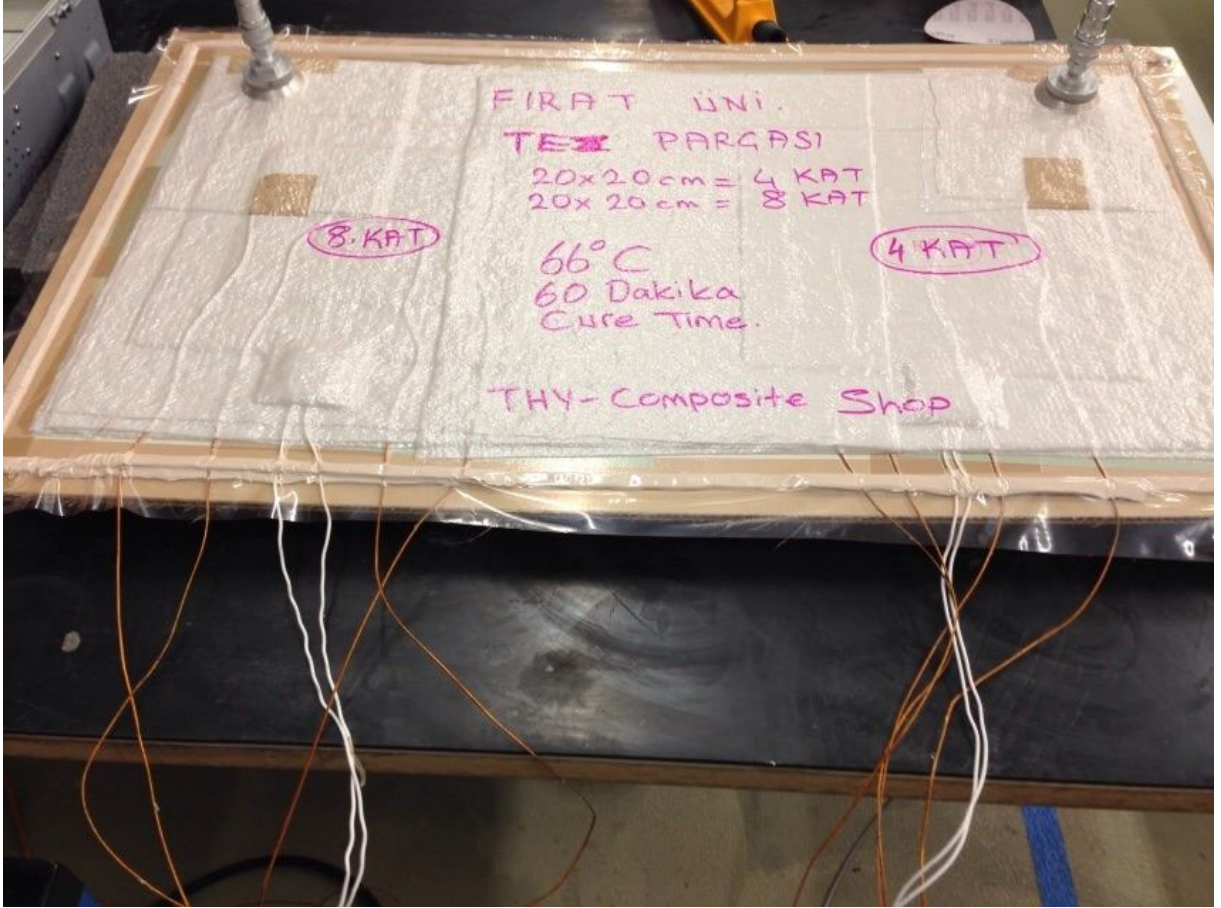
Şekil 6.8. Çentikli tek taraflı yama yapılan levhanın teknik resim gösterimi.



Şekil 6.9. Çentikli çift taraflı yama yapılan levhanın teknik resim gösterimi.

6.6. Kompozit Yamanın Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi

Kompozit numunenin mekanik özelliklerini belirlemek için *THY TEKNİK A.Ş Hava Bakım Onarım Modifikasyon Merkezi*’nde 4 tabakalı $200 \times 200 \text{ mm}^2$ ve 8 tabakalı $200 \times 200 \text{ mm}^2$ yüzey alanına sahip kompozit yamalar üretilmiştir. Şekil 6.10’da kompozit levhaların hazırlanışı gösterilmiştir.



Şekil 6.10. Vakum infüzyon ile kompozit yama üretimi.

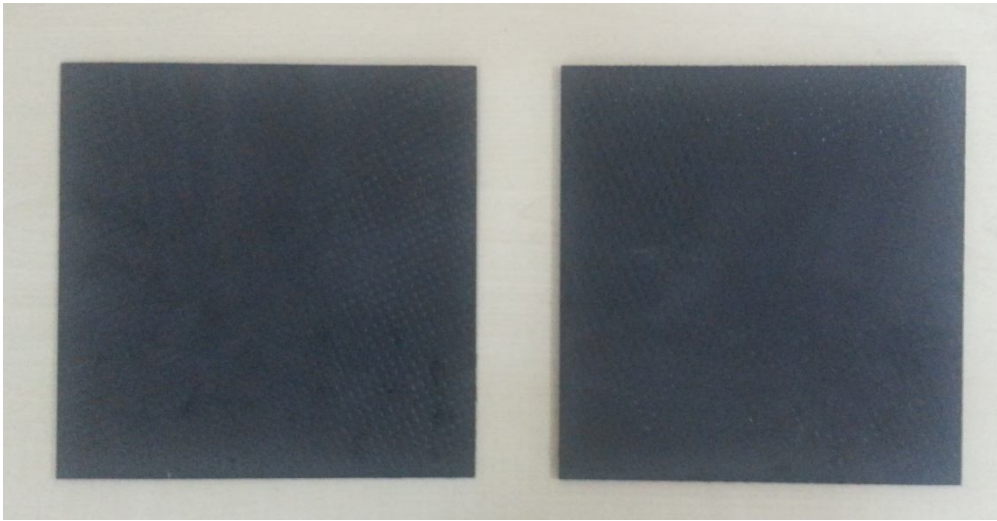
Deneylerde kullanılmak üzere üretilmiş olan tabakalı kompozit malzemeler, yamalı levhaların çekme hasar davranışlarının anlaşılması ve elde edilen verilerin sayısal çalışmada kullanılması amacı ile üretilmiştir.

Hazırlanan karbon kompozit levhanın mekanik özelliklerin tespit edildiği deneyler *Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik Laboratuvarı*’nda yapılmıştır.

Mekanik özelliklerin tespitinde başlıca üç test kullanılmıştır;

- Malzemenin fiber doğrultusundaki ve fibere dik doğrultudaki elastisite modüllerini, poisson oranlarını ve çekme mukavemetlerini tespit etmek için statik çekme deneyleri yapılmıştır.
- Fiber doğrultusundaki ve fibere dik doğrultudaki basma mukavemetlerini tespit etmek için statik basma deneyleri yapılmıştır.
- Kayma modülünün ve kayma mukavemetinin tespiti için düzlem kayma deneyi yapılmıştır.

Çalışmanın doğru sonuçlara ulaşması ve deneyler sonucunda elde edilen verilerin tutarlılığı malzeme özelliklerinin doğru bir şekilde belirlenmesine bağlıdır. Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini en fazla etkileyen unsurlardan birisi kompozit malzemenin üretim yöntemidir. Numuneler arasında herhangi bir kalınlık farkı, fiber – matriks hacimsel karışım oranı farkı ve matriks malzemesinde kullanılan kimyasal malzemelerin (sertleştirici, hızlandırıcı vb.) karışım oranlarında meydana gelebilecek farklılıklar sonucunda deneysel çalışmadan elde edilen sonuçlar kıyaslandığında farklılıklar gözlenecektir. Bu nedenle mekanik özelliklerin tespit edildiği deneylerde birden fazla numune kullanılarak elde edilmiş olan sonuçların ortalama değerleri kullanılmıştır. Şekil 6.11’de daha mekanik özelliklerin belirlenmesi için karbon fiber takviyeli kompozit levhalar gösterilmektedir.

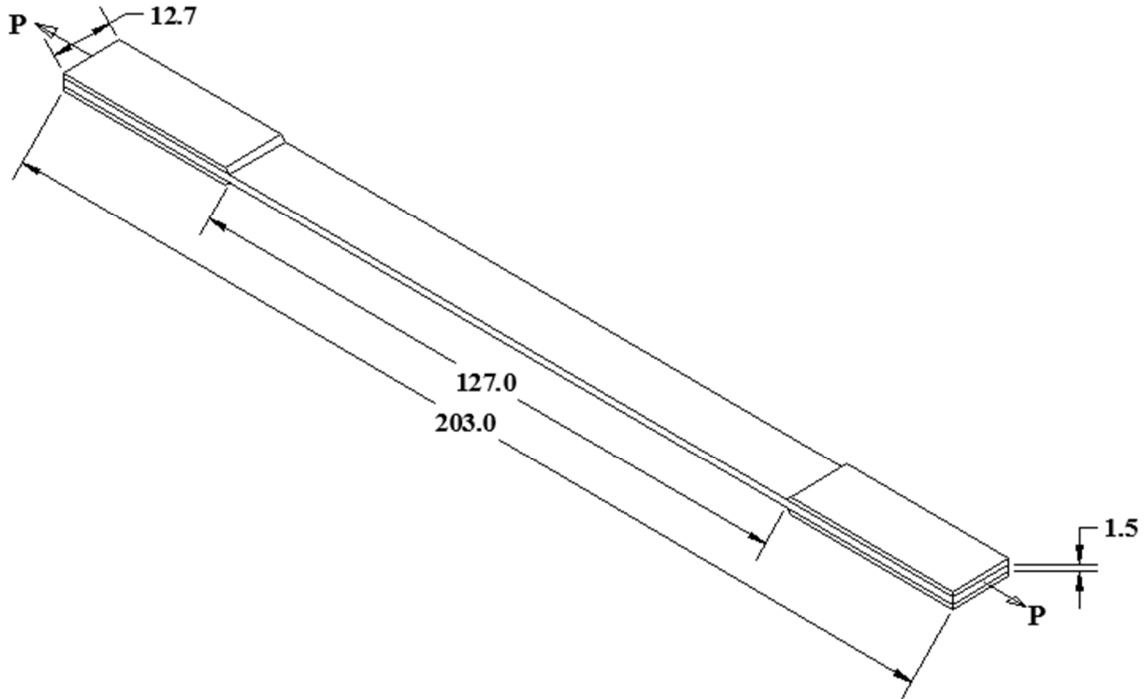


Şekil 6.11. Kompozit yamanın mekanik özelliklerini belirlemek için hazırlanan kompozit levhalar.

a) Çekme Deneyleri

Mekanik özelliklerinin belirlenmesi için kompozit malzeme statik çekme testine maruz bırakılmıştır. Kompozit malzeme çekme testine maruz kalmadan önce *ASTM 3039-76* standartlarına uygun kesilerek Şekil 6.12’de gösterildiği gibi hazırlanmıştır. Tez çalışmasında seçilmiş olan tek yönde takviye edilmiş karbon takviyeli malzemelerin deneylerinde fiber takviye doğrultusunda (0°) ve fibere dik doğrultuda (90°) hazırlanmış olan deney numuneleri kullanılmaktadır. Bu nedenle iki farklı çekme deneyi yapılmıştır. *Strain gauge* denilen şekil değiştirme rozetleri numunelere belirli noktalarda dik ve yatay pozisyonda bağlanarak çekme deneyleri gerçekleştirilmiştir. *Strain gauge* Türkçe karşılığı şekil değiştirme (birim deformasyon) ölçer olarak adlandırılır. Malzeme uygulanan yüklerle doğru orantılı olarak uzayacak veya kısılacaktır. Pul üzerinde bulunan teller de aynı şekilde uzayacak veya kısılacak ve orantılı olarak direnci değişecektir. *Strain gaugeler* fiber takviye doğrultusu yönündeki şekil değişiminin tespiti için 1 yönüne, fibere dik doğrultu yönündeki şekil değişimi için 2 yönüne bağlanır. Bağlama işlemi yapıştırıcı yardımı ile yapılır.

- **Fiber takviye doğrultusunda çekme deneyi**



Şekil 6.12. Fiber takviye doğrultusunda mekanik özellikleri belirlemek için çekme deneylerinde kullanılan $[0^\circ]_4$ tabaka dizilimine sahip numune.

Birinci çekme deneyi için şekilde gösterildiği gibi *ASTM 3039-76* standartlarına göre kompozit numune hazırlandı. Birinci deneyde sonuçları elde etmek için şekil değiştirme rozetleri kullanılmıştır. Birinci çekme deneyinde fiber takviye doğrultusundaki elastisite modülü E_1 , boyca uzama oranı ε_1 ve enine daralma oranı ε_2 tespit edilmiştir. İkinci deneyde ise fiber takviye doğrultusunda malzemenin çekme dayanım testi yapılmıştır. Deneylerin sonucunda elde edilen yük değerlerinden fiber takviye doğrultusundaki elastisite modülü E_1 , poisson oranı ν_{12} ve fiber takviye doğrultusundaki çekme mukavemeti X_T aşağıdaki bağıntılar (6.1) kullanılarak tespit edilmiştir.

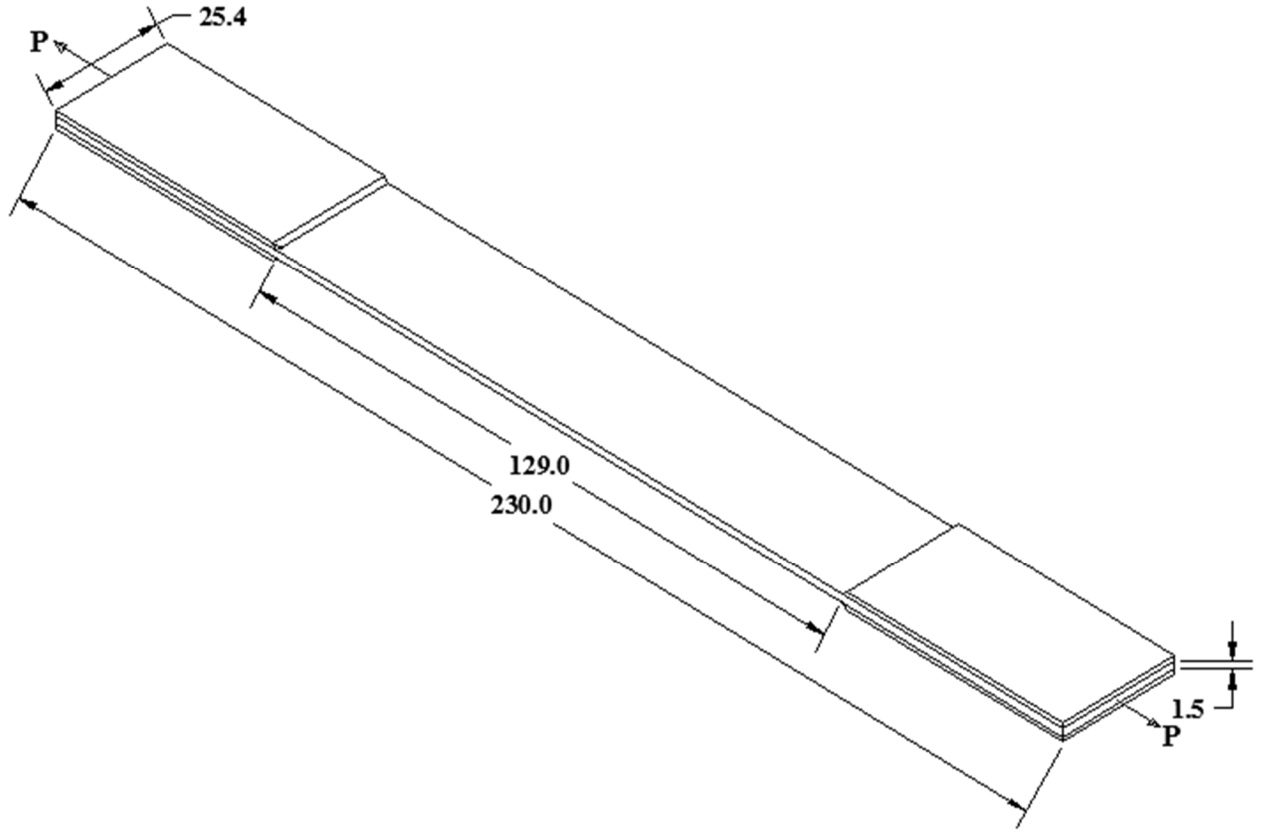
$$\sigma_1 = \frac{P}{A} \text{ (MPa)}, E_1 = \frac{\sigma_1}{\varepsilon_1} \text{ (MPa)}, \nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1}, X_T = \frac{P_{\max}}{A} \text{ (MPa)} \quad (6.1)$$

Denklemlerde görülen $A \text{ (mm}^2\text{)}$, numunenin kesit alanıdır, $P \text{ (N)}$, numuneye uygulanan yük değeridir ve en büyük yükün değeri $P_{\max}$ ile gösterilmektedir.

- **Fiber takviye doğrultusuna dik doğrultuda yapılan çekme deneyi**

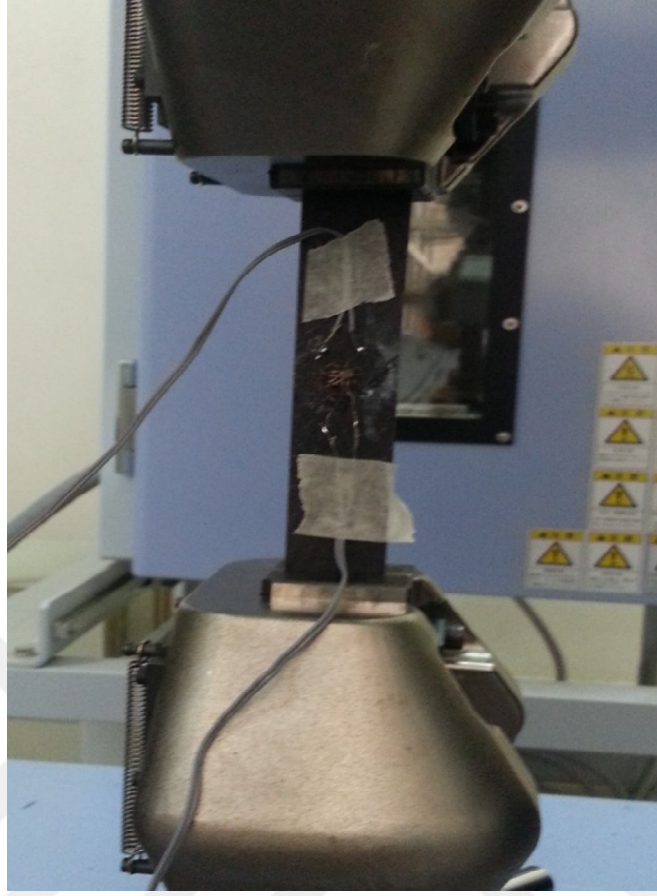
Fiber takviye doğrultusuna dik kompozit malzemenin özelliklerini bulmak için kompozit numune Şekil 6.14' de gibi *ASTM 3039-76* standartlarına göre kesilerek hazırlandı. Fiber takviye doğrultusuna dik doğrultudaki elastisite modülü E_2 , poisson oranı ν_{12} ve fiber takviye doğrultusuna dik yöndeki çekme mukavemeti Y_T , (6.2) gösterilen bağıntılar kullanılarak *Microsoft Excel* programında kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\sigma_2 = \frac{P}{A} \text{ (MPa)}, E_2 = \frac{\sigma_2}{\varepsilon_2} \text{ (MPa)}, \nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1}, Y_T = \frac{P_{\max}}{A} \text{ (MPa)} \quad (6.2)$$



Şekil 6.14. Fiber takviye doğrultusuna dik doğrultuda mekanik özellikleri belirlemek için çekme deneylerinde kullanılan $[0^\circ]_4$ tabaka dizilimine sahip numune.

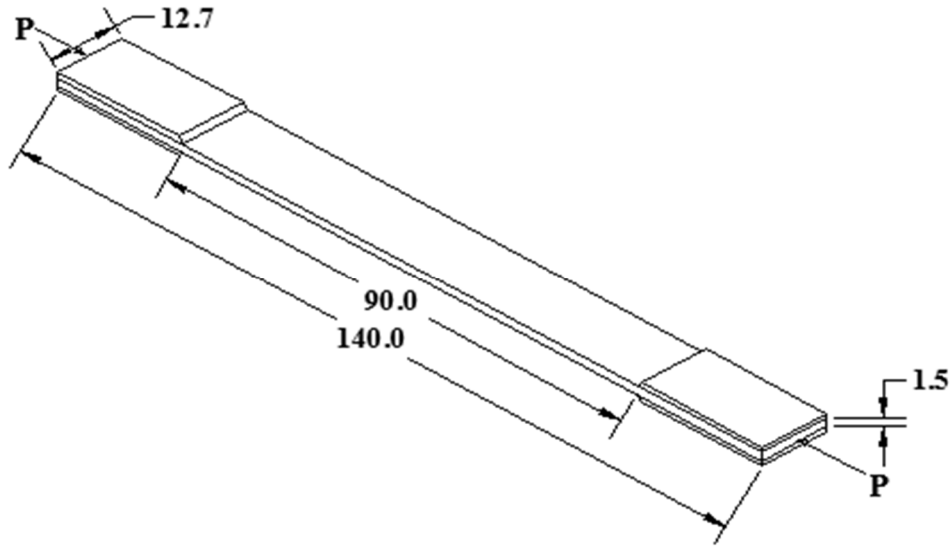
Şekil (6.13-14)'de gösterilen boyutlara göre kesilip hazırlanan numuneler çekme cihazına bağlanarak sabitlendikten sonra çekme hızı 0.5 mm/dk olacak şekilde yükler uygulanmıştır. Deneylerde kullanılan çekme cihazında elde edilen yükler ve uzama değerleri verileri bilgisayara sürekli olarak kaydedilmiştir. *ASTM 3039-76* standartlarına göre hazırlanan numuneler *SHIMADZU* cihazında çekilerek sonuçlar elde edilmiştir. Şekil 6.15'de gösterildiği gibi numuneler cihaza bağlanıp çekme sonuçları alınmıştır.



Şekil 6.15. Şekil değiştirme rozeti bağlanmış kompozit numunenin çekme testinin yapılması.

b) Basma Deneyi

Kompozit malzemelerin gevrek yapıya sahip olmaları nedeni ile izotropik malzemelerden farklı olarak basma mukavemetinin tespit edilmesi emniyetli bir çalışma için oldukça önemlidir. Basma deneyleri yapılırken dikkat edilen en önemli husus deney numunelerinin boylarının mümkün olduğu kadar kısa tutulması gerekliliğidir. Bunun nedeni deney numunelerinin burkulma davranışı göstermeksizin deneyin tamamlanarak numunelerin hasara uğramış olmasını sağlamaktır. Bu amaçla $[0^\circ]_4$ ve $[90^\circ]_4$ tabakalı kompozit malzemelerden hazırlanmış olan numuneler deneylerde 1 ve 2 yönlerindeki basma mukavemetinin tespiti için kullanılmıştır. Basma testlerinde numuneler *ASTM 3410-75* numaralı deney standardına göre yapılmıştır. $[0^\circ]_4$ ve $[90^\circ]_4$ tabakalı kompozit malzemelerden hazırlanmış olan numunelerinin her ikisi de aynı boyutlardadır (Şekil 6.16).

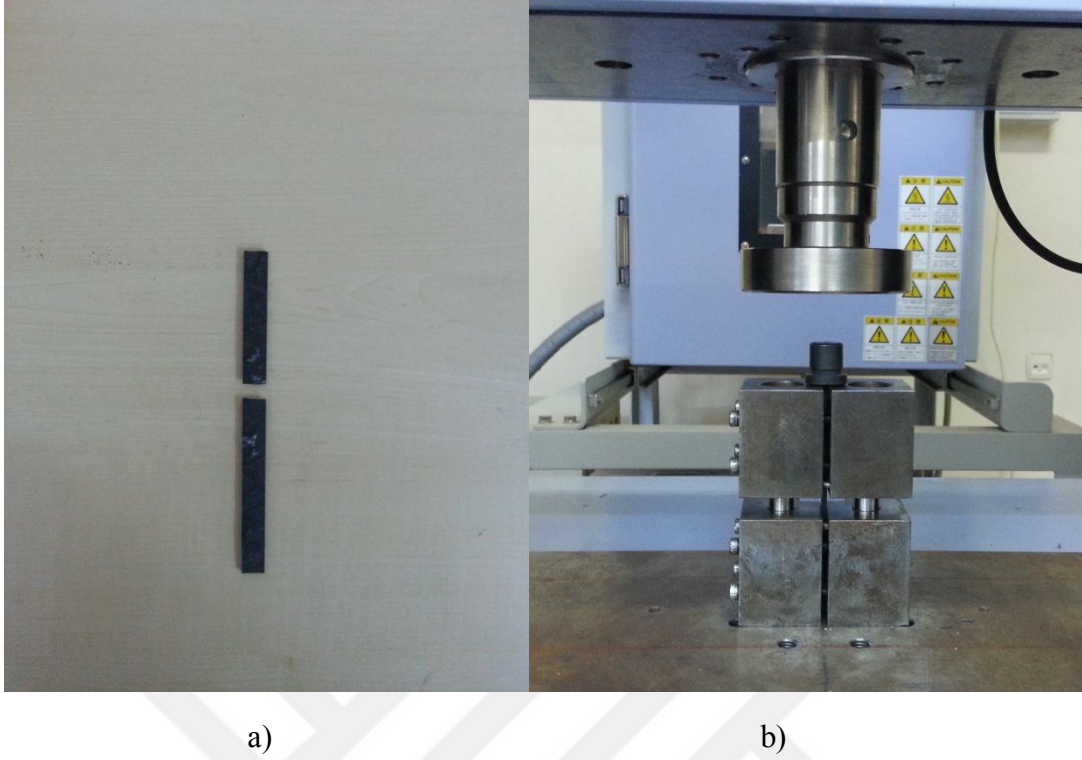


Şekil 6.16. $[0^\circ]_4$ ve $[90^\circ]_4$ tabakalı kompozit malzemelerin basma testlerinde kullanılan numunenin boyutları.

Yapılan basma deneyleri neticesinde elde edilen sonuçlardan tek yönde takviye edilmiş $[0^\circ]_4$ tabakalı kompozit için X_b basma mukavemeti ve $[90^\circ]_4$ tabakalı kompozit için Y_b basma mukavemeti değerleri (6.3) bağıntıları ile *Microsoft Excel* programında kullanılarak hesaplanmıştır.

$$X_b = \frac{P_{\max}}{A} \text{ (MPa)} , \quad Y_b = \frac{P_{\max}}{A} \text{ (MPa)} \quad (6.3)$$

Basma testinde *ASTM 3410-75* standartlarına göre kesilen numuneler basma testi için basma aparatının arasına alınarak basma kuvveti uygulanmıştır. Şekil 6.17’de basma testi için hazırlanan numune ve testi yapılacak numunenin basma aparatına bağlantısı gösterilmiştir.

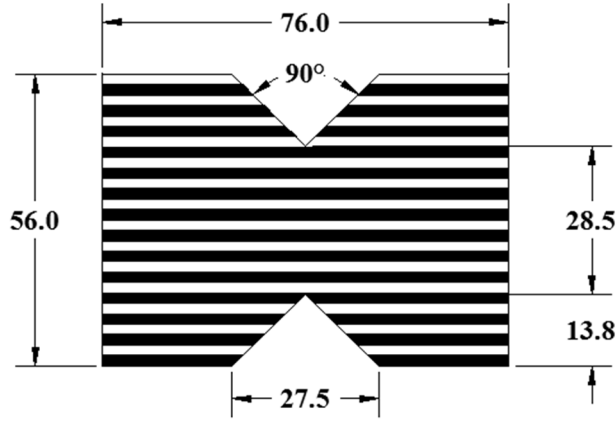


Şekil 6.17. Basma testinin yapılması a-) basma testi için hazırlanan numune b-) test için hazırlanan numunenin basma aparatına bağlanması.

c) Kayma Deneyi

Kayma modülü G_{12} (MPa) ve kayma hasar mukavemeti S (MPa) değerlerinin bulunması için düzlem kayma testleri yapılmaktadır. Bu deneyler için gerekli olan numuneler $[0^\circ]_4$ tabakalı kompozit malzemeden üretilerek üzerine V çentik açılmış olan levhalardır. Kayma modülü G_{12} ve kayma hasar mukavemeti S değerlerini bulabilmek için deneyler gerçekleştirilmiştir.

Kayma modülünü bulabilmek için Şekil 6.18’de gösterildiği gibi numune üzerine 45° ’lik doğrultuda çentikler açılmış ve daha sonra ise *ASTM D3039-D7078* standartlarına göre kesilerek deney için hazırlanmıştır. Hazırlanan kompozit numune üzerine 45° ’lik şekilde konumlanan şekil değiştirme rozetleri yapıştırılarak kayma testi aparatına bağlanmış ve testler yapılmıştır. G_{12} ve S değerleri (6.4)’de gösterilen bağıntılar yardımıyla hesaplanmıştır. Test cihazlarından alınan değerleri kullanılarak *Microsoft Excel* programı yardımıyla bağıntılardaki formülasyona göre gerekli hesaplamalar yapılmıştır.



Şekil 6.18. $[0^\circ]_4$ tabakalı kompozit levhanın kayma gerilmesinin testinde kullanılacak levha boyutları.

$$\tau_{12}^m = \frac{P^m}{2.A}, \quad \tau_{12_i} = \frac{P_i}{2.A}, \quad A = L.t, \quad \gamma_{12} = \epsilon_{x_i} - \epsilon_{y_i}, \quad G_{12} = \frac{\Delta \tau_{12}}{\Delta \gamma_{12}}, \quad S = \frac{P_{\max}}{L.t} \quad (6.4)$$

(6.4) bağıntısında gösterilen ;

τ_{12}^m : Maximum kesme gerilmesi (MPa)

P^m : Maximum yük (N)

P_i : i-veri noktasındaki yük (N)

A : İki çentik arasındaki alan (mm^2)

L : İki çentik arası mesafe (mm)

t : Kompozit levhanın kalınlığı (mm)

ϵ_x : x yönündeki şekil değiştirme oranı ($\mu\epsilon$)

ϵ_y : y yönündeki şekil değiştirme oranı ($\mu\epsilon$)

γ_{12} : Açısal şekil değiştirme oranı

G_{12} : Kayma gerilmesi (MPa)

S : Kayma hasar mukavemeti (MPa)

6.7. Çalışmada Kullanılan Alüminyum Levhaların Çekme Testinin Yapılması

Bu çalışmada tek taraflı ve çift taraflı kompozit yama ile tamir edilen çentikli Alüminyum levhalar ile tamir edilmeyen yamasız çentikli Alüminyum levhaların yük altındaki davranışlarını incelemek için çekme testine tabi tutulmuşlardır. Çekme testleri *Dicle Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik Laboratuvarı*'nda yapılmıştır. Çentikli ve çentiksiz numune olmak üzere 48 adet numuneye çekme testi yapılmıştır. Çekilen çentikli Alüminyum numune sayısı 45 adet iken, çentiksiz Alüminyum numune sayısı 3 tanedir. Numunelerin; 15 tanesi tek taraflı kompozit yama ile tamir edilmiş, 15 tanesi çift taraflı kompozit yama ile tamir edilmiş, 15 tanesi de yamasız çentikli Alüminyum levhalardan oluşmaktadır. Çentikli Alüminyum levhalar daha önceki bölümlerde belirtildiği gibi çentik boyu (a) ve çentik genişliğine (b) göre değişen 5 farklı numune tipine göre hazırlanmıştır. Tüm numuneler Şekil 6.19'da gösterilen *Instron 8801* çekme testi cihazında 1 mm/dk hızında çekilerek test edilmiştir.



Şekil 6.19. Deney yapılan tüm numunelerin çekme testine tabi tutulduğu çekme testi cihazı.

7. DENEYSEL SONUÇLAR

Çentikli Alüminyum levhaların kompozit yama ile tamir edildikten sonra, çalışmada kullanılan malzemelerin mekanik özelliklerini belirlemek için deneyler yapılmıştır.

7.1. Kompozit Yamanın Mekanik Özellikleri

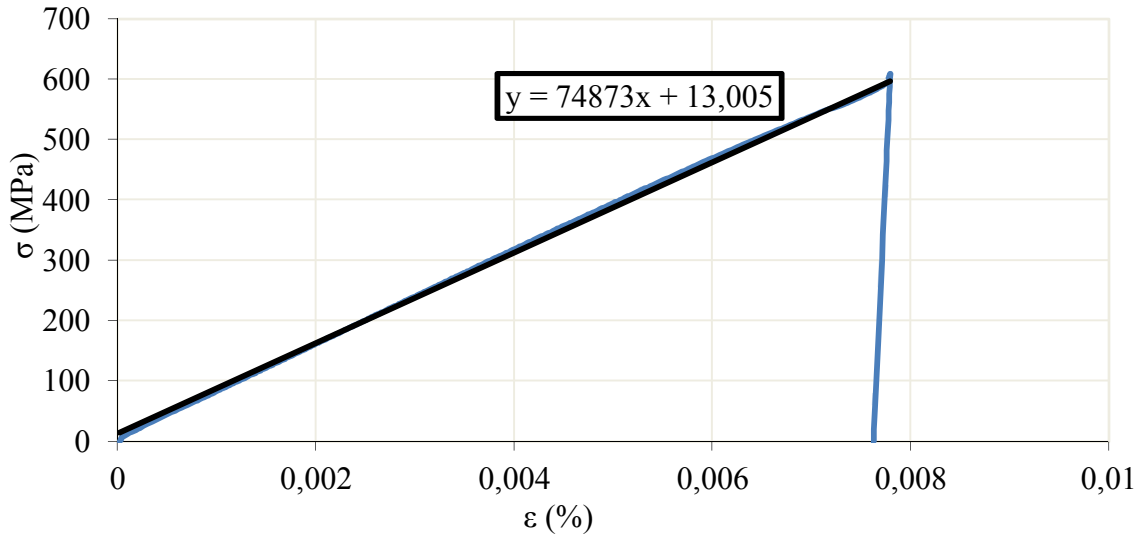
Bu bölümde ilk olarak karbon kompozit yama için yapıştırıcı olarak kullanılan *Henkel Hysol EA 9396* epoksi yapıştırıcının mekanik özellikleri gösterilmiştir. Daha sonraki kısımlarda ise Alüminyum levhaların tamir edilmesinde kullanılan karbon kompozit yamanın mekanik özelliklerini belirlemek için yapılan çekme, basma ve kayma testi sonuçları tablolar ve grafikler halinde verilmiştir.

Tamir işlemi için kullanılan kompozit yamanın hazırlanmasında karbon elyaf katlarının birbirine yapışması için arasına sürülen ve daha sonra hazırlanan bu yamaların tamir edilecek Alüminyum levha ile yapışmasını sağlayan epoksi yapıştırıcının mekanik özellikleri Tablo 7.1’de gösterilmektedir.

Tablo 7.1. Yapıştırıcının (*Henkel Hysol EA 9396*) mekanik özellikleri [71].

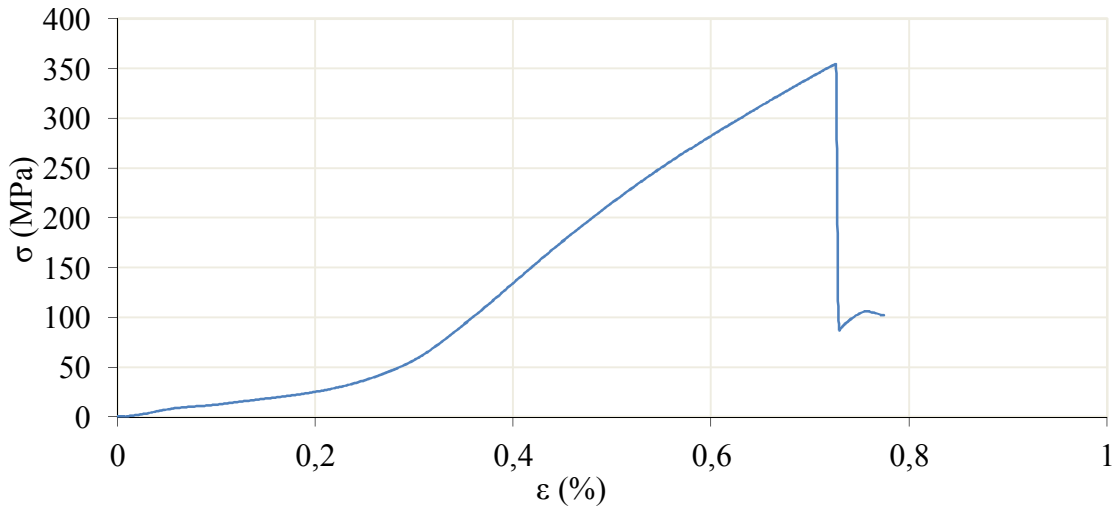
Kayma modülü (G)	1060 MPa
Çekme dayanımı (X_T)	35.2 MPa
Kopma uzaması (ϵ_K)	% 3.4
Elastisite modülü (E)	2750 MPa
Basma dayanımı (X_C)	482.8 MPa
Poisson oranı (ν)	0.3
Kayma mukavemeti (S)	24.1 MPa

Kompozit yamanın mekanik özelliklerini belirlemek için yapılan çekme testi sonucu oluşan gerilme-şekil değiştirme grafiği Şekil 7.1’de gösterilmektedir.



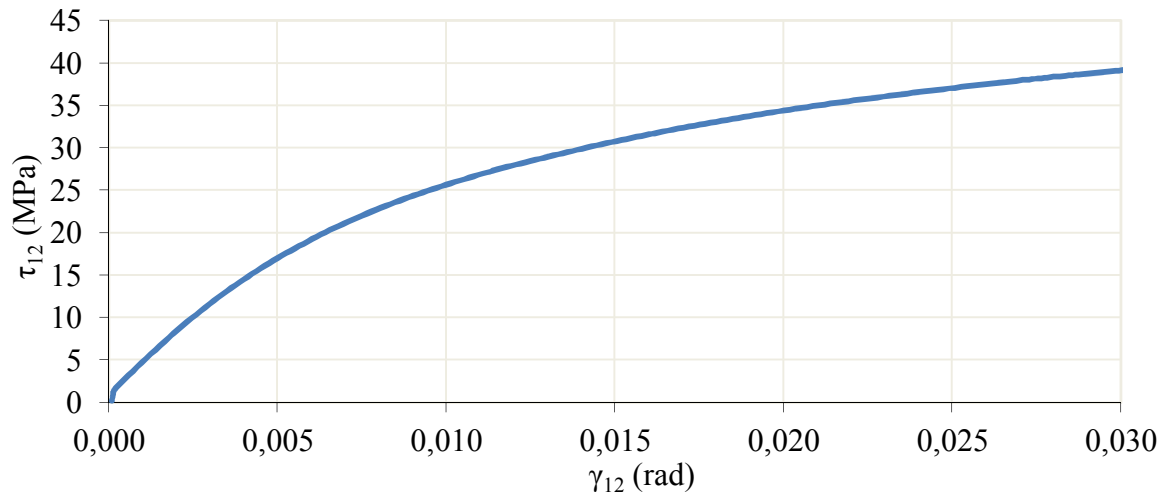
Şekil 7.1. Kompozit yamanın çekme testine ait gerilme-şekil değiştirme grafiği.

Kompozit yamanın fiber yönündeki mekanik özelliklerini belirlemek için yapılan basma testi sonucu oluşan gerilme-şekil değiştirme grafiği Şekil 7.2’de gösterilmektedir.



Şekil 7.2. Kompozit plakanın basma testine ait gerilme-şekil değiştirme grafiği.

Kompozit numenin kayma gerilmesi ve kayma hasar mukavemetinin hesabı için yapılan kayma testine ait gerilme-açısal şekil değiştirme grafiği Şekil 7.3’de gösterilmektedir.



Şekil 7.3. Kompozit plakanın kayma testine ait gerilme-açısal şekil değiştirme grafiği.

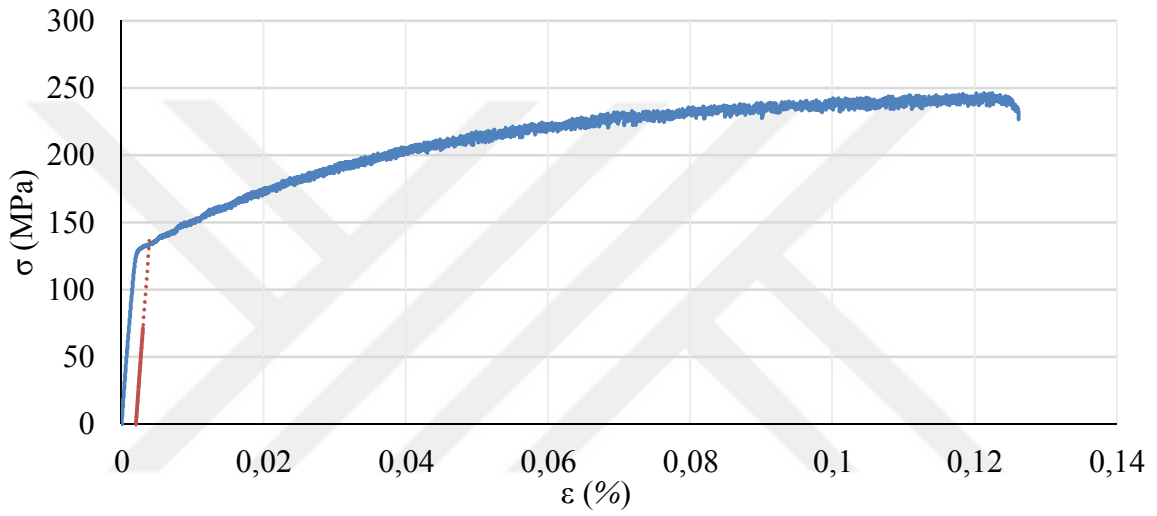
Alüminyum levhaların tamir işleminde kullandığımız karbon kompozit yamanın mekanik özellikleri belirlemek için yapılan çekme, basma ve kayma testi sonucu hesaplanan mekanik değerler Tablo 7.2’ de gösterilmiştir.

Tablo 7.2. Karbon fiber kompozit yamanın mekanik özellikleri.

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 (ν_{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)	354.457MPa

7.2. Tamir Edilen Alüminyum Levhanın Mekanik Özellikleri

Kompozit yama ile tamir edilen levha malzemesi olan 5754 Alüminyumun mekanik özelliğini belirlemek için çentiksiz olarak önceden hazırlanan üç adet numunenin statik yük altında çekme testleri yapılmıştır. Çekme test cihazlarından alınan sonuçlar *Microsoft Excel* programında hesaplanarak gerilme-şekil değiştirme grafikleri Şekil 7.4’ de gösterilmiştir. Alüminyum 5754 serisine sahip malzemenin mekanik özellikleri ise Tablo 7.3’de gösterilmiştir.



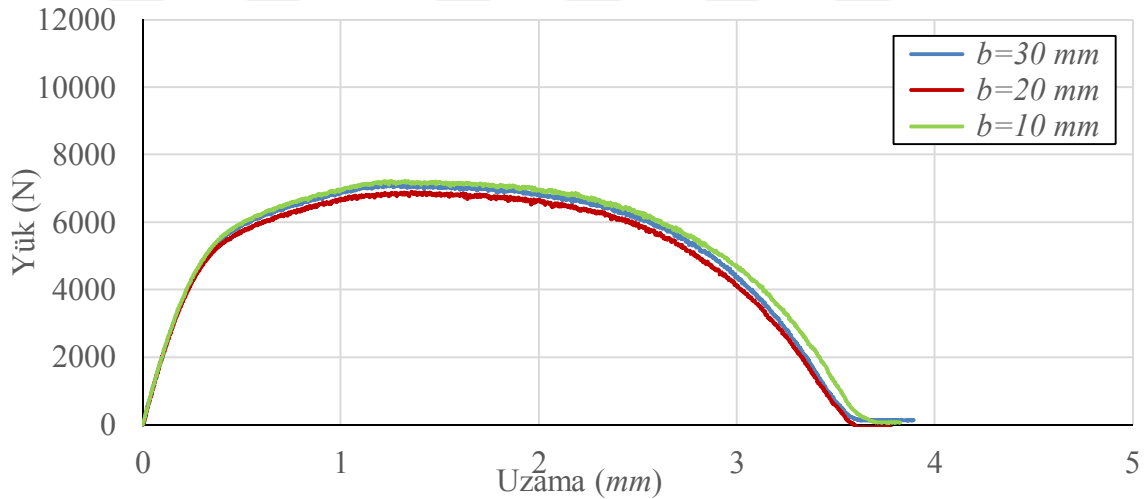
Şekil 7.4. Alüminyum 5754 levhaya ait gerilme-şekil değiştirme grafiği.

Tablo 7.3. Çentiksiz Alüminyum levhanın mekanik özellikleri.

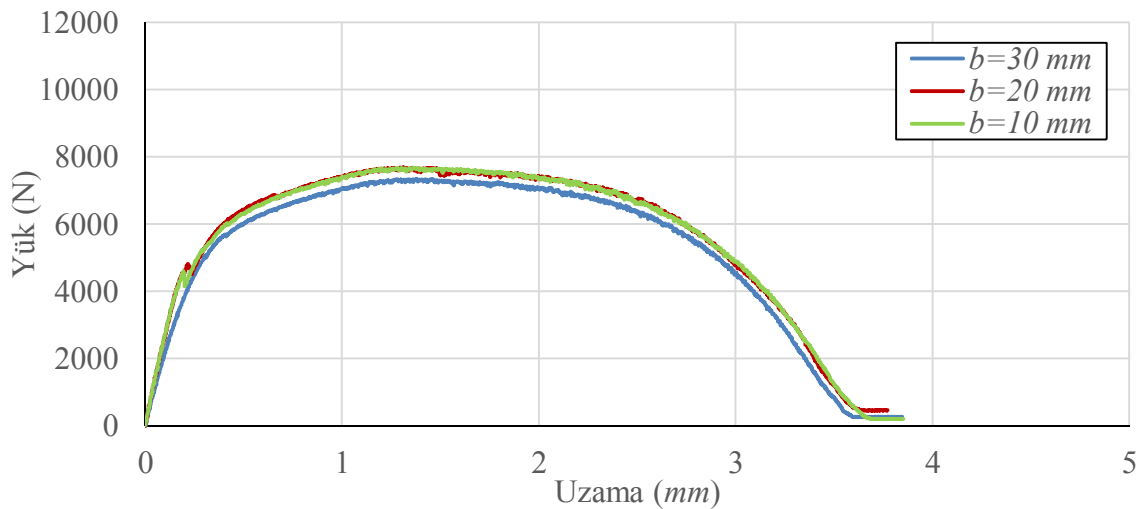
Kayma Modülü (G)	25940 MPa
Çekme Dayanımı (X_T)	246.72 MPa
Kopma Uzaması (ε_K)	0.126
Elastisite Modülü (E)	69000 MPa
Poisson Oranı (ν)	0.33
Akma gerilmesi (σ_Y)	132 MPa

7.3. Çentik Genişliğinin Hasar Davranışına Etkisi

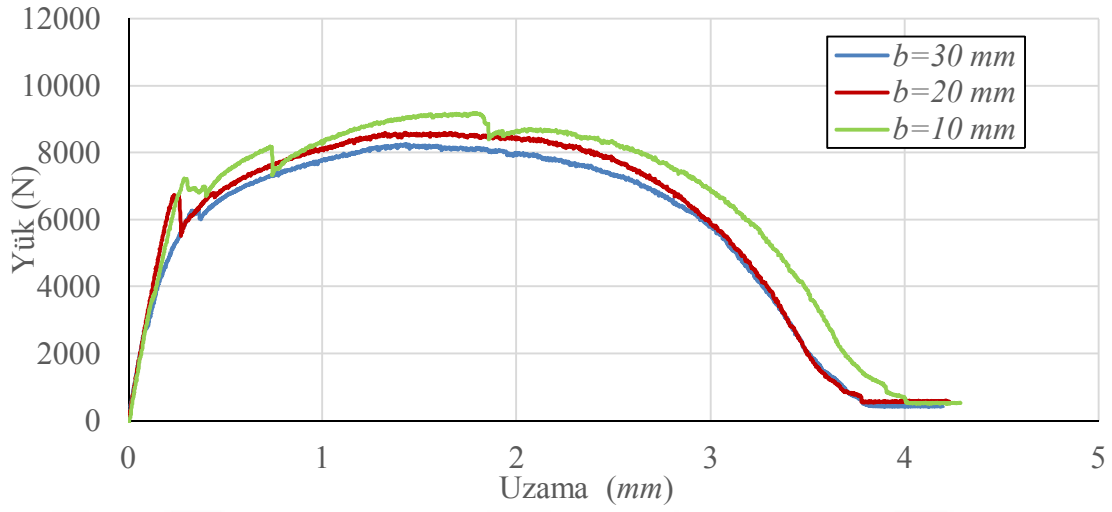
Materyal ve metot bölümünde gösterilen çentikli Alüminyum levhaları birbirinden ayıran iki ayrı parametre olan a (çentik boyu) ve b (çentik genişliği)' ye bağlı olarak beş farklı çentikli numune yamasız, tek tarafı yamalı ve çift tarafı yamalı olarak çekme testi için hazırlanmıştı. Çentik genişliğinin farklı, çentik boyunun aynı olduğu levhaların yamasız, tek ve çift tarafı yama yapılmış levhalar için yük-uzama davranışları grafikler halinde gösterilmektedir. Şekil 7.5'te yamasız, Şekil 7.6'da tek tarafı yama yapılmış, Şekil 7.7'de ise çift tarafı yama yapılmış levhaların hasar davranışları yük-uzama grafiği çizilerek verilmiştir. Her numune tipi için deneyler üç defa tekrarlandığı için grafiklerde gösterilen yük-uzama davranışları bu üç deney sonucunun ortalamasıdır.



Şekil 7.5. $a=20\text{ mm}$ için yamasız levhaların farklı çentik genişliklerinde yük uzama grafiği.



Şekil 7.6. $a=20\text{ mm}$ için tek tarafı yamalı levhaların farklı çentik genişliklerinde yük uzama grafiği.



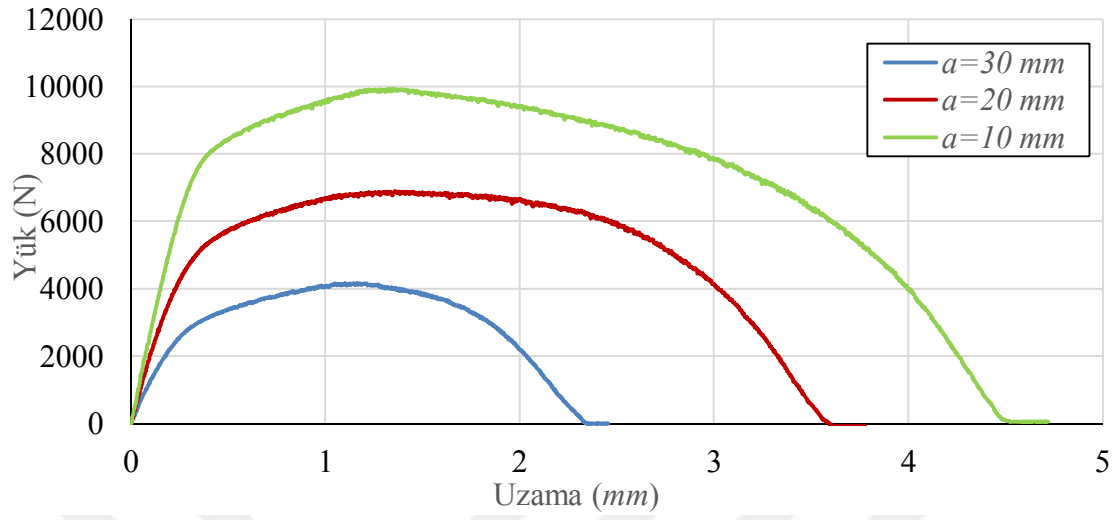
Şekil 7.7. $a=20\text{ mm}$ için çift taraflı yamalı levhaların farklı çentik genişliklerinde yük uzama grafiği.

Şekil 7.5-7’de çentik genişliğinin aynı, çentik boyunun farklı olduğu yamasız, tek taraflı yama yapılmış ve çift taraflı yama yapılmış çentikli Alüminyum levhaların yama durumlarına göre yük-uzama değerleri değerlendirilmiştir.

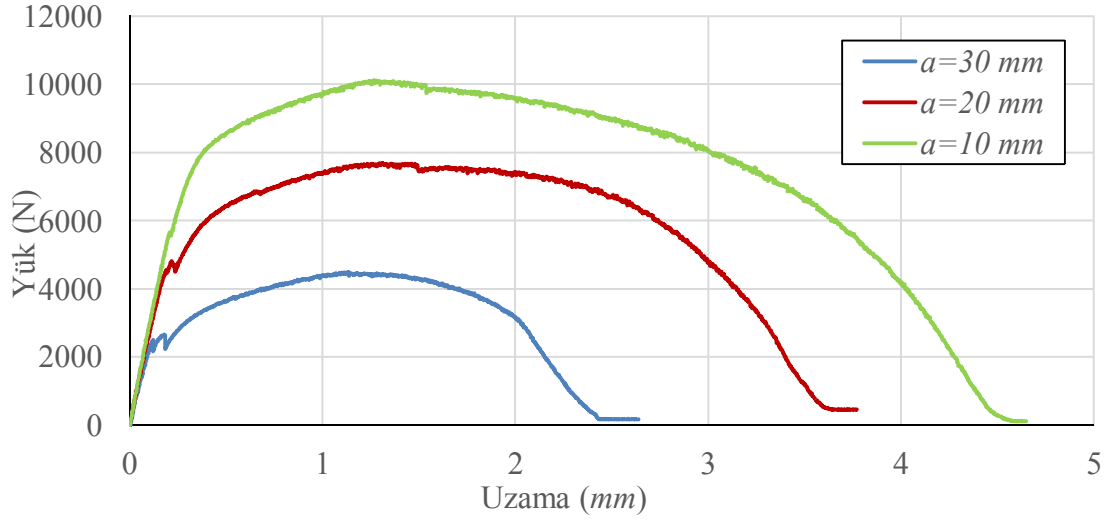
Bu numunelere uygulanan çekme testi sonuçlarında çentik genişliğinin (b) küçük olduğu numunelerin maksimum hasar yükünün daha yüksek değere sahip oldukları gözlenmiştir. Çentik genişliği (b) azaldıkça elastik yük ve maksimum yükün arttığı tüm yama durumlarında gözlemlenmiştir.

7.4.Çentik Boyunun Hasar Davranışına Etkisi

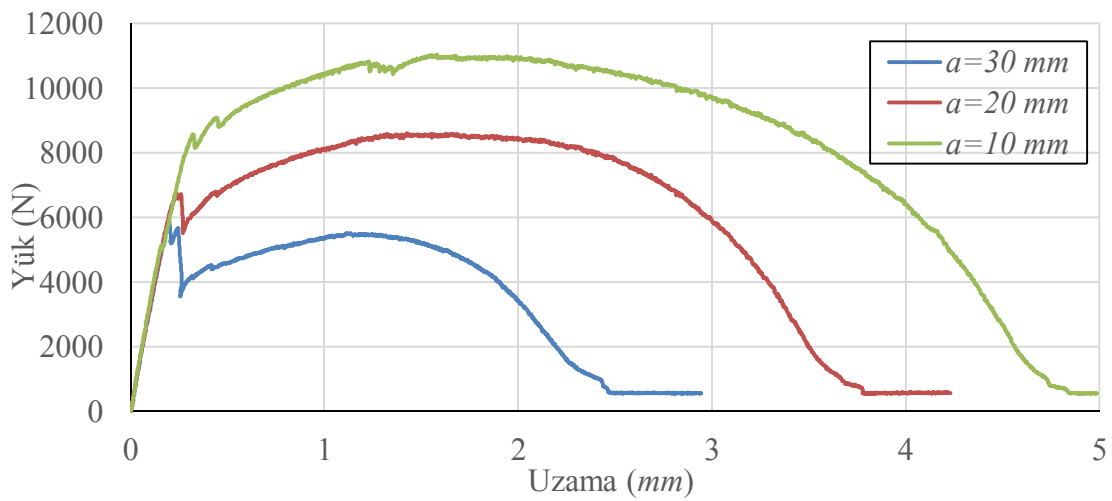
Çentik boyunun farklı, çentik genişliğinin aynı olduğu yamasız, tek ve çift taraflı yama yapılmış Alüminyum levhaların yük-uzama grafikleri Şekil 7.8-10’da verilmiştir. Çentik genişliği sabit olan numunelerin, farklı yama durumlarında çentik boyunun değişimine bağlı olarak hasar yük incelemesi yapılmıştır.



Şekil 7.8. $b=20\text{ mm}$ için yamasız levhaların farklı çentik uzunluklarında yük uzama grafiği.



Şekil 7.9. $b=20\text{ mm}$ için tek tarafı yamalı levhaların farklı çentik uzunluklarında yük uzama grafiği.



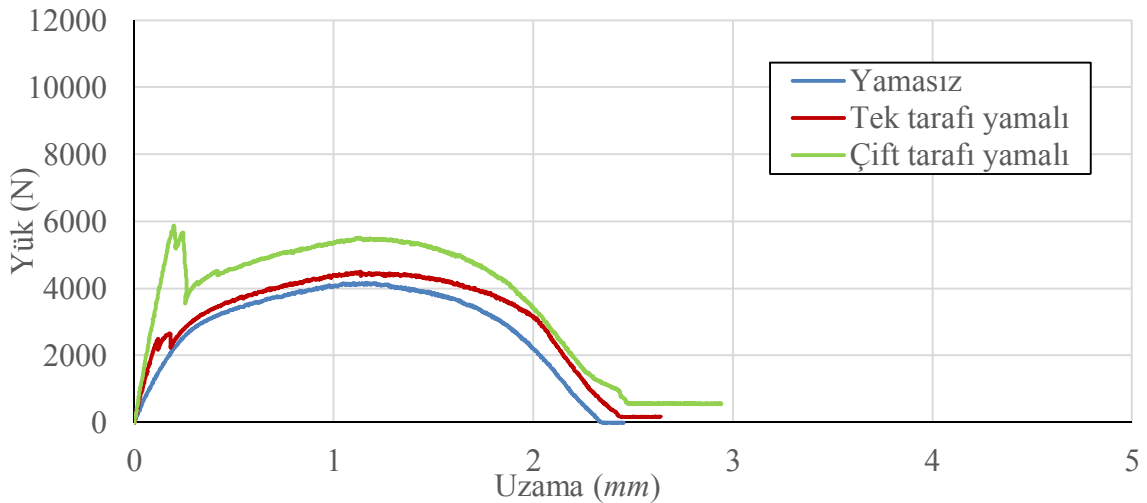
Şekil 7.10. $b=20\text{ mm}$ için çift taraflı yamalı levhaların farklı çentik uzunluklarında yük uzama grafiği.

Şekil 7.8-10'daki grafikler incelendiğinde çentik genişliğinin aynı, çentik boyunun farklı olduğu yamasız, tek ve çift tarafı yama yapılmış çentikli Alüminyum levhaların yama durumlarına göre yük-uzama değerleri değerlendirilmiştir. Çentik boyunun değişiminin hasar yüküne etkisi, çentik genişliğinden daha fazladır. Ayrıca kopma noktasındaki uzama miktarı da kısa çentik boylarında çok daha fazladır.

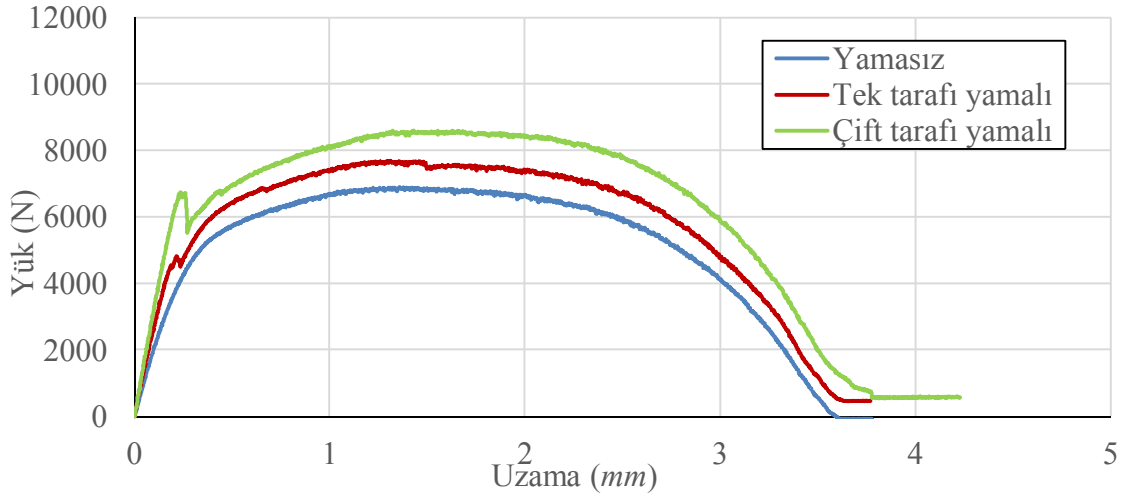
Şekil 7.8-10'da gösterilen numunelere ait çekme testi sonuçlarında çentik boyunun (a) daha küçük olduğu numunelerin maksimum hasar noktalarının daha yüksek bir yük değerine sahip oldukları gözlenmiştir. Çentik boyu (a) azaldıkça elastik yük ve maksimum yükün arttığı tüm yama durumlarında gözlemlenmiştir. Ayrıca tek ve çift tarafı yamalı numunelerde çentik boyunun değişiminin lineer elastik davranışa etkisinin olmadığı görülebilir.

7.5. Yama Tipinin Hasar Davranışına Etkisi

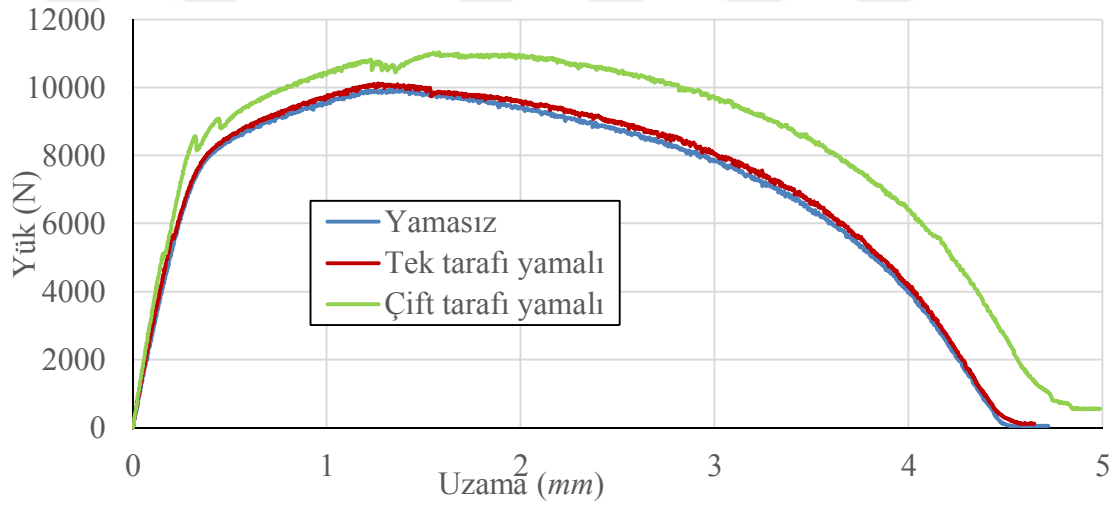
Çentik boy ve genişliğine göre farklılık taşıyan beş numune tipi yamasız, tek tarafı yamalı, çift tarafı yamalı olma durumlarına göre statik çekme testine tabi tutulmuştu. Her numune tipinin yama tipine göre ne gibi farklılıklar gösterdiği Şekil 7.11-15'deki grafiklerde gösterilmiştir.



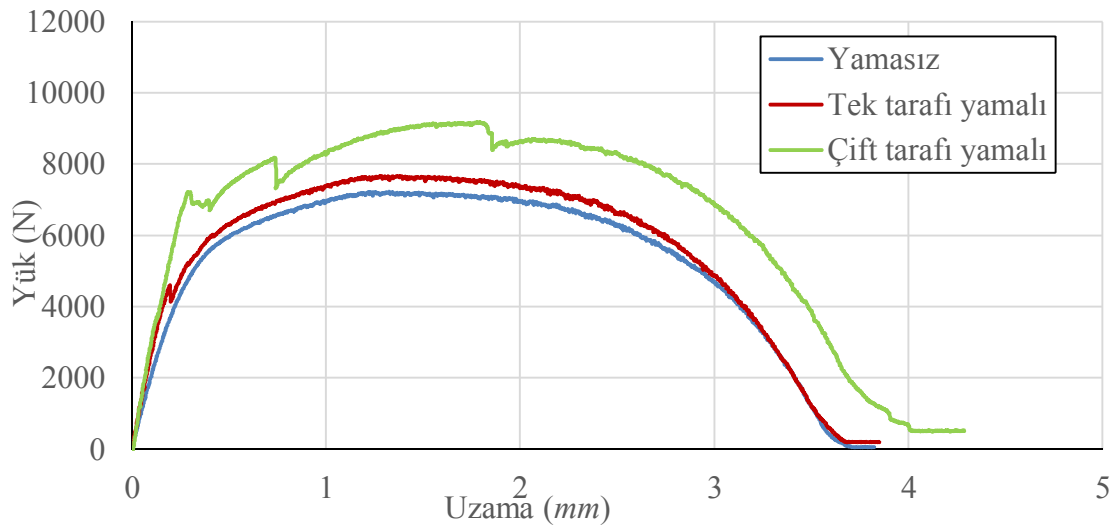
Şekil 7.11. $a=30\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip numunelerin yamasız, tek tarafı yama, çift tarafı yama durumuna göre yük uzama grafiği.



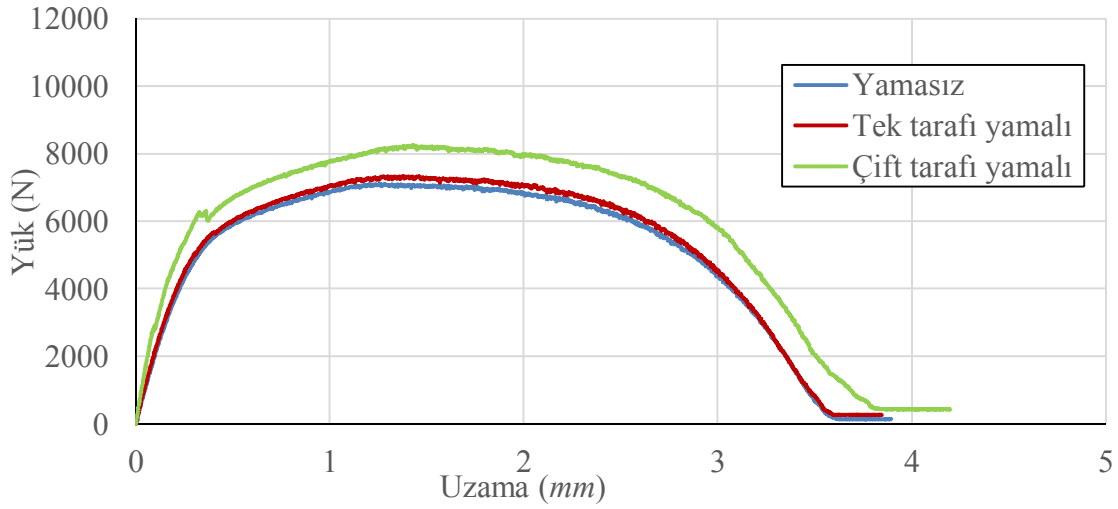
Şekil 7.12. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip numunelerin yamasız, tek tarafı yama, çift tarafı yama durumuna göre yük uzama grafiği.



Şekil 7.13. $a=10\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip numunelerin yamasız, tek tarafı yama, çift tarafı yama durumuna göre yük uzama grafiği.



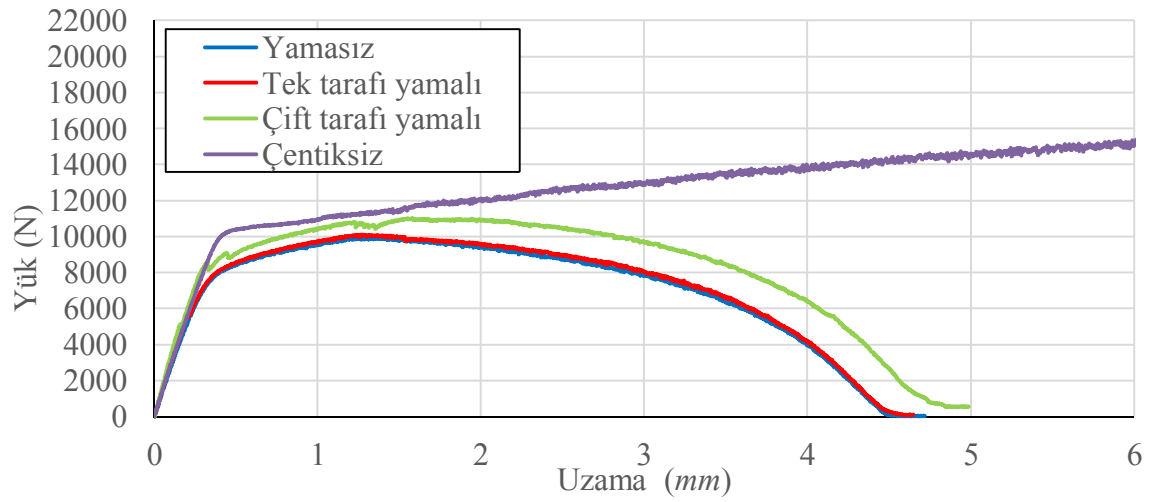
Şekil 7.14. $a=20\text{ mm}$, $b=10\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip numunelerin yamasız, tek tarafı yama, çift tarafı yama durumuna göre yük uzama grafiği.



Şekil 7.15. $a=20\text{ mm}$, $b=30\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumuna göre yük uzama grafiği.

En yüksek elastik yüke ve maksimum hasar yüküne ulaşan levhaların çift taraflı yama yapılan levhalar olduğu ve çift taraflı yama ile tamir edilen levhaların tek taraflı yamalı levhalara göre daha iyi sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. Tek taraflı yama yapılarak tamir edilen çentikli Alüminyum levhalar yamasız levhalar ile karşılaştırıldıklarında ise daha yüksek maksimum yük ve elastik yüke ulaştıkları belirlenmiştir. Genel olarak tüm levhalar değerlendirildiğinde ise yama durumlarına göre kıyaslanan tüm numune tiplerinde çift taraflı yama yapılmış levhaların daha yüksek elastik eğime, daha yüksek ve etkili bir kopma değerine ve uzama miktarına tespit edilmiştir.

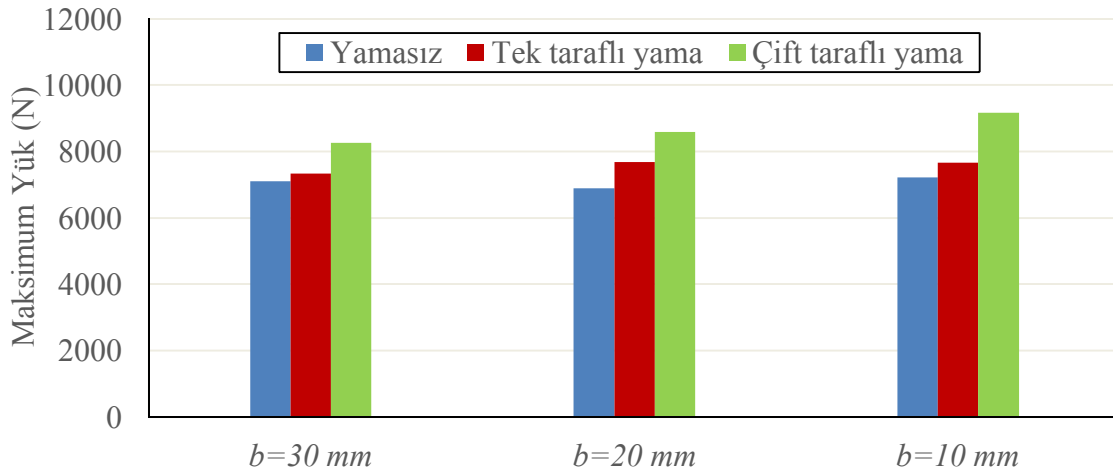
Şekil 7.16'da çentiksiz levhaya en yakın yük dayanımına sahip çentikli Alüminyum levhanın çekme yükü altında yama performansı etkisi gösterilmiştir. Çentikli Alüminyum levhanın yamasız ve çift taraflı yama ile tamir durumu, çentiksiz olan düz numuneye göre kıyaslanmıştır. Sonuç olarak çift taraflı yama yapılan çentikli Alüminyum levhanın yama yapıldıktan sonra yük altındaki dayanımının çentiksiz Alüminyum levhaya yakın bir yük-uzama değerine ulaştığı gözlemlenmiştir. Ayrıca grafik incelendiğinde çentiksiz Alüminyum levhaya yük dayanımı olarak en yakın olan levhanın çentik boyu (a) en kısa olan levha olduğu belirlenmiştir.



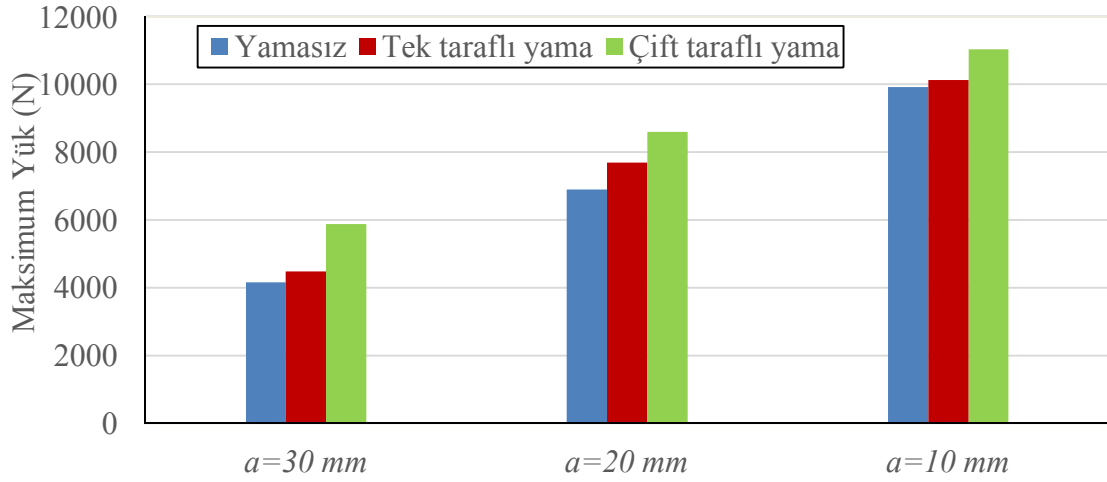
Şekil 7.16. $a=10\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çentik boyutlarına sahip çift tarafı yama yapılmış numunenin çentiksiz numuneye göre yük uzama grafiği.

7.6.Çentik Boyutunun Maksimum Hasar Yüküne Etkisi

Şekil 7.17 ve Şekil 7.18'deki grafikler incelendiğinde çentik boyu (a) ve çentik genişliği (b) azaldığında maksimum yük değerinin sürekli arttığı gözlemlenmiştir.



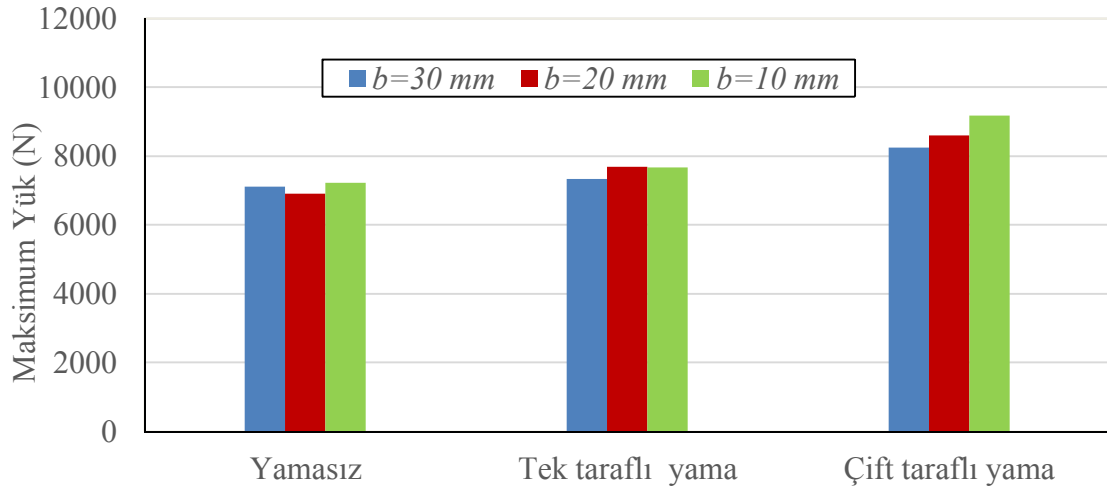
Şekil 7.17. $a=20\text{ mm}$ için farklı çentik genişliğine sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yamalı, çift taraflı yamalı levhaların maksimum yük grafiği.



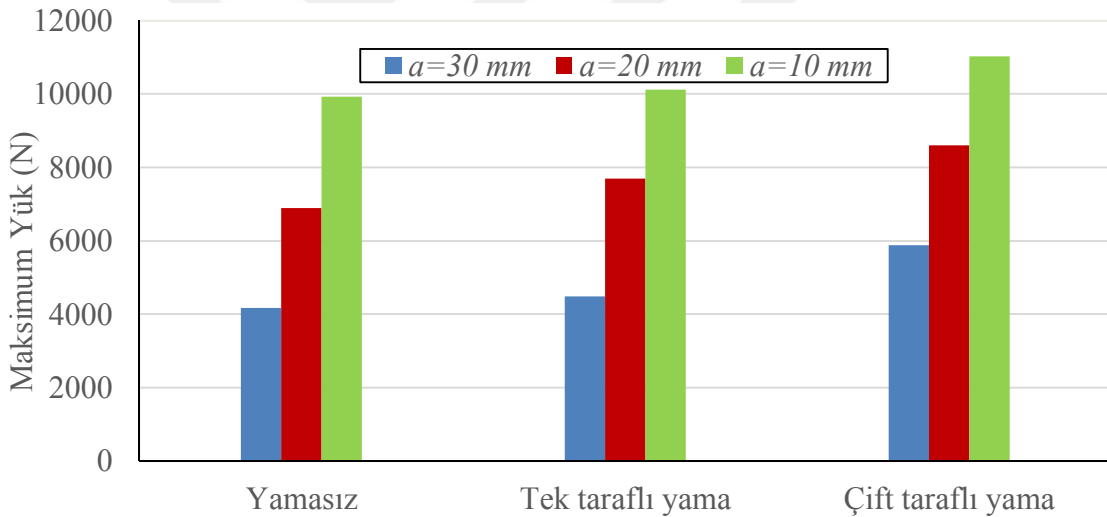
Şekil 7.18. $b=20\text{ mm}$ için farklı çentik boyuna sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yamalı levhaların maksimum yük grafiği.

Çentik uzunluğunun azalmasıyla elde edilen maksimum yükteki artış, çentik genişliğinin azalmasıyla elde edilen maksimum yük artışından daha fazladır. Dolayısıyla tasarım açısından, çentik genişliğinin boya göre daha düşük derecede bir parametre olduğu söylenebilir. Bu durum hem yamalı hem de yamasız numuneler için de geçerlidir. Yama tipinin değişimi farklı oranlarda maksimum hasar yükünü artırmıştır. Çift taraflı yama ile tamir edilen Alüminyum levhalar daha yüksek değerlerde bir maksimum yüke ulaşmıştır. Çentik boyunun değişimine bağlı olarak maksimum yük değerinin en yüksek değerde olduğu numune boyunda, yamasız ile tek taraflı yamalı levha arasındaki hasar yük farkı 191 N iken, çift taraflı yama ile yamasız arasındaki fark 1102 N değerindedir. Çentik genişliğinin değişimine bağlı olarak maksimum yük değerinin en yüksek değerde olduğu numune genişliğinde, yamasız ile tek taraflı yamalı levha arasındaki hasar yük farkı 447 N iken, çift taraflı yama ile yamasız arasındaki fark 1957 N değerindedir.

7.7. Yama Tipinin Maksimum Hasar Yüküne Etkisi



Şekil 7.19. $a=20\text{ mm}$ için farklı çentik genişliğine sahip levhaların yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumlarına göre maksimum yük grafiği.



Şekil 7.20. $b=20\text{ mm}$ için farklı çentik boyuna sahip levhaların yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumlarına göre maksimum yük grafiği.

Tek ve çift taraflı yamalı numuneler Şekil 7.19'deki grafik incelendiğinde çentik genişliğinin (b) azalmasına bağlı olarak hazırlanan levhalarda yamasız ve tek taraflı yama ile tamir edilen Alüminyum levhalarda maksimum yük düzgün bir biçimde artmazken, çift taraflı yama ile tamir edilen levhalarda maksimum yük düzgün bir artış göstermiştir. Bu durum çift taraflı yamada çentik genişliğinin önemli bir parametre olduğunu göstermektedir. Şekil 7.20'de ise boyunun azalmasına bağlı olarak tüm yama durumlarında maksimum yükün önemli bir biçimde arttığı görülmektedir. Böylelikle çentik boyunun hem tek taraflı hem de çift taraflı yamada etkili olduğu sonucunu ortaya çıkarmaktadır.

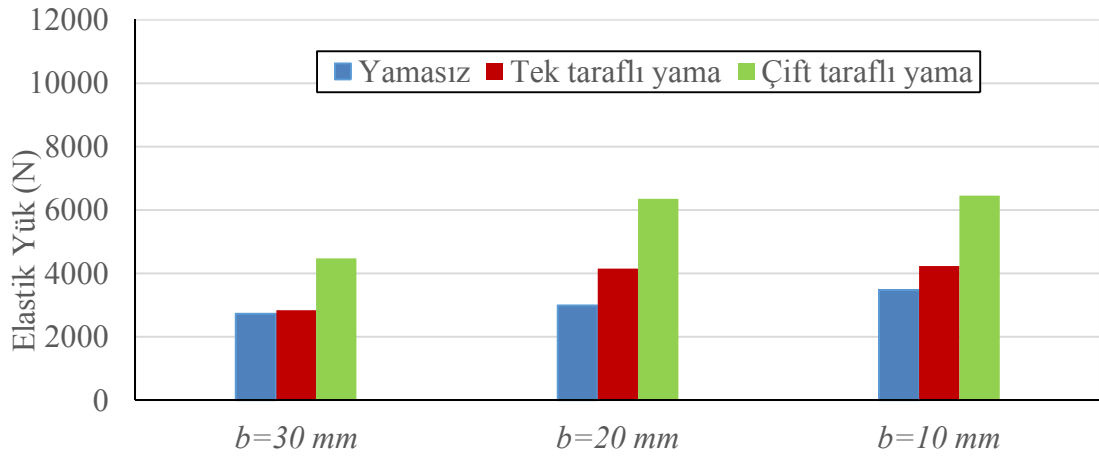
Tablo 7.4. Tek taraflı ve çift taraflı yama yapılmış numunelerde maksimum yük değişimi.

Numuneler	Yamasız numuneye göre tek taraflı yama yapılmış numunenin maksimum yükündeki artış oranı (%)	Yamasız numuneye göre çift taraflı yama yapılmış numunenin maksimum yükündeki artış oranı (%)	Tek taraflı numuneye göre çift taraflı yama yapılmış numunenin maksimum yükündeki artış oranı (%)
$a=30\text{ mm}, b=20\text{ mm}$	7.46	40.79	30.74
$a=20\text{ mm}, b=30\text{ mm}$	3.21	16.15	12.53
$a=20\text{ mm}, b=20\text{ mm}$	11.42	24.58	11.80
$a=20\text{ mm}, b=10\text{ mm}$	6.18	27.09	19.68
$a=10\text{ mm}, b=20\text{ mm}$	1.91	11.09	9.00

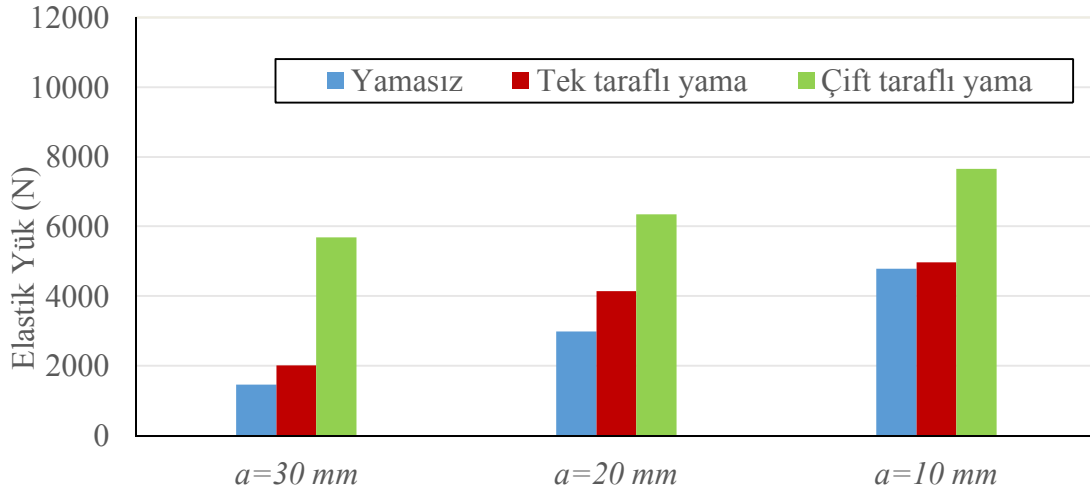
Tablo 7.4’de tamir işlemi yapılan çentik boyutuna göre farklılaşan numunelerin kompozit yama ile tamir edildikten sonraki maksimum yük değerleri arasındaki fark yüzdesel olarak hesaplanarak gösterilmiştir. Levhalar arasında maksimum yük değerlendirilmesi yapıldığında maksimum yükün artış oranının en fazla olduğu levhanın çentik boyunun en büyük olduğu levhada; çift taraflı yama ile tamir edilen levha ile aynı çentik boyutlarına sahip yamasız levhanın maksimum yük değeri arasında oluşmuştur. Yamasız, çentik boyu en fazla olan levha çift taraflı kompozit yama ile tamir edildikten sonra % 40.79 oranında daha fazla maksimum hasar yükü taşıma kapasitesine ulaşmıştır.

Yamasız çentik boyu en az olan levha tek taraflı kompozit yama ile tamir edildikten sonra %1.91 oranında daha fazla maksimum elastik yük taşıma kapasitesine ulaşmıştır. Genel olarak değerlendirildiğinde çift taraflı kompozit yama ile tamir edilen levhaların tek taraflı yama yapılmış levhalara göre maksimum hasar yüklerindeki artış daha yüksek ve daha belirgindir.

7.8. Çentik Boyutunun Maksimum Elastik Yüke Etkisi



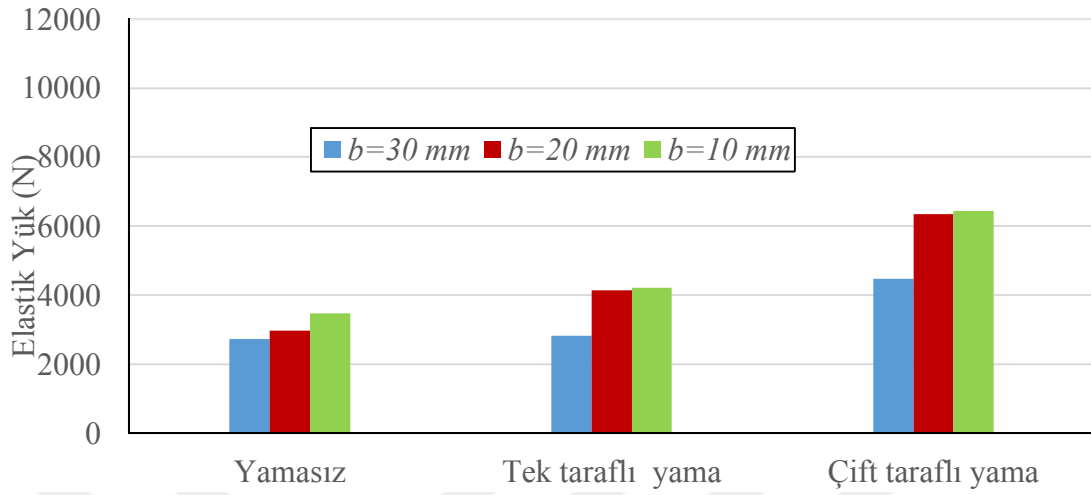
Şekil 7.21. $a=20\text{ mm}$ için farklı çentik enine sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yamalı çift taraflı yamalı levhaların maksimum elastik yük grafiği.



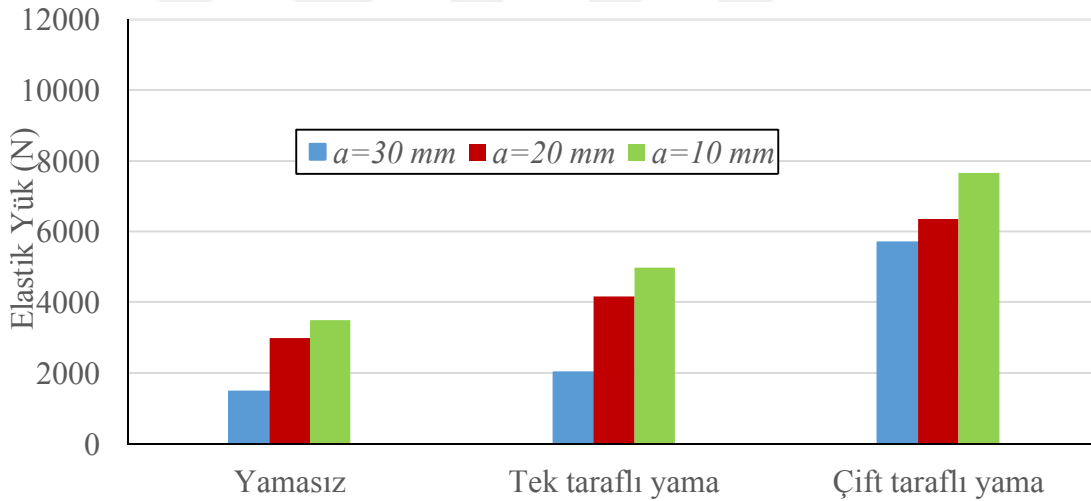
Şekil 7.22. $b=20\text{ mm}$ için farklı çentik boyuna sahip numunelerin yamasız, tek taraflı yamalı, çift taraflı yamalı levhaların maksimum elastik yük grafiği.

Şekil 7.21'deki grafik incelendiğinde çentik boyunun sabit çentik genişliğinin farklı olduğu levhalarda, çentik genişliği azaldıkça maksimum elastik yük değerinin tüm yama durumlarında arttığı sonucuna varılmıştır. Şekil 7.22'deki grafik incelendiğinde çentik genişliğinin sabit çentik boyunun farklı olduğu levhalarda, çentik boyu azaldıkça maksimum elastik yük değerinin tüm yama durumlarında arttığı tespit edilmiştir. Çentik boyunun değişimine bağlı olarak en kısa çentik boyundaki maksimum elastik yük değerinin, yamasız ile tek taraflı yamalı levha arasındaki hasar yük farkı 1490 N iken, çift taraflı yama ile yamasız arasındaki fark 4173 N değerindedir. Çentik genişliğinin değişimine bağlı olarak en kısa çentik genişliğindeki maksimum elastik yük değerinin, yamasız ile tek taraflı yamalı levha arasındaki hasar yük farkı 740 N iken, çift taraflı yama ile yamasız arasındaki fark 2960 N değerinde olduğu görölmüştür.

7.9.Yama Tipinin Maksimum Elastik Yüke Etkisi



Şekil 7.23. $a=20\text{ mm}$ için farklı çentik genişliğine sahip levhaların yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumlarına göre maksimum elastik yük grafiği.



Şekil 7.24. $b=20\text{ mm}$ için farklı çentik boyuna sahip levhaların yamasız, tek taraflı yama, çift taraflı yama durumlarına göre maksimum elastik yük grafiği.

Şekil 7.23’ deki grafik incelendiğinde çentik boyunun aynı çentik genişliğinin farklı olduğu bu levhalarda, en yüksek elastik yük değerine çentik boyunun en kısa ve çift taraflı yama yapılan levhaların ulaştığı görülmektedir. Şekil 7.24’ deki grafik incelendiğinde ise çentik genişliğinin aynı, çentik boyunun farklı olduğu levhalarda en yüksek elastik yük değerine çentik genişliğinin en az ve çift taraflı yama yapılan levhaların ulaştığı görülmektedir. Çift taraflı yamanın elastik yük değişiminde, tek taraflı yamaya göre çok daha önemli bir yöntem olduğu söylenebilir.

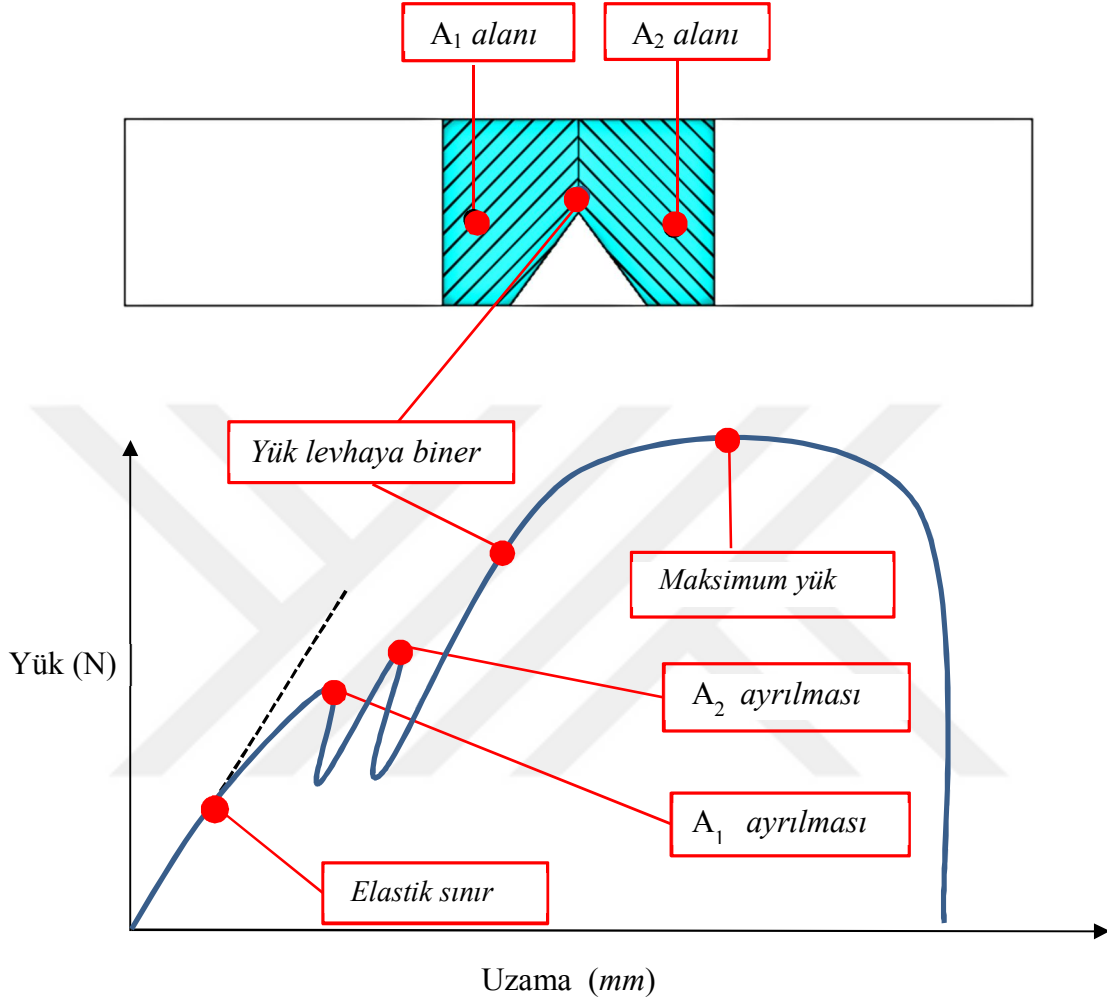
Tablo 7.5’de çentik boy ve genişliğine göre farklılık arz eden numunelerin kompozit yama ile tek ve çift taraflı tamir edildikten sonra elastik yüklerindeki değişimine etkisi yüzde değer olarak hesaplanarak verilmiştir.

Tablo 7.5. Tek taraflı ve çift taraflı yama yapılmış numunelerde maksimum elastik yük değişimi.

Numuneler	Yamasız numuneye göre tek taraflı yama yapılmış numunenin maksimum elastik yükündeki artış oranı (%)	Yamasız numuneye göre çift taraflı yama yapılmış numunenin maksimum elastik yükündeki artış oranı (%)	Tek taraflı numuneye göre çift taraflı yama yapılmış numunenin maksimum elastik yükündeki artış oranı (%)
$a=30\text{ mm}, b=20\text{ mm}$	36.68	285.13	181.75
$a=20\text{ mm}, b=30\text{ mm}$	3.64	63.50	57.74
$a=20\text{ mm}, b=20\text{ mm}$	39.13	112.70	52.88
$a=20\text{ mm}, b=10\text{ mm}$	21.20	84.81	52.48
$a=10\text{ mm}, b=20\text{ mm}$	3.75	59.64	53.87

Tablo 7.5’de tamir işlemi yapılan çentik boyutuna göre farklılaşan numunelerin kompozit yama ile tamir edilmeden önce ve tamir edildikten sonraki maksimum elastik yük değerleri arasındaki fark yüzdesel olarak hesaplanarak gösterilmiştir. Levhalar arasında elastik maksimum yük kıyaslanması yapıldığında en büyük farkın çentik boyunun en fazla olduğu levhada; çift taraflı yama ile tamir edildikten sonra yamasız levhaya göre elde edilmiştir. Yamasız çentik boyu en fazla olan levha çift taraflı kompozit yama ile tamir edildikten sonra %285.13 oranında daha fazla maksimum elastik yük değerine sahip olduğu hesaplanmıştır. Maksimum elastik yük kıyaslamasında en az farkın tek taraflı kompozit yama ile tamir edilmiş çentik boyunun en kısa olduğu levha ile aynı çentik boyutlarına sahip yamasız olan levha arasında oluşmuştur. Yamasız $a=10\text{ mm}$ $b=20\text{ mm}$ boyutlarındaki levha tek taraflı kompozit yama ile tamir edildikten sonra %3.75 oranında daha büyük maksimum elastik yük değerine sahip olduğu hesaplanmıştır. Genel olarak değerlendirildiğinde çift taraflı kompozit yama ile tamir edilen levhaların yamasız ve tek taraflı yama yapılmış levhalara göre daha yüksek maksimum elastik yüke ulaştıkları gösterilmiştir. Benzer şekilde çift taraflı yamanın yine elastik yük artışında da tek taraflı yamaya göre oldukça etkin bir tamir yöntemi olduğu ortaya çıkmaktadır.

7.10. Tamir Edilen Levhaların Hasar Değerlendirmesi



Şekil 7.25. Çekme testi sonucu yamalı nunumelerde elde edilen tipik yük uzama eğrisi.

Şekil 7.25’de gösterilen eğriye göre tamir edilen levhaların değerleri elastik sınır ve yama alanlarından ayrılması esnasındaki yük değerleri, çekme testi sonucu oluşan grafiklerden *Microsoft Excel* programı yardımıyla hesaplanmıştır.

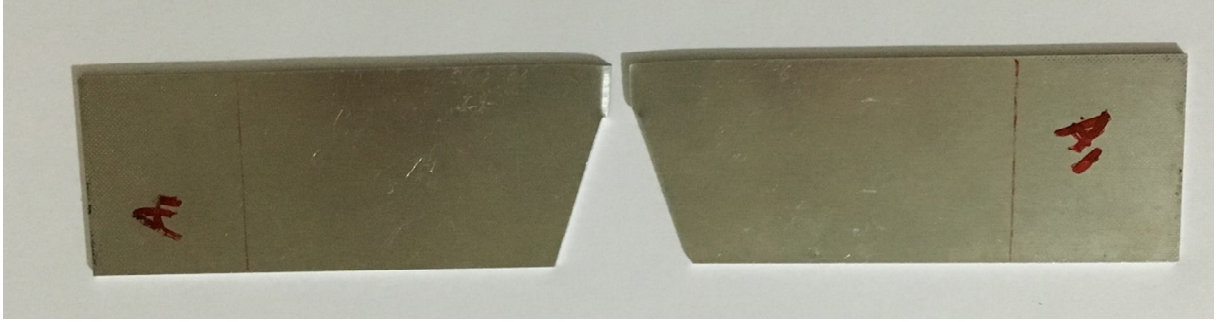
Kompozit yama ile tek taraflı ve çift taraflı olarak tamir edilen çentik boyut değişimine göre farklılaşan numuneler çekme testine tabi tutulmuştur. Çekme testi sonucunda yama ile tamir işlemi yapılan levhalar ile yamasız levhalar üzerinde oluşan hasarlar bu kısımda gösterilmektedir. Çekme testi sonucunda kompozit yama olan alanların tamir edilen Alüminyum levhadan elde edilen tipik yük-uzama eğrisi Şekil 7.25’de gösterilmiştir. Tek taraflı kompozit yama ve çift taraflı kompozit yama ile tamir edilen Alüminyum levhaların çekme testi cihazında çekme işleminden sonra hasar davranışları incelenmiştir. Kompozit yama bölgesi ve yapıştırıcı ile Alüminyum levha arasındaki ilişki değerlendirmesi yapılarak kompozit yamanın levhadan ayrılma olayının hangi yük değeri bölgesinde meydana geldiği gözlemlenmiştir. Çentik bölgesi eşkenar üçgen olduğundan tamir edilen yamalı levha alanı çekme doğrultusunda yönünde iki simetrik parça şeklinde A_1 bölgesi hasarı ve A_2 bölgesi üzerindeki hasarı şeklinde tanımlanmıştır (Şekil 7.25).

Çalışmada kullanılan tüm çentikli numunelerin yama durumlarına göre çekme yükü etkisi altındaki hasar davranışları Tablo 7.6’da gösterilmiştir. Şekil 7.25’te gösterilmiş olan bölgelere göre hesaplanan yük değerleri *Microsoft Excel* programında hesaplanarak oluşturulmuştur. Yama ve çentik boyutuna tipine göre farklılaşan numunelerin, çekme testi sonucunda yük değişimleri gösterilmiştir.

Tablo 7.6. Tüm çentikli numunelerin yamasız, tek tarafı yamalı, çift tarafı yamalı durumlarda çekme yükü etkisi altındaki yük değişim tepkilerinin kıyaslanması.

a (mm)	b (mm)	Tamir Tipi	Elastik Yük (N)	Alüminyum levha ile yama ara yüzeyinin ilk ayrılması A_1 Alanı (N)	Alüminyum levha ile yama ara yüzeyinin ikinci kez ayrılması A_2 Alanı (N)	Maksimum Yük (N)
30	20	Yamasız	1480	-	-	4178
30	20	Tek tarafı yamalı	2023	2541	2635	4499
30	20	Çift tarafı yamalı	5700	5882	5677	5882
20	30	Yamasız	2740	-	-	7114
20	30	Tek tarafı yamalı	2840	5068	5678	7343
20	30	Çift tarafı yamalı	4480	6208	6163	8263
20	20	Yamasız	2990	-	-	6907
20	20	Tek tarafı yamalı	4160	4496	4818	7696
20	20	Çift tarafı yamalı	6360	6677	6604	8605
20	10	Yamasız	3490	-	-	7227
20	10	Tek tarafı yamalı	4230	4609	5234	7674
20	10	Çift tarafı yamalı	6450	7230	8175	9185
10	20	Yamasız	4800	-	-	9939
10	20	Tek tarafı yamalı	4980	4782	9867	10130
10	20	Çift tarafı yamalı	7663	8201	8566	11042

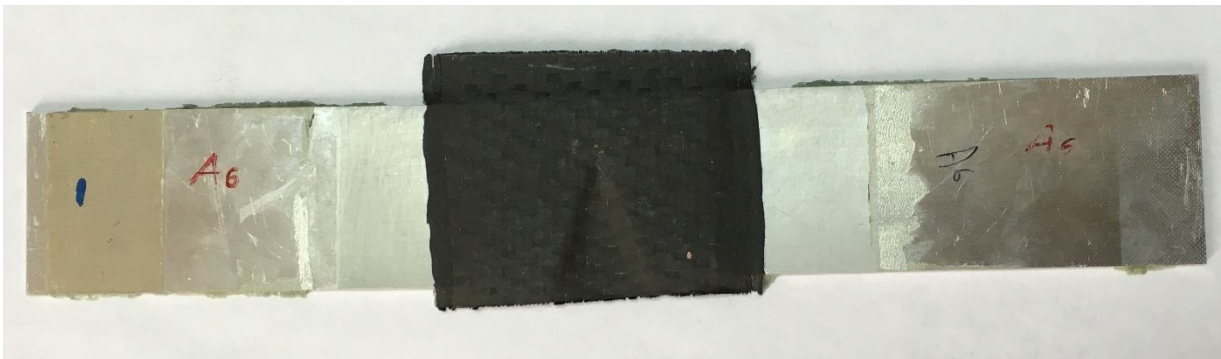
Çalışmada kullanılan tüm numunelerin çekme yükü altındaki hasarları incelenmiştir. Şekil 7.26'da yamasız levhaların, Şekil 7.27-28'de tek tarafı kompozit yamalı levhaların ve Şekil 7.29'da çift tarafı kompozit yama ile tamir edilmiş çentikli Alüminyum levhaların uğradıkları hasarlar gösterilmiştir.



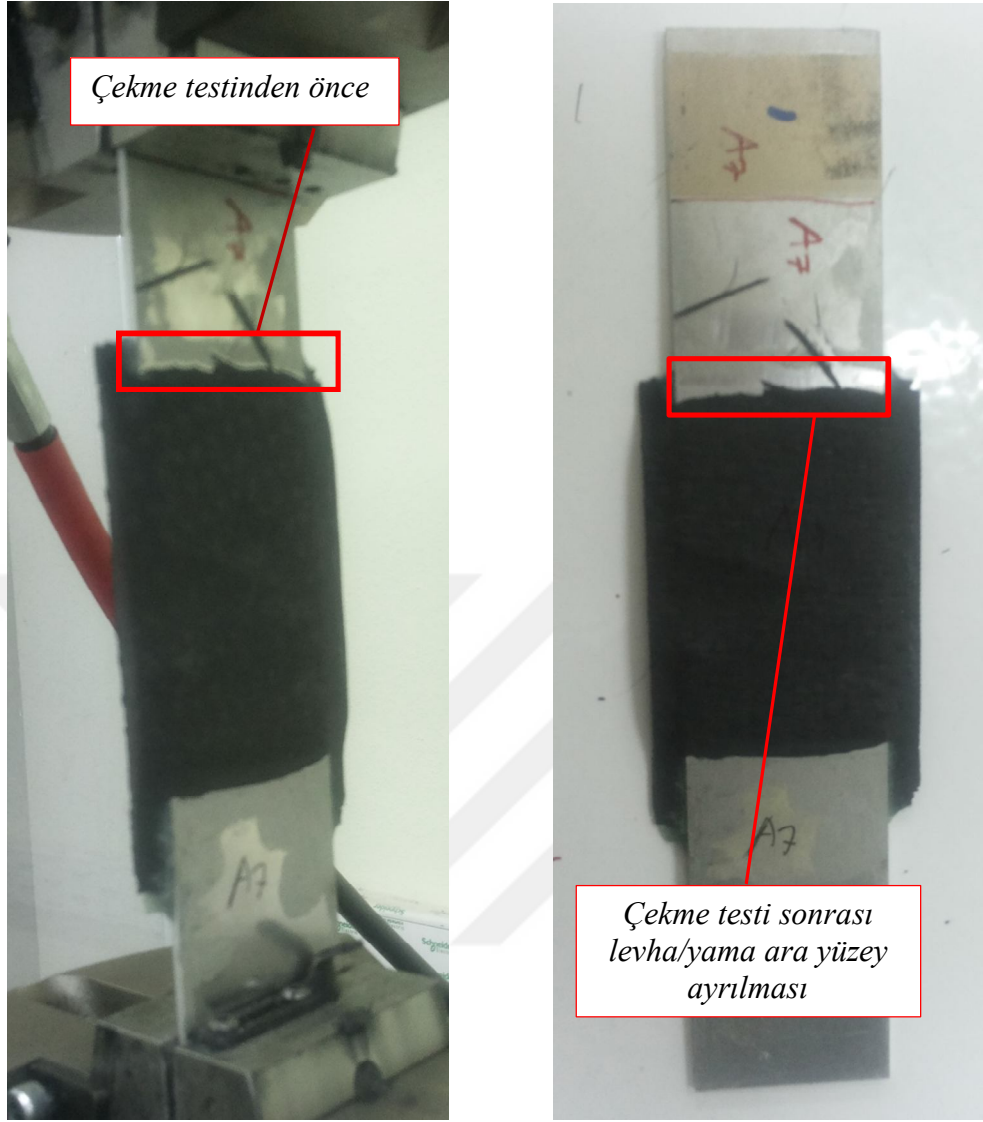
Şekil 7.26. Yamasız çentikli numunenin çekme testi hasar görünümü.



Şekil 7.27. Tek tarafı yamalı çentikli numunenin çekme testi sonucu oluşan hasarın önden gösterimi.



Şekil 7.28. Tek tarafı yamalı çentikli numunenin çekme testi sonucu oluşan hasarın arka tarafının gösterimi.



Şekil 7.29. Çift taraflı yamalı çentikli numunenin çekme testi sonucu oluşan hasar görünümü.

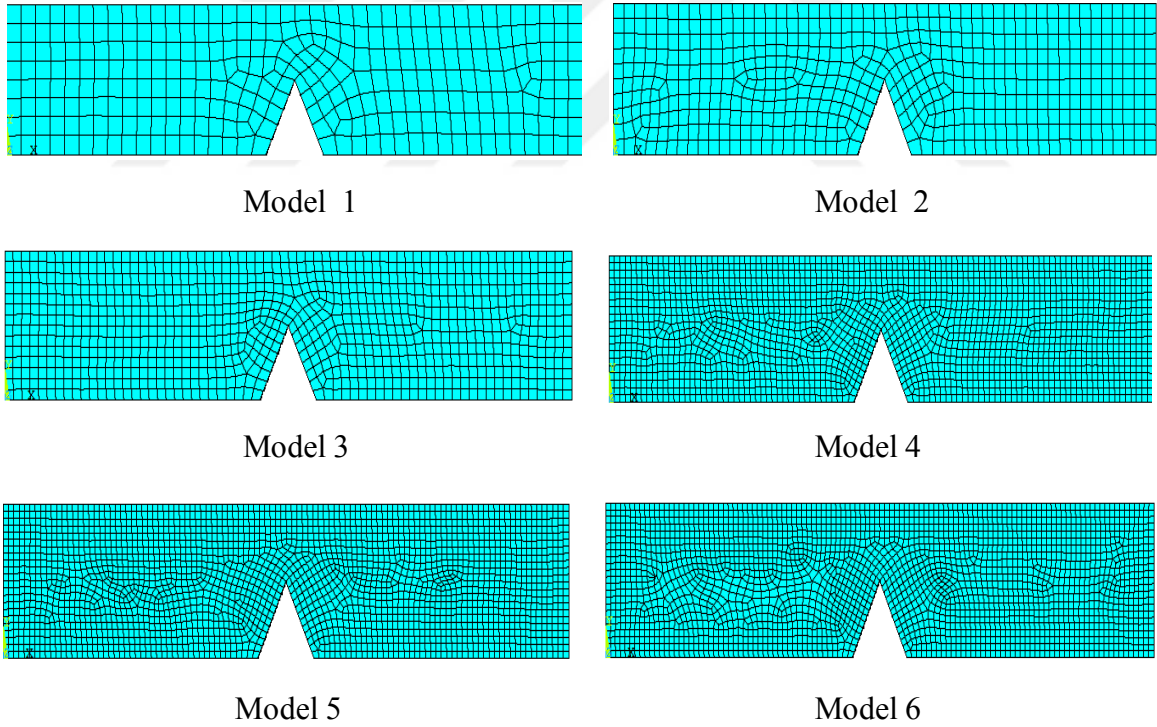
Çekme yükü altında yamasız çentikli numuneler Şekil 7.26’da gösterildiği gibi çentik açılan yerden kırılmaya başlayarak kopmuşlardır. Şekil 7.27-28’de tek taraflı yama yapılmış levhalar çekme yükü altındayken kompozit yama ile Alüminyum levha arasındaki yapıştırıcı koparak ayrılmış daha sonra ise yamadan ayrılan Alüminyum levha çentikli kısımdan kırılmaya başlayarak kopma işlemi gerçekleşmiştir. Şekil 7.29’da tamir işlemi çift taraflı olarak yapılan Alüminyum levhada hasar tek taraflıda olduğu gibidir. Öncelikle Alüminyum levhanın kompozit yamanın birleştiği alanlarda kopmalar olmuştur. Daha sonra çentik bölgesinden kırılma gerçekleşmiştir. Levha üzerinde oluşan kırılma hasarı görülmemekte ancak çok dikkatli bakıldığında levha/yama sıyrılması görülmektedir (Şekil 7.29).

8. SAYISAL SONUÇLAR

8.1. Alüminyum Levhaların Farklı Sonlu Elaman Sayılarının Belirlenmesi

Yamasız Alüminyum levhanın farklı elaman sayılarına göre *ANSYS* sonlu elamanlar paket programında analizi yapılarak düğüm sayıları hesaplanmıştır (Şekil 8.1). Sonlu elaman sayılarının değişimi incelenmeden önce; yamasız çentikli numune için oluşturulan modele göre Alüminyum levhanın Elastisite Modülü (E): 69000 MPa, Poisson Oranı (ν): 0.33 ve elaman tipi olarak *SOLID 186* değerleri *ANSYS*'de girildi [74]. Hazırlanan bu modele göre elde edilen toplam düğüm sayısı ve reaksiyon kuvvetleri *ANSYS*'de hesaplanarak Tablo 8.1'de gösterilmiştir.

Ayrıca elasto-plastik çözüm için Şekil 7.4'teki malzeme davranışı programa girilmiş, Tablo 7.3'teki mekanik özellikler dikkate alınmıştır.

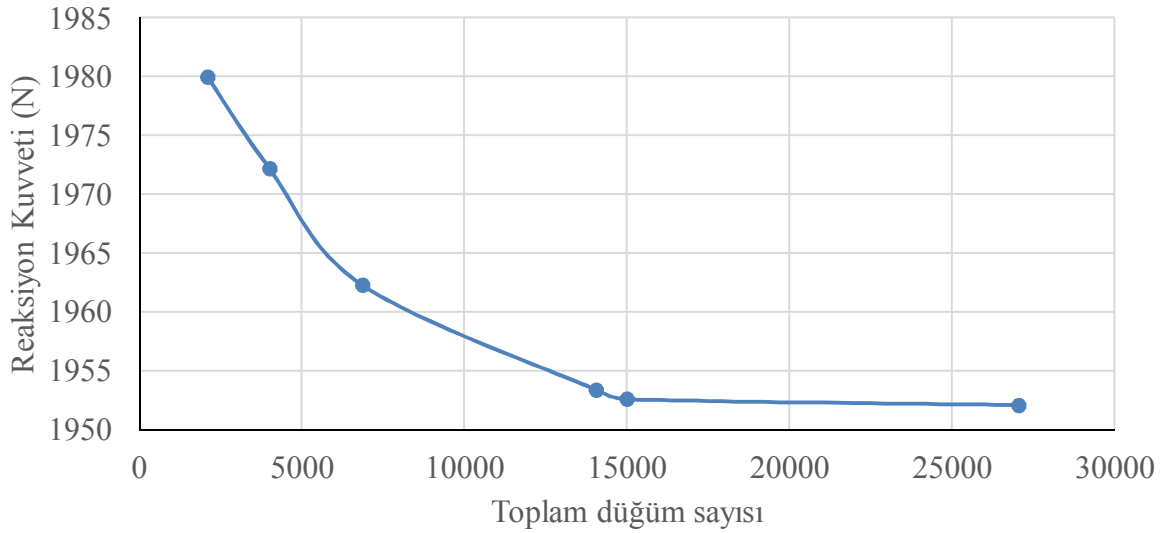


Şekil 8.1. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numunenin farklı sonlu elamanlar modeli.

Tablo 8.1'de gösterilen değerlerle oluşturulan Şekil 8.2'deki grafik yardımıyla sayısal sonuçlar için en uygun mesh seçimi yapılmıştır.

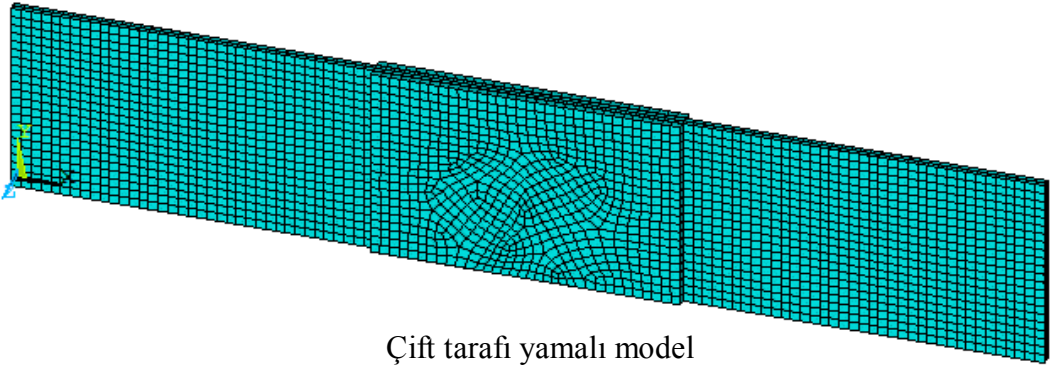
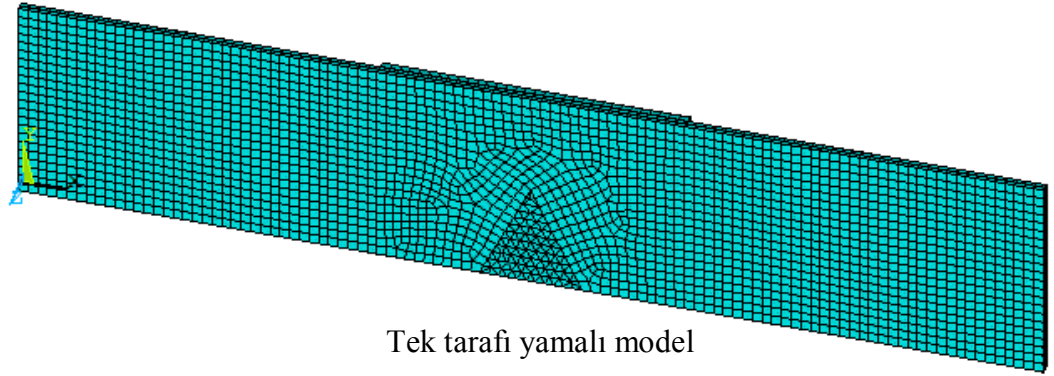
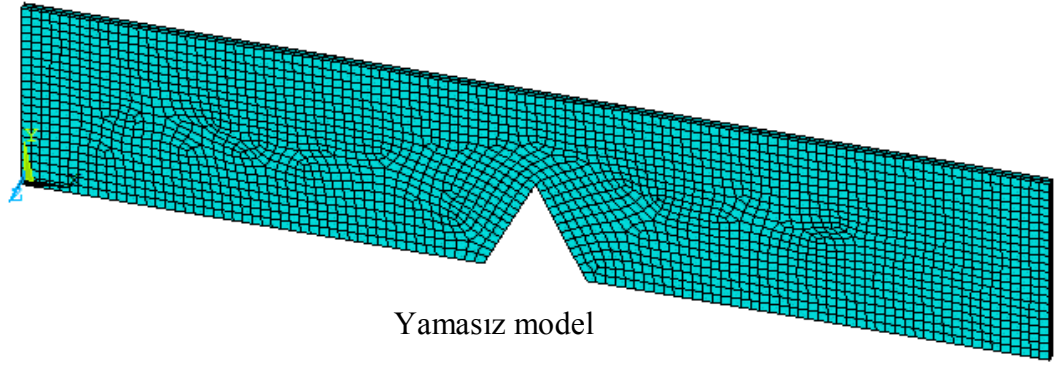
Tablo 8.1. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numune için düğüm sayısı ile reaksiyon kuvvetinin değişimi.

Model	Reaksiyon kuvveti (N)	Düğüm sayısı
1	1980	2088
2	1972.2	4005
3	1962.3	6852
3	1953.4	14050
4	1952.6	14982
6	1952.1	27204



Şekil 8.2. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numune için düğüm sayısı ile reaksiyon kuvvetinin değişimi.

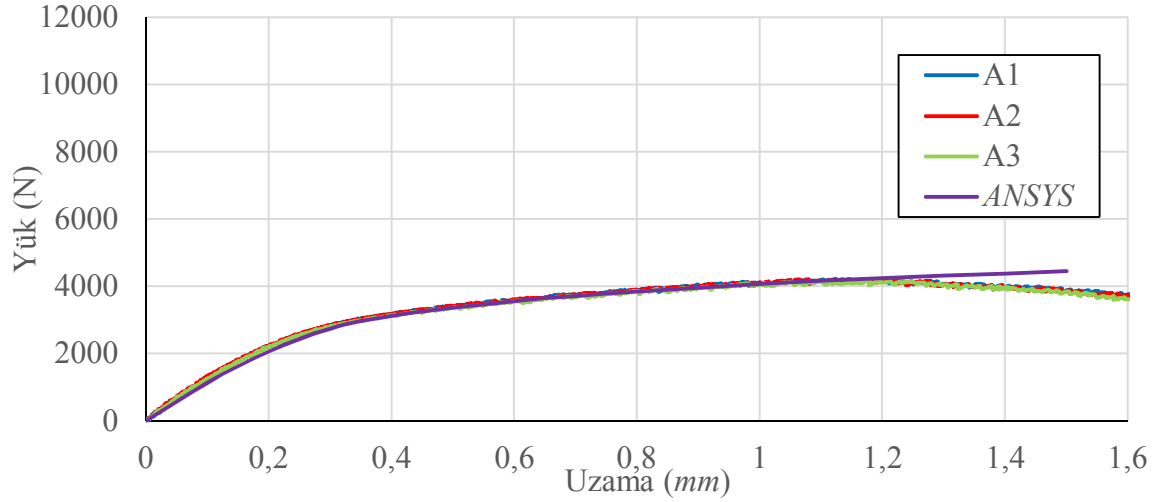
Şekil 8.2’de *ANSYS* sonlu elaman paket programında çözüm sonucu farklı mesh boyutlarına göre toplam düğüm sayısı ve reaksiyon kuvvetleri gösterilmiştir. Farklı elaman boyutlarına göre modellenen yamasız Alüminyum levhada boyut arttıkça düğüm sayısı artmaktadır. Grafikte reaksiyon kuvvetinin 1952.6 N olduğu değerde düğüm sayısı 15000’dir. Bu sonuçtan sonra reaksiyon kuvvetinin değişimi doğrusal olmaya doğru gittiğinden tüm sayısal çözümler için sonlu elaman modeli Model 5’e göre seçilmiştir. Şekil 8.3’de çentik boyu ve genişliği aynı olan; yamasız, tek tarafı ve çift tarafı yamalı Alüminyum levhanın model 5 için sonlu elaman model görselleri verilmiştir.



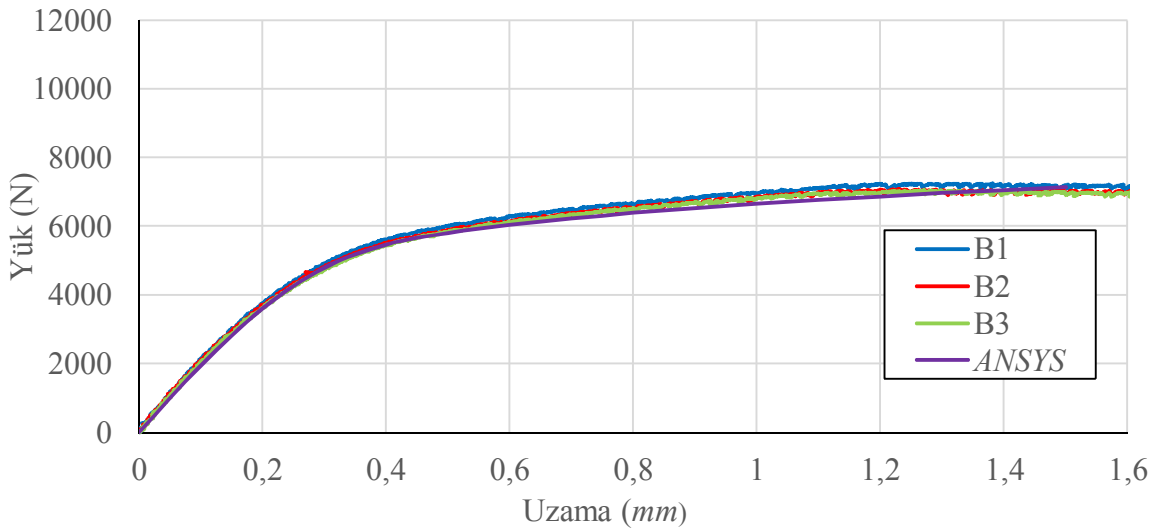
Şekil 8.3. Çentik boy ve genişliği aynı olan numunenin yama tipine göre sonlu elaman modelleri.

8.2. Yamasız Numunelerin Deneysel ve Sayısal Sonuçlarının Kıyaslanması

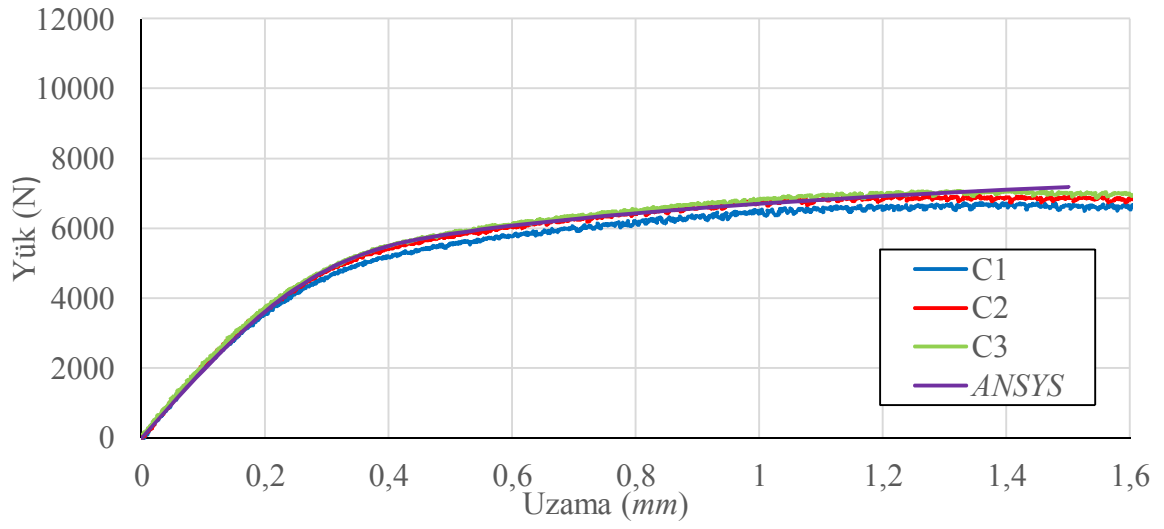
Yamasız çentikli Alüminyum levhaların analizleri için *ANSYS*'de yamasız bir levha modeli oluşturuldu. Bu modele göre Alüminyum levha için; Elastisite Modülü (E): 69000 MPa, Poisson Oranı (ν): 0.33 ve elaman tipi olarak *SOLID 186* değerleri *ANSYS*'de girildi. Hazırlanan modelinin çözümü için elasto plastik gerilme analizi yapılmıştır. Yapıştırıcı için, Elastisite Modülü (E): 2750 MPa, Poisson Oranı (ν): 0.3 değeri girilmiştir. Elasto plastik gerilme analizi için Alüminyum levhaya ait çekme deney sonuçlarından gerilme ve şekil değiştirme değerleri alınarak *ANSYS*'e girilmiştir. Çözüm analizleri $\Delta L=1.5 \text{ mm}$ uzama değeri aralığında çözümlenerek reaksiyon kuvvet değerleri hesaplanmış ve grafikler oluşturulmuştur (Şekil 8.4-8).



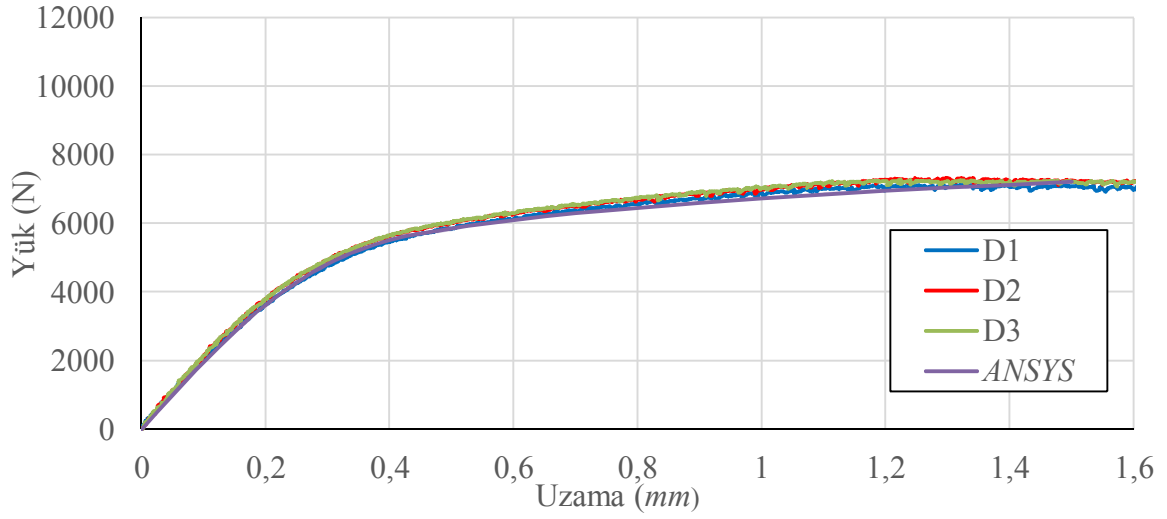
Şekil 8.4. $a=30 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ yamasız numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.



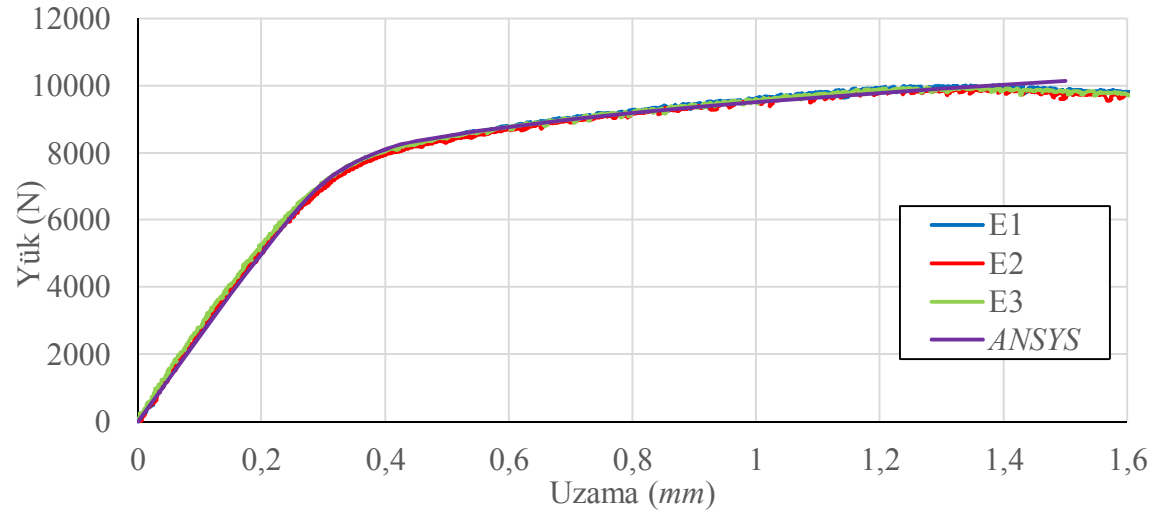
Şekil 8.5. $a=20 \text{ mm}$, $b=30 \text{ mm}$ yamasız numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.



Şekil 8.6. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.



Şekil 8.7. $a=20\text{ mm}$, $b=10\text{ mm}$ yamasız numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.

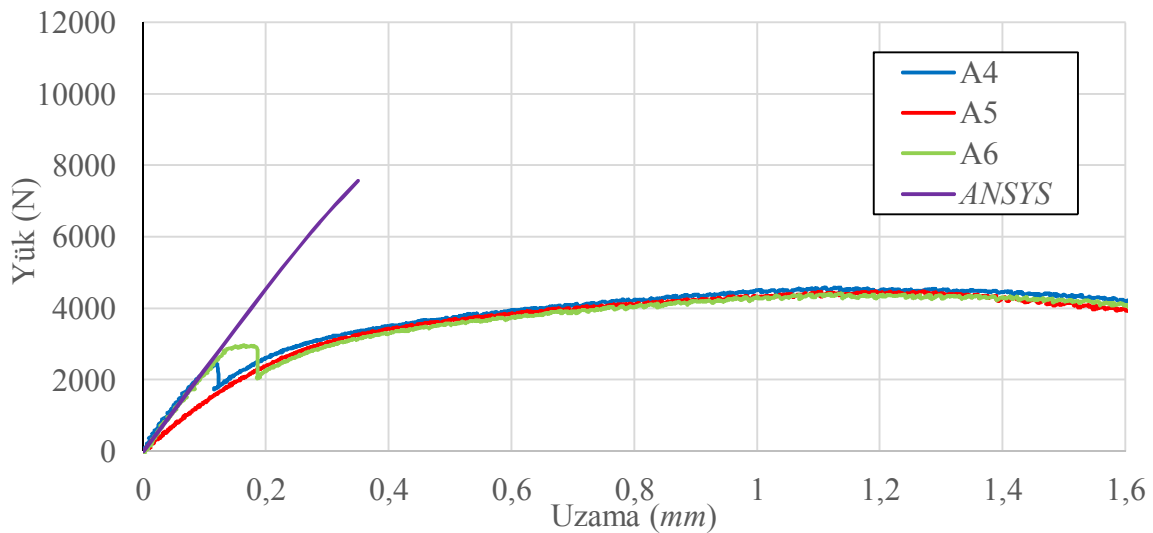


Şekil 8.8. $a=10\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.

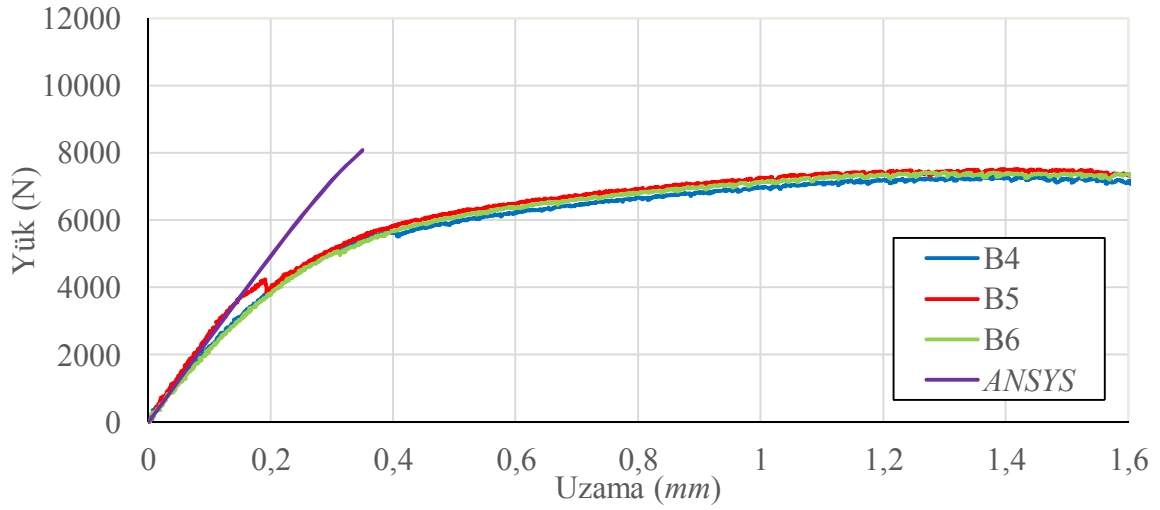
Çalışmada kullanılan yamasız çentikli Alüminyum levhalardan oluşan beş numune tipi çekme testine tabi tutulmuştur. Her bir numune tipinden üç adet numuneye çekme testi uygulanarak çekme testi sonuçları alınmıştır. Test edilen yük-uzama değerleri, *ANSYS* sonlu elamanlar analiziyle gerçek modele göre oluşturulan sanal numune tiplerinin çözümündeki yük uzama değerleriyle kıyaslanmıştır. Grafikler incelendiğinde deneysel ve sayısal sonuçların paralellik gösterdiği açık bir şekilde Şekil 8.4-8'de görülmektedir.

8.3. Tek Taraflı Yamalı Numunelerin Deneysel ve Sayısal Sonuçlarının Kıyaslanması

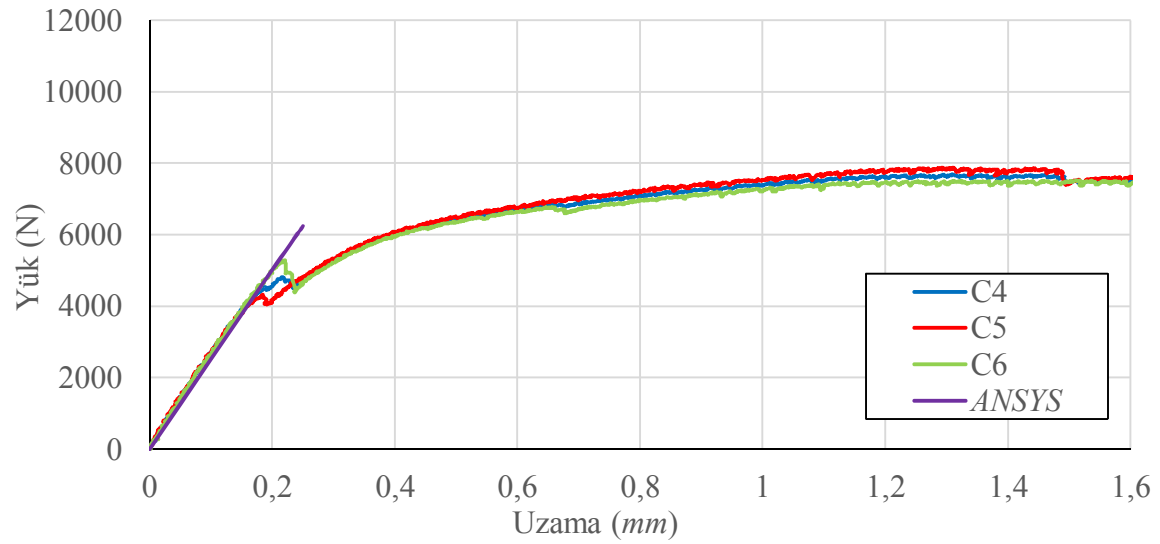
Tek taraflı yama analizleri için *ANSYS*'de tek taraflı kompozit yama yapılmış bir Alüminyum levha modeli oluşturuldu. Bu modele göre Alüminyum levha için; Elastisite Modülü (E): 69000 MPa, Poisson Oranı (ν): 0.33 ve elaman tipi olarak *SOLID 186* değerleri *ANSYS*'de girildi. Hazırlanan modelinin çözümü için *Elasto Plastik Gerilme Analizi* yapılmıştır. Yapıştırıcı için, Elastisite Modülü (E): 2750 MPa, Poisson Oranı (ν): 0.3 değeri girilmiştir. Kompozit yama için tüm yönlerde; Elastisite Modülü (E): 74800 MPa, Poisson Oranı (ν): 0.24 değeri girilmiştir. Elasto plastik gerilme analizi için Alüminyum levhaya ait çekme deney sonuçlarından gerilme ve şekil değiştirme değerleri alınarak *ANSYS*'e girilmiştir. Çözüm analizleri $\Delta L=0.5 \text{ mm}$ uzama değeri aralığında çözümlenerek reaksiyon kuvvet değerleri hesaplanmış ve grafikler oluşturulmuştur.



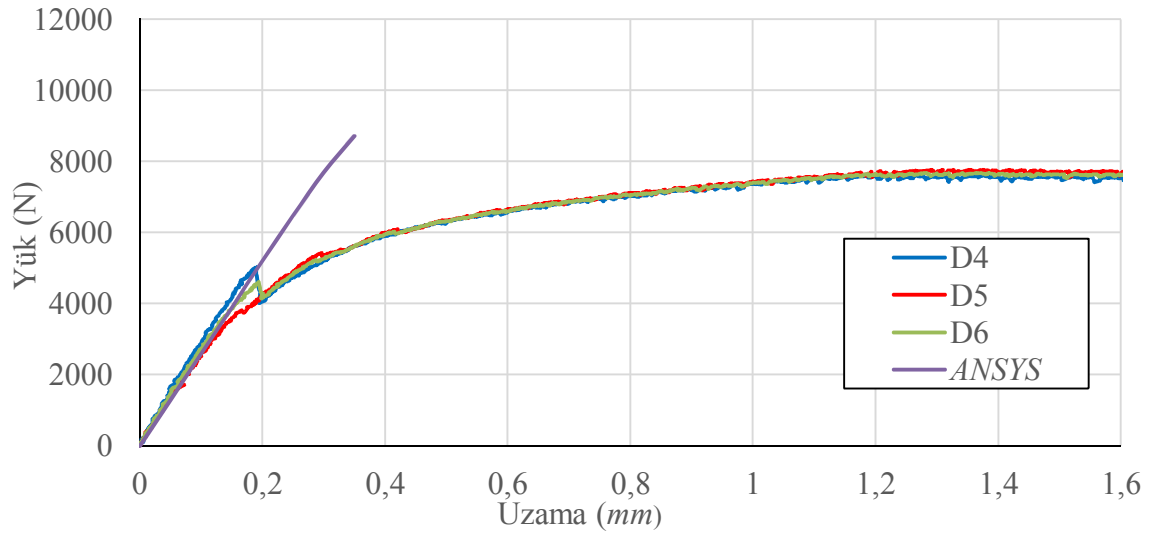
Şekil 8.9. $a=30 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ tek taraflı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.



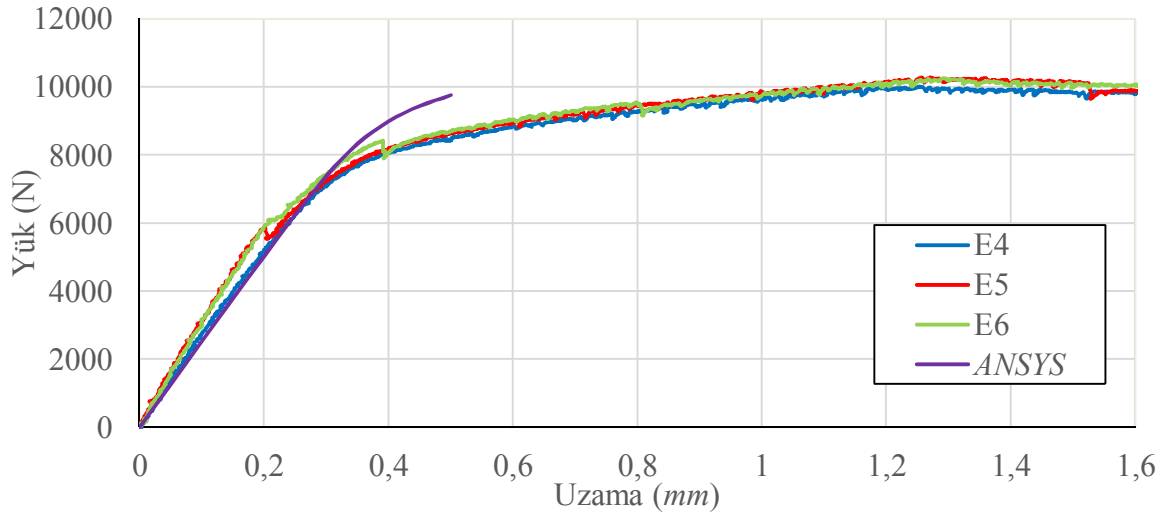
Şekil 8.10. $a=20\text{ mm}$, $b=30\text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.



Şekil 8.11. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.



Şekil 8.12. $a=20\text{ mm}$, $b=10\text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.

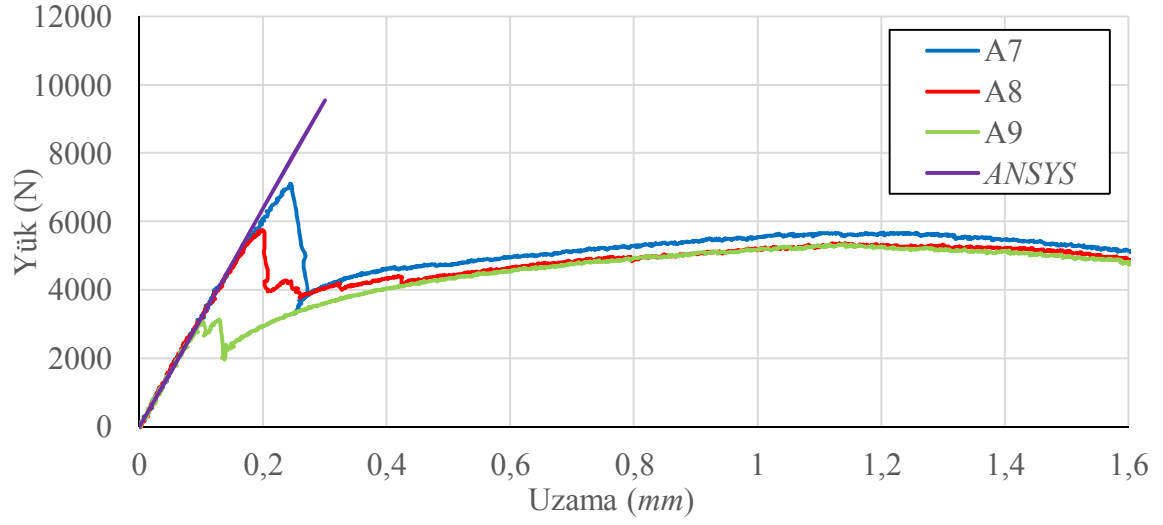


Şekil 8.13. $a=10\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ tek taraflı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.

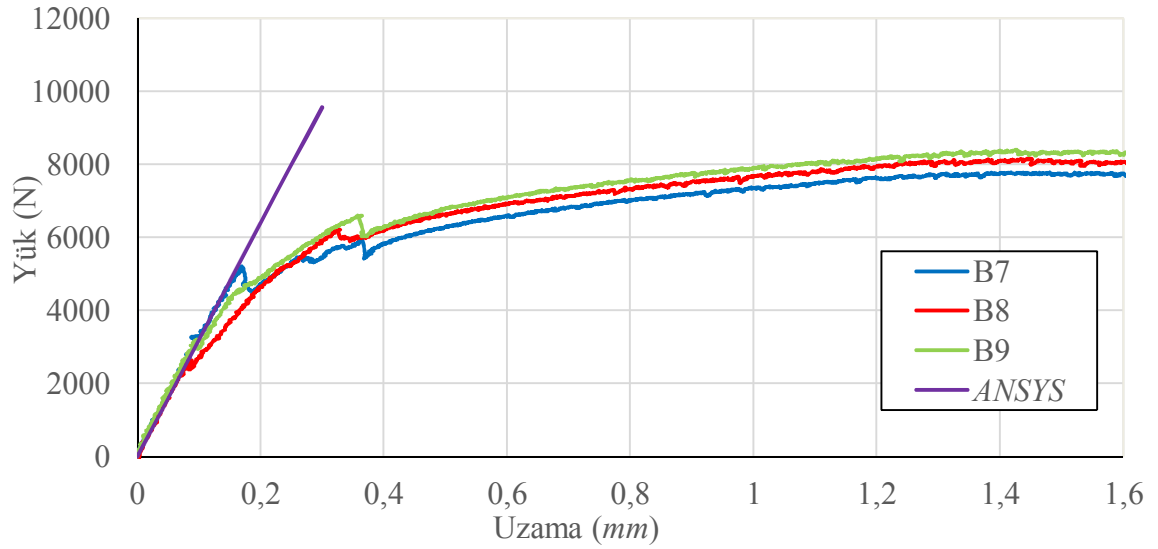
Çalışmada kullanılan tek taraflı kompozit yama ile tamir edilen beş numune tipi çekme testine tabi tutulmuştur. Her bir numune tipinden üç adet numuneye çekme testi uygulanarak çekme testi sonuçları alınmıştır. Test edilen yük-uzama değerleri, *ANSYS* sonlu elamanlar analiziyle gerçek modele göre oluşturulan sayısal modellerin çözümündeki yük uzama değerleriyle kıyaslanmıştır. Grafikler incelendiğinde deneysel ve sayısal sonuçların uyumlu olduğu görülmektedir. Şekil 8.9-13'deki grafikler incelendiğinde numunelerin akma noktalarının çakıştığı net bir biçimde görülmektedir.

8.7. Çift Taraflı Yamalı Numunelerin Deneysel ve Sayısal Sonuçlarının Kıyaslanması

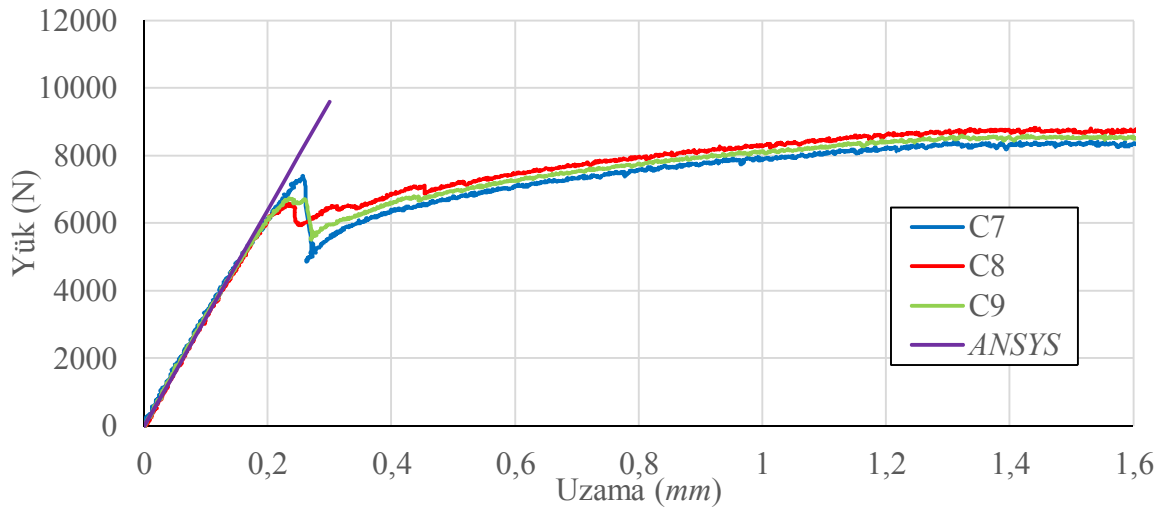
Çift taraflı yama analizleri için *ANSYS*'de çift taraflı kompozit yama yapılmış bir Alüminyum levha modeli oluşturuldu. Bu modele göre Alüminyum levha için; Elastisite Modülü (E): 69000 MPa, Poisson Oranı (ν): 0.33 ve elaman tipi olarak *SOLID 186* değerleri *ANSYS*'de girildi. Hazırlanan modelinin çözümü için elasto plastik gerilme analizi yapılmıştır. Yapıştırıcı için, Elastisite Modülü (E): 2750 MPa, Poisson Oranı (ν): 0.3 değeri girilmiştir. Kompozit yama için tüm yönlerde; Elastisite Modülü (E): 74800 MPa, Poisson Oranı (ν): 0.24 değeri girilmiştir. Elasto plastik gerilme analizi için Alüminyum levhaya ait çekme deney sonuçlarından gerilme ve şekil değiştirme değerleri alınarak *ANSYS*'e girilmiştir. Çözüm analizleri $\Delta L=0.5\text{ mm}$ uzama değeri aralığında çözümlenerek reaksiyon kuvvet değerleri hesaplanmış ve grafikler oluşturulmuştur (Şekil 8.14-18).



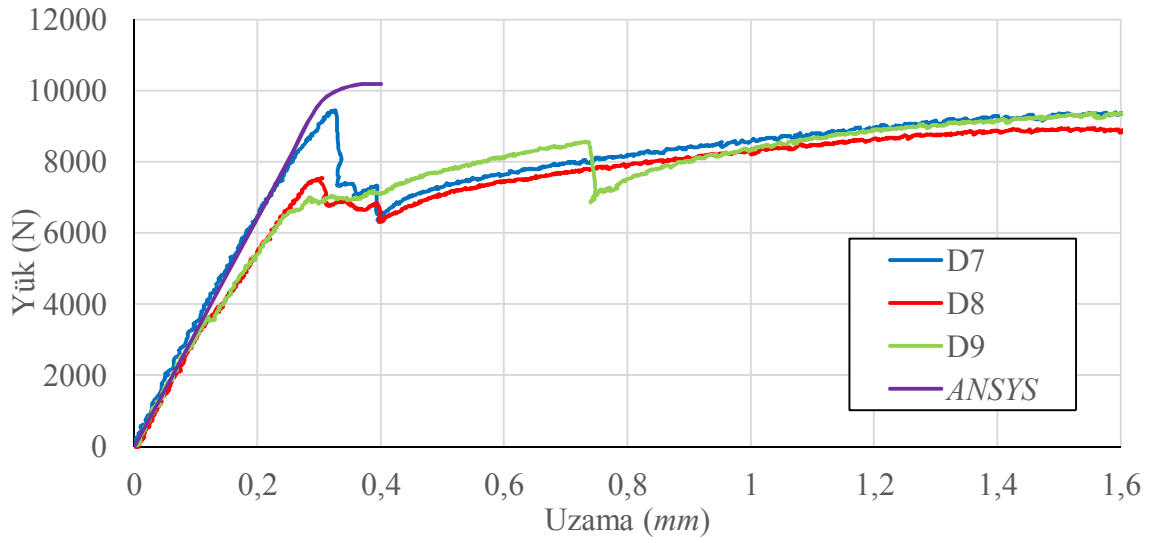
Şekil 8.14. $a=30\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.



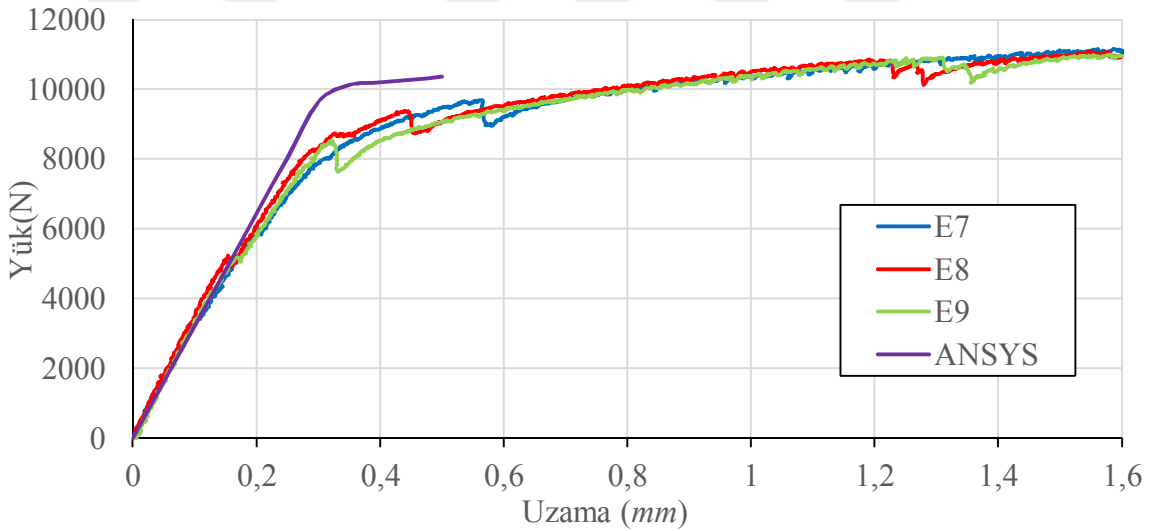
Şekil 8.15. $a=20\text{ mm}$, $b=30\text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.



Şekil 8.16. $a=20\text{ mm}$, $b=30\text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.



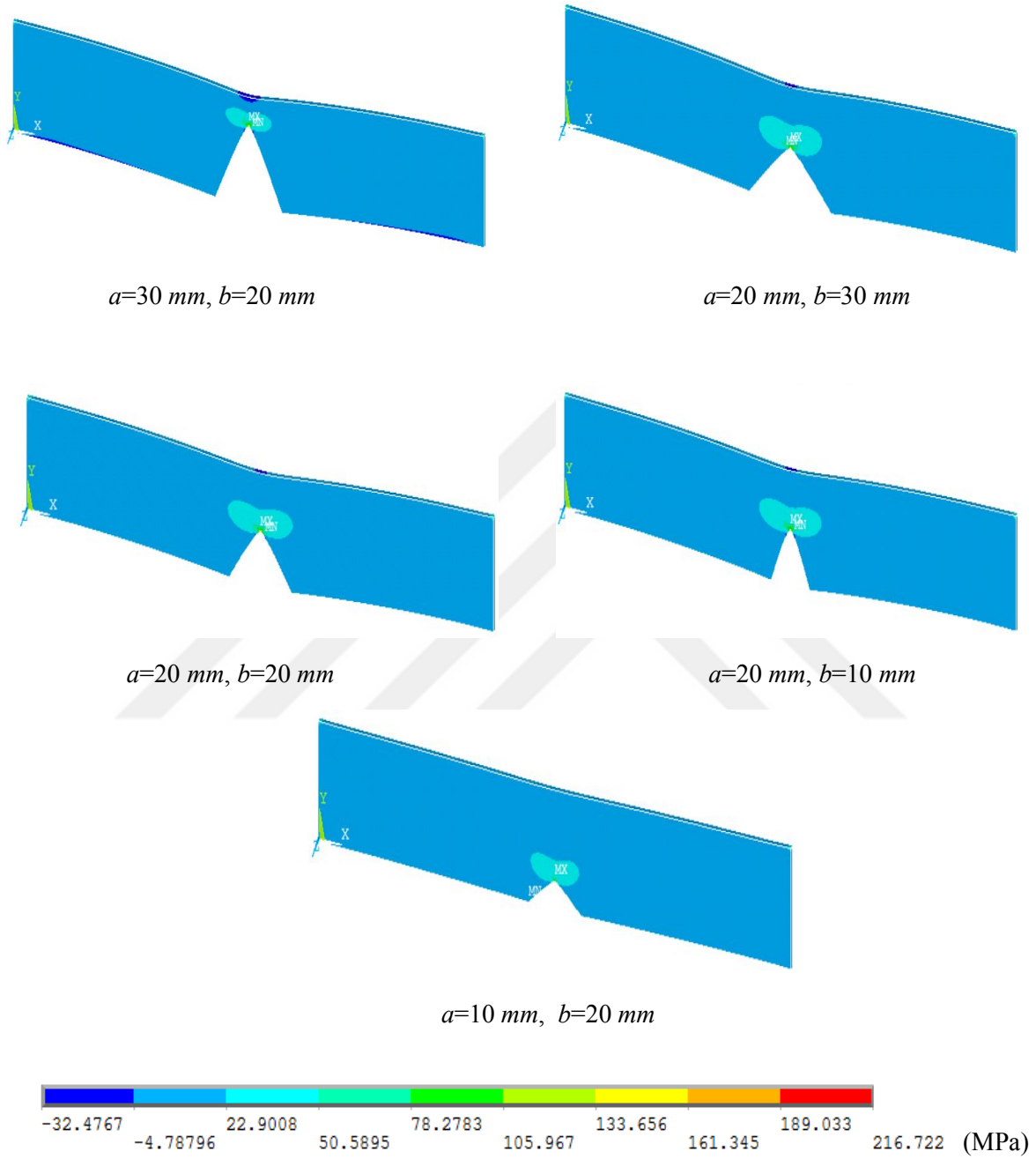
Şekil 8.17. $a=20\text{ mm}$, $b=10\text{ mm}$ çift taraflı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.



Şekil 8.18. $a=10\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ çift taraflı yamalı numunelerin deneysel ve sayısal sonuçları.

Çalışmada kullanılan çift taraflı kompozit yama ile tamir edilen beş numune tipi çekme testine tabi tutulmuştur. Her bir numune tipinden üç adet numuneye çekme testi uygulanarak çekme testi sonuçları alınmıştır. Test edilen yük-uzama değerleri, *ANSYS* sonlu elamanlar analiziyle gerçek modele göre oluşturulan sanal numune tiplerinin çözümündeki yük uzama değerleriyle kıyaslanmıştır. Grafikler incelendiğinde deneysel ve sayısal sonuçların birbirleriyle uyduğu görülmüştür. Şekil 8.14-18'deki grafikler incelendiğinde sonuçların kopma noktasına kadar çakıştığı net bir biçimde görülmektedir.

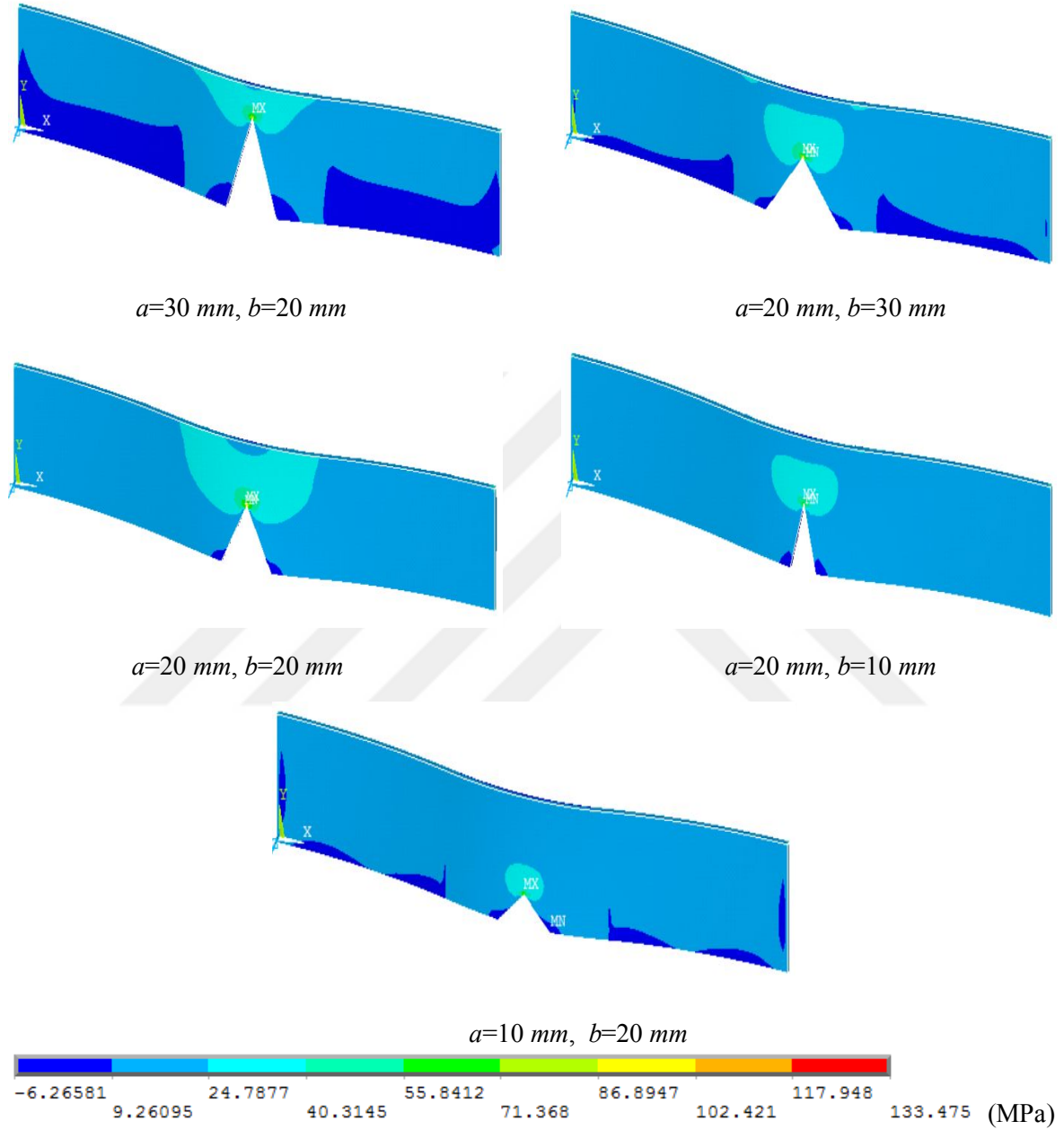
8.8. Yamasız Numunelerin Gerilme Analizleri



Şekil 8.19. $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ için yamasız numunelerin Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.

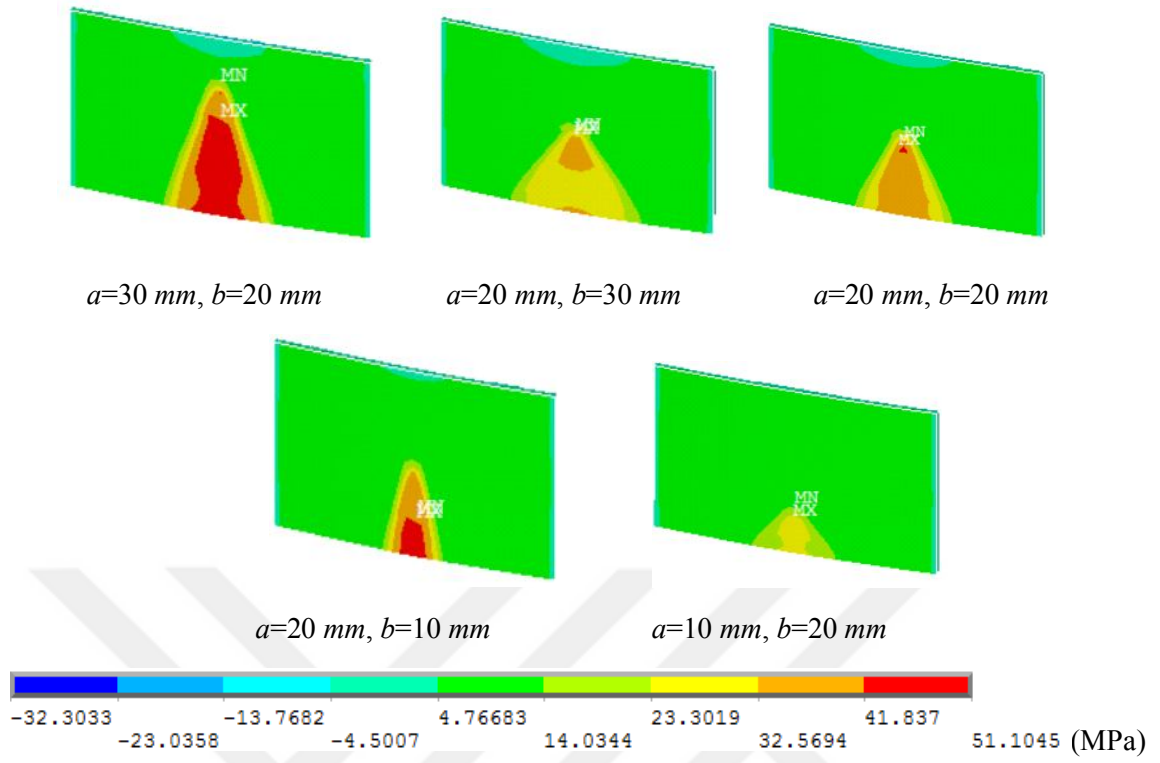
Şekil 8.19’da $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ değerine göre analizi yapılan yamasız numunelerin Alüminyum levha bölgeleri üzerine etkiyen σ normal gerilme dağılımları gösterilmiştir. Tüm numunelerin gerilme dağılımı aynı maksimum ve minimum gerilme aralığında çizilmiştir.

8.9. Tek Taraflı Kompozit Yama ile Tamir Edilen Numunelerin Gerilme Analizleri

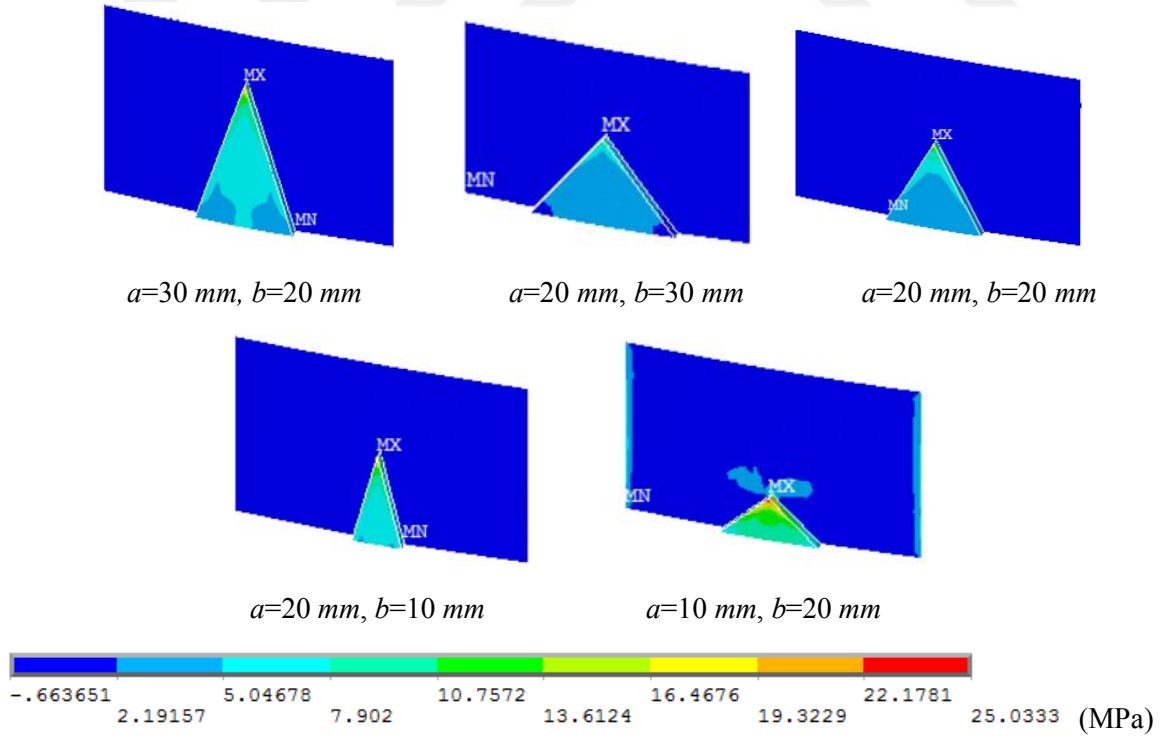


Şekil 8.20. $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ için tek taraflı yamalı numunelerin Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.

Şekil 8.20 incelendiğinde $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ değerine göre analizi yapılan tek taraflı yamalı numunelerin Alüminyum levha bölgeleri üzerine etkiyen çekme yönündeki σ gerilme dağılımları gösterilmiştir. Tüm numunelerin gerilme dağılımı, aynı maksimum ve minimum gerilme aralığında yapılmıştır. Şekil 8.21’de kompozit bölgesi üzerinde, Şekil 8.22’de yapıştırıcı üzerinde oluşan gerilme dağılımları gösterilmiştir.

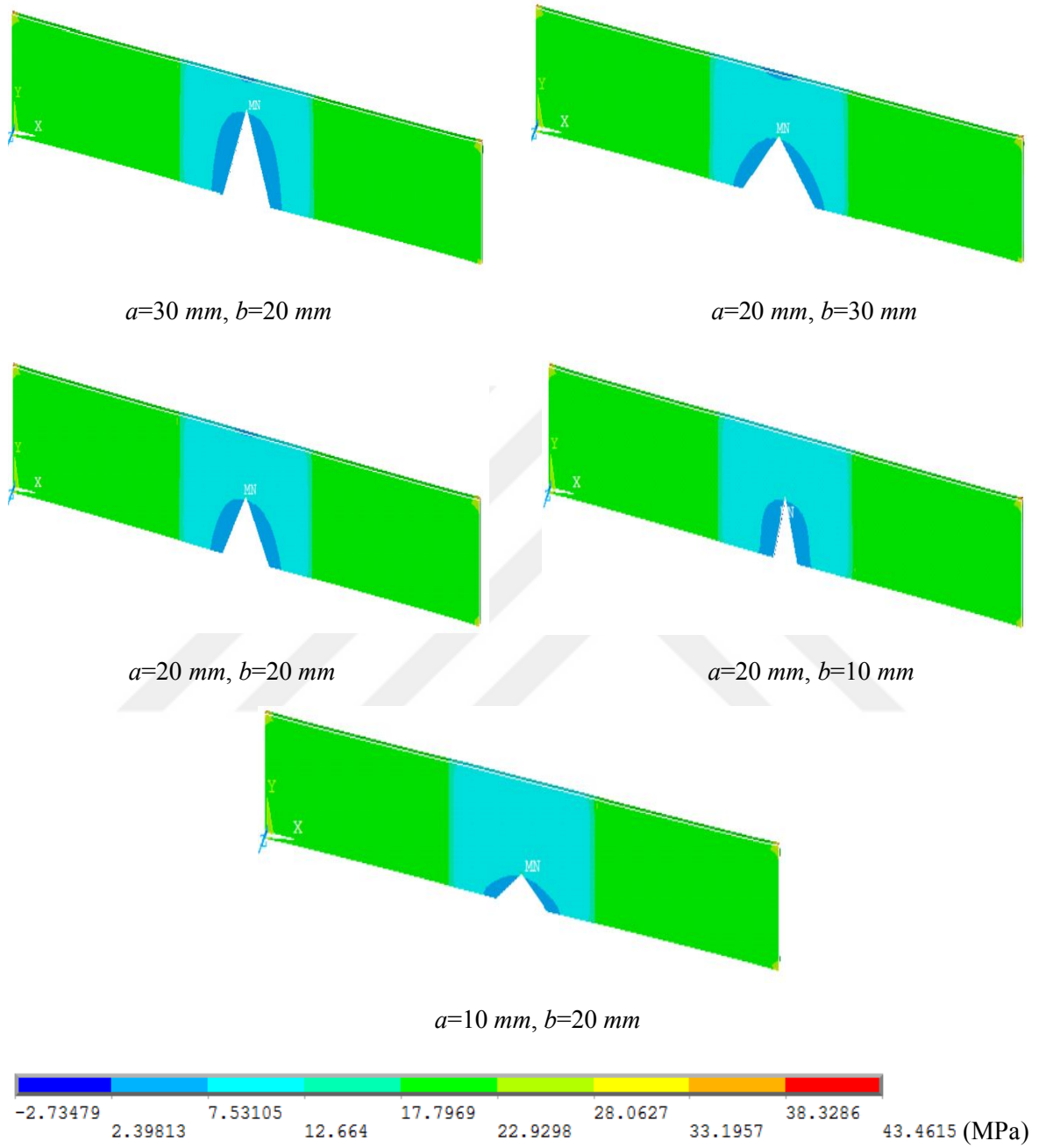


Şekil 8.21. $\Delta L=0.05\text{ mm}$ için tek tarafı yamalı numunelerin kompozit yama üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.



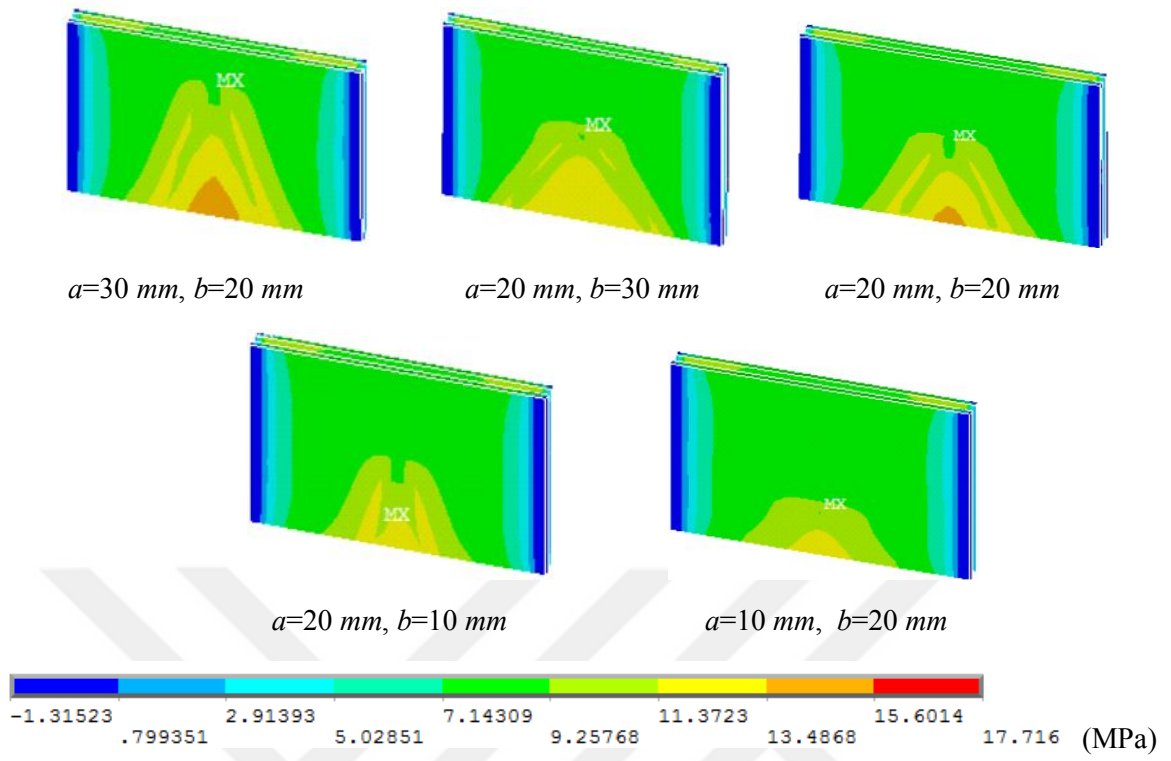
Şekil 8.22. $\Delta L=0.05\text{ mm}$ için tek tarafı yamalı numunelerin yapıştırıcı üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.

8.7. Çift Taraflı Kompozit Yama ile Tamir Edilen Numunelerin Gerilme Analizleri

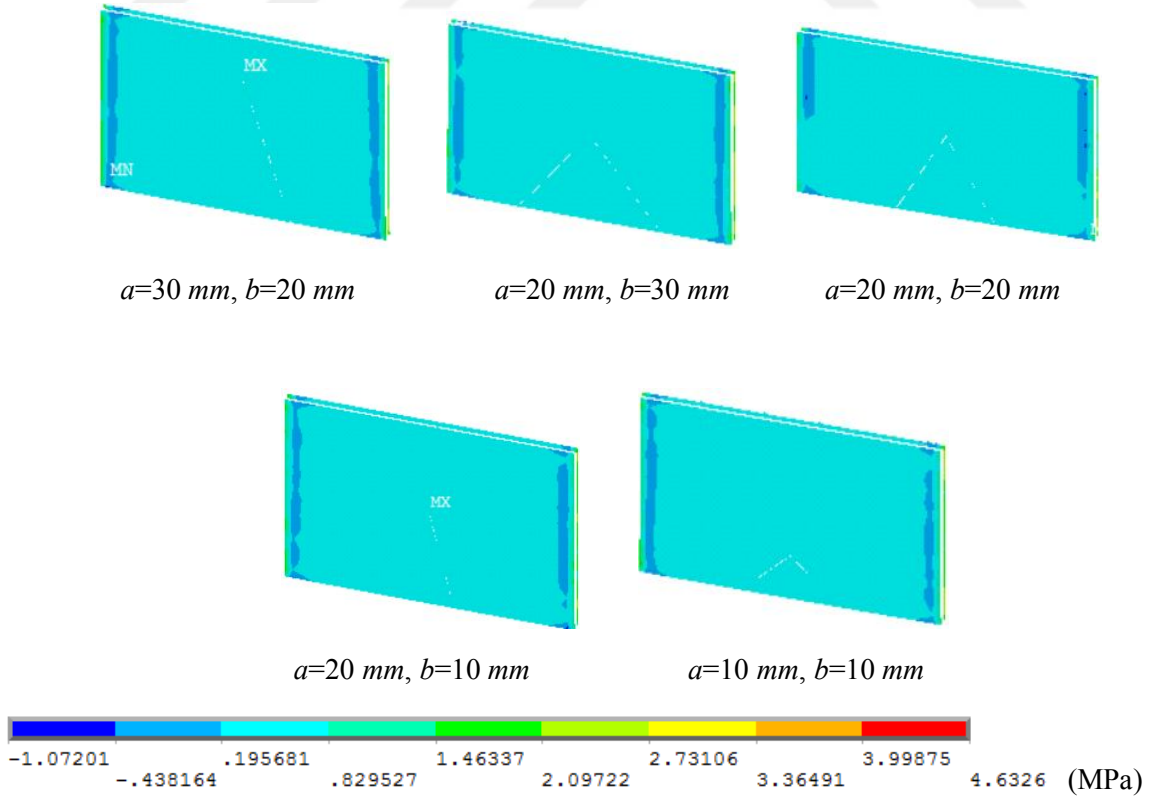


Şekil 8.23. $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ için çift taraflı yamalı numunelerin Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.

Şekil 8.23'deki şekillerde $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ değerine göre analizi yapılan çift taraflı yamalı numunelerin Alüminyum levha bölgesi üzerine etkileyen gerilme dağılımları gösterilmiştir. Şekil 8.24'de kompozit bölgesi üzerinde, Şekil 8.25'de yapıştırıcı bölgesinde tüm numunelerin gerilme altındaki davranışları gösterilmiştir.

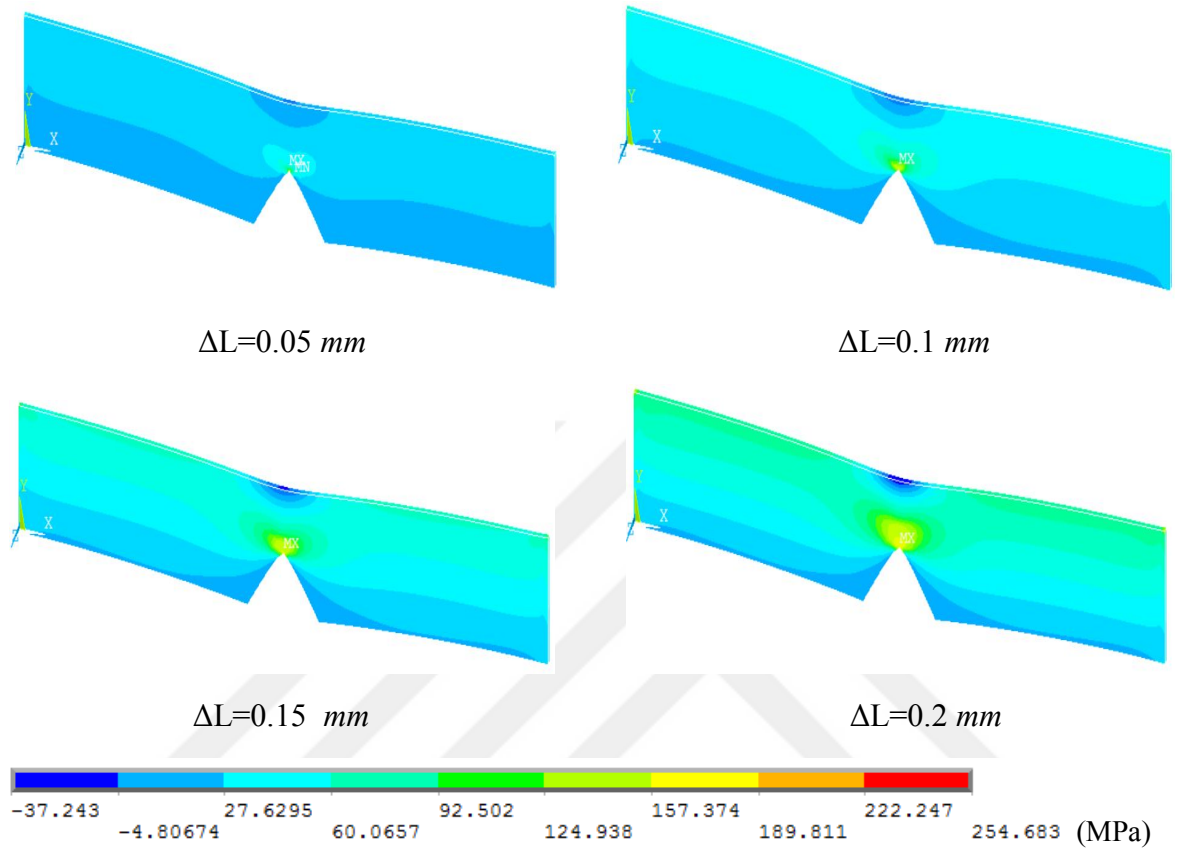


Şekil 8.24. $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ için çift tarafı yamalı numunelerin kompozit yama üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.



Şekil 8.25. $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ için çift tarafı yamalı numunelerin yapıştırıcı üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.

8.8. Çentik Boyu ve Genişliği Aynı Olan Yamasız Numunenin Gerilme Analizi

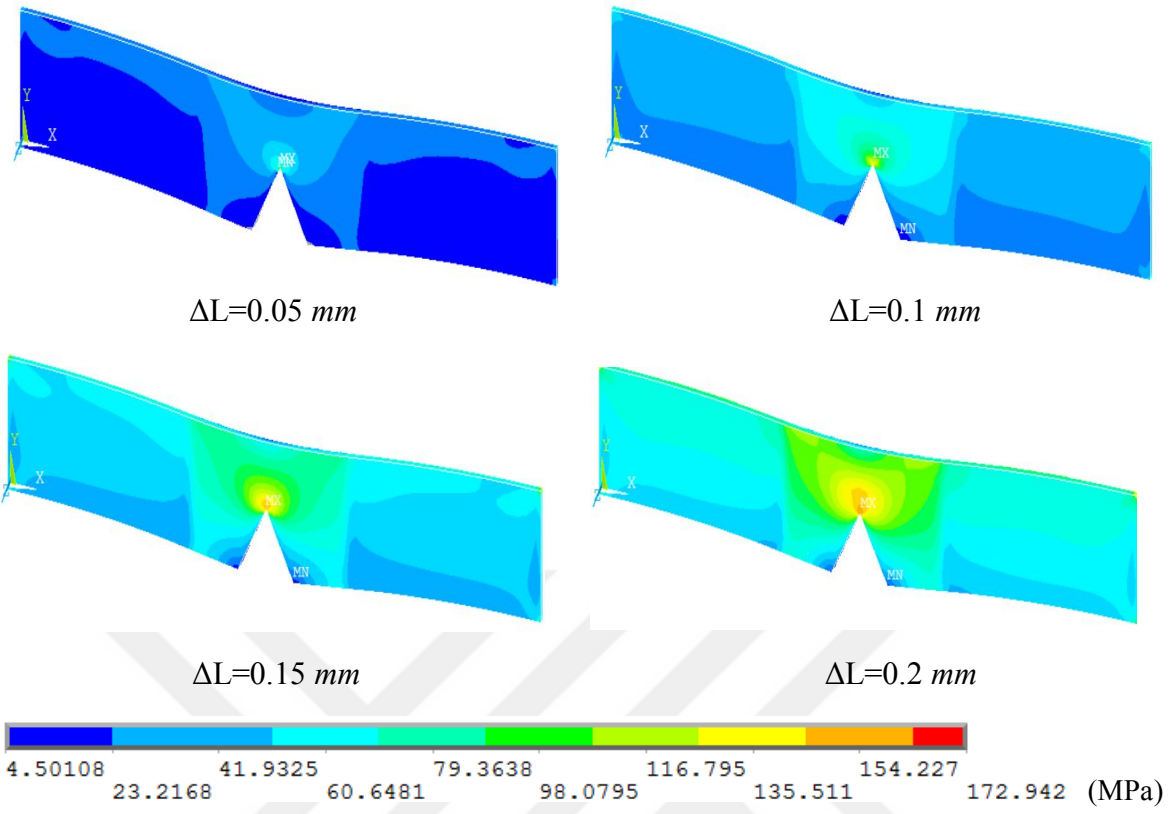


Şekil 8.26. $a=20\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ yamasız numunenin ΔL değişimine göre Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.

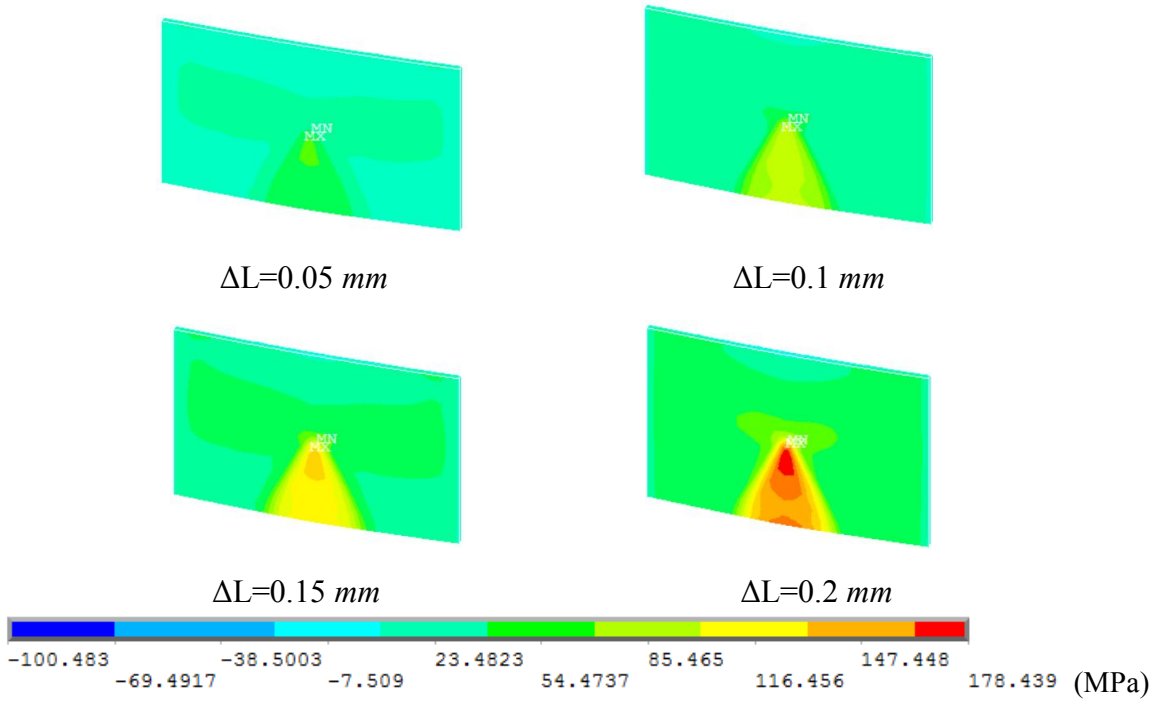
Şekil 8.26’da çentik boyu ve çentik genişliğinin aynı olan numunenin ΔL uzama miktarı değişimine göre Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu gerilme dağılımları gösterilmektedir. Uzama miktarının artması gerilme değerinin daha yüksek değerlere gelmesine neden olduğu sonucu çıkarılabilmektedir.

8.9. Çentik Boyu ve Genişliği Aynı Olan Tek Tarafı Yamalı Numunelerin Gerilme Analizi

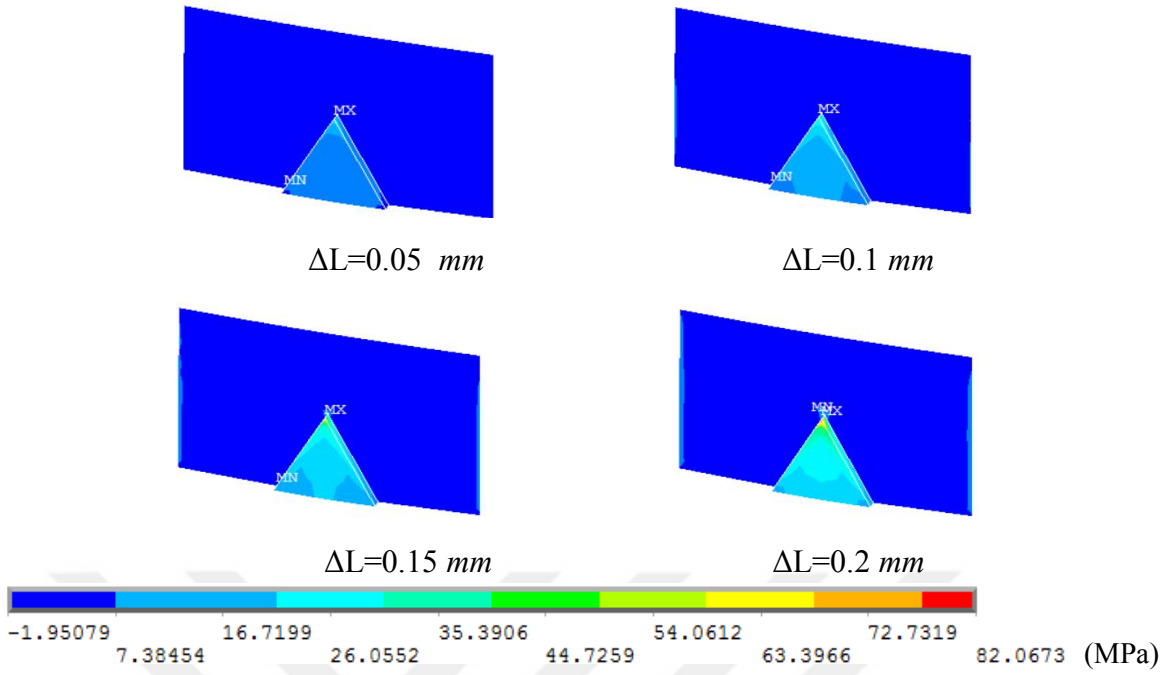
Şekil 8.27-29’daki görseller incelendiğinde çentik boyu ve çentik genişliğinin aynı olduğu tek tarafı yamalı numunenin ΔL uzama miktarı değişimine göre Alüminyum levha, kompozit yama bölgesi ve yapıştırıcı üzerinde oluşan gerilme dağılımları gösterilmektedir. Uzama miktarının artması gerilme değerinin daha yüksek değerlere gelmesine neden olduğu görülmektedir.



Şekil 8.27. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.

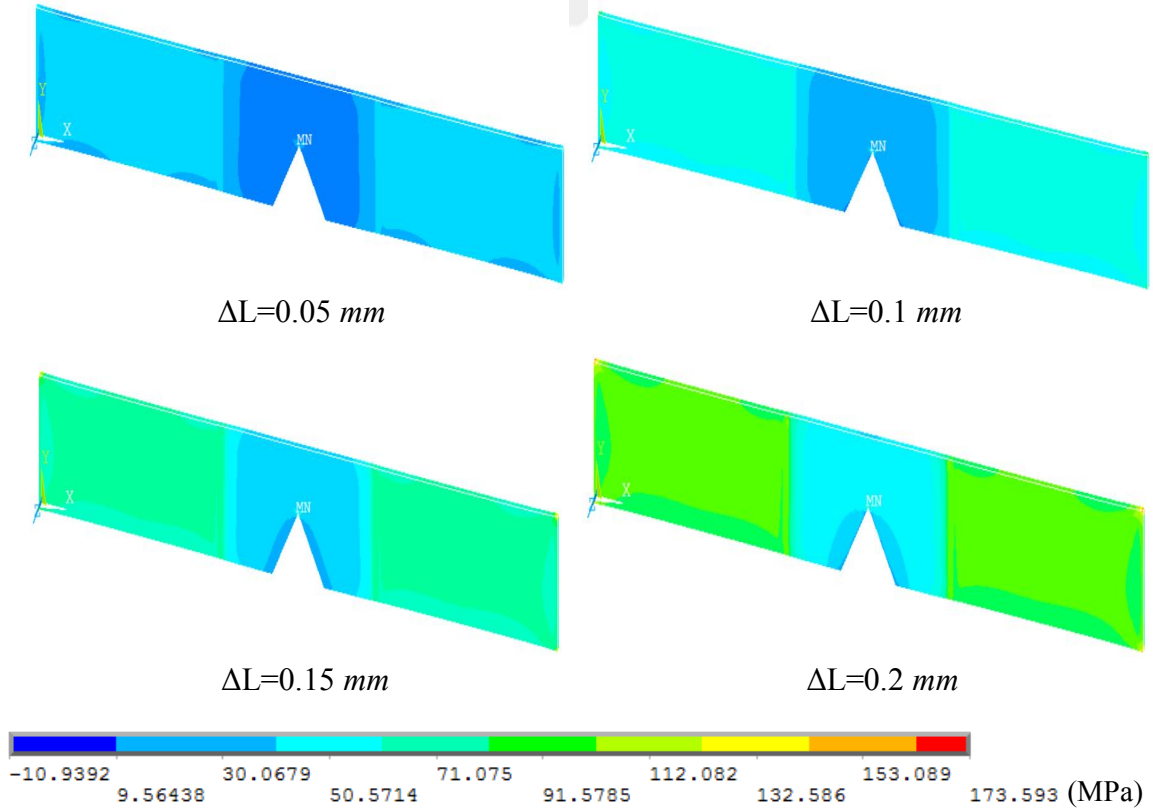


Şekil 8.28. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre kompozit yama üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.

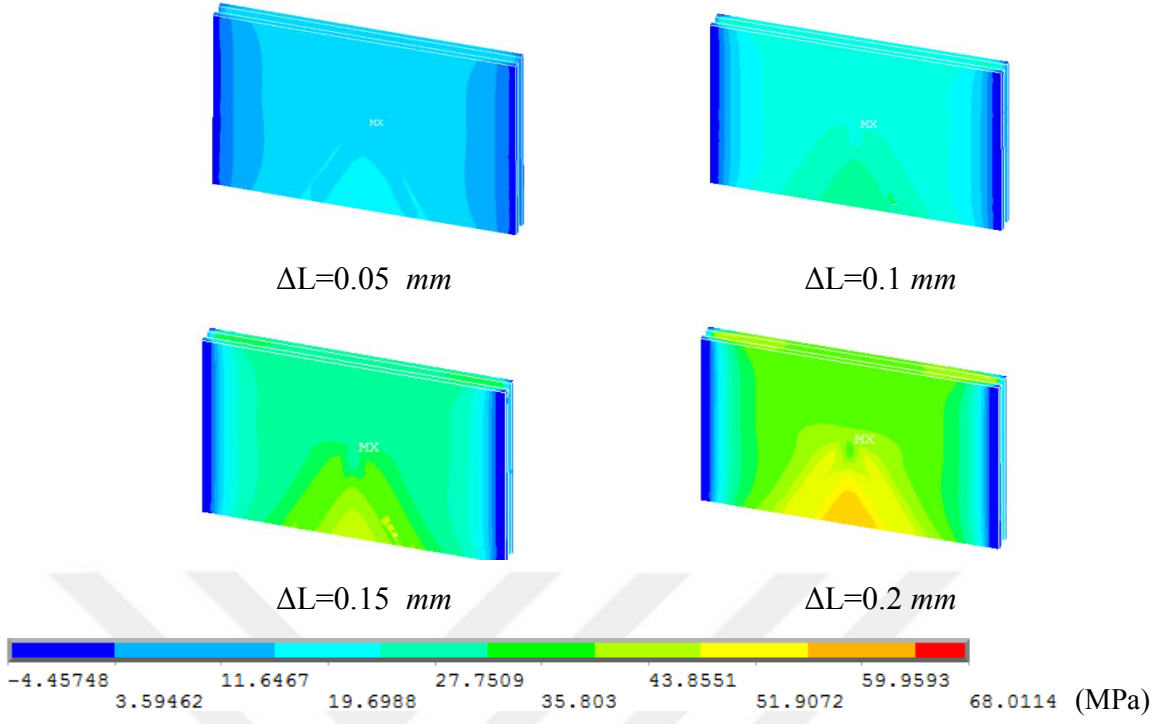


Şekil 8.29. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ tek tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre yapıştırıcı üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.

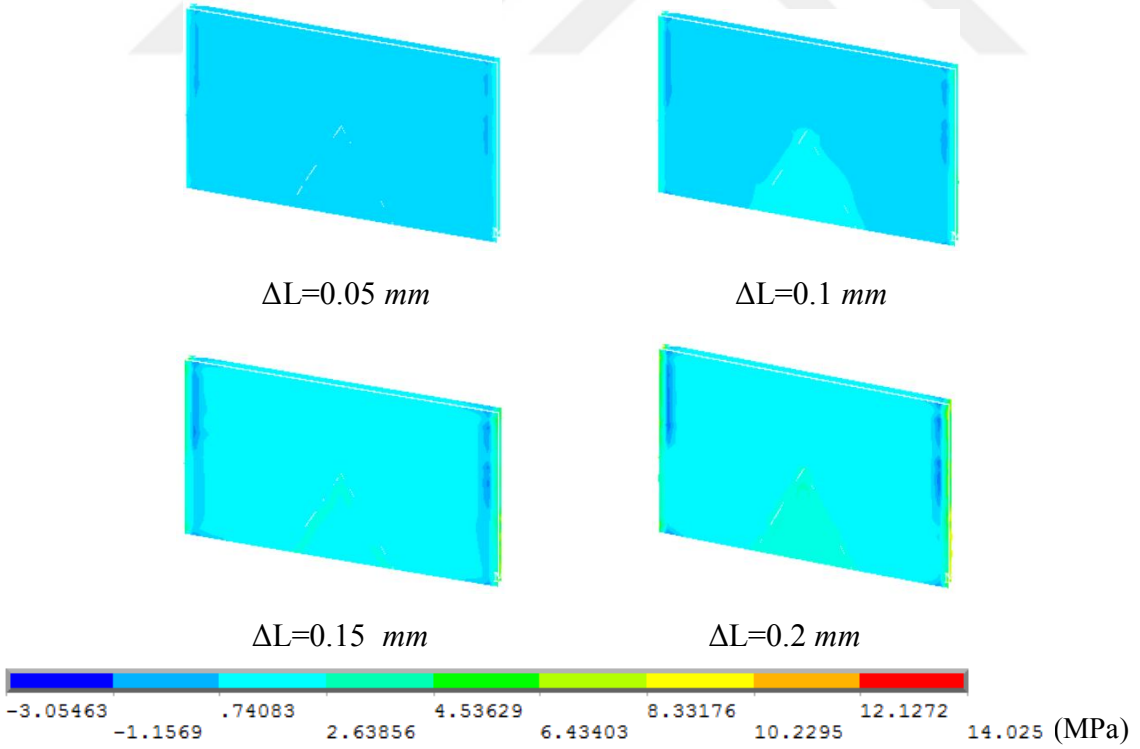
8.10. Çentik Boyu ve Genişliği Aynı Olan Çift Tarafı Yamalı Numunenin Gerilme Analizi



Şekil 8.30. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre Alüminyum levha üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.



Şekil 8.31. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre kompozit yama üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.



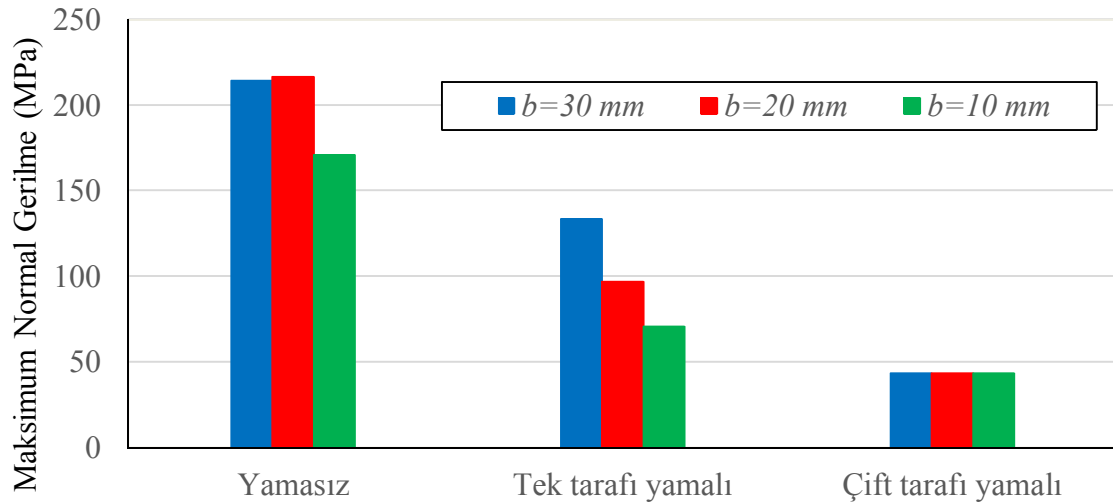
Şekil 8.32. $a=20 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ çift tarafı yamalı numunenin ΔL değişimine göre yapıştırıcı üzerinde oluşturduğu çekme yönündeki σ_x gerilme dağılımı.

Şekil 8.30-32’de çentik boyu ve çentik genişliğinin aynı olduğu çift taraflı yamalı numunenin ΔL uzama miktarı değişimine göre yapıştırıcı üzerinde oluşturduğu gerilme dağılımları gösterilmektedir.

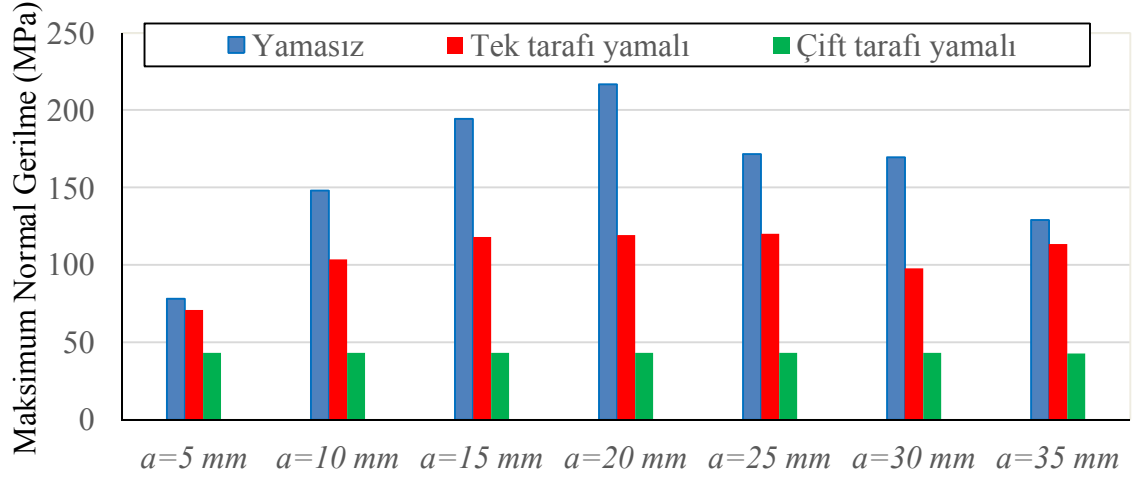
8.11. Çentik Boyut Değişiminin Maksimum Çekme ve *von Mises* Gerilmesine Etkisi

Daha önce deneysel olarak hesaplanan yük uzama değerleri baz alınarak çentik boyut değişimi ve yama değişimi faktörlerinin maksimum yük ve maksimum elastik yük değerlerine etkisi grafiklerle gösterilmiştir. Deneysel sonuçlardan alınan veriler *ANSYS* sonlu elamanlar analiz programıyla yamasız, tek taraflı yamalı ve çift taraflı modeller oluşturulmuştur. Tüm analizler aynı $\Delta L=0.05 \text{ mm}$ uzama değeri ve aynı yük değeri girilerek analizleri yapılmıştır. Çalışmada kullanılan tüm numune tiplerinin analizi yapıldıktan sonra Alüminyum levha üzerinde oluşturdukları maksimum gerilmeler hesaplanmış ve buna bağlı grafikler oluşturulmuştur (Şekil 8.33-34).

ANSYS sonlu elamanlar analiz programında hazırlanan modellerin çözümü yapıldıktan sonra *von Mises* maksimum gerilme değerlerine bakılmıştır. Her numune tipi için farklı yama durumlarına bakılarak Şekil 8.35-36 grafikleri oluşturulmuştur.

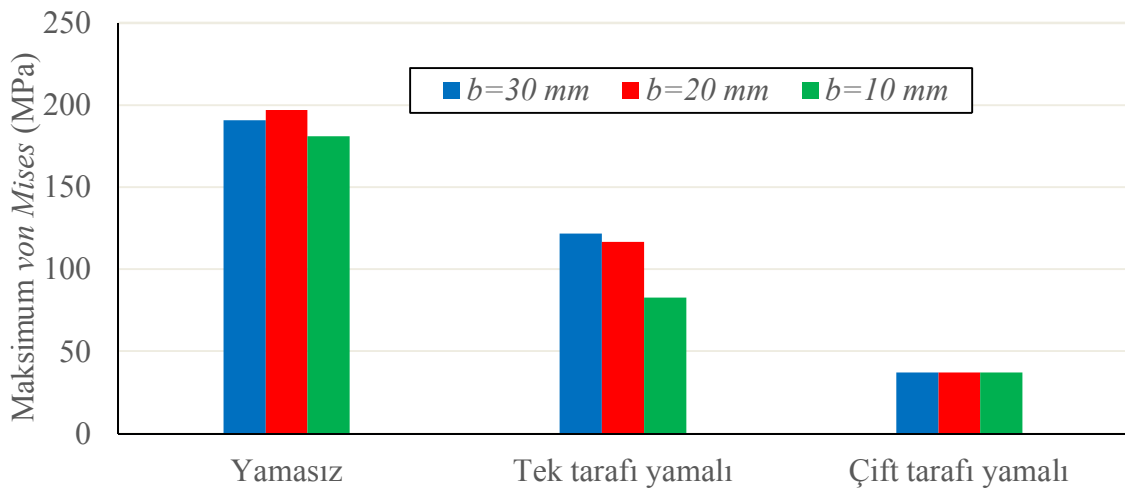


Şekil 8.33. $a=20 \text{ mm}$ için çentik genişliğinin değişiminin farklı yama durumlarına göre maksimum σ_x gerilmesine etkisi.

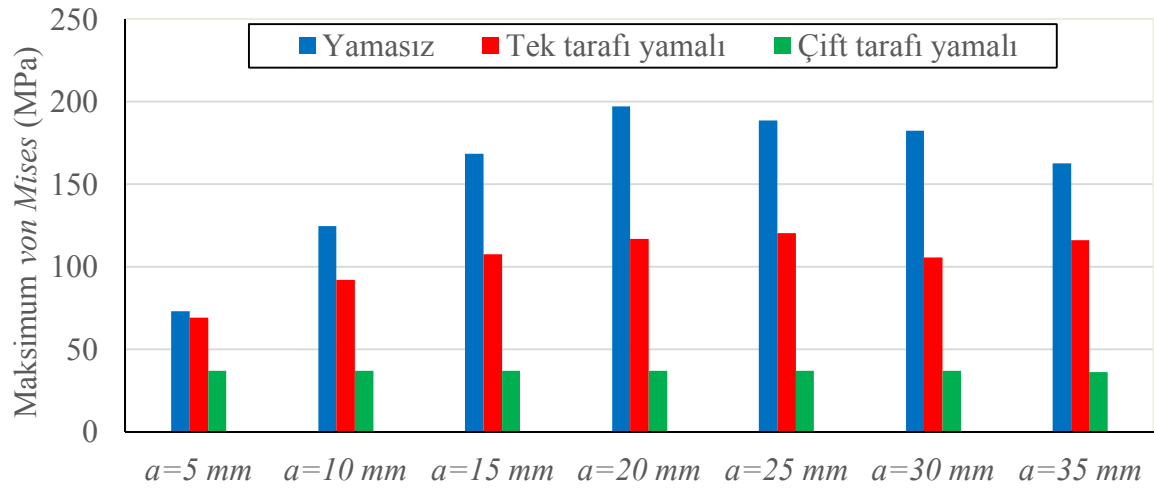


Şekil 8.34. $b=20\text{ mm}$ için çentik boyunun değişiminin farklı yama durumlarına göre maksimum σ_x gerilmesine etkisi.

Şekil 8.33-34'de kompozit yama etkisi arttıkça Alüminyum levha üzerine etkiyen gerilmenin azaldığı gözlemlenmektedir. Çift taraflı yama ile tamir edilen Alüminyum levha üzerine etkiyen gerilme değerinin tüm numune tiplerinde daha az değere sahip olduğu görülmektedir. Şekil 8.33'te çentik genişliği azaldıkça maksimum normal gerilme değerlerinin azaldığı görülmektedir. Şekil 8.34'de çentik boyunun çentik genişliğine eşit olduğu modele kadar maksimum gerilme değerleri artmış, bu eşitlikten sonra çentik boyu artarken maksimum gerilme değerleri azalmaya başlamıştır. Bunun sebebi çatlak ucunun levha kenarına ulaşmasıdır. En düşük gerilme değerlerinin modeller çift taraflı yama ile modellenen levhalar olduğu görülmektedir (Şekil 8.35-36).



Şekil 8.35. $a=20\text{ mm}$ için çentik genişliğinin değişiminin farklı yama durumlarına göre maksimum *von Mises* gerilmesine etkisi.



Şekil 8.36. $b=20\text{ mm}$ için çentik boyunun değişiminin farklı yama durumlarına göre maksimum *von Mises* gerilmesine etkisi.

Şekil 8.35’de çentik genişliği azaldıkça maksimum *von Mises* değerlerinin azaldığı görülmektedir. Şekil 8.36’da çentik boyunun değişimi incelenmiştir. Çentik boyu çentik genişliğine eşit olan modele kadar maksimum *von Mises* değerleri artmış, bu eşitlikten sonra çentik boyu artarken *von Mises* değerleri azalmıştır. Bunun sebebi çatlak ucunun levha kenarına ulaşması olarak yorumlanmıştır. Tüm numune tiplerinde *von Mises* gerilme değerlerinin en az olduğu modeller çift taraflı yama ile modellenen levhalardır (Şekil 8.35-36).

8.12. Çentik Boyut Değişiminin Gerilme Yoğunluk Faktörüne Etkisi

Daha önce tüm numune tipleri ve yama durumlarına göre Alüminyum levhaların ANSYS sonlu elamanlar analiz programında maksimum σ_{max} gerilme değerleri hesaplanmıştı. Gerilme yoğunluk faktörü; maksimum gerilmenin ortalama gerilmeye oranıdır (8.1). σ_{ort} değeri; ANSYS sonlu elamanlar modelinde hesaplanan reaksiyon kuvvetinin levha net alanına oranlanmasıyla hesaplanmıştır.

$$A = (W - a) \times t, \quad \sigma_{ort} = \frac{F_x}{A}, \quad K = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{ort}} \quad (8.1)$$

A : Yüzey alanı (mm^2)

F_x : Reaksiyon kuvveti (N)

K : Gerilme yoğunluk faktörü

σ_{max} : Maksimum gerilme (MPa)

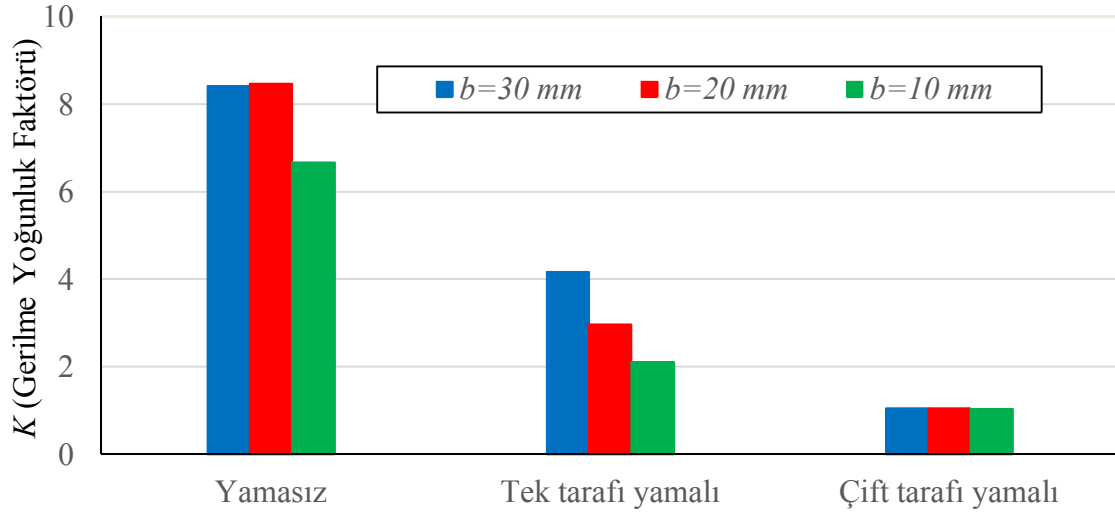
σ_{ort} : Ortalama gerilme (MPa)

t : Alüminyum levhanın kalınlığı (mm)

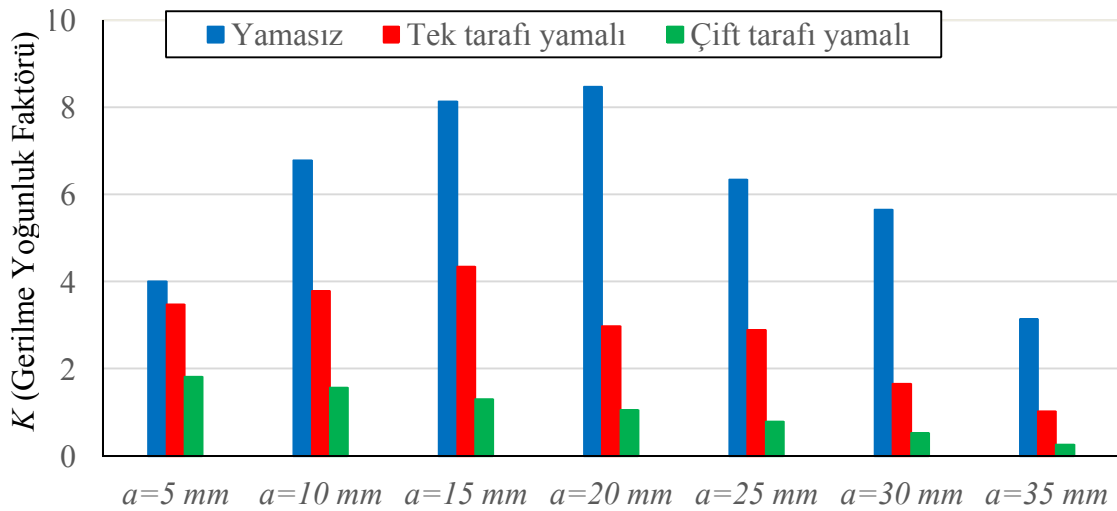
W : Levha genişliği (mm)

a : Çatlak boyu (mm)

K gerilme yoğunluk faktörü (8.1)'deki bağıntıya göre hesaplanarak grafikler sunulmuştur (Şekil 8.37-38).



Şekil 8.37 $a=20\text{ mm}$ için çentik genişliğinin değişiminin yoğunluk faktörüne etkisi.



Şekil 8.38. $b=20\text{ mm}$ için çentik boyunun değişiminin yoğunluk faktörüne etkisi.

Şekil 8.37'de en düşük gerilme yoğunluk faktörü (K)'nın çift tarafı kompozit yamalı Alüminyum levhalar üzerinde olduğu gözlemlenmiştir. Çentik boyunun farklı olduğu çentik genişliğinin aynı olduğu levhalarda genel olarak çentik genişliği azaldıkça K değerinin azaldığı görülmektedir. Şekil 8.38'de en düşük gerilme yoğunluk faktörü (K)'nın çift tarafı kompozit yamalı Alüminyum levhalar üzerinde olduğu gözlemlenmiştir. Şekil 8.38'de çentik boyunun çentik genişliğine eşit olduğu modele kadar K değerleri artmış, bu eşitlikten sonra çentik boyu artarken K değerleri azalmaya başlamıştır. Bu durumun oluşmasına çatlak ucunun levha kenarına ulaşmasıdır.

9. TARTIŞMA VE ÖNERİLER

Bu çalışmada çentikli 5754 serisine sahip Alüminyum levhaların kompozit yama ile tamir edilebilirliği incelenmiştir. Çentikli levhalarda çentik boyu (a) ve çentik genişliği (b) parametrelerine göre değişen numuneler test edilmiştir. Beş farklı çentik boyutuna sahip numune tipi oluşturulmuştur. Çentik boyunun aynı olup çentik genişliğinin farklı olduğu ve çentik genişliğinin aynı olup çentik boyunun farklı olduğu levhalar hazırlanmıştır. Böylelikle çentik boyunun ve genişliğinin değişiminin tamir işlemine etkileri incelenmiştir. Her bir numune tipi için üç adet yamasız, üç adet tek taraflı kompozit yama ile tamir edilmiş ve çift taraflı kompozit yama ile tamir edilmiş levha hazırlanarak çekme testine tabi tutulmuştur. Toplamda bu üç farklı durum için 45 adet numune hazırlanarak test edilmiştir.

Yama olarak karbon/epoksi kompozit tek taraflı ve çift taraflı olmak üzere çentikli levhalara uygulanmıştır. Kompozit yama dört kat örgülü karbon fibere epoksi emdirilmesi ile hazırlanmış ve yama durumuna göre tek taraflı ya da çift taraflı olarak Alüminyum levhaların çentik bölgesini dolduracak şekilde uygulanmıştır.

- Çentikli yamasız Alüminyum levhaların çekme yükü altındaki davranışları değerlendirildiğinde levhanın çentik genişliği azaldıkça maksimum yük dayanımı, maksimum elastik yük değeri ve uzama miktarlarının arttırdığı gözlemlenmiştir. Çentik genişliğinin aynı çentik boyunun farklı olduğu levhalarda çentik boyu azalmasına bağlı olarak maksimum yük dayanımını, maksimum elastik yük değeri ve uzama değerlerinin net bir biçimde arttığı gözlemlenmiştir. Çentik uzunluğunun azalmasına bağlı olarak yapılan değerlendirmelerde daha belirgin bir biçimde yük değerlerinin değiştiği gözlemlenmiştir. Yamasız numuneler çekme testinden sonra hasar davranışı olarak çentik açılan bölgeden koparak ayrılma hasarı göstermişlerdir.
- Tek taraflı yamalı Alüminyum levhaların çekme yükü altındaki davranışları incelendiğinde çentik boyları sabit olan levhalarda; çentik genişliği daha küçük olan levhanın çentik genişliği daha büyük olan numune tipinden daha büyük maksimum yük dayanım, maksimum elastik yük ve uzama değerine sahip olduğu gözlemlenmiştir.

- Çentik genişlikleri sabit çentik boyu değişen levhaların çentik boyu kısaldıkça maksimum yük dayanımını, maksimum elastik yük değeri ve uzama değerlerinin net bir biçimde arttığı gözlemlenmiştir. Tek taraflı yamalı tamir edilen Alüminyum levhaların çekme testinden sonra hasar incelemesi yapıldığında; levhalar ile kompozit yama koparak, yamasız levhalardaki gibi çentik başlangıç noktasından kırılarak Alüminyum levha iki ayrı parçaya ayrılmıştır.
- Çift taraflı yamalı Alüminyum levhaların çekme yükü altındaki davranışları incelendiğinde; çentik boyları sabit çentik genişliğine göre değişen numune tiplerinde çentik genişliği daha küçük olan levhanın, çentik genişliği daha büyük olan numune tipinden daha büyük maksimum yük dayanım, maksimum elastik yük ve uzama değerine sahip olduğu gözlemlenmiştir. Çentik genişlikleri sabit çentik boyu değişen çift taraflı yamalı Alüminyum levhaların çentik boyu kısaldıkça, maksimum yük dayanımını, maksimum elastik yük değeri ve uzama değerlerinin net bir biçimde arttığı gözlemlenmiştir. Çift taraflı yamalı tamir edilen Alüminyum levhaların çekme testinden sonra hasar incelemesi yapıldığında kompozit yamanın levhadan koptuğu söylenmese de, dikkatli incelendiğinde kompozit yama bölgesinin levhadan sıyrıldığı ve Alüminyum levha ile arasındaki yapıştırıcının koptuğu gözlemlenmektedir.
- Yama tipinin etkisi açık bir biçimde tüm numune tiplerinde görülmektedir. Yamasız levhalar ile çift taraflı yamalı Alüminyum levhalar arasındaki yük ve uzama değerleri arasındaki fark, yamasız levhalar ile tek taraflı yamalı arasındaki yük ve uzama değerlerinden daha fazla olduğu görülmektedir. Bu sonuçla çift taraflı tamir edilen Alüminyum levhaların tamir performansının daha iyi sonuçlar verdiği kanaatine varılmıştır. Çentik boyut değişiminde ise çentik boyunun değişimi daha önem arz ettiği sonucuna varılmıştır.

Sayısal çalışmada; Alüminyum levha, kompozit ve yapıştırıcı arasındaki ilişki gerçekte olan yapıya uygun olarak modellenmiştir. Alüminyum levha ve kompozit yamanın mekanik özellikleri deneysel sonuçlarda edilen verilerden alınarak *ANSYS*'de kullanılmıştır. Kompozit yama yani karbon/epoksi ortotropik lineer elastik olarak modellenmiştir.

ANSYS sonlu elamanlar paket programında; Alüminyum levha, kompozit ve yapıştırıcı sayısal sonuçlar için uygun elaman boyutuna göre üç boyutlu seçilerek modeller hazırlandı. Numune tiplerine ait sayısal sonuçların elde edilmesi için; deneysel sonuçlardan elde edilen Alüminyum levhaya ait olan gerilme-şekil değiştirme değerlerinden veriler alarak *ANSYS*'de elasto plastik gerilme analizi yapılmıştır. Kompozit yama için yine deneysel test sonuçlarından alınan yamaya ait mekanik özellikler kullanılmıştır. Yapıştırıcı için lineer elastik mekanik özellikler girilerek çözüm için hazır hale getirilmiştir. Elasto plastik analizde yama tiplerine göre belirlenen ΔL uzama değerine karşılık reaksiyon kuvvetleri hesaplanarak sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırılmıştır.

ANSYS'de numune tipleri için gerilme analizleri farklı yama tipleri için yapılmıştır. Yamasız, tek tarafı ve çift tarafı yamalı Alüminyum levhaların gerilme analizleri her numune tipi için incelenmiştir. Değişen tüm yama durumlarına göre Alüminyum levhaya, kompozit yamaya ve yapıştırıcıya etkiyen normal çekme σ gerilmeleri hesaplanarak tüm numue tipleri için karşılaştırılmıştır.

- Yamasız Alüminyum levhanın gerilme analizi incelendiğinde; levha üzerine binen en büyük gerilmelerin çentik başlangıcının başladığı nokta üzerinde yoğunlaştığı görülmektedir. Aynı uzama miktarı için numune tiplerinden en büyük çentik boyuna sahip olan $a=30 \text{ mm}$, $b=20 \text{ mm}$ olan levhanın en büyük σ_x normal gerilme değerine sahip olduğu gözlemlenmiştir.

- *ANSYS*'de tek tarafı kompozit yamalı olarak modellenmiş Alüminyum levhaların gerilme analizleri incelendiğinde; levha üzerine çatlak başlangıcının başladığı nokta üzerinde yoğunlaştığı görülmektedir. Tek tarafı yamalı analizler için Alüminyum levha, kompozit yama ve yapıştırıcı üzerindeki gerilmeler ayrı ayrı incelenmiştir. Alüminyum levha incelendiğinde en büyük normal gerilme değerinin çentik genişliğinin (b) en büyük olduğu $a=20\text{ mm}$, $b=30\text{ mm}$ levha üzerinde gerçekleştiği belirlenmiştir. Kompozit yama incelendiğinde en büyük gerilme değerinin en büyük çentik boyuna (a) sahip olan $a=30\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ olan numune tipinde görülmüştür. Yapıştırıcı üzerindeki gerilme analizinde; en büyük gerilme değerinin çekme boyunun (a) en küçük olduğu $a=10\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ olan numune tipinde görülmüştür.
- *ANSYS*'de çift tarafı kompozit yamalı olarak modellenmiş Alüminyum levhaların gerilme analizleri incelendiğinde; levha üzerine çatlak başlangıcının başladığı noktalar üzerinde yoğunlaştığı görülmektedir. Çift tarafı yamalı analizler için Alüminyum levha, kompozit yama ve yapıştırıcı üzerindeki gerilmeler ayrı ayrı incelenmiştir. Alüminyum levha incelendiğinde en büyük normal gerilme değerinin çentik genişliğinin (b) en büyük olduğu $a=20\text{ mm}$, $b=30\text{ mm}$ levha üzerinde gerçekleştiği belirlenmiştir. Kompozit yama incelendiğinde en büyük gerilme değerinin en büyük çentik boyuna (a) sahip olan $a=30\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ olan numune tipinde görülmüştür. Yapıştırıcı üzerindeki gerilme analizinde; en büyük gerilme değerinin çekme genişliğinin (b) en küçük olduğu $a=20\text{ mm}$, $b=10\text{ mm}$ olan numune tipinde görülmüştür.
- Yoğunluk faktörü (K) incelenmesi yapıldığında yamasız Alüminyum levhalar, tek tarafı ve çift tarafı kompozit yamalı Alüminyum levhaların sahip olduğu yoğunluk faktöründen daha büyük değerlerde oluştuğu görülmüştür. Çift taraflı kompozit yama yapılmış numune tiplerinde gerilme yoğunluk faktörünün en az olduğu görülmüştür. Sayısal olarak yapılan bu analizde çift taraflı kompozit yamalı Alüminyum levhalara etkiyen gerilmelerin daha az olduğu görülmektedir. Yama etkisinin levhanın üzerine etkiyen gerilmeleri azaltarak levhanın dayanımı artırdığı görülmektedir.

- Çentik boyut değişiminin gerilme yoğunluk faktörüne etkisi incelendiğinde tek taraflı kompozit yamalı modellenmiş Alüminyum levhada daha belirgin olduğu gözlemlenmiştir. Bu bağlamda tek taraflı yamalı Alüminyum levhalarda çentik genişliği azaldıkça gerilme yoğunluk faktörünün azaldığı, çentik boyu azaldıkça gerilme yoğunluk faktörünün arttığı gözlemlenmiştir.
- Tasarımcılar, uygulama kolaylığını da dikkate alarak gerekli gördükleri yerlerde çift taraflı yamayı tercih edebilirler. Çentik genişliğinin artması çekme davranışı üzerinde negatif bir etki yaratmakla birlikte, bu etki çentik uzunluğunun artışı sonucu ortaya çıkan değişim kadar beklenenden büyük değildir. Dolayısıyla çentik genişliğinin arttığı konstrüksiyonlarda uygun boyutlarda ideal uygulanmış bir yama, etkili bir tamir performansı ortaya çıkarır.
- Çalışma farklı geometrik yama tipleri ve çentik şekilleri için genişletilebilir. Levhanın hasar sonrası davranışını sayısal olarak modelleme için temas (contact) veya arayüzey (interface) eleman tipleri kullanılabilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Baker, A.A. and Jones R.**, 1987. Bonded Repair of Aircraft Structures, *Martinus Nijhoff, Dordrecht, Boston Martinus Nijhoff*, ISBN 90, 247-251.
- [2] **Adams, R.D. and Wake W.C.**, 1984. Structural Adhesive Joints, *Elsevier Applied Science Publishers*, London.
- [3] **Cowdrey, S., Ferguson, C., Lennox, A.F., Mauro, P., Neummayer, R., Orme, B. and Müller, M.**, 1998. Loctite Worldwide Design Handbook, Germany.
- [4] **Ergun, E.**, 2009. Isı ve Nem Etkilisindeki Çatlaklı Alüminyum Levhaların Kompozit Yama ile Tamirinin Kırılma ve Yorulma Analizleri, *Doktora Tezi*, Denizli.
- [5] **Doğru, A.**, 2014. Uçak Gövde ve Kanatlarında Oluşan Hasarların Tahribatsız Muayene Yöntemleriyle Tespiti, *Yüksek Lisans Tezi*, Manisa.
- [6] **Soy, U.**, 2005. Bilgisayar Destekli Modelleme Yardımı ile AL 2024-T3 Alaşım Plakanın Kompozit Yama ile Yapıştırılmalı Tamiri, *Yüksek Lisans Tezi*, Sakarya.
- [7] **Ergün, R.K.**, 2014. Eliptik Delikli Alüminyum Levhaları Kompozit Yama ile Tamir Edilmesinin Gerilme Davranışına Etkisinin Deneysel ve Sayısal Araştırılması, *Yüksek Lisans Tezi*, Kahramanmaraş.
- [8] **Samancı, A.**, 2007. Yüzey çentikli Al-Mg Alaşımı üzerine yapılan farklı kompozit yamaların çekme dayanımına etkisi, 8. *Uluslar Arası Kırılma Konferansı Bildiriler Kitabı*, 346-350.
- [9] **Çitil, Ş.**, 2012. Ortası Boş ve Ara Elemanlı Çift Takviyeli Yapıştırma Bağlantılarının Mekanik Özelliklerinin İncelenmesi, *Doktora Tezi*, Atatürk Üniversitesi, Erzurum.
- [10] **Zor, M.**, 2016. Kompozit Malzemeler, *Ders Notu*, İzmir.

- [11] **Kaw, A.K.**,1997. Mechanics of Composite Meterials, *University of South Florida*, Tampa.
- [12] **Şahin, Y.**, 2006. Kompozit Malzemelere Giriş. *Seçkin Yayıncılık*, Ankara.
- [13] **Eker, A.A.**, 2008. Alüminyum ve Alaşımları, *Ders Notu*, İstanbul.
- [14] **Vural, M.**, 2011. İmal Usulleri, Kaynak ve Birleştirme Teknolojisi, *Ders Notu*, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul.
- [15] **Temiz, V.**, 2014. Makine Elamanları I, Yapıştırma Bağlantıları, *Ders Notu*, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul.
- [16] **Edwards, K.L.**, 1998. A Brief İnsight into the Selection and Use of Engineering Adhesives for Preliminary Joint Design, *Materials and Design*, **19**, 121-123.
- [17] **Çalık, A.**,2008.Yapıştırıcılar ve Köşeleri Yuvarlatılmış Basamaklı Bindirme Yapıştırıcı Bağlantılarda Gerilme Analizi ,*Yüksek Lisans Tezi*, Zonguldak.
- [18] **Altan, G.**, 2009. Değişik Sıcaklık ve Nem Etkisinde Çalışan Birleştirilmiş Kompozit Malzemelerin Yorulma Mukavemetlerinin İncelenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, Denizli.
- [19] **Günaydın, B.**, 2010. Kompozit Yama ile Onarılmış Yüzey Çentikli Filaman Sarım Borularda Yorulma Davranışları, *Doktora Tezi*, Konya.
- [20] **Demirgen, T.**, 2007. Metal Yapıştırma Bağlantı Performansının Bilgisayar Destekli Modelleme ile İncelenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, Sakarya.
- [21] **Çitil, Ş.**, 2010. Kapakları Gömülü Çift Takviyeli Yapıştırma bağlantılarının Mekanik Özelliklerinin İncelenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, Erzurum.
- [22] **Özenç, M.**, 2007. Yapıştırma Bağlantılarının Darbe Yükleri Altındaki Davranışlarının İncelenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, Denizli.
- [23] **Hoskin, B. and Baker, A.**, 1986. Composite Materials for Aircraft Structures, *AIAA Education Series*, New York.

- [24] **Armstrong, K.B. and Barrett, R.T.**, 1998. Care and Repair of Advanced Composites, *SAE Press*, Warrendale, PA.
- [25] **Samancı, A.**, 2004. Yüzey Çatlaklı Filaman Sarım CTP Boruların İç Basınç Etkisi Altında Yorulma Davranışı, *Doktora Tezi*, Konya.
- [26] **Raizenne, M.D., Roohi, N., Sova, M. and Brothers, M.R.**, 1998. Experimental verification of graphite composite patches, *National Research Council, Canada, Institute for Aerospace Research Report* , **LTR-ST-2127**.
- [27] **Madani, K., Touzain, S., Feaugas, X., Benguediab, M. and Ratwani, M.**, 2010. Experimental and Numerical Study of Repair Techniques for Panels with Geometrical Discontinuities, *Computational Materials Science*, **48**, 83-90.
- [28] **Bouiadjra, B.B., Benyahia, F., Albedah A., Bouiadjra B.A.B. and Khan S.M.A.**, 2015. Comparison Between Composite and Metallic Patches for Repairing Aircraft Structures of Aluminum Alloy 7075 T6, *International Journal of Fatigue* , **80**, 128-135.
- [29] **Albedah, A., Khan S.M.A. , Benyahia F. and Bouiadjra B.B.**, 2015. Experimental Analysis of the Fatigue Life of Repaired Cracked Plate in Aluminum Alloy 7075 with Bonded Composite Patch, *Engineering Fracture Mechanics* ,**145** , 210-220.
- [30] **Benyahia, F., Aminallah, L., Albedah, A. and Bouiadjra, B.B.**, 2015. Experimental and Numerical Analysis of Bonded Composite Patch Repair in Aluminum Alloy 7075 T6, *Materials and Design*, **73**, 67-73,
- [31] **Turan, K. and Kaman, M.O.**, 2011. Çift Tesirli Yapışma Bağlantısı ile Bağlanmış Kompozit Levhalarda Gerilme ve Hasar Analizi, *I. Ulusal Ege Kompozit Malzemeler Sempozyumu*.
- [32] **Wang, Z., Zhang Y., Xue J. and Yang W.**, 2013. Effect of Acelerated Ageing on The Mechanical Propoerties of Composite Repaired Aluminum Plates, *International Conference on Quality, Reliability, Risk, Maintenance, and Safety Engineering (QR2MSE)*, 863-866.

- [33] **Anaraki, A.P., Payganeh, G.H., Ghasemi, F.A. and Fallah,A.,** 2012. An Experimental Study on the Tensile Behavior of the Cracked Aluminum Plates Repaired with FML Composite Patches, *International Journal of Mechanical and Aerospace Engineering*,**6**, 209-213.
- [34] **Srilakshmi, R.,** 2014. Experimental and Numerical Investigation on Adhesively Bonded Composite Patch Repair of Inclined Center Cracked Aluminium Panel under Static ve Fatigue Load, Indian Institute of Technology Hyderabad,*The Doctor of Philosophy*, Indian.
- [35] **Srilakshmi, R., Ramji, M. and Chinthapenta, V.,** 2015. Fatigue Crack Growth Study of CFRP Patch Repaired Al 2024- T6 Panel Having an Inclined Center Crack Using FEA and DIC, *Engineering Fracture Mechanics*, **134**, 182-201.
- [36] **Xiong, J.J. and Shenoï R.A.,** 2008. Integrated Experimental Screening of Bonded Composites Patch Repair Schemes to Notched Aluminum-Alloy Panels Based on Static and Fatigue Strength Concepts, *Composite Structures*, **83**, 266-272.
- [37] **Okafor, A.C., Singh, N., Enemuoh U.E. and Rao, S.V.,** 2005. Design Analysis and Performance of Adhesively Bonded Composite Patch Repair of Cracked Aluminum Aircraft Panels, *Composite Structures*, **71**, 258-270.
- [38] **Turan, K. ve Kaman M.O.,** 2011. Kompozit Yama ile Tamir Edilmiş Tabakalı Kompozit Levhalarda İlerlemeli Hasar Analizi, *6th International Advanced Technologies Symposium (IATS'11)*, 265-270.
- [39] **Ong, C.L. and Shen, S.,** 1992. The Reinforced Effect Composite Repairs on Metallic Aircraft Structures, *International Journal of Adhesion and Adhesive*, **12**, 19-26.
- [40] **Tsai, G.C. and Shen, S.B.,** 2004. Fatigue Analysis of Cracked Thick Aluminum Plate Bonded with Composite Patches, *Composite Structures*, **64**, 79-90.

- [41] **Colombi, P., Bassetti, A. and Nussbaumer, A.**, 2003. Delamination Effects on Cracked Steel Members Reinforced by Prestressed Composite Patch, *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, **39**, 61-71.
- [42] **Sabelkin, V., Mall, S. and Avram, J.B.**, 2006. Fatigue Crack Growth Analysis of Stiffened Cracked Panel Repaired with Bonded Composite Patch, *Engineering Fracture Mechanics*, **73**, 1553-1567.
- [43] **Wanga, J., Zhou, Z., Vodicka, R. and Chiu, W.K.**, 2009. Selection of Patch and Adhesive Materials for Helicopter Battle Damage Repair Applications, *Composite Structures*, **91**, 278-285.
- [44] **Hosseini-Toudeshky H., Sadeghi G. and Daghyani H.R.**, 2005. Experimental Fatigue Crack Growth and Crack-Front Shape Analysis of Asymmetric Repaired Aluminum Panels with Glass/Epoxy Composite Patches, *Composite Structures*, **71**, 401-406.
- [45] **Seo, D.C. and Lee, J.J.**, 2002. Fatigue Crack Growth Behavior of Cracked Aluminum Plate Repaired with Composite Patch, *Composite Structures*, **57**, 323-330.
- [46] **Jian-Bin H., Xu-Dong L. and Zhi-Tao M.**, 2015. Fatigue Behavior of Thick Cracked Aluminum Plates Repaired by Two-Sided Composite Patching, *Material and Design*, **88**, 331-335.
- [47] **Khalili S.M.R., Ghadjar R., Sadeghinia M. and Mittal R.K.**, 2009. An Experimental Study on The Charpy Impact Response of Cracked Aluminum Plates Repaired with GFRP or CFRP Composite Patch, *Composite Structures*, **89**, 270-274.
- [48] **Denney J.J. and Mall S.**, 1997, Characterization of Disbond Effects on Fatigue Crack Growth Behavior in Aluminum Plate with Bonded Composite Patch, *Engineering Fracture Mechanics*, **57**, 507-525.
- [49] **Hosseini-Toudeshky H., Mohammadi B., Sadeghi G. and Daghyani H.R.**, 2005. Numerical and Experimental Fatigue Crack Growth Analysis in Mode-I for Repaired Aluminum Panels Using Composite Material, *Composites: Part A*, **38**, 1141-1148.

- [50] **Gu J.U., Yoon H.Y. and Choi N.S.**, 2012. Acoustic Emission Charecterization of a Notched Aluminum Plate Repaired with a Fiber Composite Patch, *Composites: Part A*, **43** , 2211-2220.
- [51] **Salehi-Khojin A., Zhamu A.,Zhong W.H. and Gan Y.**, 2006. Effects of Patch Layer and Loading Frequency on Fatigue Fracture Behavior of Aluminum Plate Repaired with a Boron/Epoxy Composite Patch, *Journal of Adhesion Science and Technology*, **20**, 107-123.
- [52] **Shibuya Y., Fujimoto S., Aoki D., Sato M., Shirahata H., Fukunaga H. and Sekine H.**, 2001. Evaluation of Crack Growth in Cracked Aluminum Panels Repaired with a Bonded Composite Patch Under Cyclic Loading, *Advanced Composite Meterials*, **10:4**, 287-297.
- [53] **Aggelopoulos, E.S., Righiniotis, T.D. and Chryssanthopoulos, M.K.**, 2014. Composite Patch Repair of Steel Plates with Fatigue Cracks Growing in the Thickness Direction, *Composite Structures*, **108**, 729-735.
- [54] **Toudeshky, H.H., Ghaffari, M.A. and Bijan, M.**, 2013, Mixed-Mode Crack Propagation of Stiffened Curved Panels Repaired by Composite Patch Under Combined Tension and Shear Cyclic Loading, *Aerospace Scince and Tecnology*,**28**, Issue 1, 344-363.
- [55] **Toudeshky, H.H., Ghaffari, M.A. and Bijan, M.**, 2002. Fatigue Crack Growth Behaviour of Cracked Aluminum Plate Repaired with Composite Patch, *Composite Structures*, **57**, Issue 1-4, 323-330.
- [56] **Sekine, H., Yan, B. and Yasuho, T.**, 2005. Numerical Simulation Study of Fatigue Crack Growth Behaviour of Cracked Aluminum Panels Repaired with a FRP Composite Patch Using Combined BEM/FEM, *Engineering Fracture Mechanics*, **72**, Issue 16, 2549-2563.
- [57] **Ergun, E., Taşgetiren, S. and Topçu, M.**, 2010. Fatigue and Fracture Analysis of Aluminum Plate with Composite Patch Under the Hygrothermal Effect, *Composite Structures*, **92**, Issue 11, 2622-2631.

- [58] **Toudeshky, H.H.**, 2006. Effects of Composite Patches on Fatigue Crack Propagation of Single-Side Repaired Aluminum Panels, *Composite Structures*, **76**, Issue 3, 243-251.
- [59] **Nicholas, G.T., Lazarus, S. M. and Dimitris, N.D.**, 2009. Experimental and Numerical Study of the Fatigue Behaviour Composite Patch Reinforced Cracked Steel Plates, *International Journal of Fatigue*, **31**, Issue 10, 1613-1627.
- [60] **Gong, X.J., Pengheng, C., Shahram A. and Xinran, X.**, 2015. Design and Optimization of Bonded Patch Repairs of Laminated Composite Structures, *Composite Structures*, **123**, Issue 3, 292-300.
- [61] **Kwon, Y.W. and Hall, B.L.**, 2015. Analyses of Cracks in Thick Stiffened Plates Repaired with Single-Sided Composite Patch, *Composite Structures*, **119**, 727-737.
- [62] **Ounias, D., Bouiadjra, B.B., Himouri, S. and Bender, N.**, 2012. Progressive Edge Cracked Aluminium Plate Repaired with Adhesively Bonded Composite Patch Under Full with Disbond, *Composites Part B: Engineering*, **43**, Issue 2, 805-811.
- [63] **Ounias, D., Hebbar, A., Bouiadjra, B.B., Belhouari, M. and Serier, B.**, 2009. Numerical Analysis of the Stress Intensity Factors for Repaired Cracks from a Notch with Bonded Composite Semi Circular Patch, *Composites Part B: Engineering*, **40**, Issue 8, 805-811.
- [64] **Duong, C.N.**, 2009. Design and Validation of Composite Patch Repairs to Cracked Metallic Structures, *Composite Part A: Applied Science and Manufacturing*, **40**, Issue 9, 1320-1330.
- [65] **Lin Xia, G., Kasavajhala, A.R.M. and Zhao, S.**, 2009. Finite Element Analysis of Cracks in Aging Aircraft Structures with Bonded Composite Patch Repairs, *Composites Part B: Engineering*, **42**, Issue 3, 505-510.
- [66] **Khalili, S.M.R., Shariyat, M. and Mokhtari**, 2014. Static Tensile and Transient Dynamic Response of Cracked Aluminum Plate Repaired with Composite Patch – Numerical Study, *Applied Composite Materials*, **21**, 441-455.

- [67] **Benachour, M., Benachour, N., Benguediab, M. and Seriari, F.Z.,** 2014. Prediction of Fatigue Crack Growth of Repaired Al-Alloy Structures with Double Sides, *Physics Procedia* , **55**, 83-89.
- [68] **Errouane, H., Sereir, Z. and Chateauneuf A.,** 2014. Numerical Model for Optimal Design of Composite Patch Repair of Cracked Aluminum Plates Under Tension, *International Journal of Adhesion & Adhesives* , **49**, 64-72.
- [69] **Maligno, A.R., Soutis, C., and Silberschmidt,** 2013. An Advanced Numerical tool to Study Fatigue Crack Propagation in Aluminium Plates Repaired with a Composite Patch, *Engineering Fracture Mechanics*, **99**, 62-78.
- [70] **Niu, Y. and Su, W.,** 2015. Fracture Analysis of Double-Side Adhesively Bonded Composite Repairs to Cracked Aluminium Plate Using Line Spring Model, *Applied Composite Materials*, **15**, 1007-1022.
- [71] **Guo, S. and Morishima R.,** 2011. Numerical Analysis and Experiment of Composite Sandwich T-Joints Subjected to Pulling Load, *Composite Structures*, **94**, 229-238.
- [72] **Gong, X.J., Pengheng, C., Shahram, A. and Xinran, X.,** 2014. Experimental Observation of Tensile Behavior of Patch Repaired Composites, *Polymer Testing*, **34**, 146-154.
- [73] **Solmaz, M.Y. and Topkaya, T.,** 2013. Progressive Failure Analysis in Adhesively, Riveted, and Hybrid Bonded Double-Lap Joints, *The Journal of Adhesion* , **89**, 822-836.
- [74] **ANSYS 13.0 Academic Teaching Introductory Help Menu,** 2010.

ÖZGEÇMİŞ

Ahmet SAYLIK 1990 yılında Van'da doğdu. İlk ve orta öğrenimini Van'da tamamlandıktan sonra 2008 yılında Fırat Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği bölümünü kazandı. Üniversite eğitimini 2013 yılında tamamlayarak mezun oldu. 2014 yılında Muş Alparslan Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik ve Makine Elamanları Anabilim Dalı'nda Araştırma Görevlisi olarak başlamış olup halen aynı kurumda çalışmaya devam etmektedir.

