

DOKUZ EYLÜL ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

SANDVIÇ KOMPOZİTLERİN ONARIM
PARAMETRELERİNİN İNCELENMESİ

Volkan ARIKAN

Ocak, 2019
İZMİR

SANDVIÇ KOMPOZİTLERİN ONARIM PARAMETRELERİNİN İNCELENMESİ

Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Doktora Tezi

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Mekanik Programı

Volkan ARIKAN

Ocak, 2019

İZMİR

DOKTORA TEZİ SINAV SONUÇ FORMU

VOLKAN ARIKAN, tarafından **PROF. DR. RAMAZAN KARAKUZU** yönetiminde hazırlanan **“SANDVIÇ KOMPOZİTLERİN ONARIM PARAMETRELERİNİN İNCELENMESİ”** başlıklı tez tarafımızdan okunmuş, kapsamı ve niteliği açısından bir doktora tezi olarak kabul edilmiştir.


Prof. Dr. Ramazan KARAKUZU

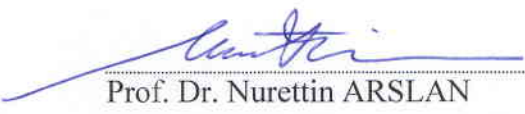
Yönetici


Doç. Dr. Yusuf ARMAN

Tez İzleme Komitesi Üyesi


Doç. Dr. Tuba ALPYILDIZ

Tez İzleme Komitesi Üyesi


Prof. Dr. Nurettin ARSLAN

Jüri Üyesi


Doç. Dr. Metin SAYER

Jüri Üyesi


Prof. Dr. Kadriye ERTEKİN

Müdür

Fen Bilimleri Enstitüsü

TEŞEKKÜR

Engin bilgi ve deneyimleriyle bana yol gösteren, teşvik eden, imkan veren ve her koşulda desteğini esirgemeyen tez danışmanım Prof. Dr. Ramazan KARAKUZU'ya sonsuz teşekkür ederim.

Çalışmamıza katkılarından dolayı Doç. Dr. Yusuf ARMAN, Doç. Dr. Tuba ALPYILDIZ, Dr. Tolga DOĞAN ve çalışma arkadaşım Araş. Gör. Akar DOĞAN'a teşekkürlerimi sunarım.

Son olarak desteklerini daima arkamda hissettiğim eşime, oğluma ve aileme teşekkür ederim.

Volkan ARIKAN

SANDVIÇ KOMPOZİTLERİN ONARIM PARAMETRELERİNİN İNCELENMESİ

ÖZ

Bu çalışmada sandviç kompozitlerin onarım parametrelerindeki değişimin tamir sonrası mukavemete olan etkileri nümerik ve deneysel olarak incelenmiş, sonraki aşamada ise bu parametreler sabit tutularak tamir sonrası mukavemet değerlerini artırmaya yönelik yeni yama tipi çalışmaları gerçekleştirilmiştir.

Geliştirilen yama yöntemlerinde temel yaklaşım, sandviç kompozitin hasarlı kısmının iç yüzeyine kompozit yapının bütünlüğünü bozmayacak şekilde fiber takviyesi yapılması ve yapılacak tamir işleminin kolay uygulanabilir olması olmuştur.

Çalışma sonucunda sandviç kompozitlerin onarım parametrelerinin tamir sonrası mukavemete etkileri tespit edilmiş, yama kalınlığı ve bindirme uzunluğunun malzeme mukavemetine etkileri deneysel ve nümerik olarak gösterilmiştir. Sonuç olarak geliştirilen yeni yama yöntemleriyle tamir sonrası malzeme mukavemetinin önemli ölçüde artırılması sağlanmıştır.

Anahtar kelimeler: Sandviç kompozit, onarım, sonlu elemanlar metodu, üç nokta eğilme deneyi

THE INVESTIGATION OF THE REPAIR PARAMETERS OF SANDWICH COMPOSITES

ABSTRACT

In this study, the effects of change in repair parameters of sandwich composites on post-repair strength were investigated numerically and experimentally. Afterwards, new patch type studies were performed to increase the strength values after repair by keeping these parameters constant.

The main approach in the patch methods to be developed is to make fiber reinforcement in the inner surface of the sandwich composite damaged part so as not to disrupt the integrity of the composite structure and to make the repair process easy to apply.

As a result of the study, the effects of repair parameters of sandwich composites on the materials post-repair strength were determined and the effects of patch thickness and overlap length on material strength were shown experimentally and numerically. Finally, with the new developed patch methods, the material post repair strength is significantly improved.

Keywords: Sandwich composite, repair, finite element method, three-point bending test

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
DOKTORA TEZİ SINAV SONUÇ FORMU	ii
TEŞEKKÜR.....	iii
ÖZ	iv
ABSTRACT.....	v
ŞEKİLLER LİSTESİ	ix
TABLolar LİSTESİ.....	xiii

BÖLÜM BİR – GİRİŞ 1

1.1 Kompozit Malzemeler	1
1.2 Sandviç Kompozitler.....	3
1.2.1 Çekirdek.....	4
1.2.2 Kabuk.....	4
1.3 Kompozit Malzemelerin Tamirâtı	5
1.3.1 Tamirâtın Hedefleri	6
1.3.2 Tamirâtın Aşamaları	6
1.3.2.1 Hasarın Yapısal Değerlendirmesi	7
1.3.2.2 Tamirâtın Tasarımı.....	8
1.3.2.3 Tamirâtın Uygulanması	9
1.3.3 Sandviç Kompozit Tamirat Yöntemleri.....	9
1.3.3.1 Yama Tamiri	10
1.3.3.2 Eğik Tamir	11
1.3.3.3 Basamak Tipi Tamir	12

BÖLÜM İKİ – MALZEME 19

2.1 Kompozit Malzeme Üretim Yöntemi	20
2.2 Kompozit Malzeme Mekanik Özellikleri.....	22
2.2.1 Çekme Testi (Kabuk).....	22

2.2.2 Basma Testi (Kabuk)	24
2.2.3 Kayma Testi (Kabuk)	25
2.2.4 Basma Testi (Çekirdek)	26
2.2.5 Çekme Testi (Çekirdek).....	27
2.2.6 Üç Nokta Eğilme Testi (Sandviç Kompozit).....	28
2.2.7 Mekanik Özellikler	29
BÖLÜM ÜÇ- YÖNTEM.....	30
3.1 Nümerik Analizler	30
3.1.1 Kompozit Malzeme Modellemesi.....	31
3.1.2 Kompozit Malzeme Modeli Hasar Kriterleri.....	35
3.1.2.1 Hashin Kriteri.....	37
3.1.3 Tamir Parametreleri Nümerik Analizleri	38
3.1.4 Alternatif Yama Tamiratı Analizleri	40
3.2 Deneysel Çalışmalar	42
3.2.1 Darbe Testleri	43
3.2.2 Tamir Parametreleri Deneysel Çalışmaları.....	44
3.2.3 Alternatif Yama Tamiratı Deneysel Çalışmaları	46
BÖLÜM DÖRT- SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME	49
4.1 Nümerik Analiz Sonuçları.....	50
4.1.1 Baz Numune	50
4.1.2 Klasik Yama Tamiratı Yapılmış Numune	51
4.1.3 Tamir Parametreleri Nümerik Analizleri.....	53
4.1.4 Yeni Yama Yöntemleri Kullanılmış Numunelerin Nümerik Analizleri..	56
4.2 Deneysel Çalışma Sonuçları.....	67
4.2.1 Tamir Parametrelerinin Kompozit Mukavemetine Etkileri	67
4.2.2 Yeni Yama Yöntemlerinin Kompozit Mukavemetine Etkileri	68
4.3 Deneysel ve Nümerik Sonuçların Karşılaştırılması	77
4.4 Değerlendirme	79

KAYNAKLAR	82
------------------------	-----------



ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 1.1 Sandviç kompozit	2
Şekil 1.2 Kabuk kırışması hasar modu.....	3
Şekil 1.3 Yama tamir atı şematik gösterimi	10
Şekil 1.4 Alternatif yama tamir atı şematik gösterimi.	11
Şekil 1.5 Eğik tamir şematik gösterimi	11
Şekil 1.6 Basamak tamir şematik gösterimi	12
Şekil 2.1 Vakum infüzyon yöntemi şematik gösterimi.....	21
Şekil 2.2 Kompozit üretimi.....	21
Şekil 2.3 Çekme test sistemi.	22
Şekil 2.4 Test sonrası hasarlı numune.....	23
Şekil 2.5 Gerilme-Şekil değiştirme diyagramı (Fiber yönü (0^0)).....	23
Şekil 2.6 Gerilme-Şekil değiştirme diyagramı (Fibere dik yön (90^0)).....	23
Şekil 2.7 Basma test sistemi.....	24
Şekil 2.8 Gerilme-Şekil Değiştirme diyagramı (Fiber yönü (0^0)).....	24
Şekil 2.9 Gerilme-Şekil Değiştirme diyagramı (Fibere dik yön (90^0)).....	25
Şekil 2.10 Kayma test numunesi.....	25
Şekil 2.11 Gerilme-Şekil Değiştirme diyagramı.....	26
Şekil 2.12 Basma Testi Gerilme-Şekil Değiştirme diyagramı (Çekirdek).....	26
Şekil 2.13 Köpük Basma modülü hesabı.	27
Şekil 2.14 Çekme Testi Gerilme-Şekil Değiştirme diyagramı (Çekirdek)	27
Şekil 2.15 Köpük çekme modülü hesabı.....	28
Şekil 2.16 Üç nokta eğilme test fikstürü	28
Şekil 2.17 Üç nokta eğilme testi kuvvet-çökme grafiği.....	29
Şekil 3.1 Kompozit modellemesinde temel yaklaşımlar.....	32
Şekil 3.2 Kompozit modülünün model çözümünde getireceği yenilikler.....	34
Şekil 3.3 Fiber hasarları şematik gösterimi.....	36
Şekil 3.4 Matris hasarları şematik gösterimi.....	36
Şekil 3.5 Üç nokta eğilme deneyi şematik gösterimi	39
Şekil 3.6 Üç nokta eğilme modeli mesh yapısı.	40
Şekil 3.7 Üç nokta eğilme modeli sınır koşulları	40

Şekil 3.8	Modellenen tamir tasarımları şematik gösterimi	41
Şekil 3.9	Üç nokta eğilme modeli mesh yapısı ve sınır koşulları.	42
Şekil 3.10	Fractovis Plus darbe cihazı.	43
Şekil 3.11	Darbe sonrası meydana gelen hasar boyutları	44
Şekil 3.12	Hasarlı bölgenin kompozit gövdesinden boşaltılması	45
Şekil 3.13	Örnek tamir uygulaması.....	45
Şekil 3.14	Üç nokta eğilme test düzeneği.	46
Şekil 3.15	Alternatif yama tamiratları için hazırlanan numuneler	46
Şekil 3.16	Alternatif yama tamiraty test numuneleri	47
Şekil 3.17	Alternatif yama tamiraty numuneleri kesit görünüşleri.....	48
Şekil 3.18	Alternatif yama tamiraty üç nokta eğilme testleri	48
Şekil 4.1	Darbe sonrası üç nokta eğilme testi çizgisel kuvvet-çökme grafikleri.	49
Şekil 4.2	Baz numune üç nokta eğilme testi çizgisel kuvvet-çökme grafikleri	50
Şekil 4.3	Baz numuneye ait hasar görüntüsü.	50
Şekil 4.4	Baz numuneye ait eşdeğer gerilme dağılımı.....	51
Şekil 4.5	Klasik yama tamiri ile tamir edilmiş numunenin kuvvet-çökme grafikleri	52
Şekil 4.6	Klasik yama tamiri ile tamir edilmiş numune eşdeğer gerilme dağılımı..	52
Şekil 4.7	Farklı yama kalınlıkları ile modellenmiş numunelere ait kuvvet-çökme grafikleri.....	53
Şekil 4.8	Farklı bindirme uzunlukları ile modellenmiş numunelere ait kuvvet-çökme grafikleri.....	53
Şekil 4.9	İki kat yama ile modellenmiş numuneye ait şekil değiştirme dağılımları	54
Şekil 4.10	Üç kat yama ile modellenmiş numuneye ait şekil değiştirme dağılımları.	55
Şekil 4.11	Dört kat yama ile modellenmiş numuneye ait şekil değiştirme dağılımları	55
Şekil 4.12	Altı kat yama ile modellenmiş numuneye ait şekil değiştirme dağılımları	55
Şekil 4.13	Sekiz kat yama ile modellenmiş numuneye ait şekil değiştirme dağılımları	56
Şekil 4.14	Yeni yama yöntemleri üç nokta eğilme modeli kuvvet-çökme grafikleri	56

Şekil 4.15 Klasik ve yeni yama yöntemleri ile elde edilen maksimum kuvvet değerlerinin karşılaştırılması.....	57
Şekil 4.16 Baz numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları	58
Şekil 4.17 Klasik yama tamiri yapılan numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları	58
Şekil 4.18 YT1 numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları	59
Şekil 4.19 YT2 numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları	59
Şekil 4.20 YT3 numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları	59
Şekil 4.21 YT4 numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları	60
Şekil 4.22 Klasik ve yeni yama yöntemleri ile elde edilen eşdeğer gerilme dağılımları karşılaştırması (izometrik görünüş)	61
Şekil 4.23 Baz numune modeli birim hacim başına sönmömlenen enerji dağılımı.....	62
Şekil 4.24 KYT modeli birim hacim başına sönmömlenen enerji dağılımı.....	63
Şekil 4.25 YT1 modeli birim hacim başına sönmömlenen enerji dağılımı.....	63
Şekil 4.26 YT2 modeli birim hacim başına sönmömlenen enerji dağılımı.....	63
Şekil 4.27 YT3 modeli birim hacim başına sönmömlenen enerji dağılımı.....	64
Şekil 4.28 YT4 modeli birim hacim başına sönmömlenen enerji dağılımı.....	64
Şekil 4.29 Yeni yöntem analizleri maksimum hasar dağılımı karşılaştırması I.....	65
Şekil 4.30 Yeni yöntem analizleri maksimum hasar dağılımı karşılaştırması II	66
Şekil 4.31 Farklı yama kalınlığına sahip numunelerin üç nokta eğilme testi kuvvet-çökme grafikleri	67
Şekil 4.32 Farklı bindirme uzunluğuna sahip numunelerin üç nokta eğilme testi kuvvet-çökme grafikleri	68
Şekil 4.33 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 70 mm genişlik 35 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri.....	69
Şekil 4.34 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 80 mm genişlik 35 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri.....	70
Şekil 4.35 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 90 mm genişlik 35 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri.....	70
Şekil 4.36 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 70 mm genişlik 50 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri.....	71

Şekil 4.37 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 80 mm genişlik 50 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri.....	72
Şekil 4.38 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 90 mm genişlik 50 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri.....	72
Şekil 4.39 Klasik yama tamiri uygulanmış numune çizgisel kuvvet-çökme eğrisinin yama çapı değişimi ile değişimi	73
Şekil 4.40 YT 1 yöntemi ile tamir edilmiş numune çizgisel kuvvet-çökme eğrisinin yama çapı değişimi ile değişimi	74
Şekil 4.41 YT 2 yöntemi ile tamir edilmiş numune çizgisel kuvvet-çökme eğrisinin yama çapı değişimi ile değişimi	74
Şekil 4.42 YT 3 yöntemi ile tamir edilmiş numune çizgisel kuvvet-çökme eğrisinin yama çapı değişimi ile değişimi	75
Şekil 4.43 YT 4 yöntemi ile tamir edilmiş numune çizgisel kuvvet-çökme eğrisinin yama çapı değişimi ile değişimi	75
Şekil 4.44 Farklı genişlikler için boyutsuz kuvvetin boyutsuz çapa göre değişimi ...	76
Şekil 4.45 Farklı yama kalınlıkları ile tamir edilmiş numuneler için deney ve analiz sonuçları karşılaştırması.....	77
Şekil 4.46 Farklı bindirme uzunlukları ile tamir edilmiş numuneler için deney ve analiz sonuçları karşılaştırması	78
Şekil 4.47 3 kat yama tabakası ve 100 mm bindirme uzunluğu ile uygulanmış yeni tamir yöntemlerinin deney ve analiz sonuçları karşılaştırması	79

TABLÖLAR LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 2.1 Cam fiber kompozit plaka mekanik özellikleri.....	29
Tablo 2.2 Karbon fiber kompozit plaka mekanik özellikleri.	29
Tablo 2.3 Airex C70 Köpük mekanik özellikleri.....	29
Tablo 3.1 Yeni yama yöntemleri test matrisi.	47



BÖLÜM BİR

GİRİŞ

1.1 Kompozit Malzemeler

Kompozit malzemeler modern yapı malzemeleri arasında yerini alalı uzun zaman olmamasına rağmen bu kısa zaman içerisinde önemli derecede ilerleme kaydetmiştir. Düşük yoğunluk, yüksek mukavemet, uzun yorulma ömrü ve dizayn esnekliği gibi özellikleri bu malzemelerin havacılık, otomotiv, denizcilik ve bunlar gibi daha birçok alanda kullanılmasının en temel sebepleridir. Kompozit malzemeyi kısaca, iki veya daha çok malzemenin makro seviyede birleştirilmesiyle oluşturulan ve yeni özelliklere sahip malzeme olarak tanımlayabiliriz. Kompozit malzemeler üç fazdan oluşmaktadır,

- Matris fazı,
- Takviye fazı,
- Ara yüzey.

Matris fazı sürekli ve ana fazdır, kullanılan takviyeyi bir arada tutar ve böylece uygulanan yükü paylaşırlar. Diğer taraftan takviye fazı matris içerisindeki ikincil fazdır, matrisin mukavemetini artırır. Ara yüzey ise matris ile takviye fazı arasındaki yapışmayı belirler.

Kompozit malzemeleri matris malzemesine ve kullanılan takviye malzemesine göre sınıflandırmak mümkündür.

Matrise göre

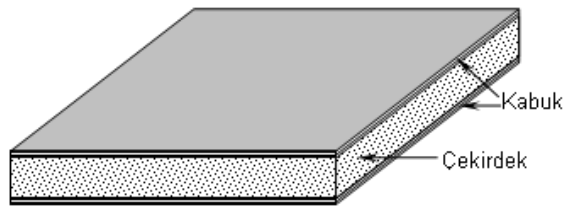
- Polimer matris kompozitler,
- Metal matris kompozitler,
- Seramik matris kompozitler.

Takviyeye göre

- Elyaf takviyeli kompozitler,
- Parçacık takviyeli kompozitler,
- Tabakalı kompozitler.

Farklı kullanım alanlarında kendilerine yer bulan bu malzemeler yüksek dayanım, yüksek rijitlik, düşük yoğunluk, yüksek yorulma dayanımı, yüksek aşınma ve korozyon direnci ve istenilen yönde ısıl ve termal özellikler sağlayabilecek şekilde üretilebiliyor olması en büyük avantajlarıdır. Diğer taraftan maliyetlerinin yüksek olması, işleme güçlüğü, geri dönüşümün genellikle olmayışı ve bazı tip kompozit malzemelerde metallere göre daha zor üretim yapıyor olması dezavantajları olarak sıralanabilir.

Teknolojinin gelişmesi ile birlikte gereksinimler de farklılaşmıştır. Bazen bu gereksinimleri karşılamada geleneksel malzemeler yetersiz kalmaktadır. Özellikle deniz taşıtları, rüzgâr türbin kanatları, uçak gövdeleri ve uzay araçlarında yüksek mukavemetin yanında yapının hafifliği istenmektedir. Bu gereksinimleri karşılamaya yönelik kullanılan fiber takviyeli kompozitler bu özellikleri sağlamakta ancak eğilme rijitlikleri bakımından yeterli mukavemeti gösterememektedirler. Fiber takviyeli kompozitlerin kalınlıkları artırılarak eğilme rijitlikleri istenilen seviyeye getirilebilir. Fakat bu işlem ağırlığı oldukça artırır. Ağırlığı çok fazla arttırmadan kalınlığı arttırmanın yolu ise sandviç yapı kullanmaktır. Sandviç kompozitler iç tarafta çekirdek, dış tarafta ise kabuk yapısından meydana gelir. Çekirdek, kabuğa göre daha kalın fakat yoğunluğu ve dayanımı oldukça düşük olan malzemelerden oluşurken, kabuk ise, çekirdeğin dış tarafında bulunan fiber takviyeli kompozit (bu çalışma için) plakalardan meydana gelir.



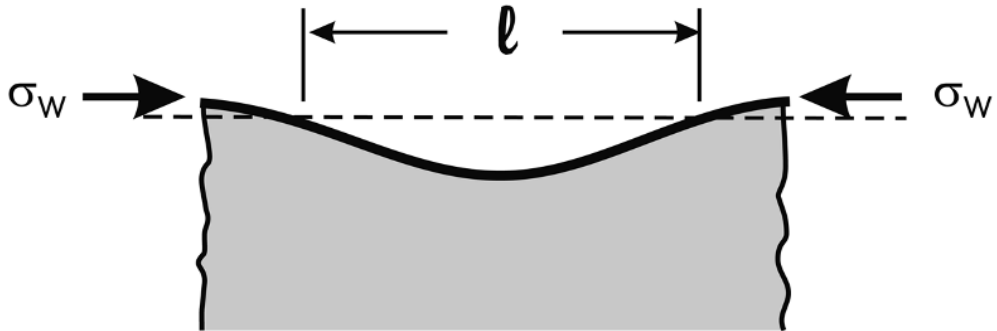
Şekil 1.1 Sandviç kompozit (Carlsson ve Kardometas, 2011)

1.2 Sandviç Kompozitler

Sandviç yapılar tipik olarak çekirdek adı verilen kalın ve hafif malzemeye yapıştırılmış dayanıklı ve rijit, göreceli olarak daha yoğun iki ince kabuk (genellikle metal veya fiber kompozit) malzemeden oluşmaktadır. Bu konsept kabuk malzemesinin eğilme yüklerini desteklediği ve yük altındaki sandviç panelde çekirdeğin kabuk malzemeleri arasındaki kesme kuvvetini transfer ettiği durumlarda iki boyutta bir I kiriş gibi davranır.

Sandviç yapıların ağırlıkları kritik yapıların optimizasyonuna izin vermektedir. Uçaklar, uzay yapıları, spor malzemeleri, deniz taşıtları ve parçaları, rüzgar enerjisi üretimi için türbin kanatları bunlara örnek olarak verilebilir. Çok etkili bir yük taşıma yapısı sağlamanın yanı sıra, sandviç kavramı, çok fonksiyonlu yapıların tasarımını mümkün kılmaktadır. Gelişmiş yapısal uygulamalara ek olarak, sandviç konsepti oluklu mukavva gibi ambalaj malzemelerinde uzun süredir kullanılmaktadır.

Çekme ve bası yükleri altında kabukta meydana gelecek hasarlar ve çekirdekte meydana gelecek kesme kuvveti dolayısıyla farklı hasar tipleri oluşturabilmektedir. Örnek bir hasar modu kabuk kırışması (Face wrinkling), Şekil 1.2 de verilmiştir. Böyle bir hasar modu, düzlem içi tek eksenli sıkıştırma yüklemesi altında yumuşak homojen çekirdekli (örneğin polimer köpük veya balsa ahşap çekirdekli) sandviç kiriş ve panellerde ortaya çıkabilir.



Şekil 1.2 Kabuk kırışması hasar modu (Carlsson ve Kardometas, 2011)

1.2.1 Çekirdek

Çekirdek malzemeler iki geniş kategoride, yani "hücresel" ve "yapısal" olarak sınıflandırılır. Hücresel, materyalin, tekrar doldurma tarzında duvarlarla çevrili açık alan içeren "hücreler"den oluştuğunu ve dolayısıyla boşluk doldurmanın sağlandığını ima eder. Hücresel köpükler, örneğin polimer veya metal köpükler, bal peteği çekirdeği ve balsa ahşabı, yapısal uygulamalarda çok yaygındır. Ağ yapılı çekirdek, sürekli bir ağdan oluşan yapısal bir çekirdektir. Yüzleri birbirinden ayıran şekilde katı bir materyalden yapılmış ve kayma kuvvetlerinin aktarılmasında etkili olur. Sandviç paneller için çekirdekler, web çekirdeği, petekli çekirdek, köpükler ve balsa ahşabı olarak gruplandırılmıştır. Çekirdek genel olarak sandviç malzemelerin zayıf bileşenidir.

1.2.2 Kabuk

Kabuk malzemeleri eğilmeye karşı dirençli olmaları için mutlaka çekme ve basma dayanımları yüksek malzemeler olmalıdır. Yüksek elastik modüllü malzemelerden örneğin kompozit tabakalar veya hafif alaşımlardan seçilmelilerdir.

Kompozit kabuklar tipik olarak tek yönlü fiber kumaşların tasarlanan şekilde dizilmesi ve matris fazı ile bir araya getirilmesi sonucu oluşurlar. Kabuklar isteğe göre ayrı ayrı üretilip sonrasında çekirdek malzemesine yapıştırma yoluyla üretilebileceği gibi, gemicilik alanında sıklıkla kullanılan el yatırma metoduyla uygulanıp oda sıcaklığında kürlenerek üretilebilmektedir. Vakum paketlenme kullanılmadığı uygulamalarda kompozit malzeme içerisinde yüksek oranda boşluk oluşumu gözlenmektedir. Vakum paketlenme kullanımı bu boşlukların oluşumunu en aza indirmekte ve kabuk ve çekirdek arasındaki yapışmayı oldukça geliştirmektedir.

Bu sebeplerle yapıların gövdelerinde kullanılan sandviç kompozitler genellikle vakum infüzyon yöntemi ile üretilir. Üretim esnasında kompozitte reçine ile ıslanmayan bölgeler endüstriyel uygulamalarda sıklıkla karşılaşılan bir problemdir. Ayrıca parçalar uygulama alanlarında çeşitli yüklemeler sonucu hasara uğrayabilir.

Lokal olarak ıslanmamış ürün veya hasara uğramış kompozit gövdenin tamamen değişmesi hem çok masraflı hem zor hem de bazen mümkün değildir. Bu yüzden hasarlı bu parçaları geri kazandırmaya yönelik onarım yöntemlerine başvurulur. Uygulanacak onarım yöntemi hasarın durumuna ve parçanın kullanım yerine göre farklılıklar gösterse de onarımda temel hedef hasarlı parçanın ilk tasarım şartlarını karşılayacak şekilde onarılmasıdır.

1.3 Kompozit Malzemelerin Tamirâtı

Kompozitler havacılık, deniz, otomotiv, taşımacılık ve spor ekipman pazarı gibi çok çeşitli uygulamalarda kullanılmaktadır. Elyaf takviyeli kompozit sandviç yapıların artan kullanımı ile yapısal bütünlüğünden ödün vermeden parçanın orijinal tasarım gücünü eski haline getirecek onarım metotlarının geliştirilmesi gereklidir. Ana kaygılardan biri, büyük onarımların mukavemeti yeniden sağlamak için her zaman gerekli olup olmadığı veya bunun yerine daha küçük, daha az müdahaleci onarımların uygulanabilirliği olmaktadır. Kompozit bileşenlerinin hasar görmesi her zaman gözle görülebilir hasarlar olmamaktadır. Hasarın derecesi malzemenin yapısal bileşenleri için en uygun olarak belirlenmiş tahribatsız test yöntemleriyle belirlenebilmektedir.

Alternatif olarak hasar görmüş bir bölge yüzey üzerine yapılacak basit bir vurma işlemi sırasında malzeme yüzeyinde ses dinlenerek tespit edilebilir. Hasarlı bölgelerden daha sönük bir ses çıkacaktır böylece hasarlı ve hasarsız bölge sınırları tespit edilerek onarım alanı belirlenebilir.

Kompozitte oluşacak hasarların fark edilmesi ve muayene edilmesi için bu malzemelerin düzenli bakım programlarına tabi tutulmaları gerekmektedir. Zarar görme eğilimi daha yüksek olan parça veya bölgelere bu kontrollerde özellikle dikkat edilmelidir.

1.3.1 Tamiratın Hedefleri

Kompozit yapıların tamirâtı hasarlı veya düşük mukavemette tasarlanmış parçaların ömürlerini makul maliyetlerde arttırmak üzere kullanılır. Bu tip onarımda hedefler;

- Hasar giderme,
- Yorulma ömrü arttırma,
- Çatlak giderme,
- Korozyon onarımı olarak sıralanabilir.

Meydana gelen hasarın durumuna ve tamirat yapılacak bölgenin boyutuna göre hasar gidermek üzere tamirat uygulaması hasar gidermek üzere gerçekleştirilir. Diğer taraftan düşük ölçütlerde tasarlanmış parçalarda herhangi çatlama veya başka bir hasar gözlemlenmez ancak malzeme yorulma ömrü dikkate alındığında belirli kullanım süresini dolduran parçalarda bu durum endişe yaratmaktadır. Bununla birlikte kullanım ömrünün sınırına gelen parçalarda oluşan bu koşulların giderilmesi için yeniden tasarım ve imalat yapılarak değişime gidilmesi gerekir ki bu oldukça maliyetlidir. Yorulma ömrünü arttırma bu gibi düşük tasarımlı yapılan parçalara kompozit yama tamirâtı uygulanmasını ifade eder. Böylelikle parça üzerindeki gerilme seviyeleri düşürülür. Yine aynı şekilde çatlak giderme amacıyla yapılan tamiratlarda ise temel hedef çatlağın ilerlemesini durdurmak veya çatlak ilerleme hızını mümkün olan en alt seviyelere getirmektir. Korozyon onarımında ise hasar alanındaki malzemeler tamamen boşaltılır ve yük taşıma kapasitesini geri kazandırmak üzere dolgu malzemesi ve yama ile tekrar takviye edilir.

1.3.2 Tamirat Aşamaları

Tamirat aşamalarını üç başlık altında inceleyebiliriz,

- Hasarın yapısal değerlendirmesi,
- Tamir tasarımı ve analiz,
- Tamir montajı ve kontrol.

Onarım tasarlanmadan önce hatalı yapının değerlendirilmesi gerekmektedir. Malzemedeki kusur düşük tasarlanmış olmasından veya çatlama, korozyon gibi fiili hasarlardan kaynaklı olabilir. Bu tür bir değerlendirme sadece yapısal tasarım detaylarını değil aynı zamanda yapının kullanım ömrü boyunca ve hasar sebebiyle maruz kaldığı doğal ve tetiklenmiş ortamları göz önüne alır. Onarım orijinal yapının karşılaması gereken tüm koşulları yerine getirmelidir. Bu koşullar arasında sınırlayıcı olmamak şartıyla nihai yükler, dayanıklılık, hasar toleransı, çevre, uyum, işlev gibi özellikler sıralanabilir ancak sadece bunlarla sınırlı değildir. Bununla birlikte emekliliğe ayrılacak bir parça üzerinde yapılacak ömür uzatma çalışmasında yapılacak tamiratta bazı durumlar için geçerli olmak şartıyla orijinal malzemeden daha düşük kapasiteli onarımlar gerçekleştirilebilir. Bu durum sadece uygun performans özelliklerine sahip olacak bir onarım tasarlamak için gereklidir.

Tamir edilecek malzeme bilgisi elde edildiğinde tamirat tasarımı başlayabilir. Tamiratın tasarımında iki ilave alan hasarın kaynağı ve tamiratın uygulanmasıdır. Tamiratın uygulanması ve gereksinimlerin incelenmesi tamirat tasarım sürecinin bir parçası olarak kabul edilirse uygulama esnasında karşılaşılabilecek problemler en alt seviyeye indirgenmiş olur. Uygun bir şekilde tasarlanmış bir tamir doğru şekilde uygulanmadığı takdirde performans kriterlerini karşılayamayacaktır.

1.3.2.1 Hasarın yapısal değerlendirmesi

Tamirat tasarımının başlangıç noktası yapının iyi anlaşılmasıdır. Bu ise yük dağılımı, gerilmeler, geometri, çevre ve fonksiyonun yanı sıra tamir edilecek kusurun anlaşılması olarak sıralanabilir. Aşağıda verilen liste uygun bir tamirat tasarlamak için gerekli olabilecek bilgileri içermektedir.

- Tamir edilecek parçanın malzeme tipi ve geometrisi,
- Boyut kısıtlamaları,
- Konum kısıtlamaları,
- Ağırlık ve denge,
- Aerodinamik kısıtlar,

- Çevresel koşullar,
- Gerilme seviyeleri,
- Yükleme,
- Yüzey hazırlama kısıtları,
- Tamir malzemeleri, ekipmanları ve tamir ortamının hazırlığı ve uygunluğu.

1.3.2.2 Tamiratın Tasarımı

Onarım tasarımı, statik mukavemeti, dayanıklılığı, fonksiyonu, uyum ve denetimi ele almalı ve geçerli hasar toleransını göz önünde bulundurmalıdır. Yapısal ve yapısal olmayan kısıtlamalar da ele alınmalıdır. Yapısal kısıtlamalar, onarımın nasıl uyduğu veya tasarım sırasında hesaba katılması gereken mevcut yapı var mı gibi öğeleri içerir. İlk yama tasarımı, onarılacak yapının geometrisine uymalıdır. Tamiratın tasarımında göz önünde bulundurulacak kriterler aşağıdaki gibi sıralanmaktadır.

- Yapıştırılmalı veya mekanik bağlantı,
- Yapılacak yamanın boyutu ve şekli,
- Tamirat malzemesinin seçimi,
- Tamir tasarımın analizi,
- Uygulama öncesi kontrol.

Kolay onarımlar genellikle küçüktür ya da bileşenin yapısal bütünlüğünü etkilemez. Bu tip onarımlar lamina veya sandviç paneller için belirtilen basit talimatlara uymak suretiyle yapılır. Hasar geniş olduğu ve yapısal kısmın yerini alması gerektiğinde ise karmaşık onarımlara ihtiyaç vardır.

Bileşenin performansı için malzemelerin en iyi şekilde seçimleri yapılmalı tamir edilecek malzeme ile aynı elyafların, kumaşların ve matris reçinelerinin kullanılması önem taşımaktadır. Herhangi bir alternatif seçimin ise dikkatli bir şekilde değerlendirilmesi gerekmektedir. Önerilen tamir planı, yapı için orijinal tasarım gerekliliklerini karşılamalıdır.

1.3.2.3 Tamiratın Uygulanması

Yapıştırırmalı tamiratlarda ilk olarak üzerinde durulması gerekenler,

- Yüzey hazırlama,
- Isıtma metotları,
- Basınçlandırma metotları,
- Kürleme süreci,
- Tespitler olarak sıralanabilir.

Hali hazırda kullanımda olan bileşenler için kompozit onarımı gerektiğinde, hasarın durumuna göre onarımlar bu işi yapacak daha nitelikli bir uzmana, atölye ekipmanına ihtiyaç duyar ve böyle durumlarda parçanın daha uygun bir zaman ve mekânda onarılması gerekir. Geçici tamirat bu tip durumlarda yapılır ve parçanın kalıcı tamiri yapılana dek geçecek sürede sağlıklı çalışmasına yardım eder. Genellikle “belt and brace” (kuşaklama) yaklaşımı uygulanır ve bileşen daha sonraki bir tarihte onarılabilir.

Kalıcı tamiratta ise lamine ve sandviç kompozit tamirleri için onaylanmış genel kurallara uyulmalıdır. Bu tamir işlemleri, yüksek kaliteyi sağlamak için kontrollü atölye alanlarında yapılmalıdır. İyi ortam temizliği ve onarımın detayına verilen önem başarıyı sağlayacaktır.

1.3.3 Sandviç Kompozit Tamirat Yöntemleri

Sandviç kompozitler gerek üretimleri sırasında meydana gelen olumsuzluklar (reçine ile ıslanmayan bölgeler) gerekse işletme sırasında üzerine gelen yüklerle bölgesel olarak hasara uğrayabilmektedir. Bu hasarlar yüzünden kompozit yapının tamamen değiştirilmesi bazen çok zor, bazen ise imkânsızdır. Bu bakımdan bu parçaların onarımı büyük önem arz eder.

Kompozitin yapısal tamiratının en temel amacı malzemeye uygulanan yükü tamamen karşılamak ve oluşan gerilmeyi düzgün şekilde yaymaktır. Bunun için tamir

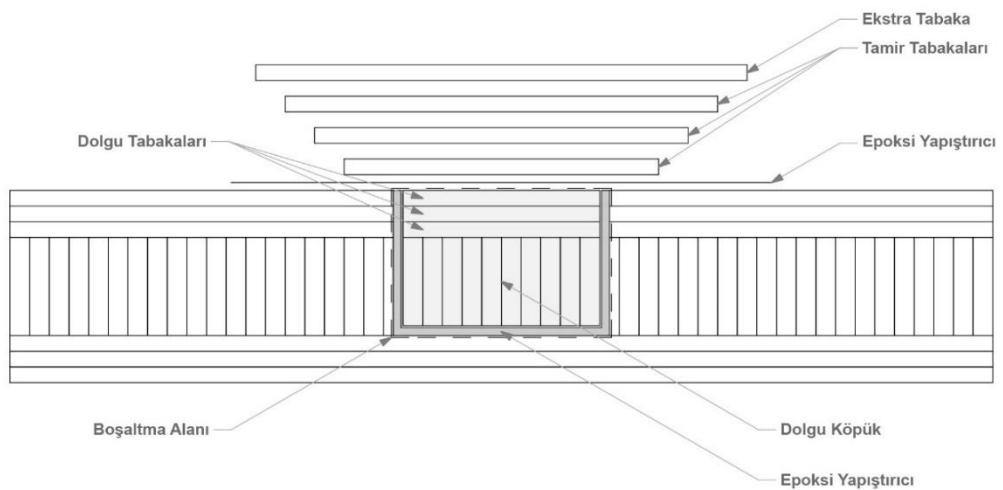
malzemeleri mutlaka üst üste gelmeli ve orijinal tabakalarla uygun şekilde yapışmalıdır. Bu amaca hizmet eden en temel üç metot ise Armstrong (2003),

- Yama tamiri,
- Eğik tamir,
- Basamak tipi tamir, olarak sıralanabilir.

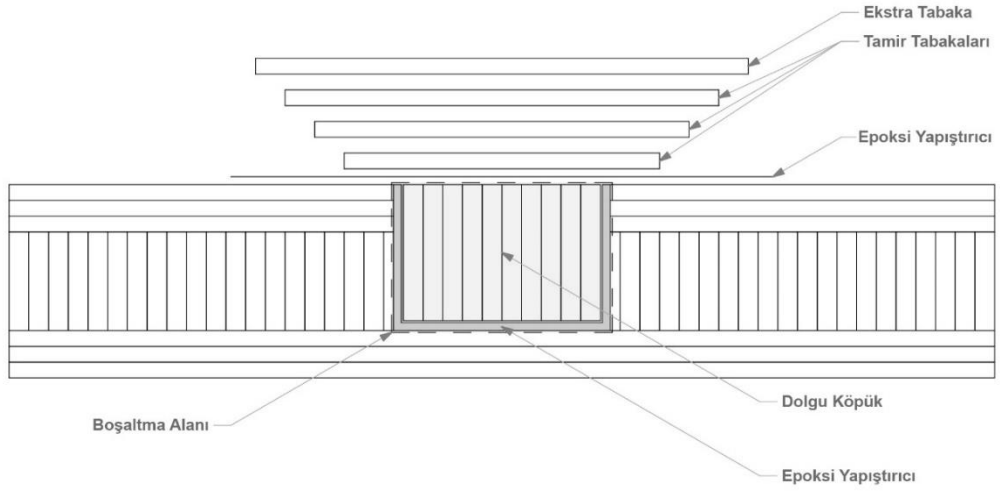
1.3.3.1 Yama Tamiri

Bu tamir yönteminde hasar gören malzemenin hasarlı kısmı boşaltılır ve kalınlık boyunca tamir malzemesi ile doldurulduktan sonra tamir tabakaları malzeme yüzeyine yapıştırılmak suretiyle tamir tamamlanır. Bu tamir yönteminin şematik gösterimi Şekil 1.3 ve Şekil 1.4'te verilmiştir.

Bu tip tamiratta, tamiratın hızlı ve basitçe yapılıyor olması ve çok fazla hazırlık aşaması gerektirmemesi avantajlarıken, tamir edilen numunenin ilk haline göre daha kalın ve ağır olması dezavantajı olarak ortaya çıkmaktadır. Bu tip tamiratlarda güzel bir yapışma sağlanması için yüzeyin uygun şekilde hazırlanması büyük önem taşımaktadır.



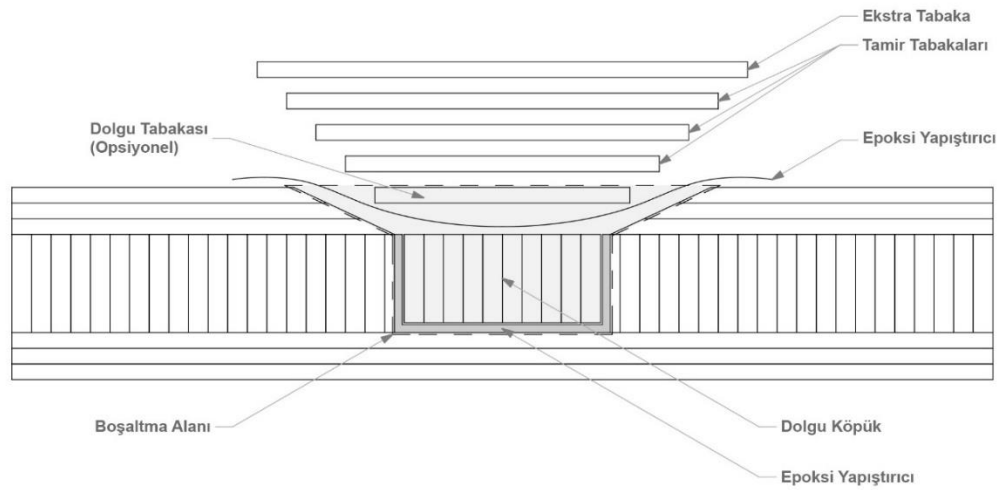
Şekil 1.3 Yama tamir şematik gösterimi (Hexcel Composites, 1999)



Şekil 1.4 Alternatif yama tamirati şematik gösterimi (Hexcel Composites, 1999)

1.3.3.2 Eğik Tamir

Eğik tamiratta boşaltılmış kısmın çevresindeki alan, kompozit yüzey kabuğundaki her katmanın bir bölümünü ortaya çıkaracak şekilde zımparalanmak suretiyle tamir bölgesi hazırlanır ve yama tamirinde olduğu gibi dolgu ve tamir tabakaları kullanılarak işlemler tekrar edilir. Bu tamiratın şematik gösterimi Şekil 1.5’te gösterilmiştir.



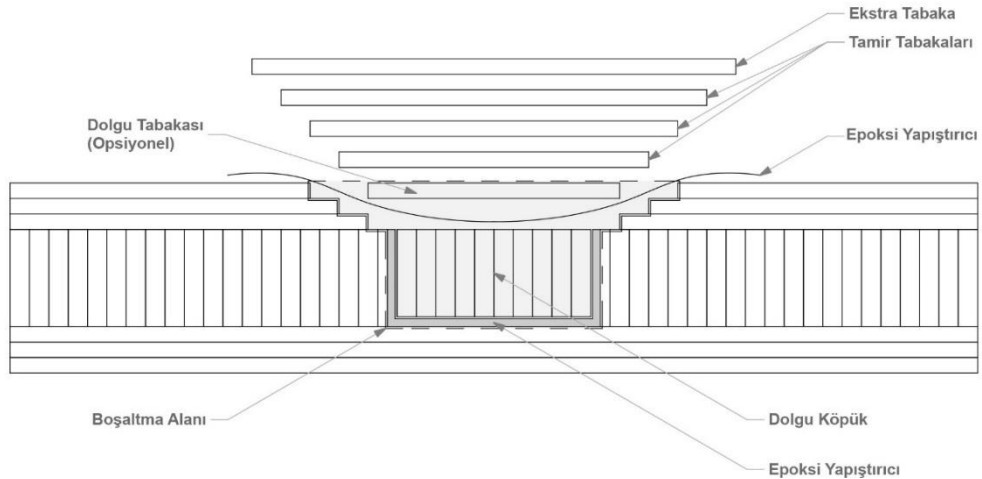
Şekil 1.5 Eğik tamir şematik gösterimi (Hexcel Composites, 1999)

Eğik tamirat yapıldıktan sonra, malzemenin orijinalinden sadece biraz daha kalın olması en büyük avantajı iken kullanılan her tamir tabakasının bir önceki tamir

tabakasını daha iyi örtmesi ve orijinal malzemenin yüzeyi ile daha iyi yapışma sağlanması düz yama yöntemine göre daha avantajlı olmasını sağlamaktadır. Diğer taraftan tamiratın oldukça zaman alıcı olması, yüksek beceri gerektirmesi ve başarılı bir tamirat gerçekleştirmenin zor olması dezavantajlarıdır.

1.3.3.3 Basamak Tipi Tamir

Bu tamirat yönteminde kompozit kabuk yüzeyi zımparalanarak her tabakanın düz bir bandı açığa çıkarılır ve kademeli bir yüzey elde edilir. Tipik olarak bu basamaklar 25-50 mm uzunlukları arasında seçilmektedir. Daha sonra tamirat işlemleri diğer yöntemlerde izlenen prosedür izlenerek devam etmektedir. Basamak tipi tamirin şematik gösterimi Şekil 1.6 da gösterilmektedir.



Şekil 1.6 Basamak tamir şematik gösterimi (Hexcel Composites, 1999)

Bu tamiratın sağladığı avantajlar eğik tip tamiratın sağladığı avantajlarla aynı olmakla beraber tamiratın aşırı derecede zor gerçekleştiriliyor olması en büyük dezavantajıdır.

Tamirat yönteminin, kullanılan malzemenin ve uygulamanın dışında tamirata başlamadan önce hasarlı bölgenin tespiti büyük önem taşımaktadır. Hasarlı bir kompozitte tamirinden önce hasarlı bölgenin tahribatsız muayene yöntemleri ile tayin edilmesi Karbhari (2013) ve böylece hasarlı bölgenin çıkarılması sırasında sağlam

bölge kaybının minimuma indirilmesi gerekir. Hangi tamir yöntemi uygulanırsa uygulansın değişmeyecek bir diğer hassas konu ise hasarlı bölgenin uygun teçhizat ile kompozit yapıdan ayrılması işlemidir. Katnam, Da Silva ve Young (2013), yaptıkları çalışmada en etkili malzeme çıkarım işleminin talaşlı imalat yöntemi uygulanarak elde edildiğini belirtmişlerdir. Bu metot karmaşık geometrilere sahip kompozit yapılarda dahi iyi sonuçlar vermekte ve talaş kaldırma işlemi sırasında uygulanan kuvvetler ve ekipmanın ısınmasından kaynaklı oluşabilecek hasarları minimum düzeye indirmektedir. Diğer taraftan yapılacak tamirat işlemleri ve kullanılacak parametrelerin etkilerini üretim öncesi görmek ve tasarım aşamasında bunlardan faydalanmak üzere sonlu elemanlar çalışmaları yürütülmelidir. Sonlu elemanlar analizlerinde ilk aşamada hasarın karakterize edilmesi gerekmektedir, hasarın karakterize edilmesi tamirat öncesi hasarlı bölgenin tespitinde önemli ölçüde yardım olacaktır. Bu alanda literatürde yapılmış birçok çalışma mevcuttur Di Sciuva ve Icardi (2001), Fatt ve Park (2001), Lacy ve Hwang (2003), Wu, Mu, ve Warnemuende (2003) Nguyen, Jacombs, Thomson, Hachenberg, ve Scott (2005), J. Wang, Waas, ve Wang (2013). Sonlu elemanlar yönteminde hasar analizleri yapıldıktan sonra ikinci aşamada ise, kompozite uygulanan veya uygulanması planlanan tamirat işleminin sayısal ortamda modellenmesi yapılması ve tamir verimliliğinin, tamir parametrelerinin incelemeleri yapılması önemlidir. Tamirat işlemleri oldukça zahmetli, ustalık gerektiren ve zaman alan işlemlerdir. Tüm bunların yanında bu tip çalışmaların yapılması oldukça maliyetlidir. Parametrik yapılacak çalışmalar ve denenecek yöntemlerin tamamen deneysel ortamda tasarlanması hem ekonomik hem de zamansal anlamda külfetlidir. Böyle bir çalışmaya başlamadan önce sayısal ortamda modelleme ve analizler yapıp uygun parametre ve yöntemler üzerinden deneysel çalışmalara başlanması araştırmalarda vakit ve maliyet açısından büyük avantajlar sağlamaktadır. Birçok araştırmacı konunun bu kısmıyla ilgili çalışmalarla literatüre önemli katkılar sağlamışlardır. Baker (1999), Odi ve Friend (2002), Mahdi, Kinloch, Matthews ve Crisfield (2003b), Okafor, Singh, Enemuoh ve Rao (2005), Campilho, De Moura, ve Domingues (2005), Albedah, Bachir Bouiadjra, Ouddad, Es-Saheb ve Binyahia (2011), Albedah, Bouiadjra, Aminallah, Es-Saheb ve Benyahia (2011), Li, Qing ve Liu (2011), F. Liu (2011), Caminero ve diğer. (2013).

Literatür incelendiğinde tamir yöntemleri ve tamiratın verimliliğini etkileyen parametreler ile ilgili çalışmalar bulunmakla birlikte bu çalışmaların büyük bir kısmı tabakalı kompozitler ile ilgili olarak yapılmıştır Hu ve Soutis (2000), Engels ve Becker (2002), Tse, Lau ve Wong (2002), X. Liu ve Wang (2007), Yala ve Megeueni (2009), Pinto, Campilho, De Moura ve Mendes (2010), A. Harman ve Rider (2011), Atas, Akgun, Dagdelen, Icten, ve Sarikanat (2011), Park ve Kong (2013), Shams ve El-Hajjar (2013), Cheng, Gong, Aivazzadeh ve Xiao (2014), Bendemra, Compston ve Crothers (2015); Benyahia, Aminallah, Albedah, Bouiadjra ve Achour (2015), Bouiadjra, Benyahia, Albedah, Bouiadjra ve Khan (2015), Gong, Cheng, Aivazzadeh ve Xiao (2015), Moreira ve Campilho (2015).

Kompozit üretiminde uygulanacak yöntem ne kadar önemli ise tamirat sırasında kullanılacak yöntemde aynı derecede önemli olmaktadır. Atas, Akgun, Dagdelen, Icten, ve Sarikanat (2011), VARIM ve el yatırma metodu uygulayarak tamir ettikleri numuneleri mekanik testlere tabi tutmuşlar ve VARIM metodu uygulanarak tamir edilen numunelerin daha iyi performans gösterdiğini belirtmişlerdir.

Deneysel olarak yapılan çalışmalar üretim zorluklarından dolayı oldukça azdır. Raju ve diğer. (2006) yaptıkları çalışmada poliüretan köpük ve bal peteği yapılarla sandviç kompozit üretmişler ve buradan elde ettikleri numunelere farklı enerji seviyelerinde darbe uygulamışlardır. Daha sonra, darbesiz, darbeli ve tamir görmüş numunelere dört nokta eğme ve yanal bası testleri uygulayarak tamir verimliliğini ölçmüşlerdir. Sonuç olarak tamir edilen numunelerin geri kazanım oranlarının her iki tip kompozit için yaklaşık olarak aynı eğilimi gösterdiğini ve darbe enerjisinin artmasıyla tamir verimliliğinin azaldığını belirtmişlerdir. Park ve Kong (2011), çalışmalarında darbe hasarı ölçümü ve kompozit yapının yama ile tamiri tekniği üzerine odaklanmışlardır. İlk olarak üretilen kompozitler iklimlendirilmiş ve bu kompozitler darbe testlerine tabi tutulmuştur. Çalışmada öncelikle darbe hasarı kriterini araştırmışlar ve hangi enerji seviyesindeki darbeden sonra tamirat yapılacağına karar vermişlerdir. Yeni bir tamir yöntemi geliştirmişler ve tamirlerini buna göre yapmışlardır. Son olarak numuneleri bası testlerine tabi tutmuşlar ve

dayanımlarını ölçülmüşlerdir. Yaptıkları deneyler sonucunda denedikleri bu metodun büyük oranda geri kazanım sağladığını göstermişlerdir.

Ramantani, Campilho, De Moura, ve Marques (2010), çalışmalarında yama ve eğik tamir yöntemleriyle tamir edilmiş kompozitlerin dört nokta eğme testindeki davranışlarını sonlu elemanlar yöntemiyle araştırmışlardır. Çalışmalarında bir hasar modeli geliştirmişler ve tamiratın performansını etkileyecek bindirme uzunluğu, yama kalınlığı, eğim açısı gibi parametreleri araştırmışlardır. Çalışmalarını numerik olarak yürütmüşler ve sonuç olarak bindirme uzunluğunun arttırılmasının tamir performansını arttırdığını ancak belli bir değerden sonra bu uzunluğun arttırılmasının daha fazla avantaj getirmeyeceğini göstermişlerdir. Aynı şekilde eğim açısının düşük değerlerinde bindirme uzunluğunun artmasıyla birlikte tamir performansının arttığını göstermişlerdir. Gunnion ve Herszberg (2006), eğik tamir yöntemini kullanarak, tabaka dizilimi ve kalınlığı, yapıştırıcı kalınlığı, eğim açısı gibi parametrelerin gerilme dağılımını nasıl etkilediği üzerine sonlu elemanlar yöntemi kullanarak bir çalışma yapmışlardır. Çakışmayan kompozit fiber bölgelerinin gerilmeler üzerinde neredeyse hiç etkisinin olmadığını, yapışma yüzeyinde meydana gelen gerilmelerin eğim açısının değişimiyle çok etkilendiğini ve parçanın tamamının fiber ile takviye edilmesinin (over-laminate) maksimum gerilme değerlerini önemli oranlarda düşürdüğünü göstermişlerdir. A. B. Harman ve Wang (2006), eğik yapıştırma tamiratu tasarım metotları üzerinde çalışmışlar, farklı fiber tipleri ve oryantasyonları ile eğim açısını parametre olarak incelemişlerdir. Çalışmalarını analitik ve sonlu elemanlar metodu ile gerçekleştirmişlerdir. Gerilme dağılımının bölgesel tabaka dizilimine bağlı olduğunu gözlemlemişler ve bu bağlamda farklı fiber veya oryantasyona sahip parçaların tamiratta kullanılması durumunda optimizasyon çalışmalarının faydalı sonuçlar getirmediğini belirtmişlerdir.

C. H. Wang ve Gunnion (2008) çalışmalarında eğik tamiratta sonlu elemanlar yöntemi ile elastik plastik analizler gerçekleştirmişler, tabaka dizilimi ve oryantasyonu, tabaka kalınlığı ve plastik akmanın gerilme dağılımına etkilerini araştırmışlardır. Sonrasında çalışmalarını ilerleterek üç boyutlu olarak tamirattaki gerilme dağılımını incelemişlerdir. Sonuçlarını doğrulamak için bir dizi deneysel

çalışma yapmışlardır. Analizler ve deneysel verilerden tabaka diziliminin tamirat mukavemetini etkilediğini ve buna en büyük etkinin kayma gerilmesi dağılımının olduğunu göstermişlerdir. C. H. Wang ve Gunnion (2009), çalışmalarında daha önceden yapılmış tasarım metotlarını incelemişler ve eğik tamir için genel bir optimizasyon problem modeli oluşturmuşlardır.

S. Liu, Guan, Guo, Sun, ve Kong (2013), kompozit parçaların tamir sonrası yanıl bası testine karşı performansını araştırmışlardır. Farklı kompozit malzemeleri (yüksek ve düşük sıcaklıklarda kürlenmiş prepreg) farklı eğim oranlarını ve tamir yöntemlerini (eğik ve basamaklı tip) karşılaştırmışlardır. Deneysel çalışmalarını nümerik analizlerle desteklemişler, nümerik ve deneysel sonuçların birbirine yakın olduklarını ifade etmişlerdir. Tzetzis ve Hogg (2008) ise vakum destekli reçine infüzyon yöntemi ile tamir tekniğini alternatif bir metot olarak incelemişlerdir. İki tip eğik tamirat tasarımı üç farklı eğim açısını göz önüne alarak çalışmalarını yapmış deneysel sonuçları sonlu elemanlar yöntemi kullanarak desteklemişlerdir. Mahdi, Kinloch, Matthews, ve Crisfield (2003a) yaptıkları çalışmada bal peteği sandviç kompozit yapı üzerinde yama ve eğik tamirat (iki farklı açıda) yöntemini uygulamışlar, farklı kürlenme sıcaklıklarında kürleme işlemini gerçekleştirmişlerdir. Tamir gören kompozitlerin mekanik performansını dört nokta eğilme, çekme ve basma testi ile ölçmüşlerdir. Eğik tamirat yönteminin çekme testinde yama tamir yönteminin ise bası testlerinde daha başarılı olduğunu, kürlenme sıcaklığının tamiratın verimliliği üzerinde önemli bir etkisinin olmadığını göstermişlerdir. Eğilme rijitliği yönünden ise 1/30 oranıyla eğim açılı tamir edilen numune hasarsız numune ile aynı değerde dayanım göstermiş, bunun dışında kalan tamir edilmiş bütün numuneler hasarsız numunelere göre daha başarılı sonuçlar göstermişlerdir. Mahdi ve diğer. (2003b) yine aynı kompozit malzemeleri kullanarak yaptığı bir diğer çalışmada ise bu sefer tamir ettikleri numunelerin yorulma davranışlarını incelemişlerdir. Bu çalışmaya göre ise 1/30 eğim oranlı yüksek sıcaklıkta kürlenmiş numuneler en iyi sonuçları vermiştir. 1/30 eğim oranlı düşük sıcaklıkta kürlenmiş numuneler bası testlerinde hasarları tamir bölgesinden vermiştir. 1/10 eğim oranlı numuneler basıda 1/30 oranlılarla yaklaşık olarak aynı dayanımı sergilemiş ancak çeki performansında geride kalmıştır. Bunun dışında bindirme yama tamiri testlerinde hem düşük sıcaklık hem yüksek sıcaklık kürlenme durumu için ise

hasarlar bası testlerinde bindirme bölgesinde çekide ise tamir bölgesinde gözlemlenmiştir. Ek olarak çekme testlerinde en düşük performans bindirme yama tamiri uygulanmış numunelerde gözlemlenmiştir.

Yapılan literatür taraması sonucunda genel olarak tamirat konusuyla ilgili birçok çalışmanın yapıldığı görülmektedir. Diğer yandan mevcut çalışmalar incelendiğinde bunların büyük bir bölümünün tabakalı kompozit malzemelerin tamirata üzerine odaklandığı görülmektedir. Literatür taramasında incelenen kırk beş çalışmanın yedi adeti sandviç kompozitlerin tamirata üzerine odaklanmış ve bunlardan sadece beşi deneysel çalışmalarla desteklenmiştir. Bu beş çalışmanın ise sadece ikisi parametrik çalışma olarak göze çarpmaktadır. Tamir parametreleri tabakalı ve sandviç kompozitler için çok büyük farklılıklar göstermese de sandviç ve tabakalı kompozitlerin kullanım alanları ve yapıları gereği maruz kaldığı yükler ve bunlara karşı reaksiyonları farklı olmaktadır. Bu açıdan düşünüldüğünde literatürde bu alanda yapılan parametrik çalışmaların yeterli bilgi birikimini sağlamadığı görülmektedir. Tasarım çalışmaları incelendiğinde ise, hasarsız bölgenin boşaltılmasını en düşük seviyelerde tutmaya yönelik olanlar dışında çalışma bulunmamaktadır.

Havacılık, vb. sektörlerde kullanılan kompozit yapıların/taşıtların hasarı sonucu bakımlarının yapılması hem servis dışı kalma kaynaklı yüksek maliyetler ile karşılaşılması hem de parça tedarik ve değişim sürelerinin uzun olması sebebi ile beklemeye alınmasında ki sorunlar nedeniyle tamir edilerek, servis hazır hale getirilmesi sektörel dinamikler açısından oldukça önemlidir. Uçak ve helikopterlerin taş/kuş çarpması gibi sıklıkla karşılaşılan durumlar neticesinde hasar alan gövdelerinin (eğer yapısal olarak değişim yerine tamir edilmesinde sakınca görülmeyecek düzeyde hasar oluşmuş ise) hızlı bir şekilde tamir edilmesi ve servise çıkması gerekmektedir. Bu bağlamda tamiratın performansı ve uygulanabilirliği önem arz etmekte ve bu alanda yapılacak çalışmalar önem kazanmaktadır.

Tamir görmüş bir kompozitte en kritik bölge tamir görmüş bölge ile sağlam bölge arasında fiberlerin süreksiz olduğu kısımdır. Uygulama yöntemleri ve literatürde yapılan çalışmalar incelendiğinde bu süreksiz bölgede mukavemeti arttırmak için

tamir tabakaları üzerine ek olarak yerleştirilen ekstra tabakalar kullanılmış ve bu ekstra tabakaların sayısının ve bindirme uzunluğunun artırılması suretiyle mukavemeti artırma yoluna gidilmiştir. Burada göz ardı edilen husus bu şekilde tamirat gören kompozitlerin ilk üretim haline göre daha kalın, ağır ve aerodinamik olarak ilk tasarım şartlarını sağlayamayacak duruma gelmesidir. Bu çalışmada ilk olarak sandviç kompozitlerin onarım parametrelerindeki değişimin tamir sonrası malzeme mukavemetine olan etkileri nümerik ve deneysel olarak incelenecek, sonraki aşamada ise bu parametreleri sabit tutarak tamir sonrası mukavemet değerlerini artırmaya yönelik alternatif yama yöntemlerinin nümerik ve deneysel çalışmaları gerçekleştirilecektir. Geliştirilecek yama yöntemlerinde temel yaklaşım sandviç kompozitin kabuk kısmının iç yüzeyine kompozit yapının bütünlüğünü bozmayacak şekilde fiber takviyesi yapılması ve yapılacak tamir işleminin uygulanabilir olması olacaktır. Fiber süreksizliğinin meydana geldiği bu bölgede bugüne kadar geliştirilen yöntemlerde sadece üst yüzeyde fiber takviyesi yapılmış, alt yüzeyde ise sadece yapıştırma işlemleri uygulanmıştır. Bu tip yapıştırırmalı bağlantıların yük altında oluşacak gerilmelere karşı hassas olması ve bölgenin fiber ile takviye edilmemesi tamir verimini düşüren ana sebep olmuştur. Özellikle eğilme momenti altında meydana gelen gerilmelere bu hassas bölgeler dayanamamakta ve hasar ilerlemektedir. Bu çalışmada yapılacak olan, sandviç kompozitin kabuk kısmında süreksizliklerin meydana geldiği iç ve dış yüzeyle ilgili olarak güçlendirme çalışmasına benzer veya aynı amaca yönelik herhangi çalışmaya rastlanılmamıştır. Bu şekilde yapılacak geliştirmelerin kompozit tamirat verimini önemli oranda etkileyeceği düşünülmektedir.

BÖLÜM İKİ

MALZEME

Sandviç kompozitlerin tamiratında kullanılan yöntemlerden en temeli yama tamiratıdır. Bunun dışında kalan yöntemler yama tamiratında görülen eksikliklerin giderilmesi veya yama tipi tamiratın getirdiği bazı dezavantajların ortadan kaldırılmasına yönelik çalışmalar sonucu ortaya çıkmıştır. Bu tip kompozit tamiratları oldukça zor, tecrübe gerektiren uygulamalardır. Tamirat sonrası mukavemet özelliklerini en çok etkileyen iki parametre bindirme uzunluğu ve uygulanan tamir tabakasının kalınlığıdır. Bu iki parametrenin artışı tamir bölgesindeki mukavemeti doğrudan etkilemekte ancak bu işlem aynı zamanda bindirme uzunluğu kadar bir bölge üzerinde kalınlığında artmasına sebep olmaktadır. Malzeme ilk üretim şartları düşünüldüğünde bazı durumlarda yapı mukavemet olarak istenilen koşulları sağlasa dahi artan kalınlık sebebiyle boyutsal sınırlamaların dışına çıkmakta ve tamirat geçersiz olmaktadır. Eğik ve basamak tipi tamirler bindirme uzunluğunun uzatılması ve kalınlığın azaltılması ihtiyacından ortaya çıkmışlardır. Bu yöntemler eğik bir düzlem veya basamaklı bir yüzey üzerinde dolgu ve tamir tabakalarının yerleştirilmesi ve kompozit yüzeyinde çok fazla yayılmak zorunda kalmaksızın bindirme uzunluğunun arttırılmasını sağlamak amacıyla geliştirilmişlerdir. Her ne kadar başarılı sonuçlar verseler de uygulamaların son derece zor olması ve düşük kalınlıktaki parçalara uygulama ihtimallerinin olmaması sebebiyle sadece uygun malzemelere uygulanmakta, çok kritik ve hassas durumlar dışında tercih edilmemektedir.

Bu çalışmada izlenecek yöntem iki kısımdan oluşmaktadır. İlk olarak yama tamiratında bindirme uzunluğu ve yama kalınlığı parametrelerinin tamir performansına etkileri nümerik ve deneysel olarak araştırılmış, hasar oluşumları ve parametrelerin hasar oluşumu üzerindeki etkileri incelenmiş ve değerlendirilmiştir. Bu bağlamda öncelikle malzeme üretim yöntemleri ve kullanılacak malzemelerin seçimi yapılmış ve nümerik analizlerde kullanılacak malzeme modellerini oluşturmak üzere kompozit üretimleri yapılarak malzemelerin mekanik özellikleri tespit edilmiştir. İkinci kısımda ise yama tamiratı performansını arttırmaya yönelik geliştirme çalışmaları yapılmıştır. Bu çalışmalarda temel amaç tamir performansını artırırken

uygulama zorluğunu mümkün olan düşük seviyede tutmak, basamak ve eğik tamire oranla daha uygulanabilir yöntem geliştirmek olmuştur. Bu amaç doğrultusunda yama tamiratında mukavemeti arttıracakı düşünülen ve kolay uygulanabilir tasarımlar geliştirilmiştir. Bu tasarımlar nümerik ortamda modellenmiş ve nümerik analizleri gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlar neticesinde uygulanmasına karar verilen tasarımların üretimleri ve testleri gerçekleştirilmiş ve sonuçlar değerlendirilmiştir.

2.1 Kompozit Malzeme Üretim Yöntemi

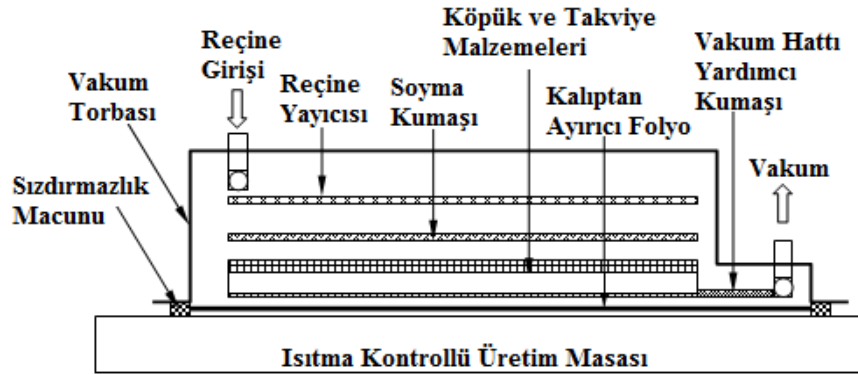
Seçilecek üretim yöntemi fiber kumaş tipine, matris malzemesinin özelliklerine, üretilcek parçanın şekline, istenen mekanik özelliklere göre değişkenlik göstermektedir. Genel olarak kompozit bir parçayı üretmek için ham madde, kalıp, ısı ve basınç ihtiyacı vardır. Sürekli fiber takviyeli ve termoset matrisli kompozitler için üretim yöntemleri

- İplik Sarma,
- Çekme,
- Reçine Transfer Kalıplama (RTM),
- Elle tabakalama,
- Otoklav,
- Vakum Destekli Reçine Transfer Kalıplama (VARTM) olarak sıralanmaktadır.

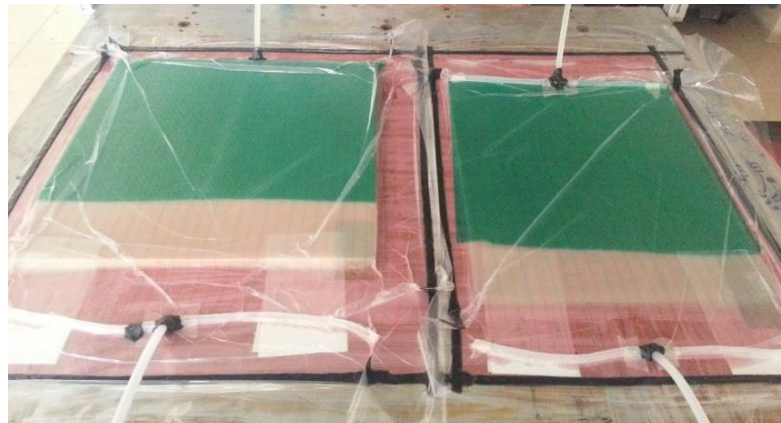
Kullanılacak reçine ve takviye malzemesine ek olarak, bu malzemelerin hangi yöntemle üretildiği de kompozit malzemenin mekanik ve fiziksel özelliklerini belirlemede etkilidir. Çalışma kapsamında üretimi yapılacak kompozit malzeme bir sandviç yapı olacağından vakum destekli reçine infüzyon yöntemi üretim ve tamir uygulamalarında kullanılmıştır. Vakum infüzyon yöntemi şematik gösterimi şekil 2.1’de verilmiştir.

Malzeme tercihinde ölçüt, ülkemiz sanayinde sıklıkla kullanılan, maliyeti düşük ve kolay temin edilebilen malzemelerin tercih edilmesi yönünde olmuştur. Bu bağlamda sandviç kompozitin kabuk kısmının malzemesi E-cam lifi ve epoksi, çekirdek kısmının

malzemesi ise polimer köpük olarak seçilmiştir. Kabuk kısmında tek yönlü (unidirectional) cam lifi kumaşların üst üste farklı yönlerde yerleştirilmesi ile oluşmuş çok yönlü (multidirectional) kumaşlar, hibrid tamir yöntemlerinde kullanılmak üzere ise tek yönlü karbon elyaf kullanılmıştır. Epoksi ve sertleştiricisi vakum infüzyon yöntemine uygun olarak, köpükler ise tek tip olacak şekilde seçilmiştir. Kompozit üretiminde 300 gr/m^2 alansal yoğunluğa sahip cam elyaf, 290 gr/m^2 alansal yoğunluğa sahip karbon kumaş kullanılmıştır. Çekirdek malzeme olarak Airex C70 (90 kg/m^3) 15 mm kalınlığında köpük, reçine olarak ise vakum infüzyon üretimlerine uygunluğuyla bilinen Huntsman Araldite LY1564 ve sertleştirici SP Aradur 3487 BD reçine sistemi kullanılmıştır. Kürleşme adımı reçine sisteminin teknik raporunda belirtilen değerler göz önüne alınarak 80°C de 8 saat olarak uygulanmıştır. Tabakalı kompozit $[0]_{10}$, sandviç kompozit ise $[(0/90)_3/\text{core}]_s$ oryantasyonunda üretilmiştir. Kompozit üretimi Şekil 2.2’de gösterilmektedir.



Şekil 2.1 Vakum infüzyon yöntemi şematik gösterimi (Ataş ve ark., 2011)



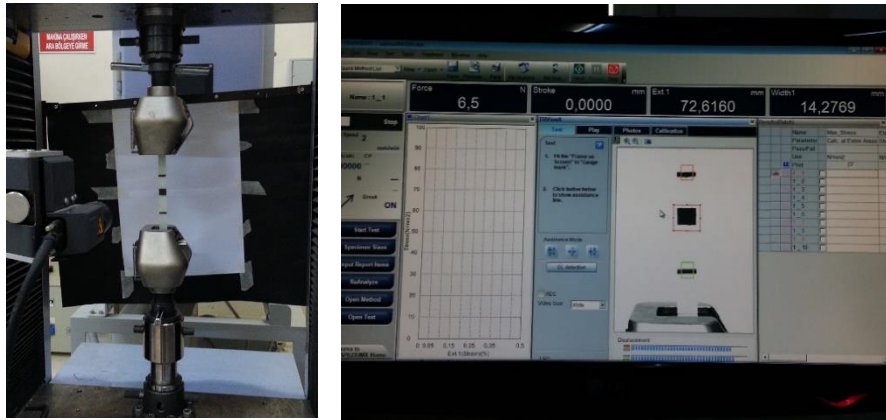
Şekil 2.2 Kompozit üretimi (Kişisel arşiv, 2016)

2.2 Kompozit Malzeme Mekanik Özellikleri

Sonlu elemanlar çalışmalarında kullanılmak üzere sandviç kompozit elemanların mekanik özellikleri bulunmuştur. Mekanik özelliklerin bulunması için tek yönlü kumaşlardan üretilen cam ve karbon fiber numunelere Shimadzu Agx-10kN üniversal çekme-basma test cihazı ile çekme ve bası testleri yapılmış boylamasına ve enlemesine şekil değişimleri çift yönlü video kamera sistemi ile ölçülmüştür. Ayrıca köpük malzemesi mekanik özelliklerinin tespiti için köpük çekme ve basma testleri ve sandviç kompozit üç nokta eğilme testleri uygulanmıştır.

2.2.1 Çekme Testi (Kabuk)

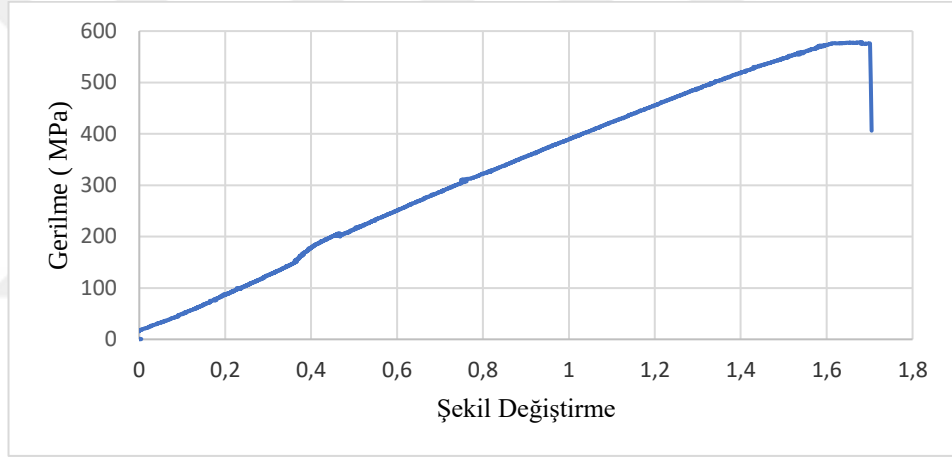
Çekme testi ASTM D3039 standart test metodu uygulanarak gerçekleştirilmiştir, Şekil 2.3. Bu metoda göre lamina kompozitten hazırlanan test numuneleri 0^0 fiber oryantasyonu için 12,7 mm genişliğinde, 90^0 fiber oryantasyonu için 25 mm genişliğinde ve her iki oryantasyon için 229 mm uzunluğunda kesilerek hazırlanmıştır. Çekme çeneleri içi tab yapıştırma uzunluğu 38 mm olarak kesilmiş ve birleştirme işlemleri hızlı yapıştırıcı kullanılarak yapılmıştır. Test standartta belirtildiği üzere 2 mm/dk hız ile gerçekleştirilmiştir, Şekil 2.4. Yapılan testler sonucunda kompozit numunenin 0 ve 90 fiber yönlerinde çekme dayanımı, elastisite modülleri ve poisson oranı bilgileri elde edilmiştir. Test sonucu elde edilen gerilme şekil değiştirme grafikleri Şekil 2.5 ve 2.6’da gösterilmektedir.



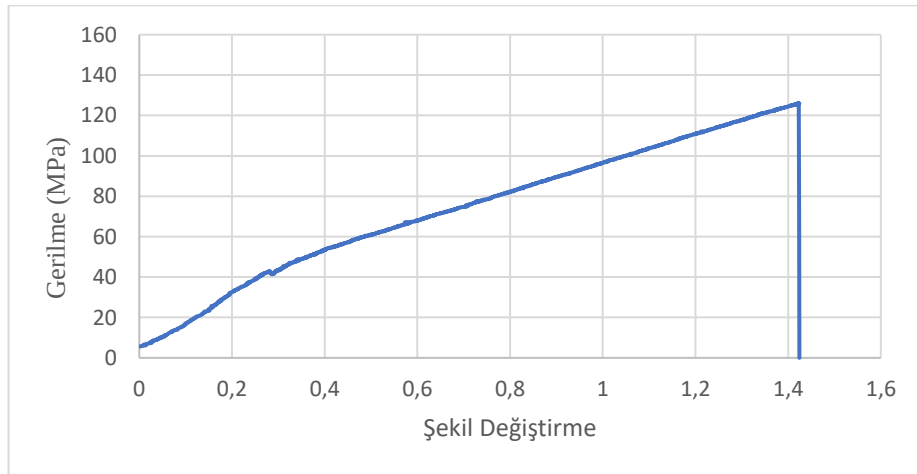
Şekil 2.3 Çekme test sistemi (Kişisel arşiv, 2016)



Şekil 2.4 Test sonrası hasarlı numune (Kişisel arşiv, 2016)



Şekil 2.5 Gerilme-Şekil değiştirme diyagramı (Fiber yönü (0^0))



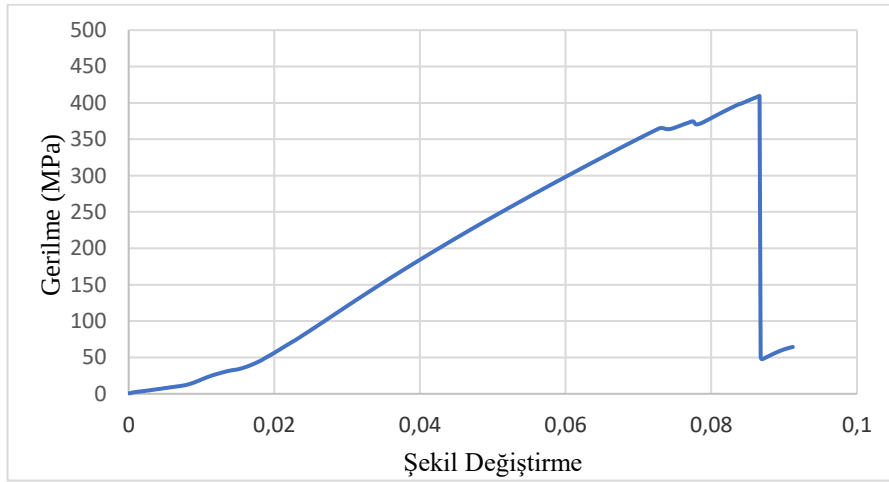
Şekil 2.6 Gerilme-Şekil değiştirme diyagramı (Fibere dik yön (90^0))

2.2.2 Basma Testi (Kabuk)

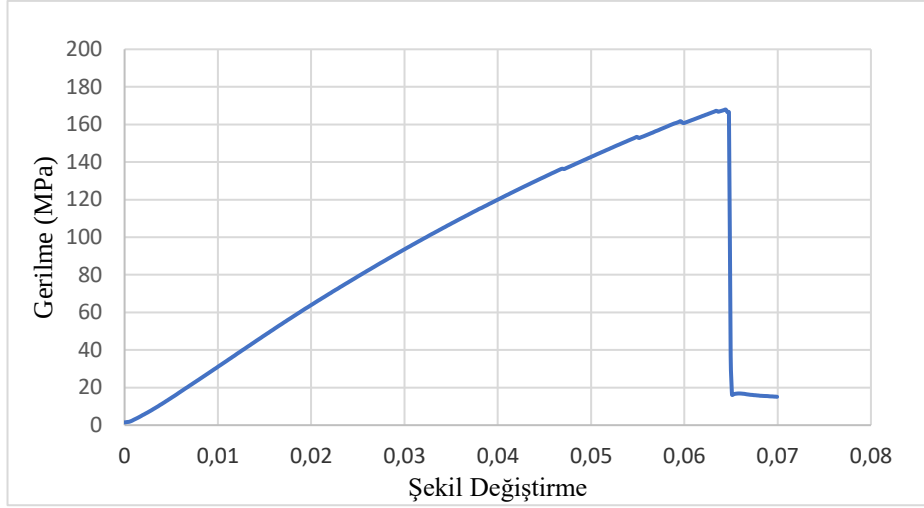
Basma testi ASTM D3410 standart test metodu uygulanarak gerçekleştirilmiştir, Şekil 2.7. Bu metoda göre lamina kompozitten hazırlanan test numuneleri 0^0 fiber oryantasyonu için 6,4 mm genişliğinde, 90^0 fiber oryantasyonu için 12,7 mm genişliğinde ve her iki oryantasyon için toplam 140 mm uzunluğunda kesilerek hazırlanmıştır. Test standartta belirtildiği üzere 1,5 mm/dk hız ile gerçekleştirilmiştir. Kompozit numunelerin maksimum basma dayanımları test sonucunda elde edilmiştir. Test sonucu elde edilen gerilme şekil değiştirme grafikleri Şekil 2.8 ve 2.9’da gösterilmiştir.



Şekil 2.7 Basma test sistemi (Kişisel arşiv, 2016)



Şekil 2.8 Gerilme-Şekil Değiştirme diyagramı (Fiber yönü (0^0))



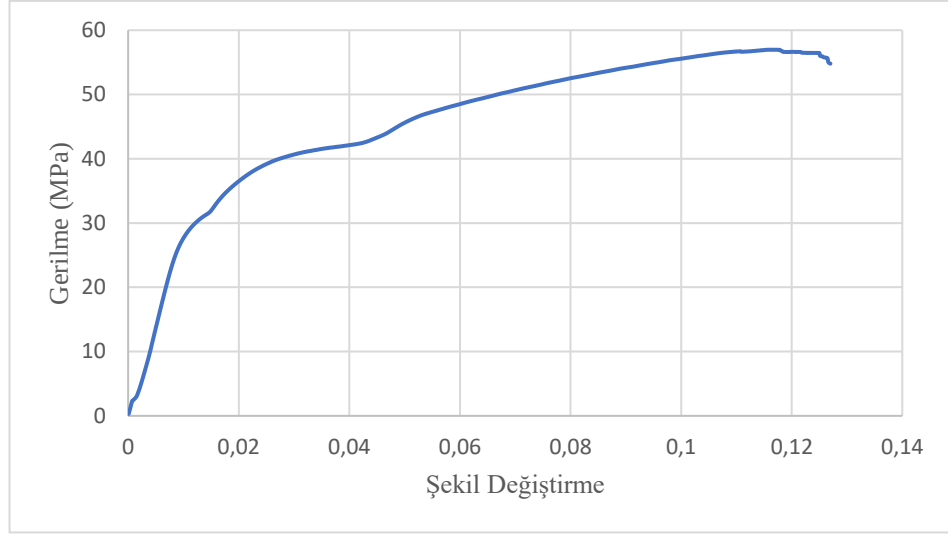
Şekil 2.9 Gerilme-Şekil Değişirme diyagramı (Fibere dik yön (90°))

2.2.3 Kayma Testi (Kabuk)

Kayma testi ASTM D7078 standart test metodu uygulanarak gerçekleştirilmiştir. Standartta belirtilen ölçülere uygun 76 mm uzunluğunda 56 mm genişliğinde 12.7 mm genişliğinde çentik açılmış numune hazırlanmış ve kayma testine tabi tutulmuştur. Test numunesi ve gerilme şekil değişirme grafiği Şekiller 2.10 ve 2.11 de verilmiştir.



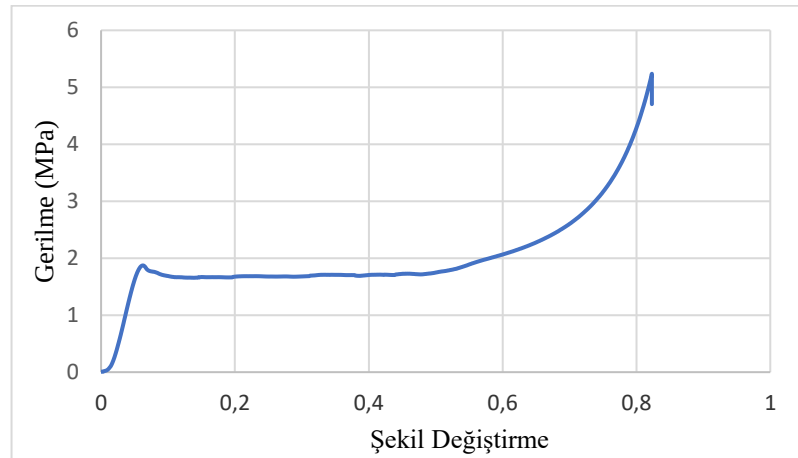
Şekil 2.10 Kayma test numunesi (Kişisel arşiv, 2016)



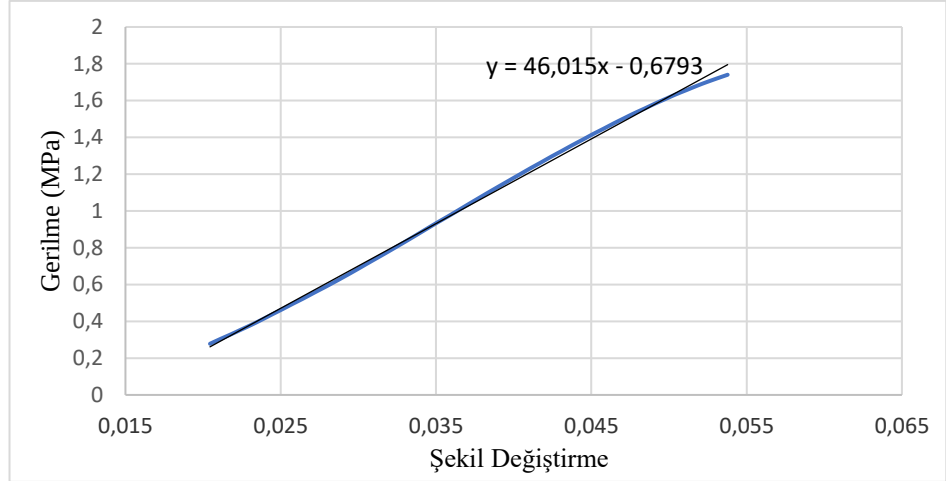
Şekil 2.11 Gerilme-Şekil değişirme diyagramı

2.2.4 Basma Testi (Çekirdek)

Basma testi ASTM C365 standart test metodu uygulanarak gerçekleştirilmiştir. Bu metoda göre köpükten hazırlanan test numunesi en az 625 mm² kesit alana sahip olacak şekilde kesilmiş ve test standartta belirtildiği üzere 5 mm/dk hız ile gerçekleştirilmiştir. Yapılan testlerle birlikte çekirdek malzemesi akma dayanımı, basma modülü ve sıkıştırılmazlık sınırı verileri elde edilmiştir. Test sonucu elde edilen gerilme deplasman grafiği Şekil 2.12’de gösterilmiştir. Basma modülü aynı veriler kullanılarak grafik üzerinden hesaplanmıştır, Şekil 2.13.



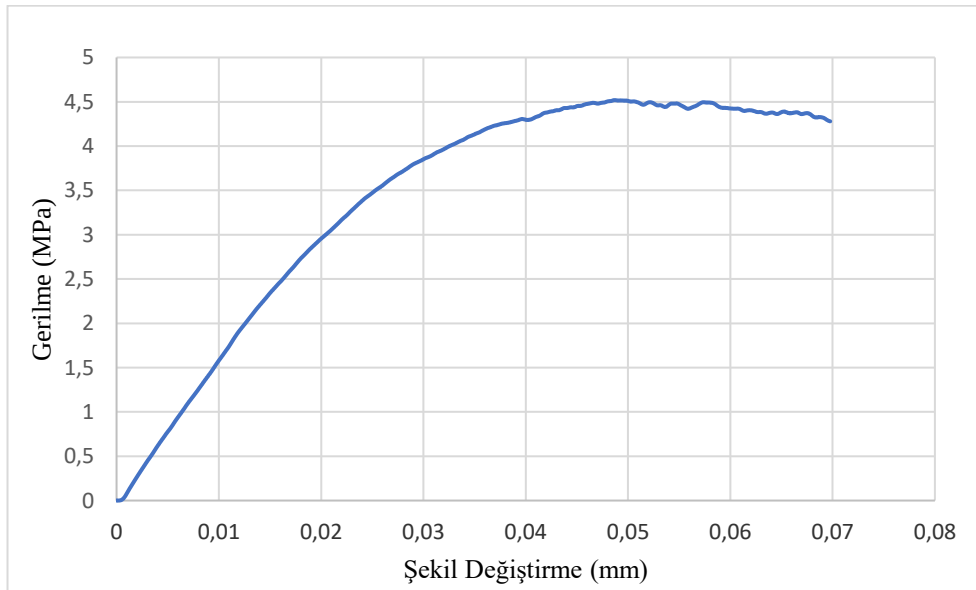
Şekil 2.12 Gerilme-Şekil Değişirme diyagramı (Çekirdek)



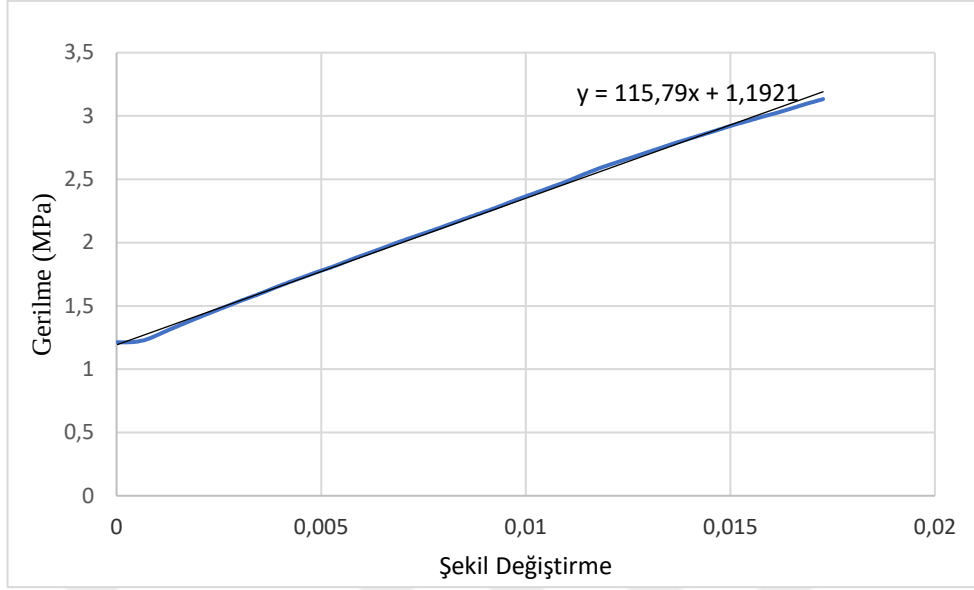
Şekil 2.13 Köpük Basma modülü hesabı

2.2.4 Çekme Testi (Çekirdek)

Dört nokta eğme testi ASTM C297 standart test metodu uygulanarak gerçekleştirilmiştir. Bu metoda göre köpükten hazırlanan test numunesi en az 625 mm² kesit alana sahip olacak şekilde kesilmiştir. Test standartta belirtildiği üzere 0,5 mm/dk hız ile gerçekleştirilmiştir. Test sonucunda köpük malzemesi çekme dayanımı ve çekme modülü değerleri elde edilmiştir. Test sonucu elde edilen gerilme-şekil değişirme diyagramı ve çekme modülü hesabı Şekil 2.14 ve 2.15'te gösterilmiştir.



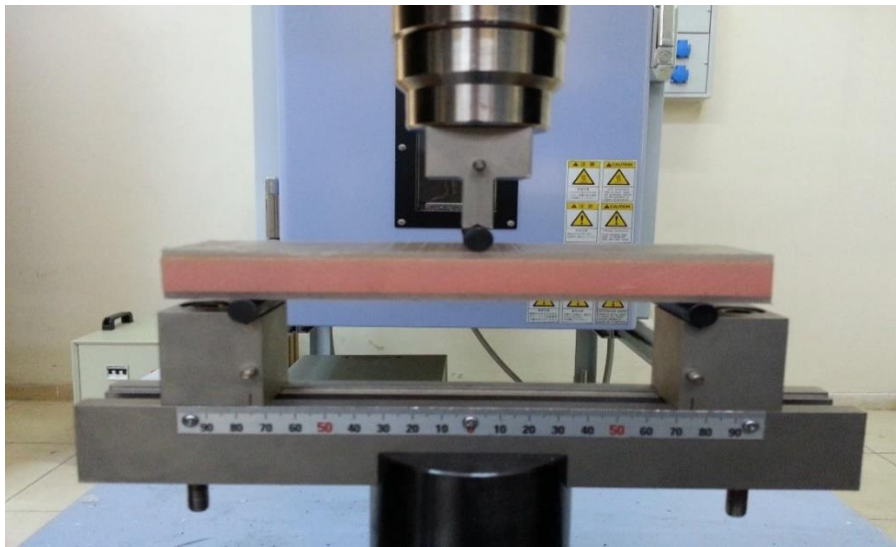
Şekil 2.14 Çekme testi Gerilme-Şekil Değişirme diyagramı (Çekirdek)



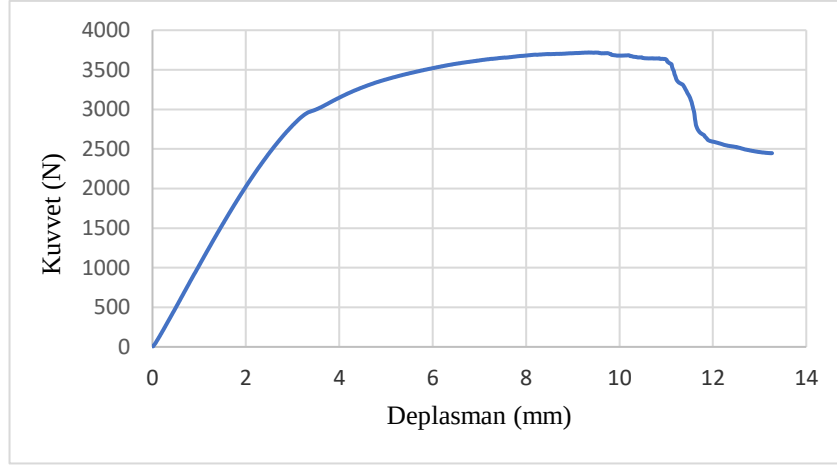
Şekil 2.15 Köpük çekme modülü hesabı

2.2.5 Üç Nokta Eğilme Testi (Sandviç Kompozit)

Üç nokta eğilme testi ASTM C393 ve D7250 standart test metodu uygulanarak gerçekleştirilmiştir Şekil 2.16. Bu metoda göre test toplam destek aralığı 150 mm. Test standartta belirtildiği üzere 6 mm/dk. hız ile gerçekleştirilmiştir. Test sonucunda köpük malzemesi kayma mukavemeti ve kayma modülü değerleri elde edilmiştir. Test sonucu elde edilen kuvvet-çökme grafiği Şekil 2.17’te gösterilmiştir.



Şekil 2.16 Üç nokta eğilme test fişürü (Kişisel arşiv, 2016)



Şekil 2.17 Üç nokta eğilme test sonucu Kuvvet-Çökme grafiği

2.2.6 Mekanik Özellikler

Yapılan testler cam fiber ve karbon fiber kompozitler için tekrar edilmiş ve bu testler neticesinde tüm tamir uygulamalarında kullanacağımız sandviç kompozit yapının temel bileşenleri olan kabuk ve çekirdek malzemelerinin mekanik özellikleri tespit edilmiştir. Mekanik özellikler Tablolar 2.1, 2.2 ve 2.3'te verilmiştir.

Tablo 2.1 Cam fiber kompozit plaka mekanik özellikleri

E_1 (MPa)	E_2 (MPa)	G_{12} (MPa)	V_{12}	V_{21}	X_t (MPa)	Y_t (MPa)	X_c (MPa)	Y_c (MPa)	S (MPa)
26000	6500	3000	0,21	0,053	590	125	400	167	56

Tablo 2.2 Karbon fiber kompozit plaka mekanik özellikleri

E_1 (MPa)	E_2 (MPa)	G_{12} (MPa)	V_{12}	V_{21}	X_t (MPa)	Y_t (MPa)	X_c (MPa)	Y_c (MPa)	S (MPa)
112000	7800	3000	0,27	0,42	1632	34	704	68	80

Tablo 2.3 Airex C70 Köpük mekanik özellikleri

Basma Dayanımı (MPa)	Basma Modülü (MPa)	Çekme Dayanımı (MPa)	Çekme Modülü (MPa)	Kayma Dayanımı (MPa)	Kayma Modülü (MPa)
1,87	46	4,5	115	2,6	54

BÖLÜM ÜÇ

YÖNTEM

Bu doktora tez çalışması kapsamında belirlenen problemin çözümünde izlenen yol öncelikle günümüzde kompozit tamiratında sıklıkla kullanılan yama tamiratının mukavemetini etkileyen parametrelerin nümerik ve deneysel olarak incelenmesidir. Buradan elde edilen bilgiler ışığında yama tamiratının mukavemetini arttırmak üzere gerçekleştireceğimiz geliştirme çalışmalarında yapılacak olan tamiratlarda kullanılacak yama kalınlığı ve bindirme uzunluğunun seçiminde yine bu analiz ve akabinde gerçekleştirilecek testlerden elde edilen veriler kullanılacaktır. Sonraki aşamada ise çalışmanın önceki kısmında belirlenen parametreler sabit tutulmak kaydıyla, tamir mukavemetini arttıracak düşünülen yeni yöntemler nümerik analizler ile tespit edilecek ve analiz sonuçlarına göre uygun bulunan yöntemler deneysel çalışmalar için üretilecek ve testler gerçekleştirilecektir.

3.1 Nümerik Analizler

Tez çalışması kapsamında ilk olarak sonlu eleman analizlerinde kullanılacak modellemeler üzerinde çalışılmıştır. Sonlu elemanlar metodu en temel anlatımla, çözülmesi güç problemlerin daha kolay alt parçalara ayrılarak her parçanın ayrı şekilde çözülmesiyle tüm çözüme ulaşıldığı bir yaklaşımdır. Sonlu elemanlar yöntemi bu özellikleriyle karmaşık problemlerin çözümünde önemli katkılar sağlamaktadır.

Sandviç kompozitlerin onarımında kullanılacak yöntemler ve parametrelerin verimi yapılacak deneysel çalışmalara ek olarak sonlu elemanlar analizleriyle de ölçülecektir. Çalışma kapsamında yararlanılacak modellemeleri sıralayacak olursak,

- Kompozit malzeme modellenmesi
- Kompozit malzeme ile üç nokta eğme deneyi modellenmesi
- Cohesive Zone Modelling (CZM)

3.1.1 Kompozit Malzeme Modellemesi

Kompozit malzemeler farklı özelliklere sahip malzemelerin bir araya getirilmesiyle oluşturulmuş yeni özelliklere sahip malzemelerdir. Ağırlıkça hafif mukavemetçe dayanıklı malzemelerdir.

Havacılık ve uzay, rüzgar türbinleri, spor ve motor sporları, denizcilik, inşaat, otomotiv ve savunma sanayi başta olmak üzere birçok alanda geniş kullanımı bulunmaktadır. Kompozit malzemelerin avantaj ve dezavantajlarından kısaca bahsetmek gerekirse,

Avantajları;

- Direngenlik ve mukavemetin yönlendirilebilmesi,
- Malzeme özelliklerinin ayarlanabilmesi,
- Modifiye edilebilir parametreler,
- Metal malzemelere göre oldukça hafif yapıda olması,
- Ağırlığa oranla yüksek mukavemeti,
- Yüksek yorulma dayanımı,
- Özel malzeme karakteristiklerinin mümkün oluşu, (Karbon fiberlerin negatif ısı genleşme katsayısı sebebiyle termal stabilite),
- Düşük korozyon,
- Düşük nem emilimi,
- Titreşim sönümleme,
- Kusurlara karşı düşük hassasiyet,
- Elektriksel iletim veya yalıtım.

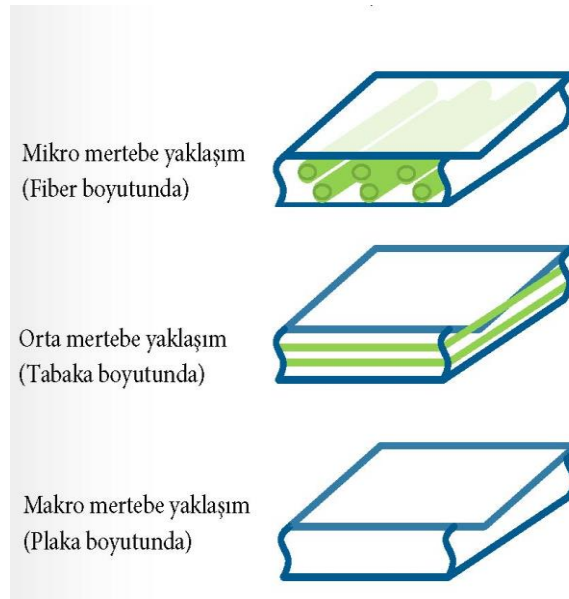
Dezavantajları;

- Fibere dik yönde düşük mukavemet,
- Fibere dik yönde yüksek termal şekil değişimleri,
- Tabakalar arası düşük kayma dayanımı,
- Uzun ömür (çevresel açıdan),
- Isıl dayanım (matris malzemesinin yanma direnci),

- İstenmeyen gevrek hasar durumu,
- Geri dönüşüm ile ilgili soru işaretleri,
- Hasar tespitindeki güçlükler,
- Tamir edilebilirlik konusundaki belirsizlik,
- Yüksek maliyet (Göreceli olarak),
- Geleneksel bağlantı tiplerinde yaşanan problemler (Cıvata, perçin ve yapıştırma),
- Üretim esnasındaki kusurlara karşı hassasiyet (Kusur, kabarcık toz vb.).

Fiber oryantasyonu ile malzeme direngenliğinin ve mukavemetinin yönlendirilebilmesi, malzeme özelliklerinin ayarlanabilmesi ve parametrelerin değiştirilmesi suretiyle dizayn anlamında mühendislere çok farklı alternatifler ve kolaylıklar sunan kompozit malzemeler diğer taraftan yüksek maliyetleri sebebiyle üzerinde çalışılması zahmetli ve masraflı malzemelerdir. Bütün bunlar göz önüne alındığında sonlu elemanlar çözümlemeleri günümüzde kompozit malzemeler için daha ayrı bir yer tutmaktadır.

Kompozit malzemelerin modellenmesinde üç temel nümerik yaklaşım söz konusudur. Bunlar Şekil 3.1’de gösterilmiştir.



Şekil 3.1 Kompozit modellemesinde temel yaklaşımlar (Ansys ACP, 2015)

Mikro merteye yaklaşımında fiber boyutunda modelleme yapılır ve reçine içeriğine fiberler takviye edilir. Fiber ve reçinenin malzeme özellikleri aynen kullanılır. En detaylı yaklaşım budur ancak modellemesi oldukça zor ve çözümlenmesi uzun süreler gerektirmektedir.

Makro merteye yaklaşımı, eğer ki sadece deplasmanlar, burkulma yükleri, titreşim analizleri yapılacaksa, yapı homojen olarak kabul edilerek yapılması uygundur. Bu yaklaşımda gerilme dağılımı elde edilemez.

Gerilme dağılımları, şekil değiştirmeler, hasar kriterleri analiz edilecek ise tabaka mertebesinde modelleme yapılır ve bu yaklaşıma orta merteye yaklaşım adı verilir. Bu yaklaşımda tabaka özellikleri ve kalınlığına ihtiyaç duyulur.

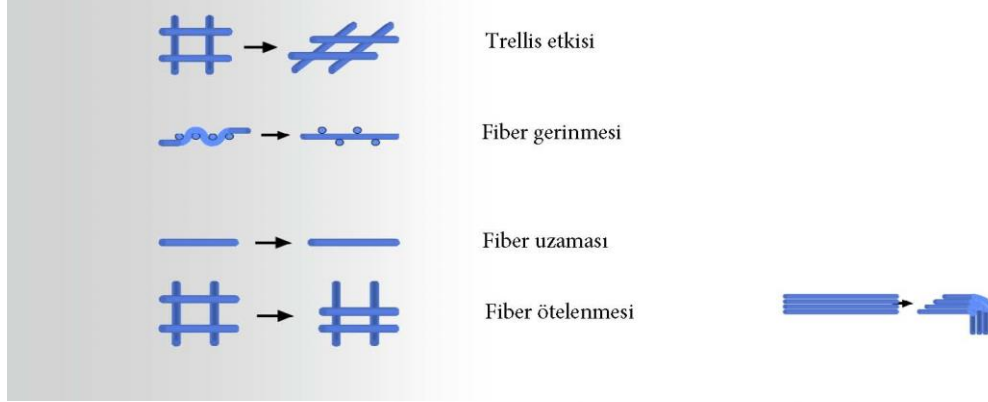
Bu tez çalışmasında orta merteye yaklaşımı kullanılmıştır. Sonlu elemanlar paket programı olarak Ansys paket programı ile çalışmalar yürütölmektedir. Kompozit modellenmesinde farklı yöntemler ve bu yöntemlerinde kendi içerisinde ayrı avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır ancak tüm modellemelerde geçerli olan en önemli ortak nokta malzemenin özelliklerinin iyi belirlenmesidir.

Kompozit malzeme modellemesinde iki yaklaşım değerlendirilmiştir. Birincisi yüzey modelinin klasik yöntemle tabakalandırılması, ikincisi ise Ansys paket programının son yıllarda kompozit modelleme için sunduğu Ansys Composite Preppost modöü ile modelleme.

Klasik yöntemde tek bir yüzey çizilmesi ve bu yüzeyin tabakalandırılması ile kompozit model oluşturulmakta. Bu şekilde tek bir model çizerek ara yüzey veya yapışma bölgesi tanımlamak mümkün olmamaktadır.

Composite Prepost modöü daha detaylı modeller hazırlanmasına olanak sunmaktadır. Klasik modelde oluşturulması mümkün olmayan bazı özellikler bu modöüde mevcut bulunmaktadır. Sandviç kompozitlerin tamiratından sonra tamirat bölgesinin dayanımını etkileyecek bazı detaylar (fiber gerilme, ötelenme, uzama veya

reçine cepleri vb.) burada çözümlemeye dahil edilebilmektedir. Şekil 3.2’de bazı örnekler verilmiştir.



Şekil 3.2 Kompozit modülünün model çözümünde getireceği yenilikler (Ansys ACP, 2015)

Delaminasyon ve çatlak ilerlemesi gibi modellemeleri gerçekleştirmek için iki tip teknik mevcuttur. Bunlar VCCT (Virtual Crack Closure Technique) ve CZM (Cohesive Zone Modelling) Her iki teknikte özel ara yüzey ve kontak eleman tipleri kullanılmaktadır. Birbirlerine göre avantaj ve dezavantajları olan bu yöntemler arasından çalışmaya uygun yöntem seçilmelidir.

CZM yöntemi süreksiz deplasmanlara karşı yapışma ara yüzeyinin verdiği reaksiyonla ilgiliyken, VCCT yöntemi iki yüzeyi birbirinden ayırmak için gereken enerjinin kapatmak için gereken enerji ile aynı olacağı kabulü ile serbest kalan enerji üzerinden çözümleme yapmaktadır. CZM yöntemi için herhangi bir çatlak verisi (boyut, sayı ve konum vb.) gerekmemesi ve karmaşık sistemlere uygulanabilir olması en büyük avantajı iken, hassas sonuçların elde edilmesi için küçük eleman boyutlarına ihtiyaç duyması dezavantajıdır. VCCT yöntemi ise kırılma mekaniği tabanlı bir yaklaşım olması ve ilerleme kriteri enerji salım hızı olması güçlü tarafları iken, karmaşık yapılara uygulamasında güçlükler olması ve çatlak ile ilgili konum boyut sayı gibi birtakım kabullerin yapılması gerekliliği zayıf yanlarıdır.

Sandviç kompozit tamiratlarında ara yüzey bölgeleri tamirat sonrası mukavemet üzerinde önemli etki gösterecektir. Üç nokta eğilme ve diğer testlerin modellemelerinde ara yüzey tanımlamalarının CZM yöntemiyle yapılması daha

yaklaşık sonuçlar alınması ve elde edilmesi zor olan parametreler gerektirmemesi sebebiyle tercih edilmiştir.

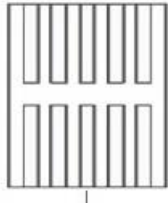
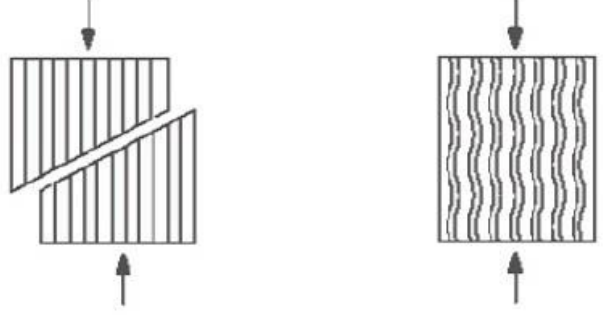
3.1.2 Kompozit Modeli Hasar Kriterleri

Kompozit malzeme modellemesinde kullanılacak hasar kriterinin belirlenmesi önemli bir yer tutmaktadır. Testler sonrasında görülmesi beklenen hasar durumlarına göre modelleme aşamasında hasar kriterlerinin belirlenmesi ve modelin bu kriterlere göre çözümlenmesi hasar sonuçlarının elde edilebilmesini ve daha hassas çözüm gerçekleştirilmesini sağlamaktadır.

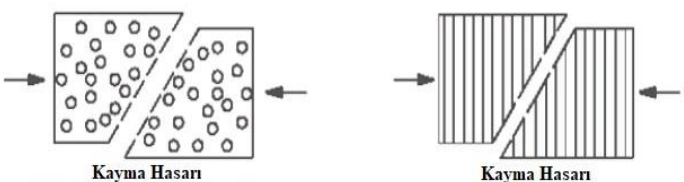
Hasar kriterlerine değinmeden önce kompozit malzemelerde görülen hasar tiplerinden kısaca bahsedecek olursak bunlar;

- Fiber kopması,
- Fiber ayrılması,
- Matris kırılması,
- Delaminasyon,
- Mikro burkulma,
- Kayma hasarı,
- Yüzey kırışması (sandviç),
- Çekirdek kayma hasarı (sandviç) olarak sıralanmaktadır.

Tabakalı kompozitlerde meydana gelen hasarlar tabakalar arasında ve tabaka içinde olmak üzere iki durumda gerçekleşebilir. Tabakalar arasında meydana gelen hasarlar kayma veya çekme gerilmeleri sonucunda, tabaka içinde meydana gelen hasarlar fiber kırılması, matris çatlaması gibi durumlar sonucunda oluşur. Tabakalar arasında meydana gelen hasarlar, tabakalar arası kayma gerilmeleri üzerinden veya yapışma ara yüzeyi modellemeleri ile tespit edilirken tabaka içi hasarların tespitinde hasar kriterleri kullanılmaktadır. Bazı hasar tipleri Şekil 3.3 ve 3.4'te şematik olarak gösterilmiştir.

Çekme Durumu Fiber Hasarı	 Fiber Kopması
Basma Durumu Fiber Hasarı	 Kayma Hasarı Mikro Burkulma

Şekil 3.3 Fiber hasarları şematik gösterimi (Ansys ACP, 2015)

Çekme Durumu Matris Hasarları	 Matris Hasarı Ara Yüzey Hasarı
Basma Durumu Matris Hasarları	 Kayma Hasarı (Fiber Kopması Gerçekleşmeden) Kayma Hasarı (Fiber Kopması ile)

Şekil 3.4 Matris hasarları şematik gösterimi (Ansys ACP, 2015)

Tabaka içindeki hasar oluşumlarının tahmininde sıklıkla gerilmeye dayalı hasar kriterleri kullanılmaktadır. Bazı hasar modları kompozitlerde hasara ve çökmelere sebep olduğu ve olası tüm modları birleştirmek zor olduğundan maksimum yükü hesaplamak için ampirik hasar kriterleri baz alınmaktadır.

Kompozit modellemesinde kullanılan hasar kriterleri;

- Maksimum gerilme,
- Maksimum gerinme,
- Tsai-Wu,
- Tsai-Hill,
- Hashin,
- Puck,
- LaRC olarak sıralanmaktadır.

Bu kriterleri bağımsız hasar kriterleri(maksimum gerilme ve gerinme), polynomial hasar kriterleri (Tsai-Hill, Tsai-Wu, Hoffman), direk mod hasar kriterleri (Hashin, Puck, LaRC) olarak sınıflandırmak mümkündür. En çok kullanılan üç hasar kriteri olan maksimum gerilme, Tsai-Wu ve Hashin kriterleri karşılaştırıldığında hasar modu tahmini veren Hashin kriteri yapacağımız analizlerde kullanılacak kriter olarak belirlenmiştir.

3.1.2.1 Hashin Kriteri

Hashin kriteri farklı hata modlarını değerlendirmek için birden fazla gerilme bileşeninin kullanıldığı etkileşimli hata kriteridir. Bu kriter orijinal olarak tek yönlü polimer esaslı kompozitler için geliştirilmiştir ve bunun sonucu olarak, diğer tipteki laminalara ve polimerik olmayan kompozitlere yapılan uygulamalarda da önemli yaklaşımlara sahiptir. Genellikle Hashin kriterleri, malzeme bozulma modeli olarak kat indirgemeli nokta gerilme hesaplamaları için iki boyutlu klasik lamine yaklaşımı içerisinde uygulanmaktadır. Hashin kriterleri için hata sınıfları, fiber ve matris hataları ile ilgilidir ve dört hasar modunu içerir. Kriterler, enine normal gerilme bileşeni için maksimum gerilme kriterlerinin kullanıldığı üç boyutlu problemlere genişletilmiştir.

Hashin'in kriterlerine dahil olan hasar modları aşağıdaki gibidir.

1. $\sigma_{11} \geq 0$ için çekme gerilmesi fiber hasarı,

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = \begin{cases} \geq 1 & \text{Hasar} \\ < 1 & \text{Hasar Yok} \end{cases} \quad (3.1)$$

2. $\sigma_{11} < 0$ için basma gerilmesi fiber hasarı,

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 = \begin{cases} \geq 1 & \text{Hasar} \\ < 1 & \text{Hasar Yok} \end{cases} \quad (3.2)$$

3. $\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$ için çekme gerilmesi matris hasarı,

$$\frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{Y_T^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = \begin{cases} \geq 1 & \text{Hasar} \\ < 1 & \text{Hasar Yok} \end{cases} \quad (3.3)$$

4. $\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$ için basma gerilmesi matris hasarı,

$$\left[\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_c}\right) + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4S_{23}^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = \begin{cases} \geq 1 & \text{Hasar} \\ < 1 & \text{Hasar Yok} \end{cases} \quad (3.4)$$

5. $\sigma_{33} > 0$ için tabakalar arası çeki hasarı,

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 = \begin{cases} \geq 1 & \text{Hasar} \\ < 1 & \text{Hasar Yok} \end{cases} \quad (3.5)$$

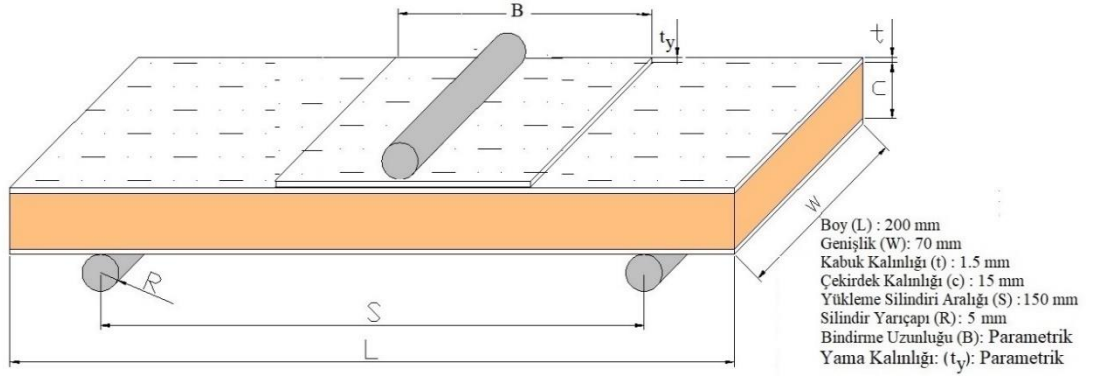
6. $\sigma_{33} < 0$ için tabakalar arası bası hasarı,

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_c}\right)^2 = \begin{cases} \geq 1 & \text{Hasar} \\ < 1 & \text{Hasar Yok} \end{cases} \quad (3.6)$$

3.1.3 Tamir Parametreleri Nümerik Analizleri

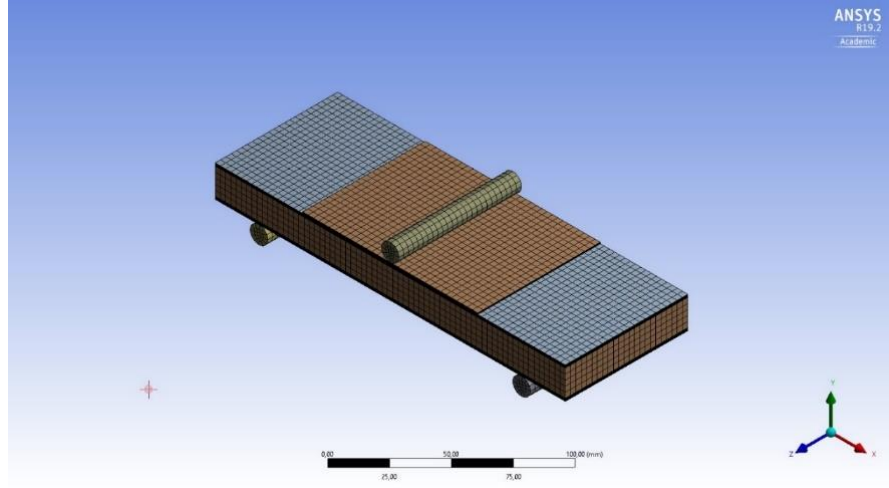
Tamir parametrelerinin nümerik analizleri yapılarak malzeme mukavemetinin bu parametrelerin değişiminden nasıl etkilendiği değerlendirilecek ve çok fazla malzeme üretmek zorunda kalmadan test yükü azaltılacaktır. Modellenen testler sandviç kompozitlerin mekanik özelliklerinin tespitinde önemli yer tutan üç nokta eğilme deneyi olarak belirlenmiştir. Bindirme uzunluğunun parametre olarak kullanılması ve

değişen bindirme uzunluğu değerlerine karşı aynı yükleme silindiri aralığını kullanmanın testlerden elde edilecek verileri saptıracak olması sebebiyle dört nokta eğilme deneyleri çalışma kapsamına alınmamıştır. Sonlu eleman analizinde kurulacak model tamamen klasik yama tamirati baz alınarak yapılacak ve ASTM C393 test standardına göre destek ve yükleme silindirleri yerleştirilerek üç nokta eğilme ve ankastre kiriş eğilme deneyleri modellenecektir. Bu modellemelerde 50 mm genişlik ve 35 mm yama çapı sabit olarak kullanılmış, yama kalınlığı değişken bindirme uzunluğu 100 mm sabit ve bindirme uzunluğu değişken yama kalınlığı 6 kat sabit olacak şekilde analizler gerçekleştirilmiş ve tamir sonrası mukavemetin bu parametrelerin değişiminden nasıl etkilendiği araştırılmıştır. Şekil 3.5'te hazırlanan modelin ölçüleri verilmiştir.

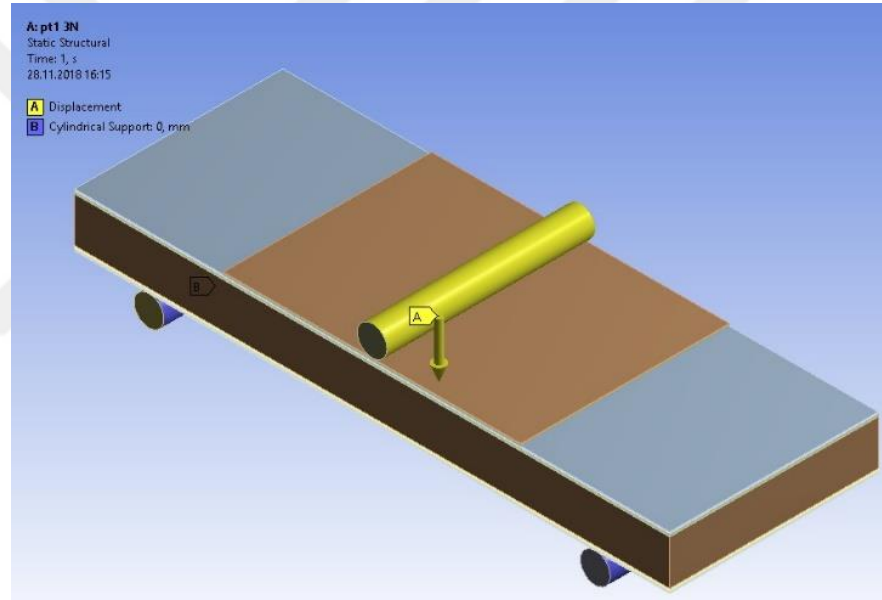


Şekil 3.5 Üç nokta eğilme deneyi şematik gösterimi

Oluşturulan modellerin mesh yapıları ve sınır koşulları sırasıyla Şekil 3.6 ve 3.7'de verilmiştir. Yükleme silindirine, üç nokta eğilme test modeli için 16 mm deplasman sınır koşulu verilmiş ve buna karşılık temas noktalarından kuvvet değerleri elde edilmiştir.



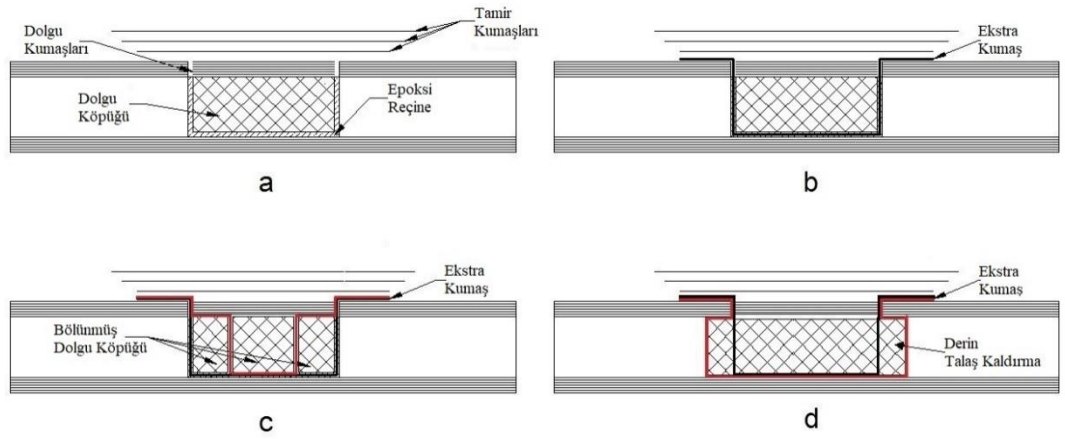
Şekil 3.6 Üç nokta eğilme modeli mesh yapısı



Şekil 3.7 Üç nokta eğilme modeli sınır koşulları

3.1.4 Alternatif Yama Tamiratu Analizleri

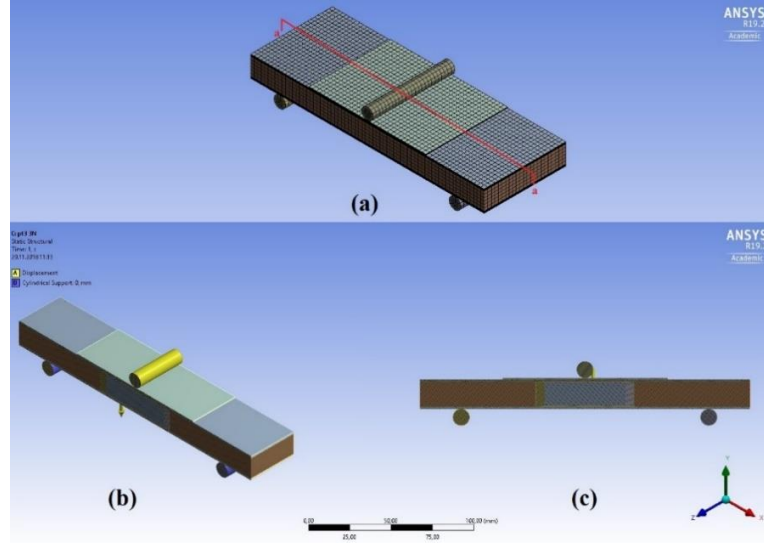
Yama tamiratının mukavemetini arttıracakı düşünölen yeni yama yöntemleri tez çalışmasının bu aşamasında nümerik analizler ile araştırılmış ve bu yöntemler arasından kayda değör mukavemet sağlayacakı tespit edilenlerin üretimi gerçekleştirilerek deneysel çalışmalarda kullanılmıştır. Tasarımları yapılan alternatif yama yöntemleri YT 1/2/3/4 şeklinde isimlendirilmiş ve şematik görünömleri Şekil 3.8’de verilmiştir.



Şekil 3.8 Modellenen tamir tasarımları şematik gösterimi a) KYT b) YT1/YT4 c) YT2 d) YT3

Bu tasarımların tamamı en temel ve sık kullanılan yöntem olan yama tamiratlarından türetilmiştir. Tabakalı kompozit tamiratında en kritik bölge fiberlerin süreksiz olarak bulunduğu tamir bölgesi iken, sandviç kompozitlerde buna ek olarak kabuk mukavemetine kıyasla daha zayıf olan çekirdek kısmı ve dolgu köpüğü ile ana köpük malzemesi ara yüzeyi sayılabilir. Bu tasarımların geliştirilmesinde temel hedef bu handikapların etkilerinin en aza indirgenmesi ve dolayısıyla klasik yama tamiratında mukavemeti ve tamir sonunda yapının şeklini etkileyen temel parametreler olan yama kalınlığı ve bindirme uzunluğu değerlerini daha kabul edilebilir seviyelere indirerek daha uygulanabilir bir yöntem geliştirilmesidir.

YT1 yöntemi ile dolgu köpüğü etrafında normal tamiratlarda kullanılan epoksi reçine bölgesinde fiber takviyesi yaparak köpük/köpük ve fiber/fiber arasında oluşan süreksizliği fiber ile takviye ederek mukavemete etkisinin görülmesi hedeflenmiştir. YT4 yönteminde ise yine aynı şekilde tamirat uygulanmış ancak ekstra fiber olarak kabuk malzemesi değil karbon fiber kullanılmıştır. YT2 yönteminde dolgu köpüğü üç parçaya bölünmüş ve ekstra fiberler bu parçalar arasından geçirilmek suretiyle süreksiz bölgeyi kendi içinde süreksiz hale getirerek oluşacak gerilme yoğunluğunu dağıtmak hedeflenmiştir. YT3 yönteminde ise hasarlı köpük olduğu kabul edilen kısım kabul edilen hasar boyutundan 5 mm daha fazla geniş boşaltılmış ve kabuk malzemesi iç yüzeyden itibaren takviye edilerek tamir bölgesindeki süreksizlik en aza indirgenmiştir. Şekil 3.9’da oluşturulan nümerik modellerden YT3’e ait genel ve kesit görüntüleri verilmiştir.



Şekil 3.9 Üç nokta eğilme modeli mesh yapısı ve sınır koşulları a) Genel Görünüş b) Sınır koşulları (a-a Kesit Görünüş) c) a-a Düzlem kesit görünüş

Tüm modellerde numune ölçüleri Şekil 3.5'te olduğu gibi kullanılmıştır. Deplasman sınır koşulları üç nokta eğilme için 16 mm olarak belirlenmiştir. Numune genişliği 70 mm, yama çapı 50 mm, yama kalınlığı 3 kat ve bindirme uzunluğu ise 100 mm olarak sabit tutulmuştur. Doldurma kumaşları tüm modeller için toplam kalınlık sabit olacak şekilde, ekstra kumaş ve doldurma kumaşı adetleri toplamı altı kat olarak modellenmiştir.

Yapılan analizlerde destek ve yükleme silindirleri ile kompozit arasındaki kontak silindirik olarak tanımlanmış ve kompozit malzeme kenarlarının dönme hareketine izin verilmiştir. Yüksek deformasyon tanımlaması yapılmış ve problem çözümü Non-lineer olarak gerçekleştirilmiştir. Analizleri gerçekleştirilen tasarımların mukavemet değerlendirmesi destek silindirlerinden okunan temas kuvvetleri ve hasar durumu sonucunda yapılmıştır. Hasar sonuçları almak için maksimum stres ve Hashin kriterleri kullanılmış olup her iki kritere göre çözümler elde edilmiş ve karşılaştırılmıştır.

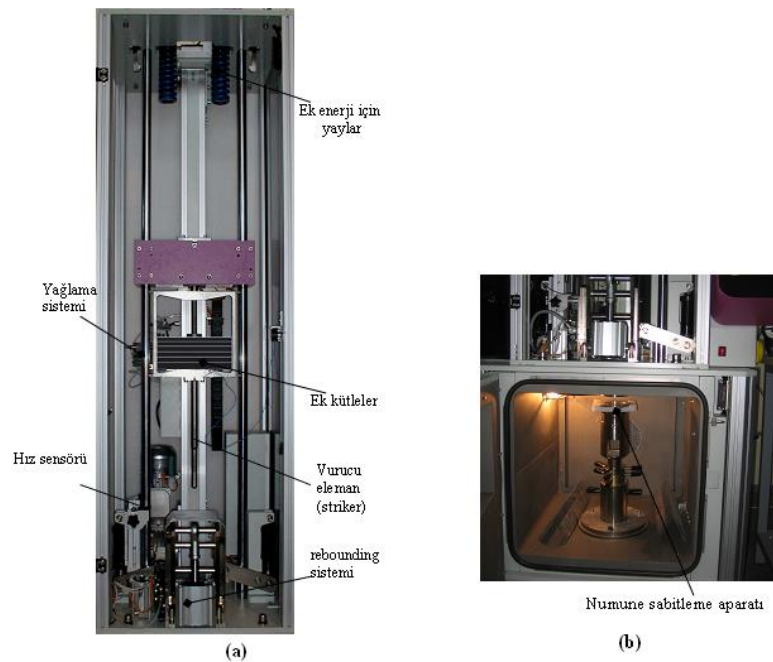
3.2 Deneysel Çalışmalar

Deneysel çalışmalarda öncelikle kompozit üretimi gerçekleştirilmiş ve üretilen kompozitlere darbe testleri uygulanmıştır. Uygulanan darbe testleri neticesinde görülen hasar boyutu baz olarak alınmış ve tamir uygulamasında test numunelerine

darbe uygulanmadan ilk darbe testlerinde değerlendirilen hasar boyutu standart olarak tüm numunelerden boşaltılmıştır. Kompozitin hem üretim aşamasında hem tamirat aşamasında vakum infüzyon yöntemi kullanılmıştır. Kompozit üretiminde 300 gr/m^2 alansal yoğunluğa sahip tek yönlü kumaş cam elyaf, hibrid tamiratlarda kullanılmak üzere 290 gr/m^2 alansal yoğunluğa sahip woven karbon elyaf kullanılmıştır. Çekirdek malzemesi olarak Airex C70 (90 kg/m^3) 15 mm kalınlığında köpük, reçine olarak ise infüzyon üretimlerine uygunluğuyla öne çıkan Huntsman Araldite LY1564 ve sertleştirici SP Aradur 3487 BD reçine sistemi kullanılmıştır. Kürleşme prosesi reçine sisteminin teknik raporunda belirtildiği şekilde 80°C de 8 saat olarak uygulanmıştır. Sandviç kompozit kabuk kısmı $[(90/0)_3/[\text{core}]]_s$ oryantasyonunda üretilmiştir. Üretilen plakalardan $200\text{mm} \times 70\text{mm}$ boyutlarındaki numuneler testler için hazırlanmıştır.

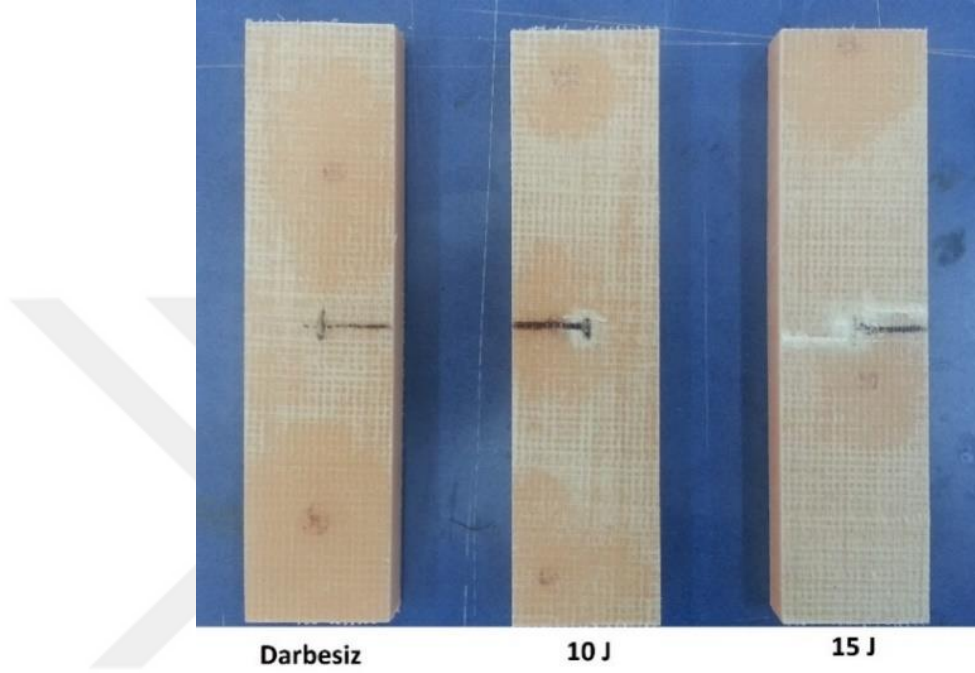
3.2.1 Darbe Testleri

Darbe deneyleri Fractovis Plus test cihazında yapılmıştır (Şekil 3.10). Bu cihaz 24 m/s ' ye kadar darbe hızına ve 1800 joule 'e kadar darbe enerjisine çıkılabilmektedir. Bu çalışmada maksimum kapasitesi $22,4 \text{ kN}$ olan ve uç çapı $12,7 \text{ mm}$ olan vurucu uç kullanılmıştır. Deneylerde 5 kg 'lık kütle sabit tutulmuştur.



Şekil 3.10 Fractovis Plus darbe cihazı, (a) üst kısmının ana parçaları, (b) alt kısmı (Kişisel arşiv, 2017)

Darbe testleri için sırasıyla 10 ve 15 joule enerji seviyelerinde testler gerçekleştirilmiş ve oluşan hasar boyutları değerlendirilerek tamiratın 10 joule ve 15 joule darbe enerjisi hasar boyutlarına göre yapılması uygun görülmüştür. Şekil 3.11’de darbe sonrası meydana gelen hasar boyutları gösterilmektedir.



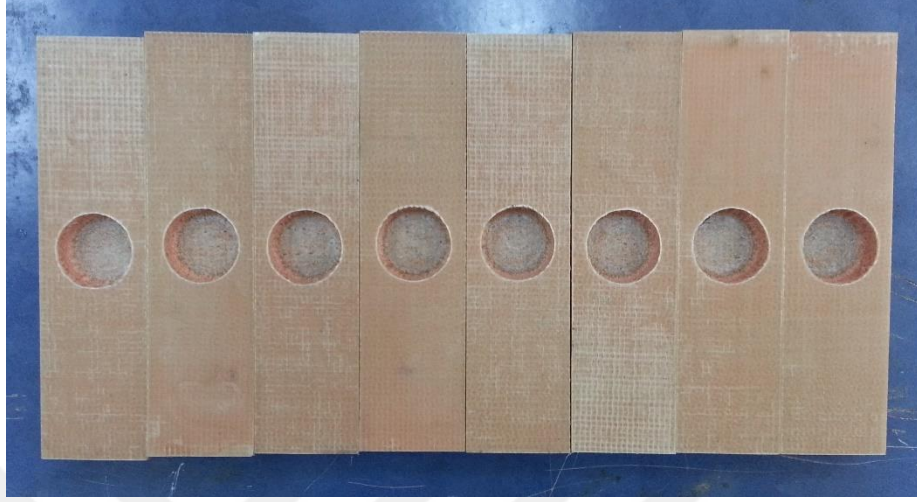
Şekil 3.11 Darbe sonrası meydana gelen hasar boyutları (Kişisel arşiv, 2017)

Meydana gelen hasar incelenerek numune üzerinden 35 mm ve 50 mm çapında bir alanın boşaltılması uygun görülmüştür. Yapılacak tamiratlarda tüm numuneler için standardın sağlanması açısından tamir edilecek numunelere darbe testi uygulanmadan numune merkezinden 35 mm ve 50 mm’lik alan boşaltılmış ve sonrasında tamirat yapılmıştır.

3.2.2 Tamir Parametreleri Deneysel Çalışmaları

Yama tipi tamiratta tamir performansını etkileyen parametreler olan yama kalınlığı ve bindirme uzunluğunun tamir performansına etkileri bu testler kapsamında araştırılmıştır. Tamir performansını ölçmek üzere 200mm x 50mm x 18mm boyutunda sandviç plakalar kesilmiş ve bu plakaların merkezinden 35 mm çapında bir hasar alanı

boşaltılmıştır, Şekil 3.12. Tamirat işleminden önce yüzey pürüzleme ve temizleme işlemleri gerçekleştirilmiş ve fiber kırıntıları hasar bölgesinden arındırılmıştır.

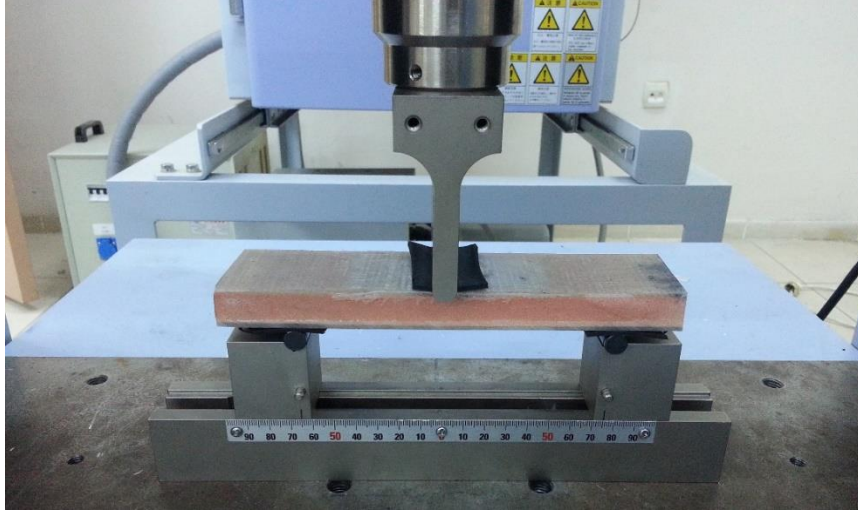


Şekil 3.12 Hasarlı bölgenin kompozit gövdesinden boşaltılması (Kişisel arşiv, 2017)

Hasarlı bölgenin boşaltılmasında dikey matkap, farklı çaplarda delik testereleri ve çeşitli freze çakıları kullanılmıştır. Tamiratın uygulanmasında ise klasik yama tamiraty uygulamalarına sadık kalınarak üretimler gerçekleştirilmiştir. Test edilecek parametrelerden bindirme uzunluğu için 60mm/80mm/100 mm, yama kalınlığı için 2/3/4/6/8 kat tamir tabakası olacak şekilde üretimler gerçekleştirilmiş ve üretim sonunda her parametre için hazırlanan üçer numune üç nokta eğilme testlerine tabi tutulmuşlardır. Tamir uygulaması ve test düzeneği Şekil 3.13 ve Şekil 3.14’te verilmiştir.



Şekil 3.13 Örnek tamir uygulaması (Kişisel arşiv, 2017)



Şekil 3.14 Üç nokta eğilme test düzeneği (Kişisel arşiv, 2017)

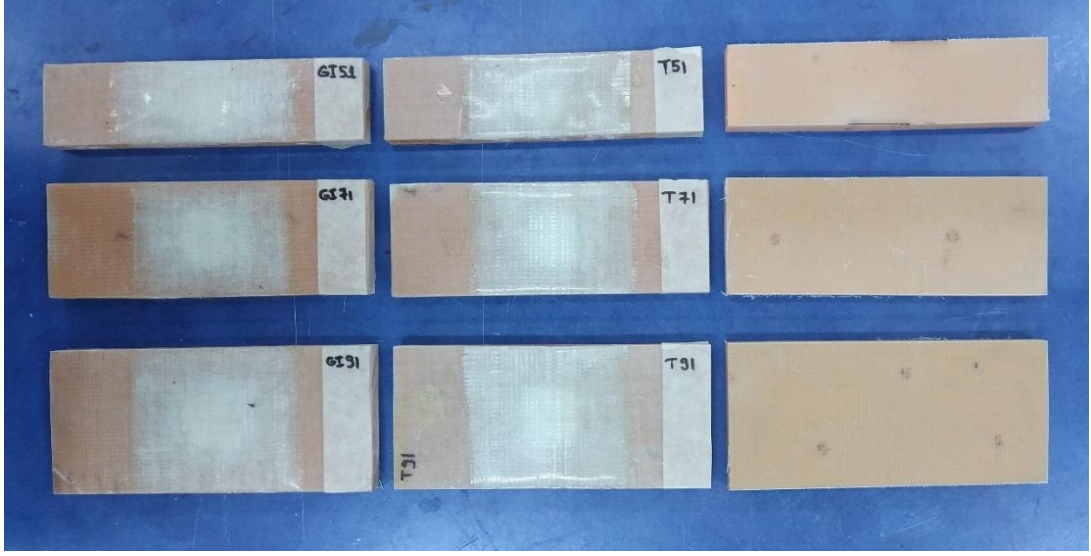
Üretimler ve testler ASTM C393 standardına göre yapılmış, sandviç kompozit kabuk kalınlığı/çerdek kalınlığı oranı 0,1 olarak tutularak üretim gerçekleştirilmiş, test hızı standartta önerildiği üzere 6 mm/dk olacak şekilde uygulanmıştır.

3.2.2 Alternatif Yama Tamiratlari Deneysel Çalışmaları

Alternatif yama tamiratlarında Şekil 3.8’de belirtilen yeni yama yöntemleri ve klasik yama yöntemi kullanılarak tamirat işlemleri gerçekleştirilmiştir. Tamir işlemleri farklı genişlikteki kompozitler ve farklı boyuttaki hasarlar için genişletilmiştir. Bu bağlamda tamir edilecek numuneler 70mm/80mm/90 mm genişliğinde ve 35 mm ve 50 mm hasar çapında olacak şekilde hazırlanmıştır, Şekil 3.15-3.16. Toplamda bu testler için 90 adet numune hazırlanmış ve hazırlanan numuneler üç nokta eğilme testlerine tabi tutulmuşlardır.



Şekil 3.15 Alternatif yama tamiratları için hazırlanan numuneler (Kişisel arşiv, 2017)



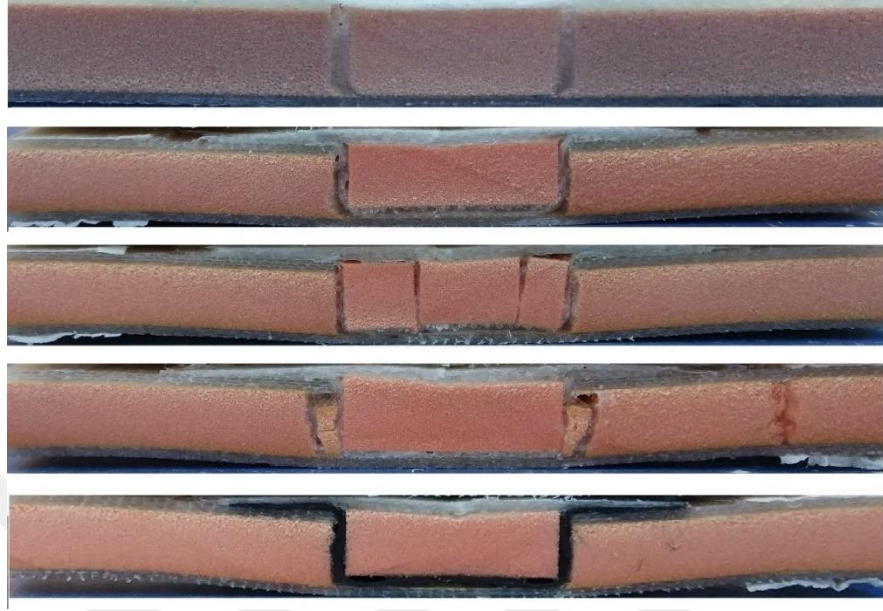
Şekil 3.16 Alternatif yama tamirataı test numuneleri (Kişisel arşiv, 2017)

Alternatif yama tamiratlarında standardı sağlamak üzere tüm numunelerde kullanılan toplam fiber kumaş katman sayısı eşit tutulmuştur. İç kısımlarına fiber takviyesi yapılan numunelerde dolgu kumaşı sayısı düşürülerek toplam kalınlık ve ağırlığın fark yaratmayacak ölçüde olması sağlanmıştır. Yapılan ağırlık ölçümlerinde hasarsız baz numune genişlik boyunca birim ağırlık 1,6 gr/mm iken klasik yöntemle tamir görmüş numunelerde bu değer 35 mm ve 50 mm hasar çapları için sırasıyla 1,85 ve 2,15 gr/mm olarak ölçülmüştür. Yeni geliştirilen yöntemlerde ise bu değerler 35 ve 50 mm yama çapları için sırasıyla 1,76-1,91 ve 2,1-2,2 gr/mm değerleri arasında ölçülmüştür. Tablo 3.1’de alternatif yama tamiratları testleri test matrisi verilmektedir.

Tablo 3.1 Yeni yama yöntemleri test matrisi

Yama Tipi	Numune Genişliği (mm)			Hasar Çapı (mm)		Fiber Kumaş Kullanımı			
						Dolgu Kumaşları	Ekstra Kumaşlar	Tamir Kumaşları	Bindirme Uzunluğu (mm)
KYT	70	80	90	35	50	6 Kat	Yok	3 Kat	100
YT 1	70	80	90	35	50	4 Kat	2 Kat	3 Kat	100
YT 2	70	80	90	35	50	4 Kat	2 Kat	3 Kat	100
YT 3	70	80	90	35	50	4 Kat	2 Kat	3 Kat	100
YT 4	70	80	90	35	50	4 Kat	2 Kat	3 Kat	100

Şekil 3.17 ve 3.18’de alternatif yama tamirâtı uygulanmış numunelerin kesit görünüşleri ve test düzeneği verilmiştir.



Şekil 3.17 Alternatif yama tamirâtı numuneleri kesit görünüşleri (Kişisel arşiv, 2017)



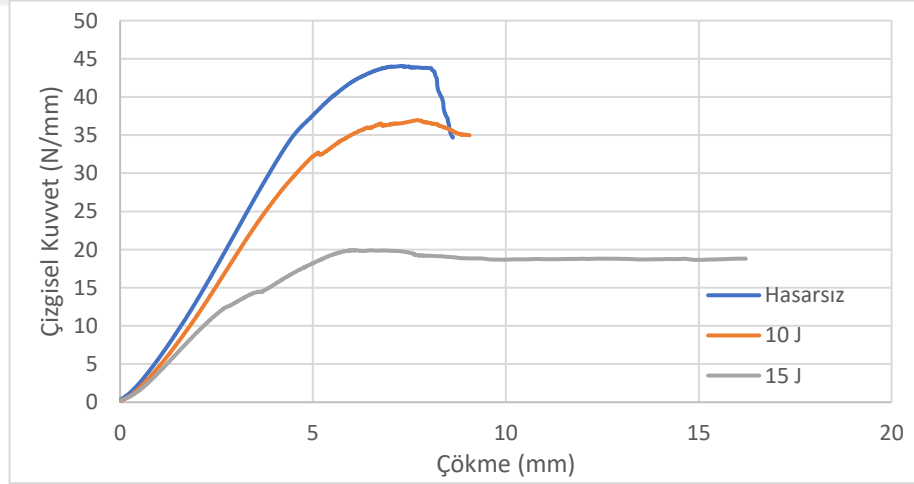
Şekil 3.18 Alternatif yama tamirâtı numuneleri üç nokta eğilme testi (Kişisel arşiv, 2017)

BÖLÜM DÖRT

SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Bu bölümde sırasıyla tamir parametreleri ve yeni geliştirilen yama yöntemlerinin tamir sonrası malzeme mukavemetlerine ilişkin elde edilen nümerik ve deneysel sonuçlar verilmiştir. Öncelikle baz kompozit numune ve hasar görmüş kompozit numunenin dayanım değerleri darbe testleri sonrası yapılan üç nokta eğilme testleri ile test edilmiştir. Böylelikle tamir sonrasında kaybedilen mukavemet değerlerinin ne kadarlık bir kısmının karşılandığı ve baz kompozitle kıyaslaması yapılabilir. Testlerin farklı genişliklerde yapılması ve test sonuçlarının numune genişliğinden bağımsız hale getirilmesi için testler sonucunda elde edilen grafiklerde genişlik parametresi kaldırılmış ve kuvvet değerleri çizgisel yük olarak verilmiştir.

Şekil 4.1’de darbe testi sonrası numunelerin üç nokta eğilme test performansları görülmektedir. Hasar alan numunelerde eğilme rijitliğinde ve maksimum kuvvet değerinde önemli bir düşüş meydana gelmektedir.



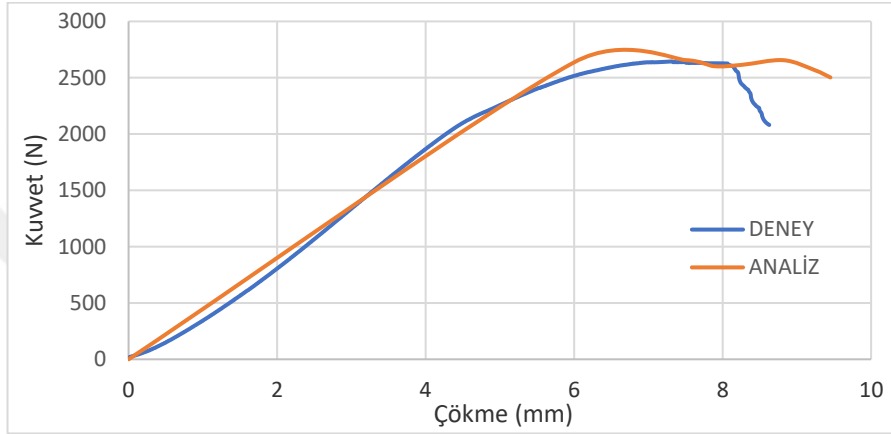
Şekil 4.1 Darbe sonrası üç nokta eğilme testi çizgisel kuvvet-çökme grafikleri

Baz numunede 44,5 N/mm değerinde oluşan maksimum kuvvet değeri 10 J darbe hasarı görmüş numunede 36,5 N/mm değerine 15 J darbe hasarı gören numunede ise 20 N/mm değerine gerilemiştir. Darbe hasarının numune sınırına ulaşmasıyla birlikte eğilme rijitliğindeki azalma ve maksimum kuvvet değerindeki düşüş daha keskin bir hal almıştır.

4.1 Nümerik Analiz Sonuçları

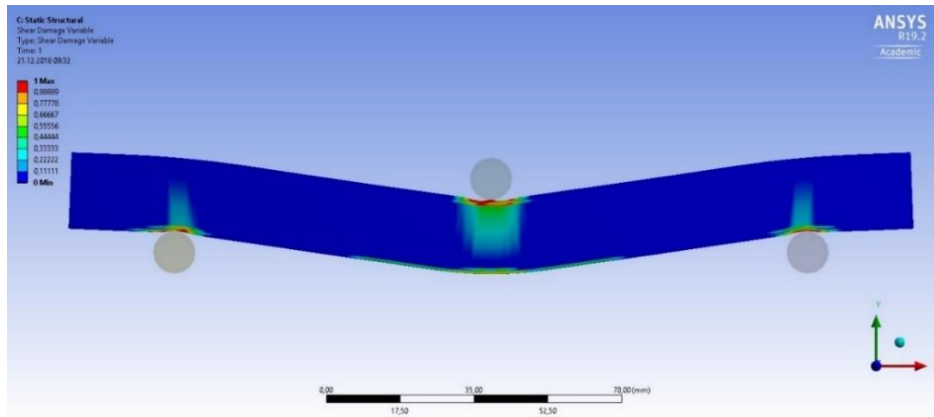
4.1.1 Baz Numune

Nümerik analizlerde ilk olarak baz numune üç nokta eğilme testi için modellenmiştir. Modelleme sonucu ve deney sonucu elde edilen kuvvet-çökme grafiği Şekil 4.2’de verilmektedir.



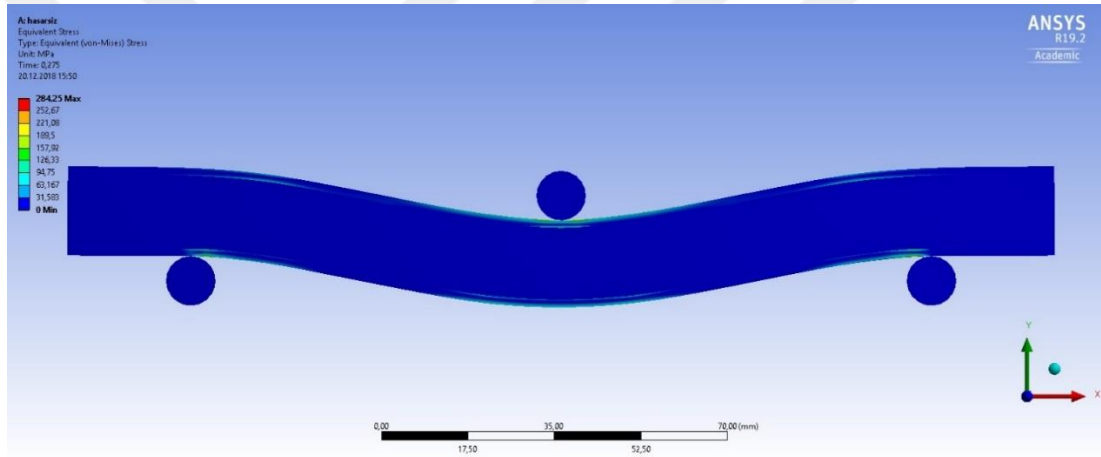
Şekil 4.2 Baz numune üç nokta eğilme çizgisel kuvvet-çökme grafikleri

Şekil 4.2 de görüleceği üzere deneysel ve nümerik sonuçlar birbirleri ile uyum içerisindedir. Şekil 4.3’te baz numunede üç nokta eğilme analizinde görülen hasar oluşumu verilmiştir.



Şekil 4.3 Baz numuneye ait hasar görüntüsü

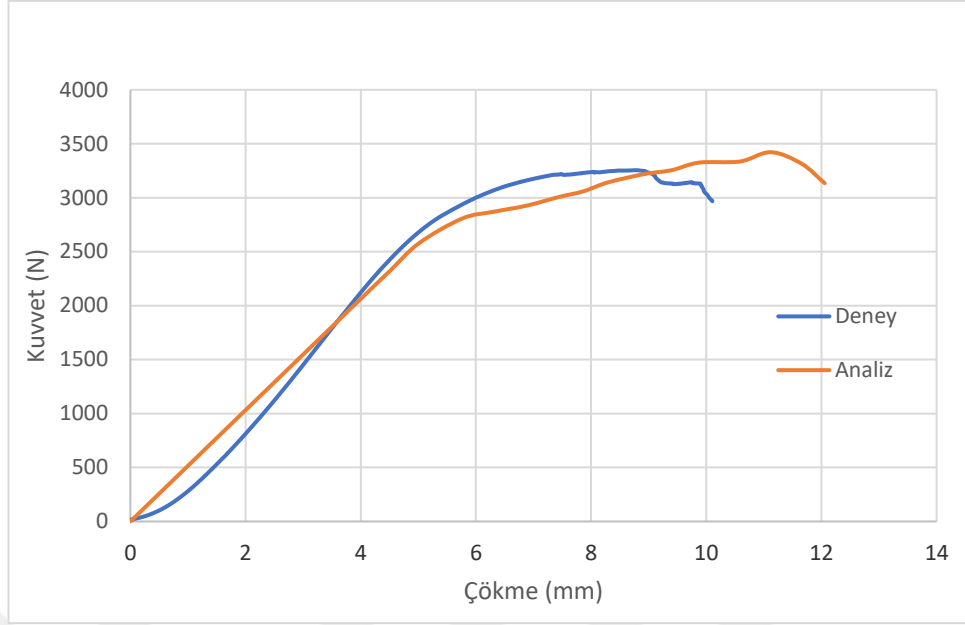
Şekilden görüleceği üzere numune üst yüzeyinde, basma silindirinin altında kesme hasarı meydana gelmekte ve numune üst yüzeyinden çekirdek malzemesine kadar sirayet etmektedir. Alt yüzeyde ise çekme gerilmelerinin yoğunlaştığı bölgede fiber hasarları ve destek silindirlerinin temas ettiği noktalarda kesme kuvvetlerinden dolayı fiber ve çekirdek hasarlarının olduğu görülmektedir. Şekil 4.4'te ise hasarsız numuneye ait gerilme dağılımı verilmiştir. Yükleme ve destek silindirleri eksenleri üzerinde, numune alt ve üst kabukları ile çekirdek arasında gerilme yığılmalarının olduğu görülmektedir. Bu gerilmeler delaminasyon hasarına sebebiyet vermektedir. Delaminasyon oluşumunun kabuk malzemesinde özellikle çeki gerilmelerinin yoğunlaştığı bölgelerde olduğu görülmektedir.



Şekil 4.4 Baz numuneye ait eşdeğer gerilme dağılımı

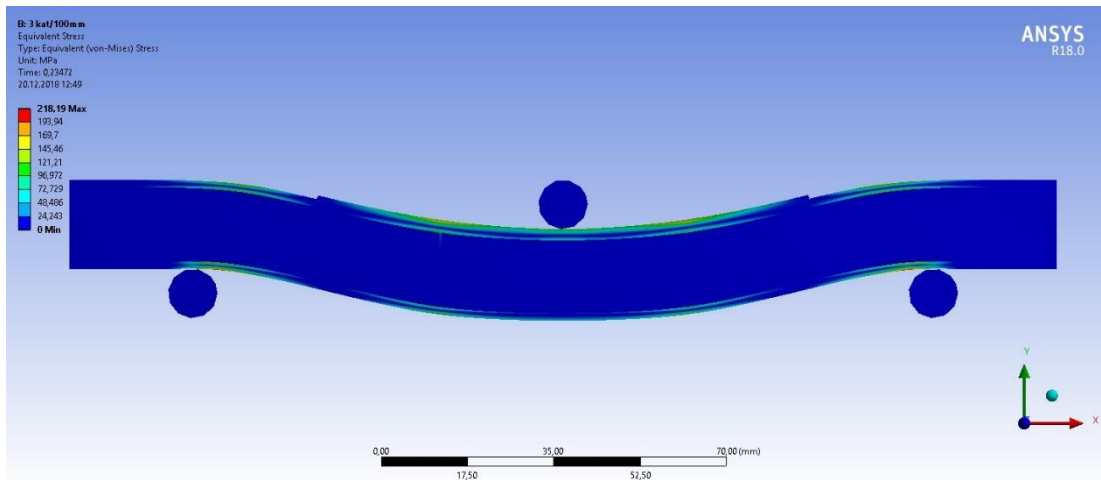
4.1.2 Klasik Yama Tamiratı Yapılmış Numune

Klasik yama tamiratının modelinde baz numune modelinden farklı olarak hasarlı bölgede numune üst kabuğu ve köpük kompozit içerisinde ayrıca modellenmiş ve tamir tabakaları ile yama yapılarak model çözündürülmüştür. Şekil 4.5'te analiz ve deney sonucu ile elde edilen kuvvet-çökme grafiği verilmiştir. Deney ve analiz sonuçları birbirlerine yakın sonuçlar vermiştir.



Şekil 4.5 Klasik yama tamiri ile tamir edilmiş numunenin kuvvet-çökme grafikleri

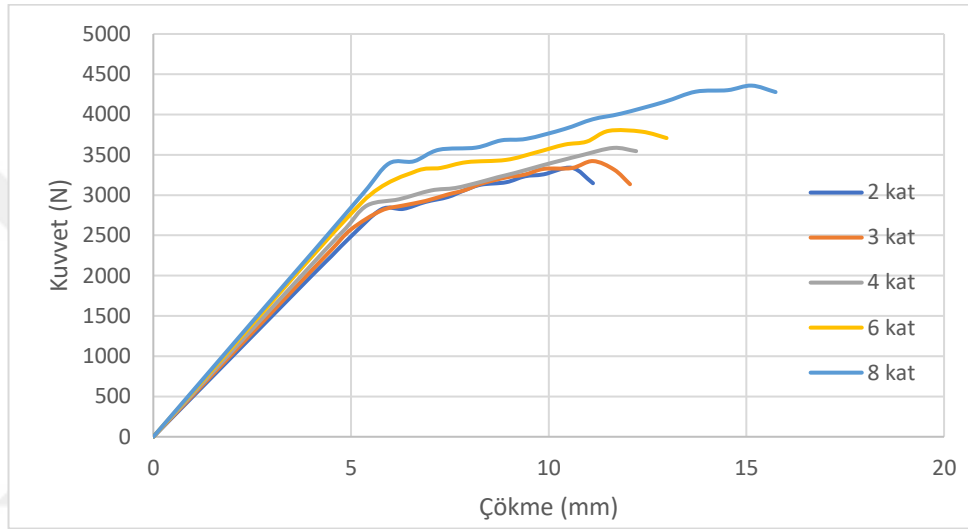
Artan üst kabuk kalınlığı malzeme rijitliğini arttırmış ve numunenin yük taşıma kapasitesini artmıştır ancak diğer taraftan Şekil 4.6'da verilen eşdeğer gerilme dağılımına bakıldığında tamir edilmiş numunede muhtemel delaminasyon bölgelerinde bir artış olduğu görülmektedir. Baz numunede üst yüzeyde görülen fiber hasarı artan kabuk kalınlığı ve delaminasyon neticesinde bu numunede görülmemiş, gerilme yığılmaları çekirdek-kabuk ara yüzeyinde meydana gelmiştir. Bu şekilde tamir edilen bir numune hasara uğradığında tekrar edilecek tamirat çalışmasında daha büyük bir bölgede tamirat yapılması gerekecektir.



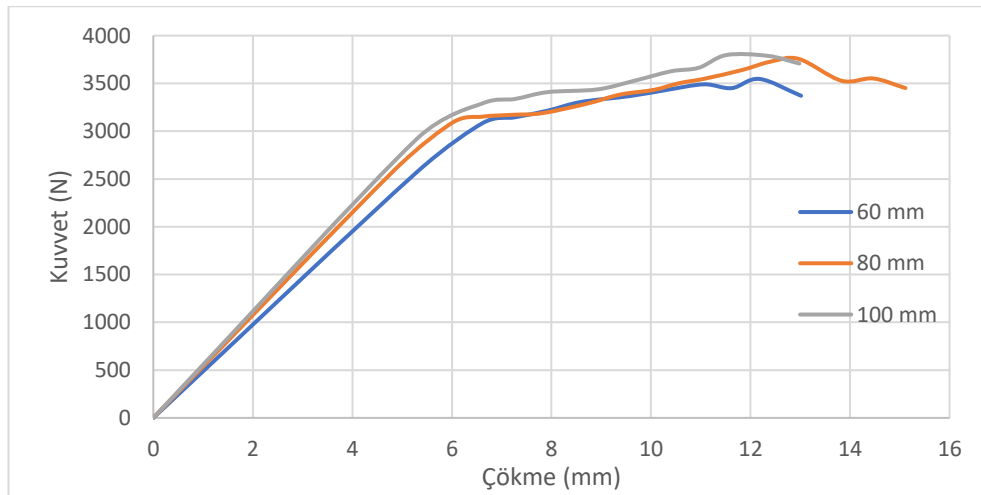
Şekil 4.6 Klasik yama tamiri ile tamir edilmiş numune eşdeğer gerilme dağılımı

4.1.3 Tamir Parametreleri Nümerik Analizleri

Klasik tamiratın nümerik modelinde yakın sonuçlar alınmasına müteakip yama kalınlığı ve bindirme uzunluğu parametreleri ile ilgili modeller hazırlanmış ve çözümler gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.7 ve 4.8’de sırasıyla farklı tamir tabaka sayılarına ve bindirme uzunluklarına sahip modellerden elde edilen kuvvet-çökme grafikleri verilmiştir.



Şekil 4.7 Farklı yama kalınlıkları ile modellenmiş numunelere ait kuvvet-çökme grafikleri

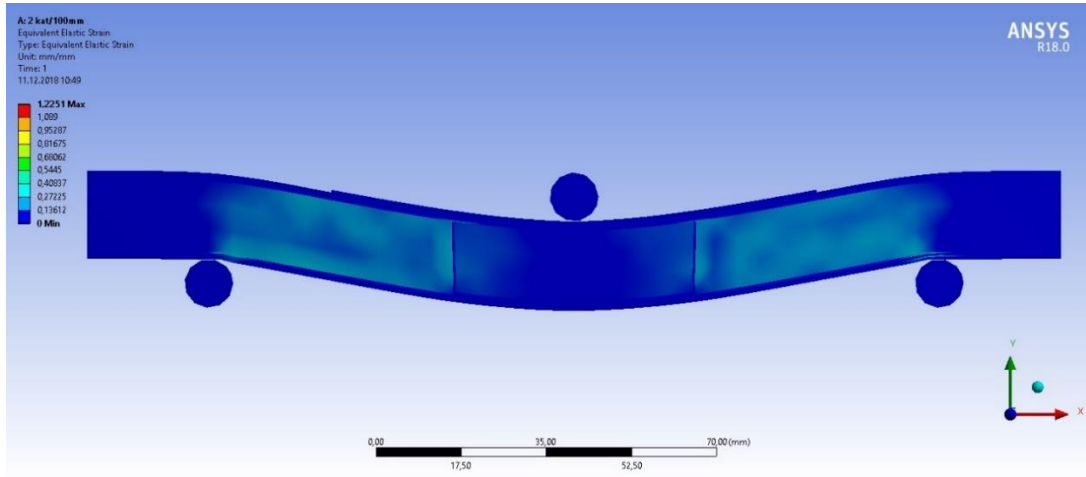


Şekil 4.8 Farklı bindirme uzunlukları ile modellenmiş numunelere ait kuvvet-çökme grafikleri

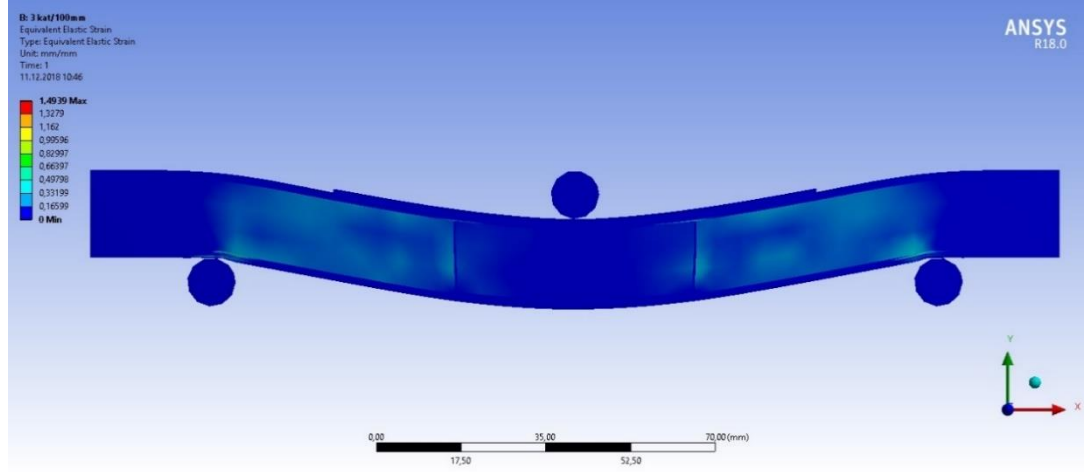
Grafiklerden görüleceği üzere yama kalınlığının artırılması numunenin taşıyacağı maksimum kuvvet değerini arttırmaktadır. Diğer taraftan bindirme uzunluğundaki

artış maksimum kuvvet değerinde belirgin bir etki yapmamıştır ancak eğilme rijitliğinde bir artış meydana gelmektedir.

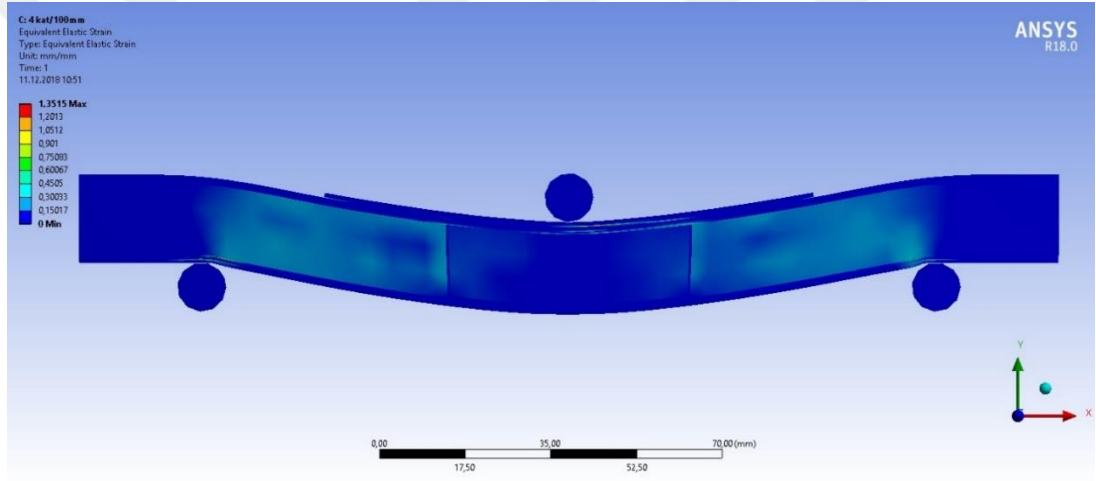
Şekil 4.9 ile 4.13 arasında verilen şekillerde farklı yama kalınlıklarıyla tamir edilmiş numunelere ait şekil değiştirme dağılımları verilmiştir. Şekiller incelendiğinde, düşük yama kalınlıklarında gerinme dağılımının kabuk yüzeyinden iç kesime doğru ilerlemekte iken yama kalınlığının artması ile şekil değiştirme kalın yama tabakası ile kompozit yüzeyi arasında yoğunlaşmaktadır. Bunun sebebi yapışma ara yüzeyinin her iki tarafı yüksek rijitliğe sahip olduğunda artan yükleme koşullarında izin verilen farklı deformasyon miktarlarından doğan gerinmelerin yapışma ara yüzeyinde meydana gelmesi olarak değerlendirilebilir. Buradan hareketle yüksek yama kalınlığı kullanmak numune mukavemetini arttırdığı gerilmelerin ise yapışma ara yüzeyinde yığıldığı söylenebilir. Yapışma ara yüzeyinin dayanımını arttırmak ise yapışma özelliklerinin iyileştirilmesi veya bindirme uzunluğunun arttırılması ile sağlanabilir. Düşük yama kalınlıklarında yüksek şekil değiştirme seviyeleri çekirdek üzerinde görülürken yama kalınlığının artması ile gerinme dağılımı yama ile kabuk ara yüzeyinde yoğunlaşmaktadır.



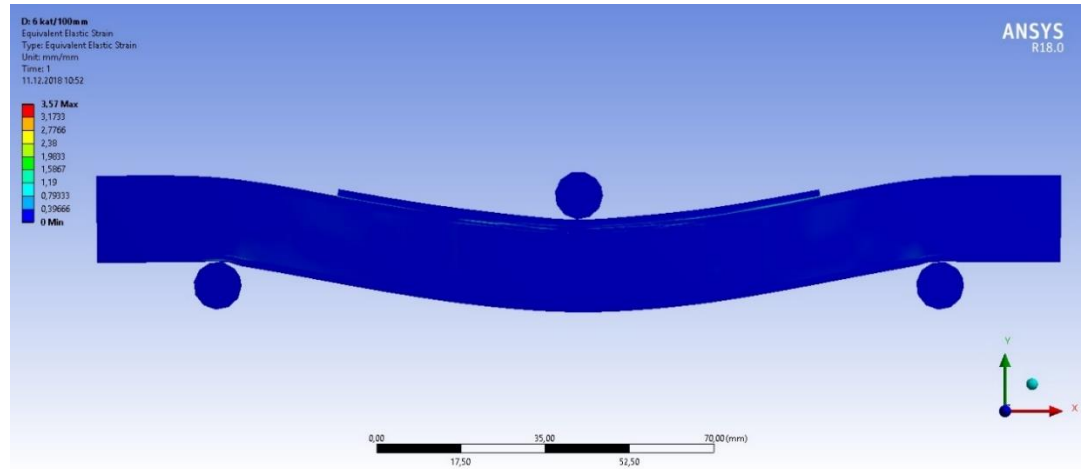
Şekil 4.9 İki kat yama ile modellenmiş numuneye ait şekil değiştirme dağılımları



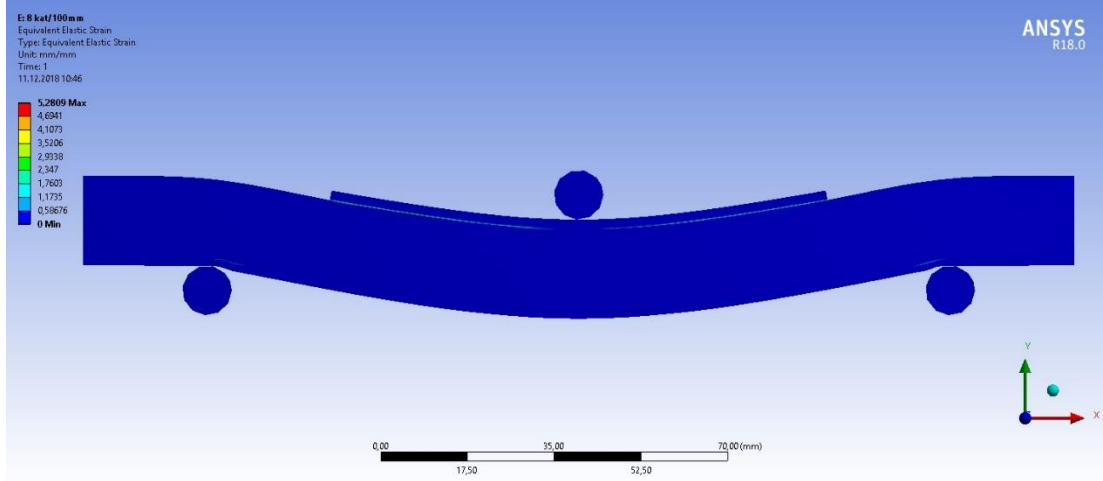
Şekil 4.10 Üç kat yama ile modellenmiş numuneye ait şekil değiştirme dağılımları



Şekil 4.11 Dört kat yama ile modellenmiş numuneye ait şekil değiştirme dağılımları



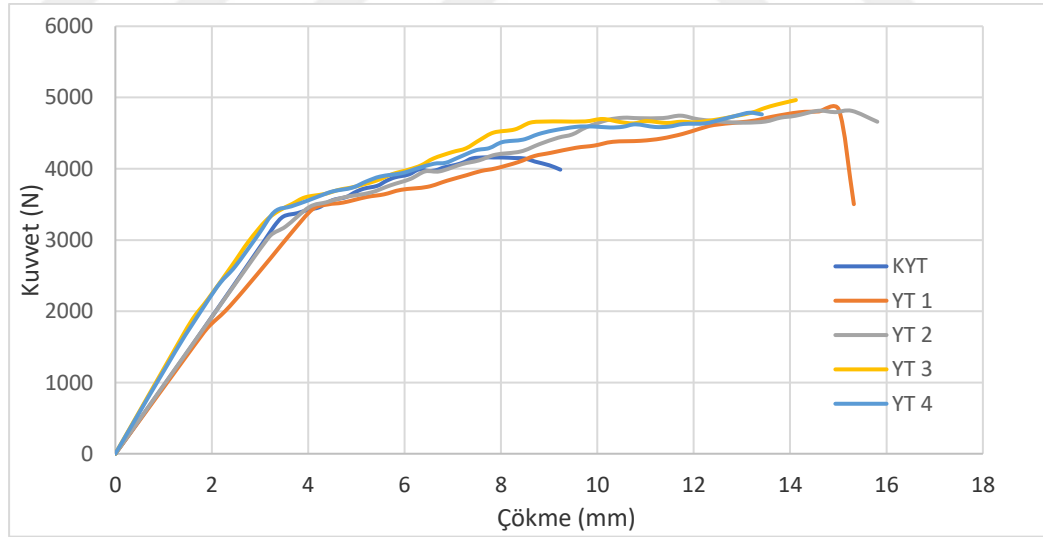
Şekil 4.12 Altı kat yama ile modellenmiş numuneye ait şekil değiştirme dağılımları



Şekil 4.13 Sekiz kat yama ile modellenmiş numuneye ait şekil değiştirme dağılımları

4.1.4 Yeni Yama Yöntemleri Kullanılmış Numunelerin Nümerik Analizleri

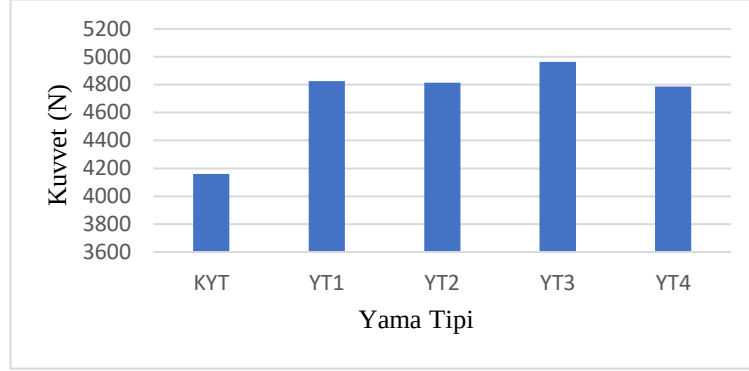
Yeni yöntemlerin analizlerinde tasarlanan dört yöntem için modeller oluşturulmuş ve çözümler gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.14'te bu modellerin çözümleri ile oluşturulmuş kuvvet-çökme grafikleri verilmiştir.



Şekil 4.14 Yeni yama yöntemleri üç nokta eğilme modeli kuvvet-çökme grafikleri

Yeni tasarlanan yöntemlerin tamamı klasik yama tamiratına göre daha yüksek mukavemet göstermişlerdir. Bunun yanı sıra klasik yama tamiratına göre eğilme rijitliğinde bir kayıp olmadan taşınabilen maksimum yüke ulaşılmış çökme miktarı da

önemli ölçüde artış göstermiştir. Şekil 4.15'te yeni yama yöntemleriyle elde edilen maksimum kuvvet değerlerini gösterir grafik verilmiştir.

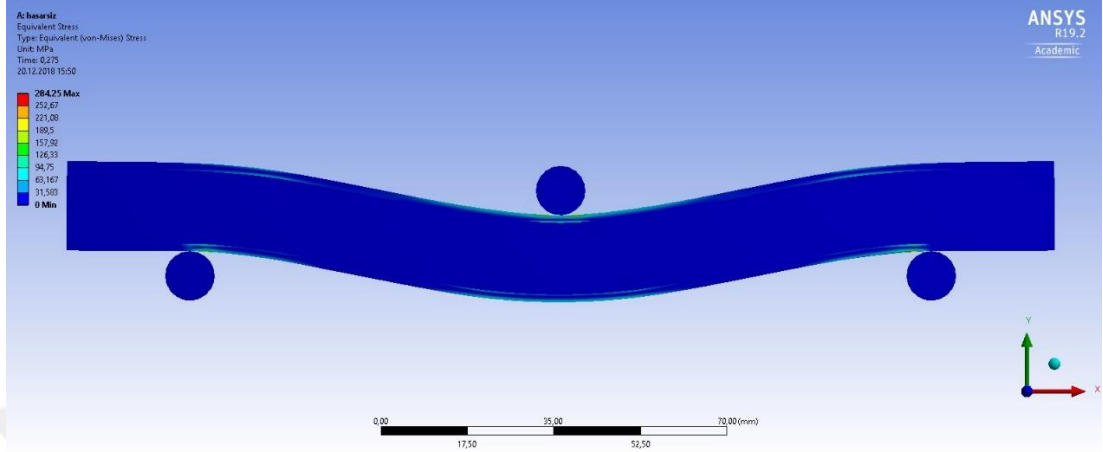


Şekil 4.15 Klasik ve yeni yama yöntemleri ile elde edilen maksimum kuvvet değerlerinin karşılaştırılması

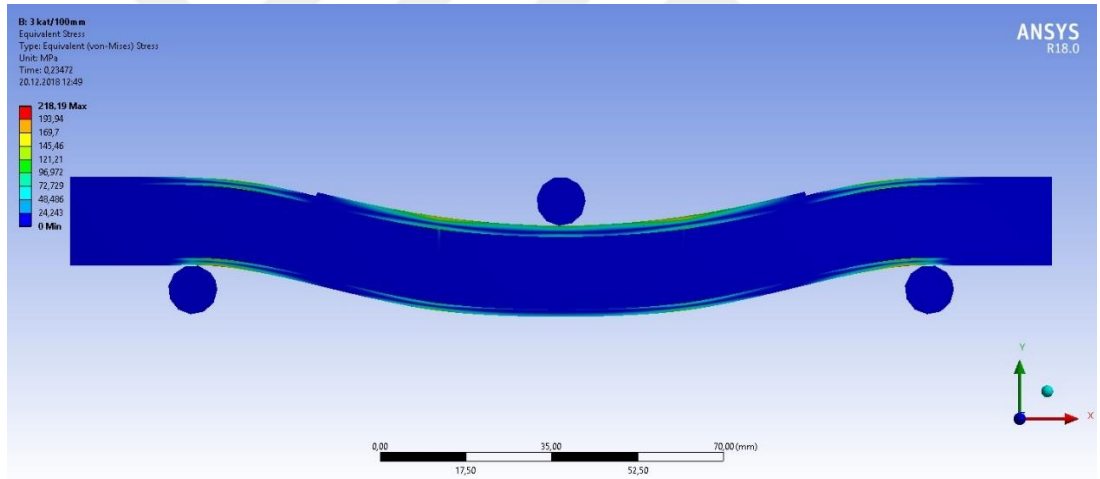
Bu değerlere göre klasik yöntem (KYT), YT1, YT2, YT3, YT4 numunelerinin taşıyabildiği maksimum kuvvet değerleri sırasıyla 4159, 4826, 4813, 4967, ve 4786 N olarak elde edilmiştir. Test edilmek üzere üretilmesi planlanan tüm yöntemler klasik yöntemle göre başarılı sonuçlar vermişlerdir. Yeni yöntemler kendi aralarında değerlendirildiğinde ise YT3 yama yöntemi en yüksek değere ulaşmıştır. YT1 ve YT2 yöntemlerinde maksimum kuvvet değerleri birbirine yakın olup YT4 (hibrid) yöntemi ise bu iki yöntemden küçük farklarla ayrılmıştır.

Şekil 4.16 ile 4.21 arasında verilen eşdeğer gerilme dağılımları incelendiğinde genel olarak gerilmeler bası ve destek silindirleri temas noktalarında bası gerilmesi olarak yoğunlaşmakta ve deformasyonun artmasıyla birlikte yayılmaktadırlar. Bu gerilmelere ek olarak malzeme üzerinde yoğunlaşan gerilmeler özellikle çekmeye maruz kalan bölgelerde görülen gerilmelerdir. Bu gerilmeler kompozit alt kabuğunda bası silindiri ekseninde sağa sola eşit yayılmakta, üst kabukta ise destek silindirleri ekseninden merkeze doğru ilerlemektedir. Klasik yama tamiratyapılan numunede gerilme yığılmaları baz numunedeki duruma göre büyük bir artış göstermiştir. Bu gerilme yığılmalarının etkileri muhtemelen delaminasyon olarak ortaya çıkacak ve sonrasında çekirdek hasarına sebebiyet vereceklerdir. Diğer taraftan bu yığılmaların yeni yama yöntemleri ile önemli ölçüde azaldığı görülmektedir. YT1, YT2 ve YT4

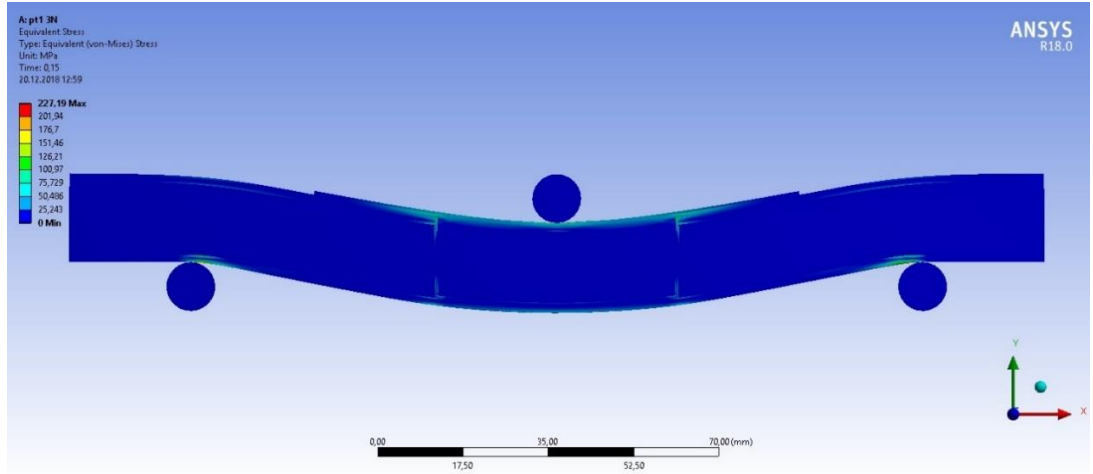
modellerinde gerilme yığılması tamir bölgesi dışına çok düşük ölçüde ilerlerken YT3 numunesinde neredeyse hiç ilerlememiştir.



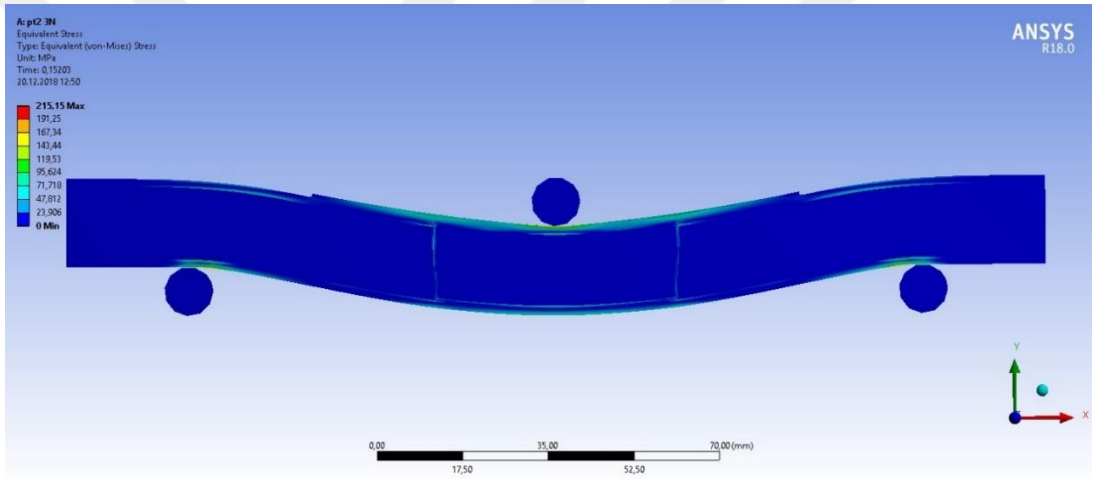
Şekil 4.16 Baz numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları



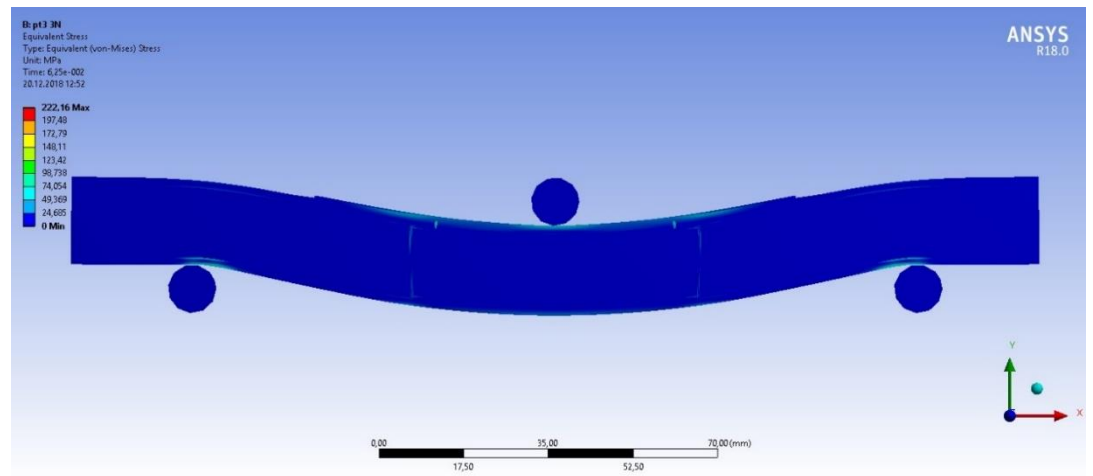
Şekil 4.17 Klasik yama tamiri yapılan numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları



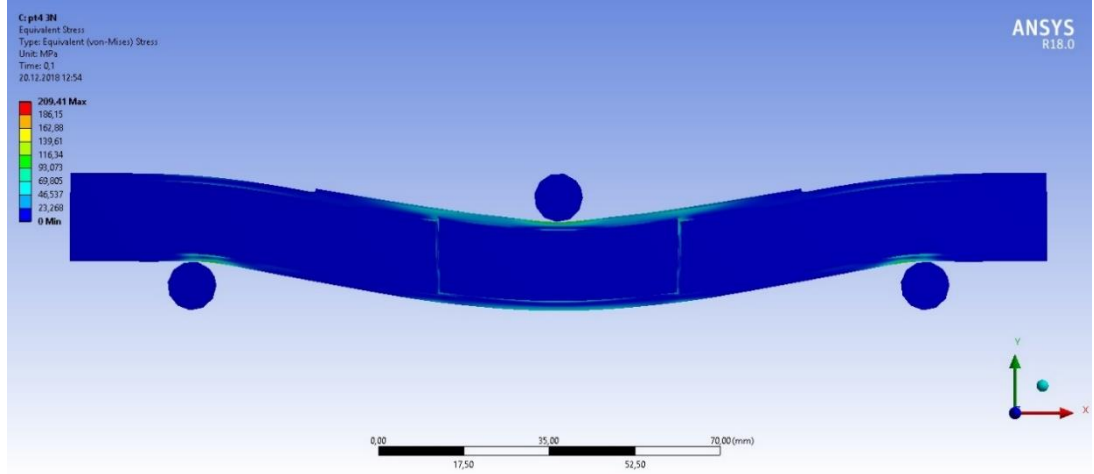
Şekil 4.18 YT1 numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları



Şekil 4.19 YT2 numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları



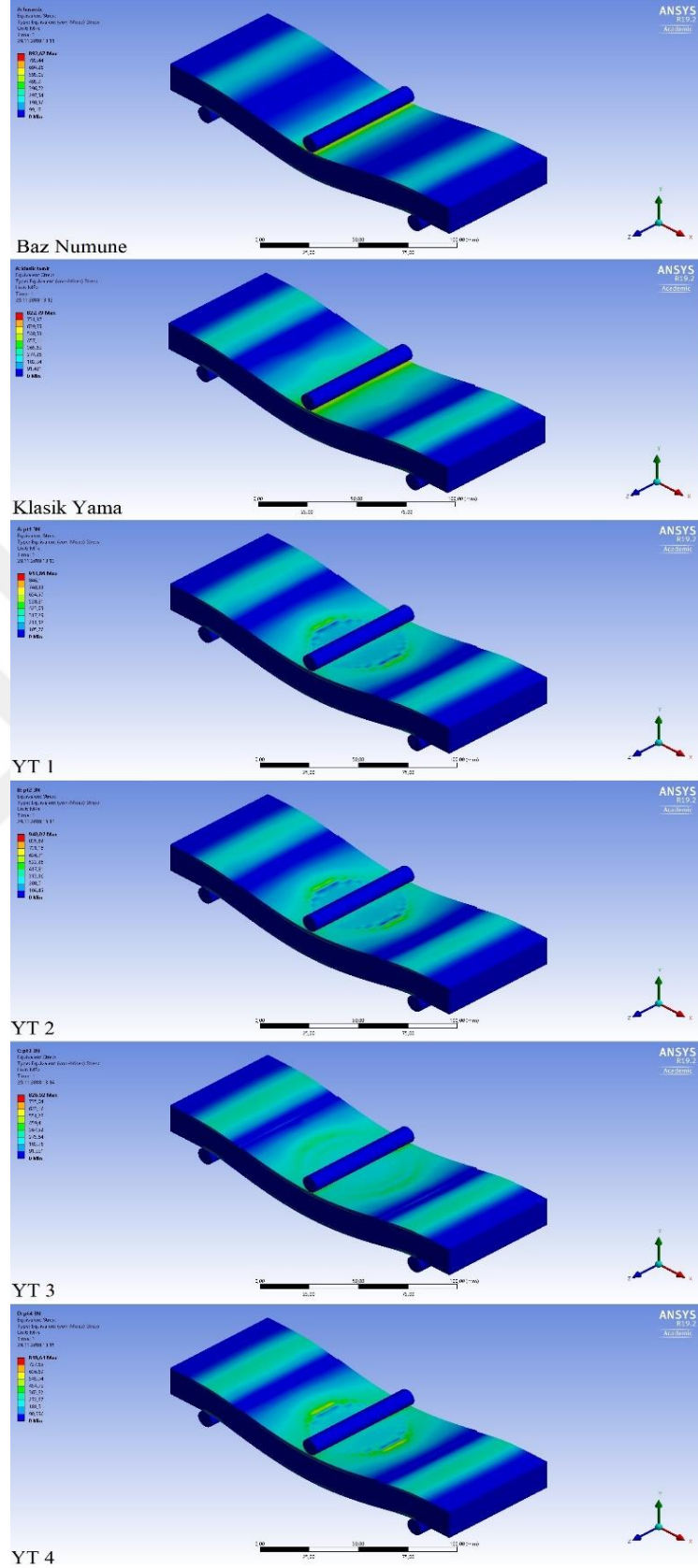
Şekil 4.20 YT3 numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları



Şekil 4.21 YT4 numunede oluşan eşdeğer gerilme dağılımları

Şekil 4.22’de aynı eşdeğer gerilme dağılımlarının izometrik görünüşleri verilmiştir. Gerilme dağılımları incelendiğinde baz numunede gerilmeler kabuk yüzeyinde yükleme silindirinin altında yoğunlaşmakta, tamir görmüş numunelerde ise, gerilmeler tamir için boşaltılan alanın çeperi boyunca yayılmaktadır.

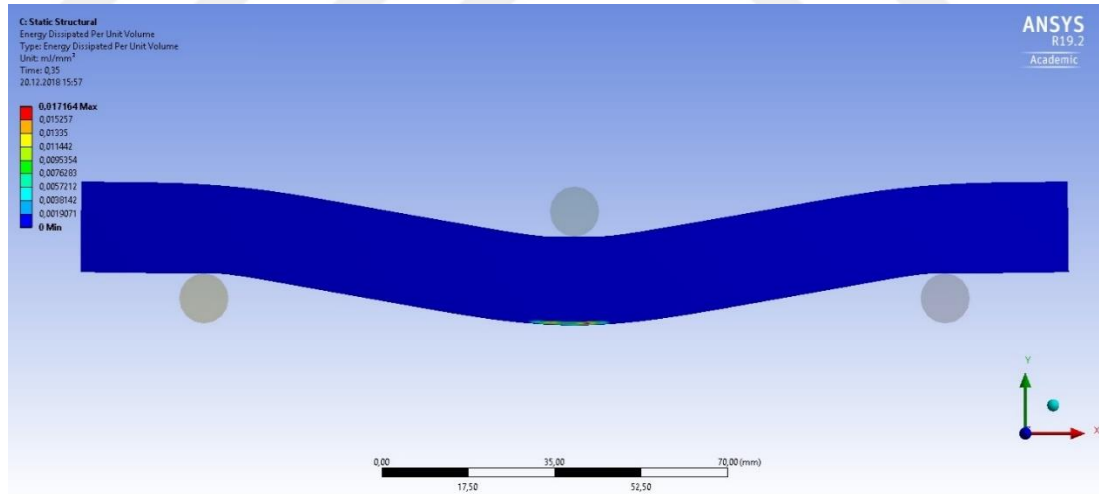
Klasik tamiratta gerilme yine yükleme silindiri altında yoğun daha sonra ise tamir bölgesi boyunca kenarlara doğru azalacak şekilde dağılım göstermektedir. YT1, YT2 ve YT4 numunelerinde ise şekilde görüleceği üzere tamirat bölgesindeki gerilme yoğunluğu düşmüş ve iç çeperde kullanılan fiber takviyesi üzerinde yoğunlaşmıştır. Tamir bölgesi ve sağlam kısım arasındaki gerilme dağılımındaki bu değişim klasik yöntemle göre daha keskin şekilde olmuştur. YT3 numunesinde ise gerilme dağılımındaki bu keskin değişim ortadan kalkmış ve gerilmeler daha düzgün bir şekilde dağılmıştır.



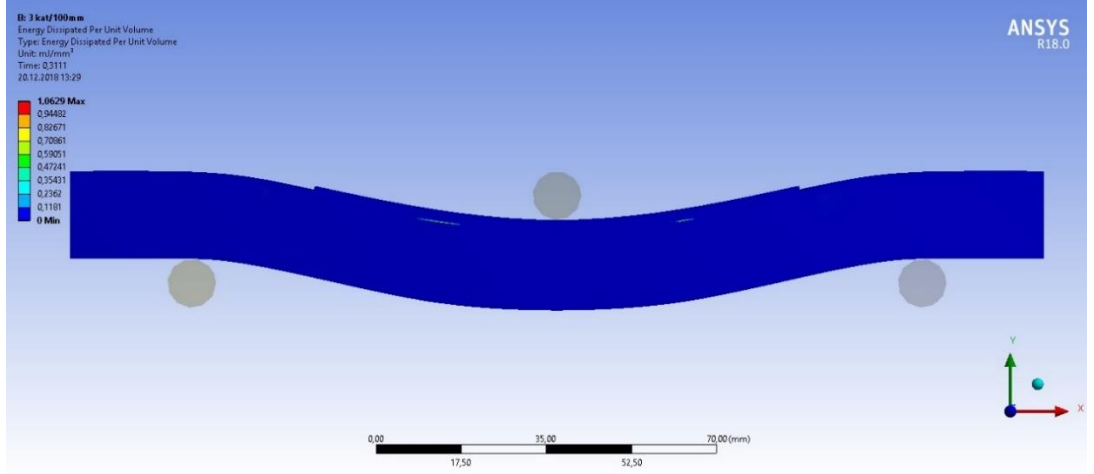
Şekil 4.22 Klasik ve yeni yama yöntemleri ile elde edilen eşdeğer gerilme dağılımları karşılaştırması (izometrik görünüş)

Baz numune analizlerinde gerilmelerin yükleme ve destek silindirlerinin temas noktalarında yoğunlaştıkları, delaminasyonların ise çeki gerilmelerinin bulunduğu bölgelerden başlayarak yayıldıkları görülmüştü. Tamir edilmiş bir numunede ise delaminasyonlar süreksiz fiberlerin bulunduğu tamir bölgesinde üst kabuk altına doğru ilerlemekteydi. Yeni yama yöntemleriyle fiberlerin süreksiz olduğu hasar bölgesine yerleştirilen fiberler ile sürekli bir hat oluşturulmuş ve hasarın ilerlemesi yavaşlatılmıştır.

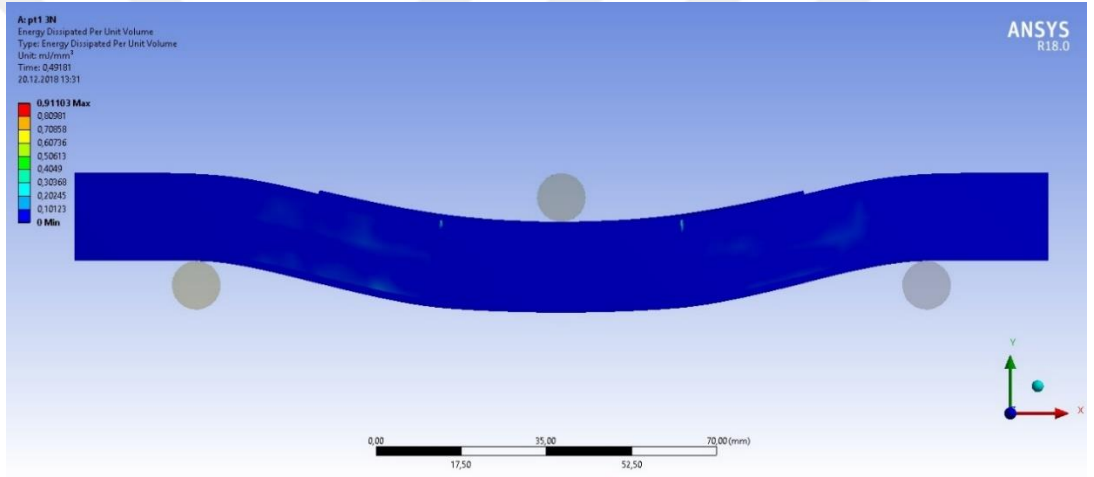
Şekil 4.23 ile 4.28 arasında modellere ait birim hacim başına sönümlenen enerji dağılımları verilmiştir. Sönümlenen enerji baz numunede çekme gerilmesinin en yüksek değere ulaştığı alt kabuk üzerinde görülürken, klasik yama modelinde bu enerji üst kabuk altında ilerleyen delaminasyonların oluşması esnasında sönümlenmiştir. Yeni yama yöntemlerinde ise enerji özellikle tamir bölgesine yerleştirilen fiberler tarafından sönümlenmiştir. Bu etki malzeme mukavemetinin önemli ölçüde iyileşeceğini göstermektedir. Yapılan bu analizler neticesinde yeni yama yöntemlerinin tamamının üretilmesi ve test edilmesine karar verilmiştir.



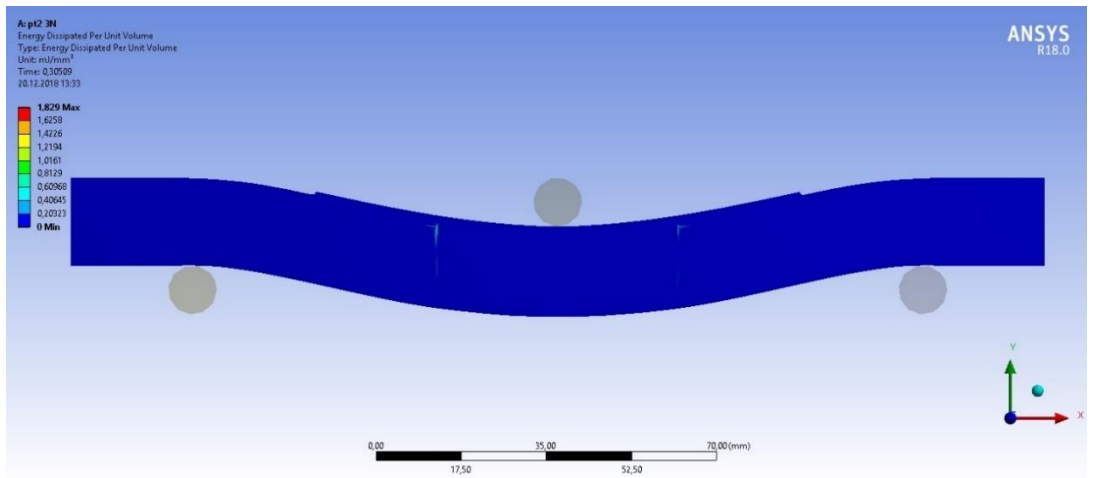
Şekil 4.23 Baz numune modeli birim hacim başına sönümlenen enerji dağılımı



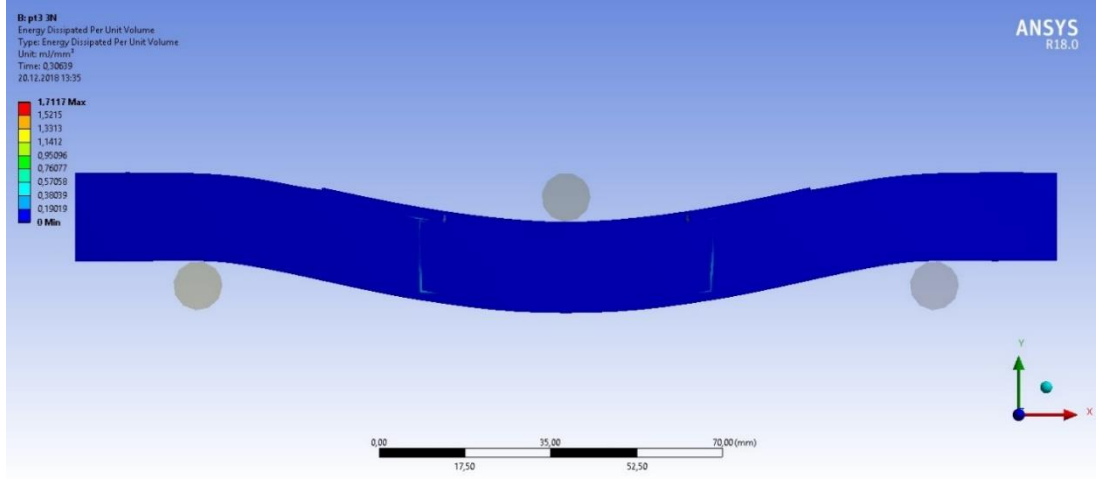
Şekil 4.24 KYT modeli birim hacim başına sönümlenen enerji dağılımı



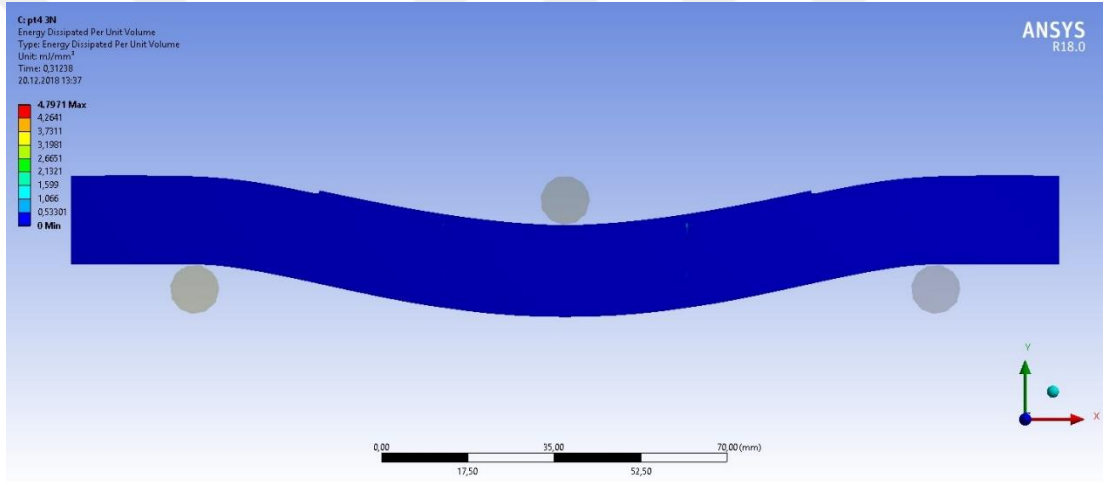
Şekil 4.25 YT1 modeli birim hacim başına sönümlenen enerji dağılımı



Şekil 4.26 YT2 modeli birim hacim başına sönümlenen enerji dağılımı

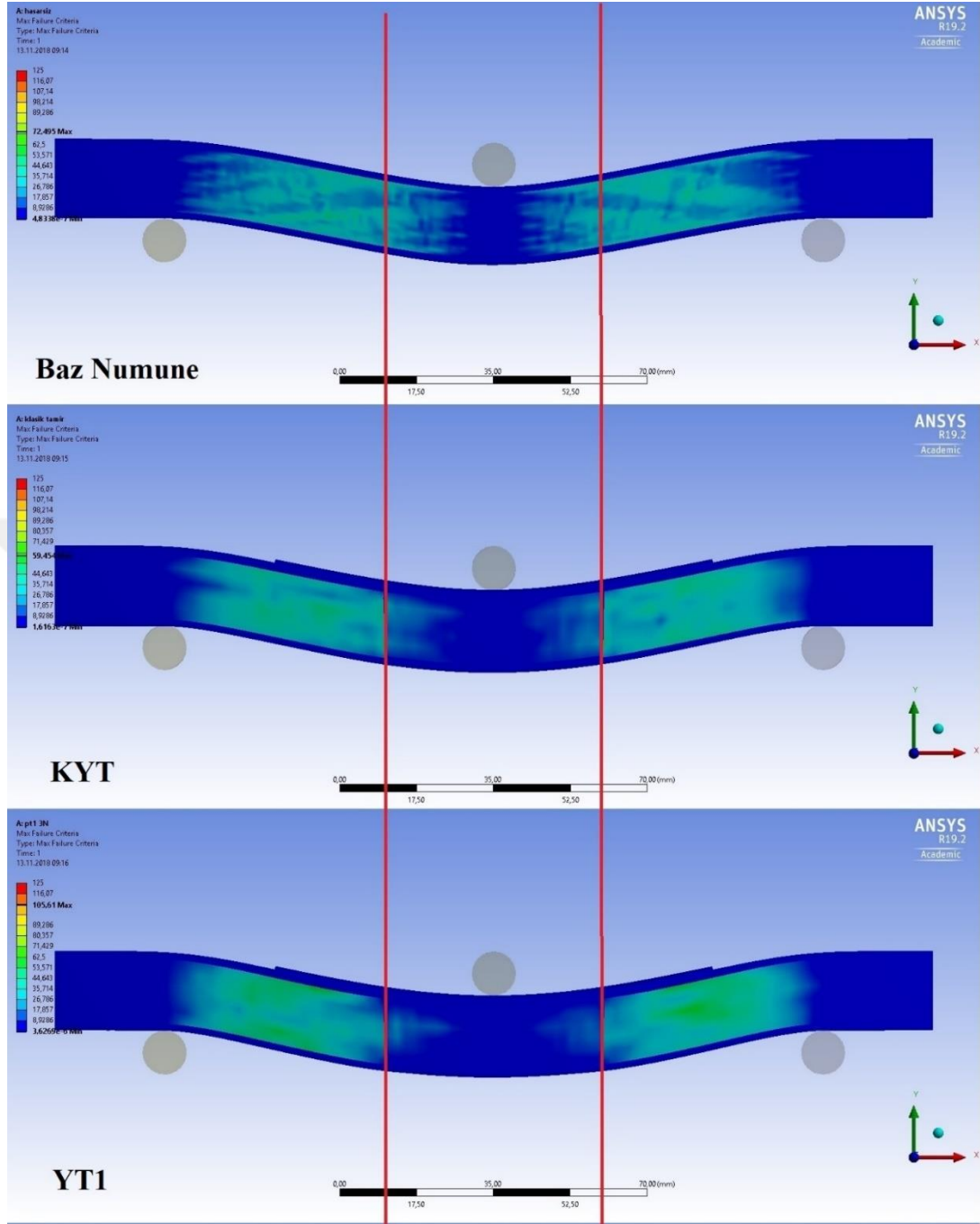


Şekil 4.27 YT3 modeli birim hacim başına sönümlenen enerji dağılımı

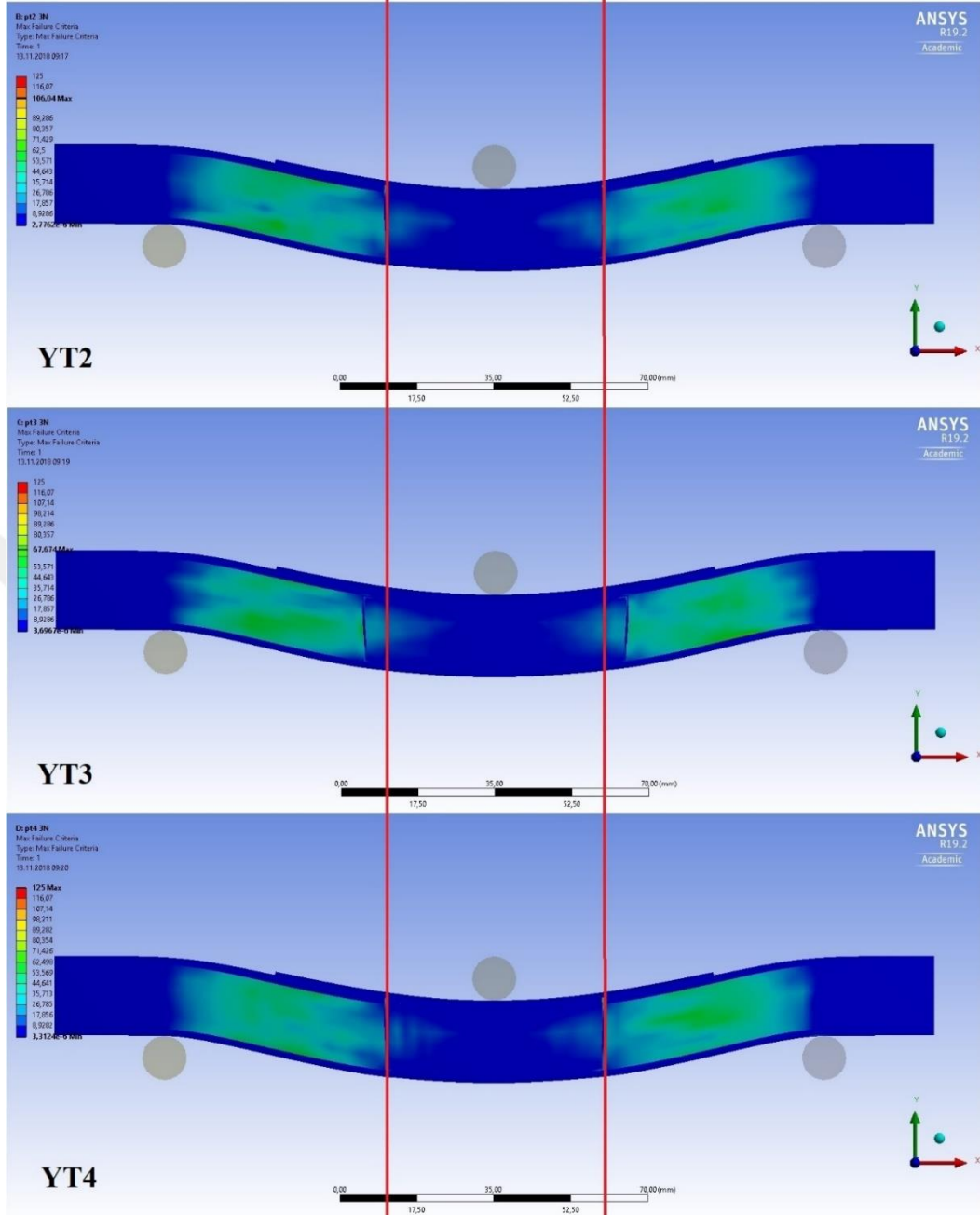


Şekil 4.28 YT4 modeli birim hacim başına sönümlenen enerji dağılımı

Şekil 4.29 ve 4.30’da ise Hashin kriteri ile çözümlenmiş numunelerde maksimum hasar görüntüleri genel ve kesit görünüşleri için verilmiştir. Hasar ilerlemesi değerlendirildiğinde geliştirilen tüm yöntemlerde hasarın klasik yönetime göre daha az ilerlediği görülmektedir. Özellikle YT3 modelinde, numune hasar alanının daha dışından itibaren fiberle takviye edildiğinden tamir bölgesine hasar ilerlemesi diğer yöntemlere kıyasla daha düşük seviyede kalmıştır.



Şekil 4.29 Yeni yöntem analizleri maksimum hasar dağılımı karşılaştırması I

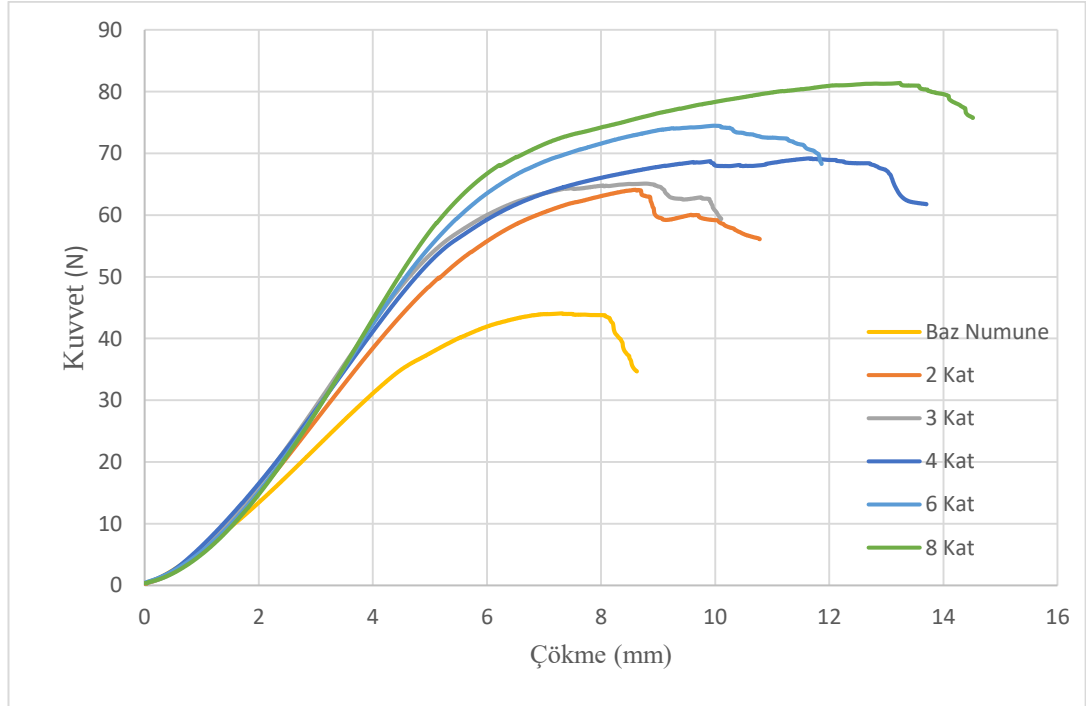


Şekil 4.30 Yeni yöntem analizleri maksimum hasar dağılımı karşılaştırması II

4.2 Deneysel Çalışma Sonuçları

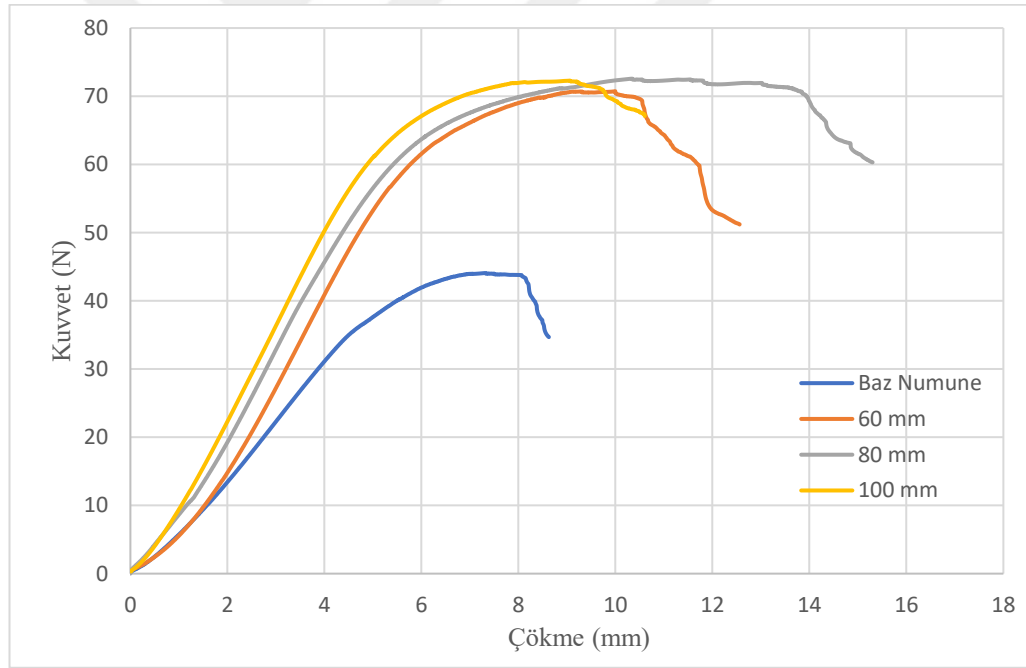
4.2.1 Tamir Parametrelerinin Kompozit Mukavemetine Etkileri

İlk olarak tamir parametrelerinin incelenmesinde yama kalınlığı ve bindirme uzunluğunun tamir mukavemetine etkileri irdelenmiştir. Şekil 4.31’de klasik yama tamiri yöntemi kullanılarak farklı yama kalınlıklarının etkilerinin test edildiği numunelere ilişkin üç nokta eğilme çizgisel kuvvet-çökme grafikleri verilmiştir. Bu tamiratta baz numune, ilk kompozit plakadan üretilmiş herhangi işlem görmemiş kompozit numunedir. Diğer tüm numuneler 35 mm hasar boyutuna ve tamir yamaları 100 mm bindirme uzunluğuna sahip olacak şekilde yapılmıştır. Şekilden görüleceği üzere, kullanılan tamir tabakasının artmasıyla birlikte kompozitin yük taşıma kapasitesi de artmaktadır. Diğer taraftan bu değişimin eğilme rijitliği üzerine önemli bir etkisinin olmadığı görülmektedir. Eğilme rijitliğinde meydana gelen değişimin düşük seviyede kalmasının sebebi, eğilme rijitliğinin kısıtlı bir bölgedeki kalınlık artışından çok bindirme uzunluğunun değişiminden etkileniyor olması olarak belirtilebilir.



Şekil 4.31 Farklı yama kalınlığına sahip numunelerin üç nokta eğilme testi kuvvet-çökme grafikleri

İkinci olarak bindirme uzunluğunun değişiminin tamir performansına etkileri yapılan üç nokta eğilme testleri ile değerlendirilmiştir. Şekil 4.32’de farklı bindirme uzunlukları kullanılarak tamir edilmiş numunelerin üç nokta eğilme test sonuçları ile hazırlanmış çizgisel kuvvet-çökme grafikleri verilmiştir. Önceki testlerde olduğu gibi bu testlerde de bütün numuneler klasik yama tamiraty yöntemiyle tamir edilmişlerdir. Tamiratta altı kat doldurma kumaşı ve altı kat tamir kumaşı kullanılmıştır. Şekilde görüldüğü gibi tamir görmüş numuneler kalınlığının artmasıyla birlikte baz numuneye göre daha mukavemetli sonuçlar vermişlerdir. Tamir gören numuneleri kendi aralarında değerlendirdiğimizde ise bindime uzunluğunun artışı maksimum kuvvette önemli bir fark meydana getirmez fakat eğilme rijitliğinin bindirme uzunluğunun artışı ile doğru orantılı olarak arttığı şekilden görülmektedir.

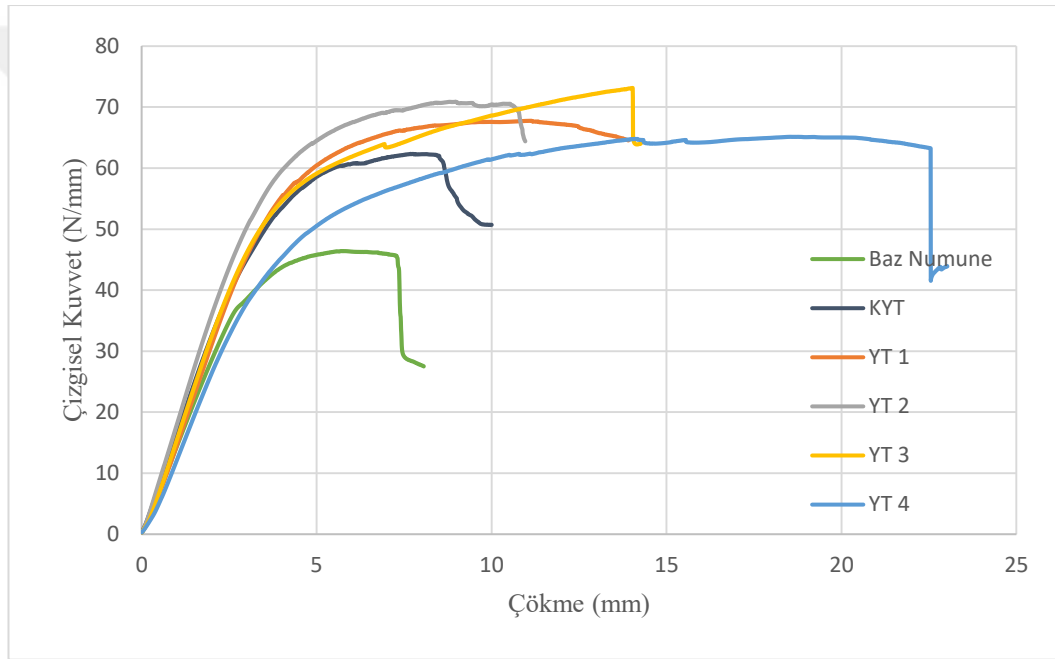


Şekil 4.32 Farklı bindirme uzunluğuna sahip numunelerin üç nokta eğilme testi kuvvet-çökme grafikleri

4.2.2 Yeni Yama Yöntemlerinin Kompozit Mukavemetine Etkileri

Yeni yama tamiratlarının mukavemetlerinin değerlendirileceği bu testlerde klasik yama yöntemine ek olarak dört farklı yama yöntemi ile üretilmiş numuneler üç nokta eğilme testlerine tabi tutulmuşlardır. Tüm numunelerde ekstra ve doldurma kumaşları

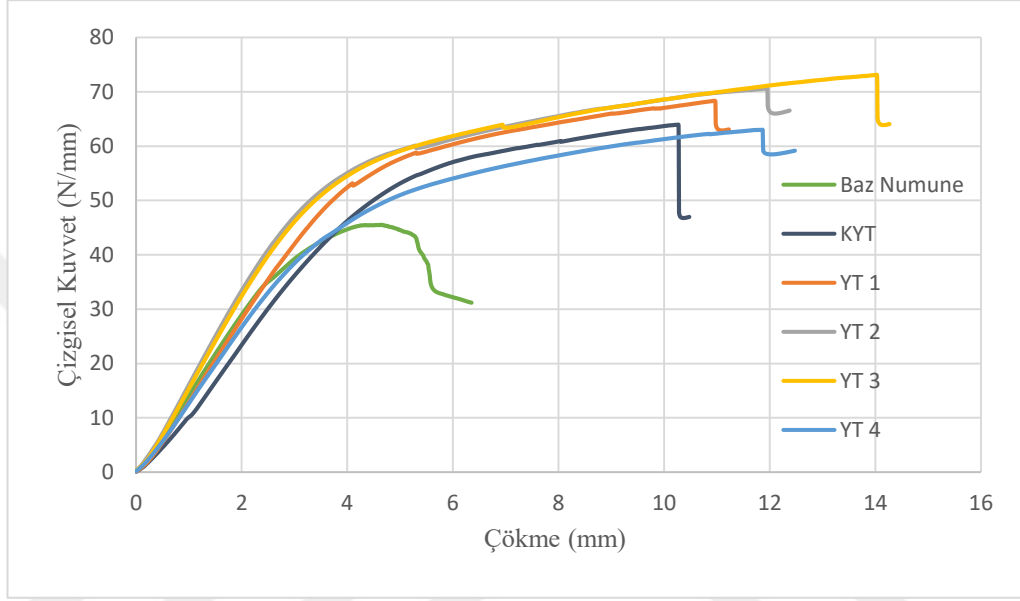
toplam altı kat, tamir kumaşları üç kat ve bindirme uzunluğu 100 mm standart olacak şekilde üretimler gerçekleştirilmiş ve testler uygulanmıştır. Farklı hasar boyutlarında oluşacak farklılıkları görmek üzere 35 mm ve 50 mm olmak üzere iki farklı yama çapı için tamiratlar tekrarlanmıştır. Şekil 4.33'te, 70 mm genişlikte üretilmiş 35 mm yama çapına sahip farklı yama yöntemleri ile tamir edilmiş numunelerin üç nokta eğilme çizgisel kuvvet-çökme grafikleri görülmektedir. Klasik yama tamiraty ile tamir edilmiş numune baz numuneye göre daha fazla mukavemet göstermiştir. Diğer taraftan aynı sayıda kumaş kullanılarak yeni yama yöntemleriyle üretilen numuneler ise klasik yama tamiratından daha fazla performans göstermişlerdir.



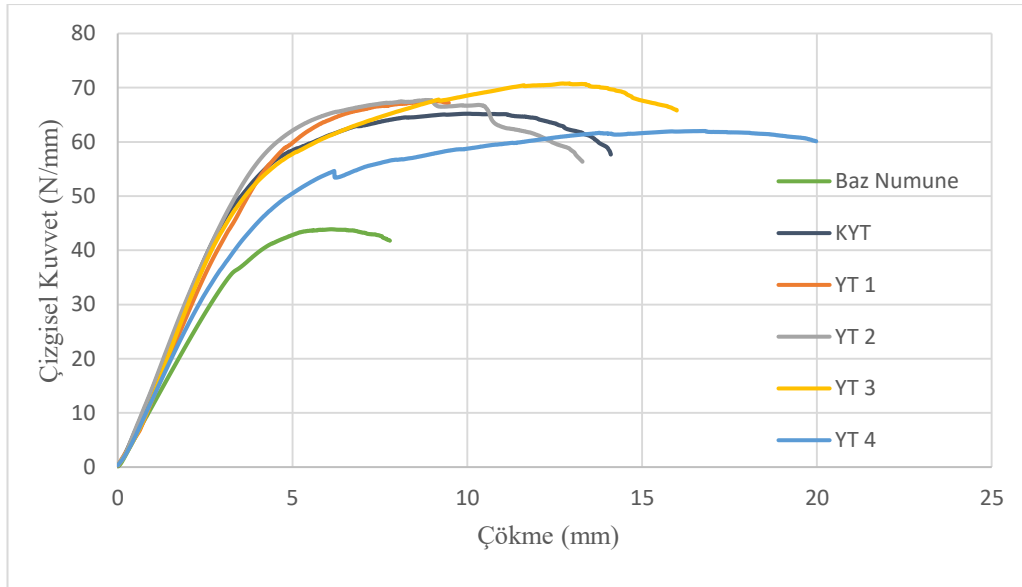
Şekil 4.33 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 70 mm genişlik 35 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri

YT1 numunesinde dolgu köpüğü etrafına yerleştirilen fiberler kuvvet taşıma kapasitesini 62,5 N/mm değerinden 67,5 N/mm değerine çıkarmıştır. Köpüğü üç parçaya ayırarak aralarında fiber kumaş geçirmek suretiyle süreksiz bölgeyi daha ayırık hale getirerek desteklemeyi planladığımız YT2 numunesinde ise bu kuvvet taşıma değeri 70 N/mm değerine kadar yükselmiştir. En iyi sonuçlar ise YT3 numunesinde alınmıştır. Bu numunede kuvvet taşıma kapasitesi 73 N/mm değerine ulaşmıştır. Bu değer baz numuneden genişlik başına 28 N/mm daha yüksek bir değerdir. YT4 numunesinde ise maksimum kuvvet taşıma kapasitesi küçük farklarla ayrışıyor

olmasına rağmen bu kuvvete karşılık tolere edilebilen çökme miktarı önemli derecede artış göstermiştir. YT 1, YT 2 ve YT 3 numunelerinin kuvvet taşıma kapasiteleri klasik yama yönteminden elde edilen verilere göre sırasıyla %8,0, %12,0 ve %16,8 kadar yükselmiştir. 80 mm ve 90 mm genişlikteki numunelerden elde edilen sonuçlar Şekil 4.34 ve Şekil 4.35'te verilmiştir. Bu testlerde de yine benzer sonuçlara ulaşılmıştır.



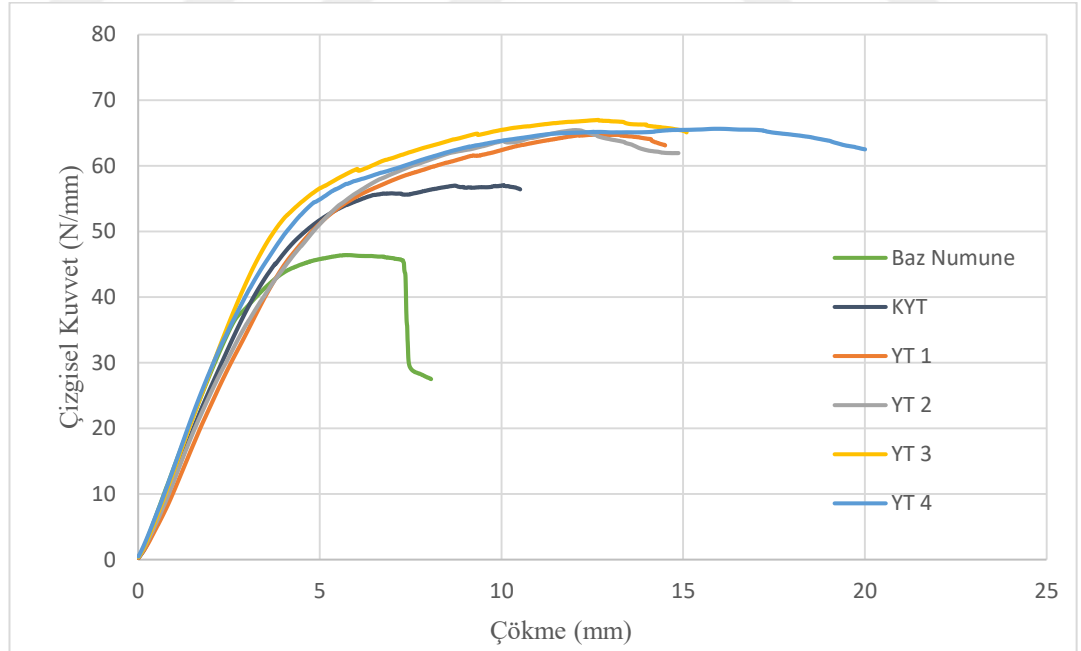
Şekil 4.34 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 80 mm genişlik 35 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri



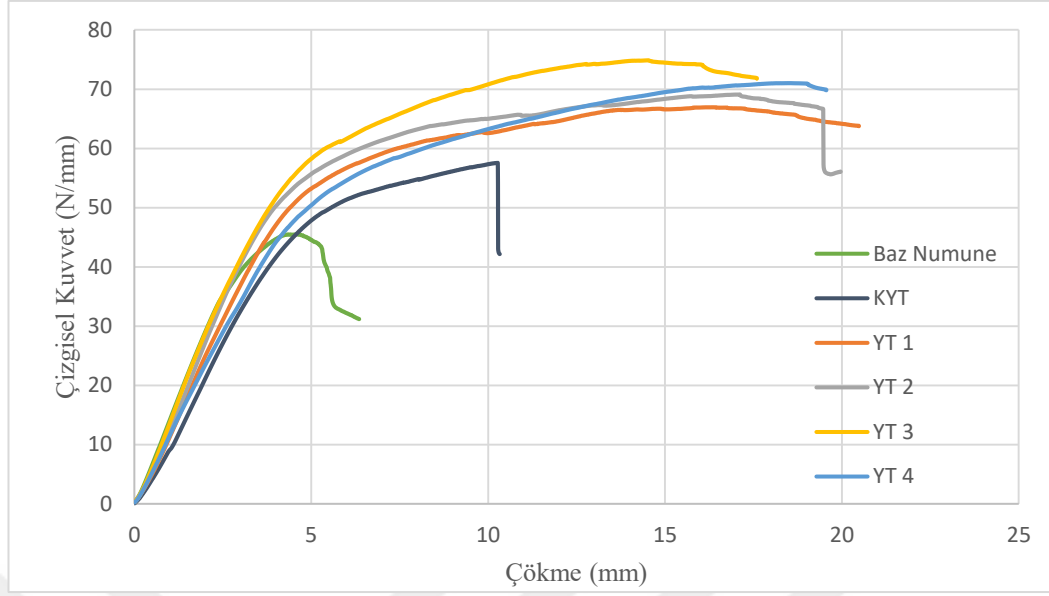
Şekil 4.35 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 90 mm genişlik 35 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri

Kuvvetlerin kompozit malzeme içerisindeki fiberler vasıtasıyla iletildiği düşünüldüğünde, tamir görmüş bir kompozite uygulanan kuvvet tamir kumaşlarının altında kalan doldurma kumaş ve köpüğün bulunduğu kısma iletildiğinde süreksiz fiberler dolayısıyla yoğunlaşır ve bu yoğunlaşma PVC köpük-kabuk ara yüzeyi, doldurma köpüğü-köpük ara yüzeyi bölgelerine ilerler. Yeni geliştirilen yama yöntemleri ile tamirat esnasında bu bölgelerde oluşması muhtemel reçineden zengin zayıf bölgelerin oluşmasını engellenmekte, ara yüzeylere gelen yüklerin fiberler vasıtasıyla taşınmasını sağlamakta ve deformasyon artışı ile birlikte süreksiz bölgeden başlayarak numune boyunca ilerleyen kabuk ile çekirdek arasında oluşan delaminasyon oluşumunu engellemektedir. Böylelikle klasik tamirat yöntemine göre bir avantaj sağlanmaktadır.

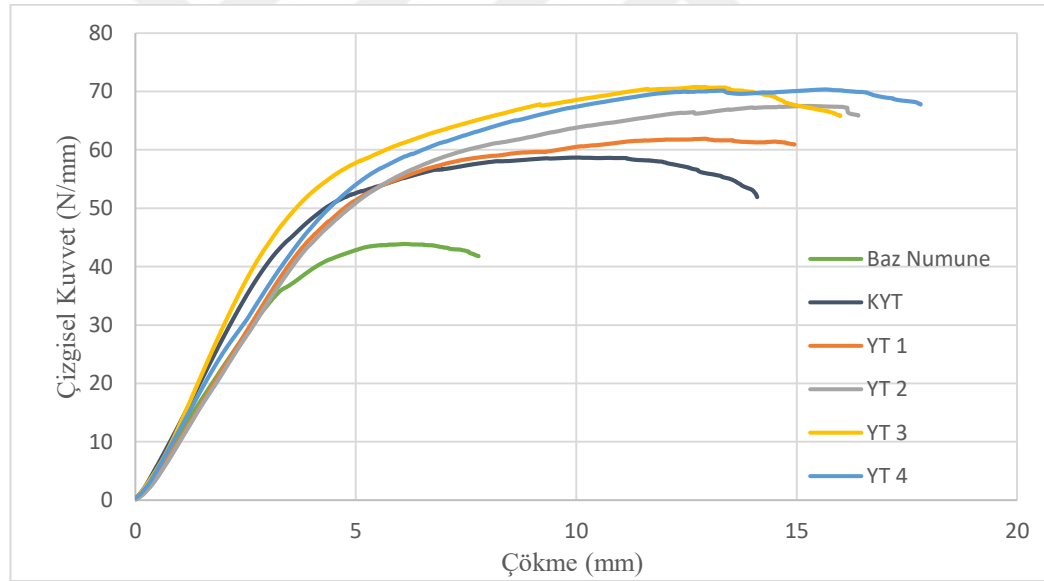
Testlerin sonraki aşamasında yama çapı 50 mm değerine yükseltilmiş ve yine aynı şekilde tüm tamir yöntemleri 70, 80, 90 mm genişlik için tekrar edilmiştir. Yapılan test sonuçlarından elde edilen çizgisel kuvvet-çökme grafikleri Şekiller 4.36, 4.37 ve 4.38’de verilmiştir.



Şekil 4.36 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 70 mm genişlik 50 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri



Şekil 4.37 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 80 mm genişlik 50 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri



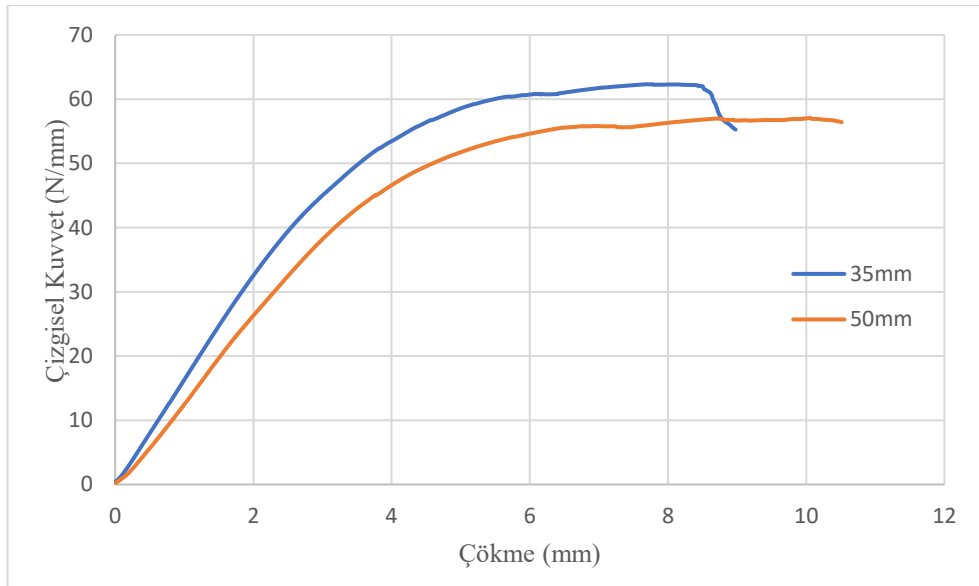
Şekil 4.38 Farklı yama yöntemleriyle tamir edilmiş 90 mm genişlik 50 mm yama çaplı numunelerin çizgisel kuvvet-çökme grafikleri

Verilen grafiklerden görüleceği üzere YT3 numunesi tüm genişliklerde en iyi yük taşıma kapasitesi değerlerine ulaşmıştır. Ekstra kumaş olarak karbon elyaf kullanılarak tamiratın hibritleştirildiği YT4 numunesi de yüksek yük taşıma kapasitesi değerlerine ulaşmıştır. Bu tamirat yönteminde 35 mm ve 50 mm yama çaplı numunelerinin bu denli farklı çıkması kullanılan karbon elyaf miktarının hasar boyutunun artmasıyla

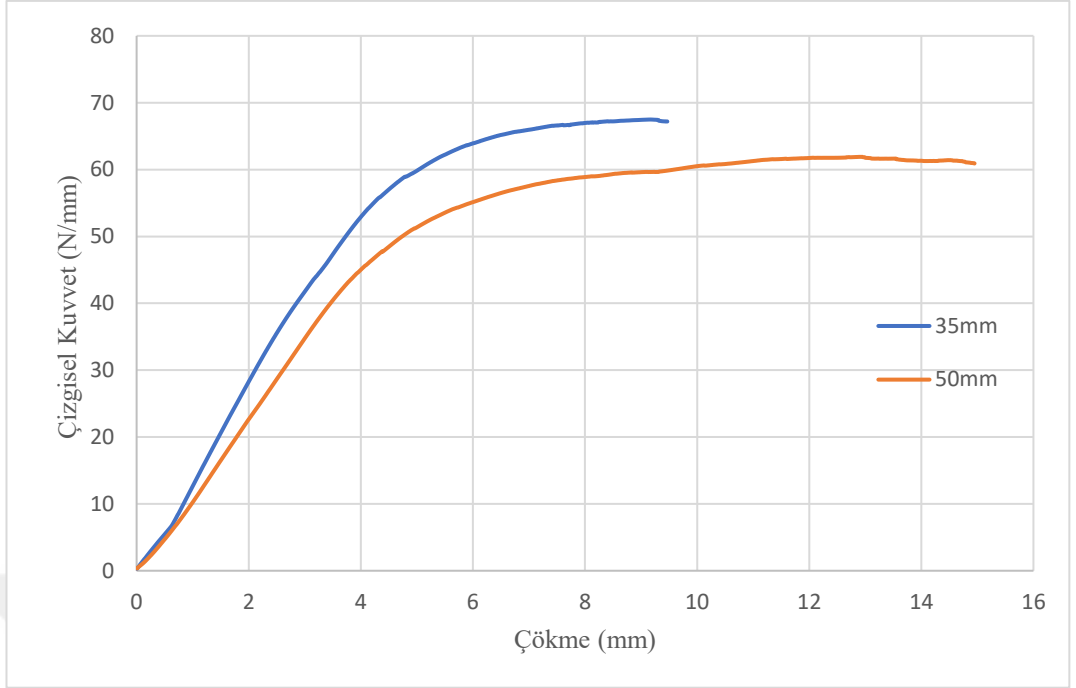
doğru orantılı olarak artışına bağlanabilir. Maksimum yük taşıma kapasitesini bu iki yöntemden sonra sırasıyla YT 2 ve YT 1 takip etmektedir. Tüm yöntemler klasik yama tamiratına göre önemli derecede mukavemet artışı sağlamışlardır. YT 3 yöntemi üst kabuk altının fiber ile desteklenmesi ile tamir verimini arttırmış ve kullanılan üç parça dolgu köpüklü yapısıyla deformasyona izin verirken yüklerin fiberlere daha kolay aktarılmasına izin vermiştir.

Hasar alanının büyümesiyle numunelerin eğilme rijitliğinde düşüş meydana gelmiş ve buna bağlı olarak çökme miktarları artmıştır. Çökme miktarında meydana gelen bu artış ile birlikte çekirdek ile kabuk arasındaki ayrılma daha belirgin olmuş hasarlar çekirdek üzerinde yoğunlaşmıştır. Diğer taraftan numune genişliğinin artmasıyla birlikte uygulanan yöntemlerden elde edilen sonuçlar birbirlerinden ayrılmaya başlamışlardır. 70 mm genişlikteki numunelerde elde edilen sonuçlar arasında görülen farklar daha yakınken 80 mm ve 90 mm genişliklerinde test edilen numunelerde bu farklar daha belirgin bir hal almışlardır.

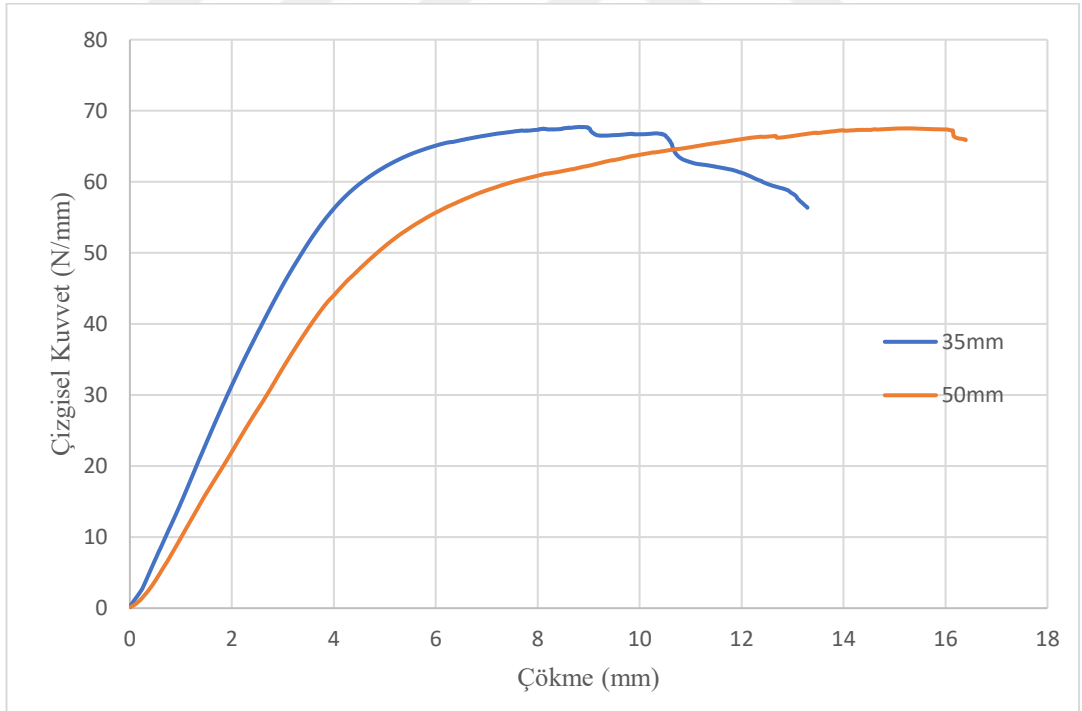
Şekil 4.39 ile 4.42 arasında verilen grafiklerde farklı yama çaplarına sahip numunelerin aynı tamir yöntemi ile tamir edildikleri durumlarda çizgisel kuvvet-çökme grafikleri verilmiştir.



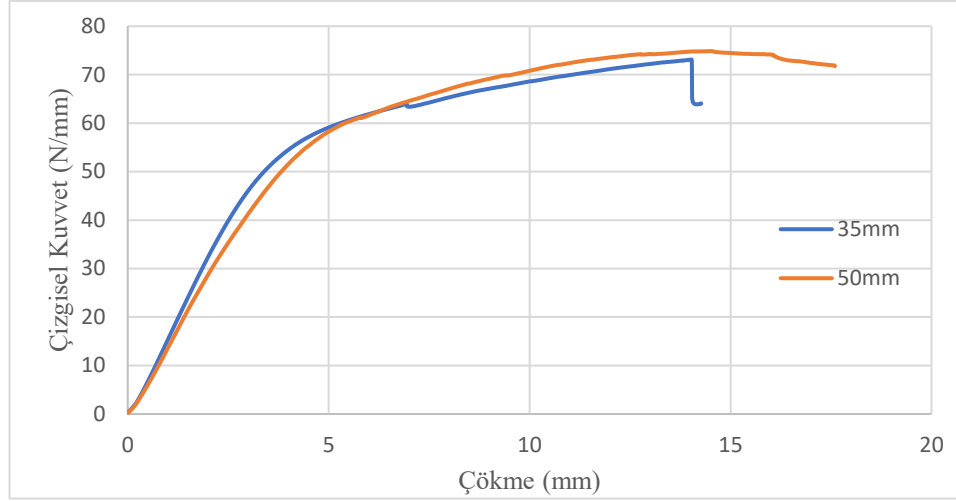
Şekil 4.39 Klasik yama tamiri uygulanmış numune çizgisel kuvvet-çökme eğrisinin yama çapı değişimi ile değişimi



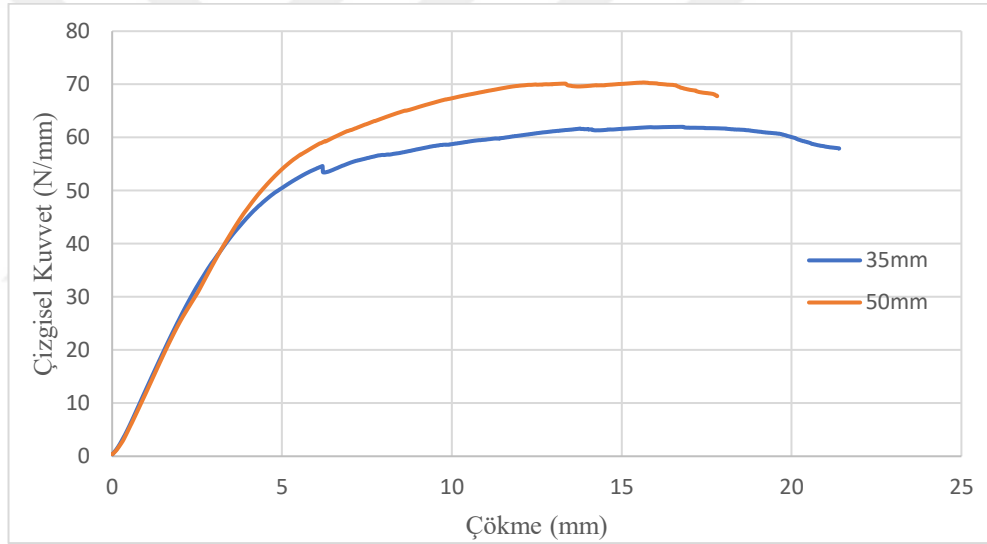
Şekil 4.40 YT 1 yöntemi ile tamir edilmiş numune çizgisel kuvvet-çökme eğrisinin yama çapı değişimi ile değişimi



Şekil 4.41 YT 2 yöntemi ile tamir edilmiş numune çizgisel kuvvet-çökme eğrisinin yama çapı değişimi ile değişimi



Şekil 4.42 YT 3 yöntemi ile tamir edilmiş numune çizgisel kuvvet-çökme eğrisinin yama çapı değişimi ile değişimi

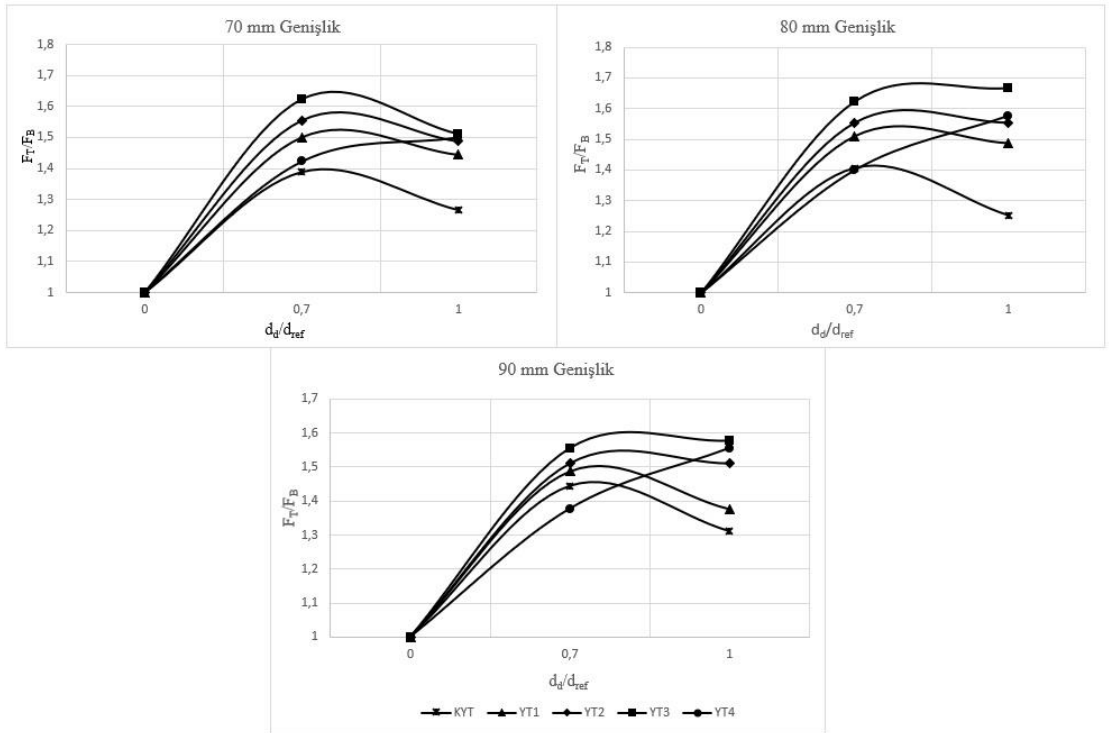


Şekil 4.43 YT 4 yöntemi ile tamir edilmiş numune çizgisel kuvvet-çökme eğrisinin yama çapı değişimi ile değişimi

Daha önceki testlerden elde edilen verilerden görüldüğü üzere tamir edilen numunelerde kalınlık artışı ve bindirme uzunluğu neticesinde numune rijitliği hasarsız numuneye göre artmaktaydı. Diğer taraftan 50 mm yama çaplı numunelerin tamirat sonrası değerleri incelendiğinde kompozit tamir edilse bile hasar alanının artması ile kompozit eğilme rijitliğini kaybetmektedir. Klasik yama tamiri uygulanan numunede eğilme rijitliği önemli ölçüde azalırken YT1 numunesinde klasik yama tamirine kıyasla daha az ancak yine de önemli miktarda kayıp görülmektedir. YT2 numunesi parçalı köpük kullanıldığından dolayı klasik yama tamirine eş sayılabilecek oranda

eğilme rijitliğinde düşüş yaşamıştır. Diğer taraftan YT3 numunesinde eğilme rijitliğinde neredeyse hiçbir değişiklik olmamış ve maksimum yük taşıma kapasiteleri de birbirine çok yakın değerler elde edilmiştir. Son olarak YT4 hibrid numune ise yama çapı büyümesiyle tamir sonrası eğilme rijitliği ve maksimum yük taşıma kapasitesi artış göstermiştir.

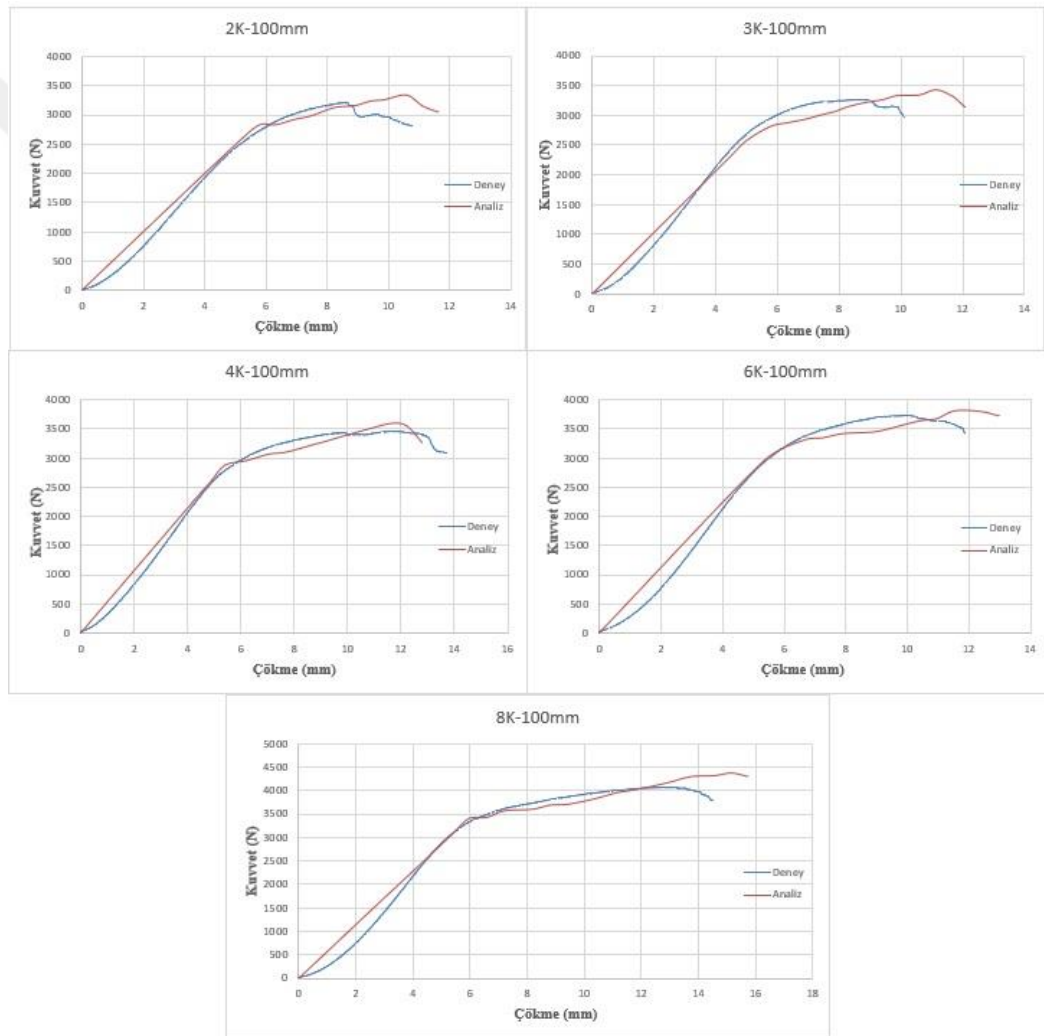
Şekil 4.44’de ise F_T/F_B ile d_d/d_{ref} oranı grafiksel olarak verilmiştir. Burada F_T ve F_B sırasıyla tamir görmüş ve baz numune maksimum kuvvetlerini, d_{ref} referans yama çapını (50 mm) d_d ise yama çapını (35-50 mm) temsil etmektedir. Seçilen yama çaplarına karşılık uygulanan tamir yöntemleri sonucu üç nokta eğilme testlerinde elde edilen maksimum kuvvet değerleri kullanılarak grafik oluşturulmuştur. Grafikte görüleceği üzere klasik yama tamiratında yama çapının büyümesi ile maksimum kuvvet değerinde önemli bir düşüş görülürken, YT1 ve YT2 de bu düşüş klasik yama tamiratına nazaran daha düşük seviyede gerçekleşmiştir. YT3 numunesinde 70 mm genişlik dışında herhangi bir düşüş gözlenmezken YT4 hibrid numunesinde yama çapının artışıyla birlikte maksimum kuvvet değeri de artış göstermiştir.



Şekil 4.44 Farklı genişlikler için boyutsuz kuvvetin boyutsuz çapa göre değişimi

4.3 Deneysel ve Nümerik Çalışma Sonuçlarının Karşılaştırması

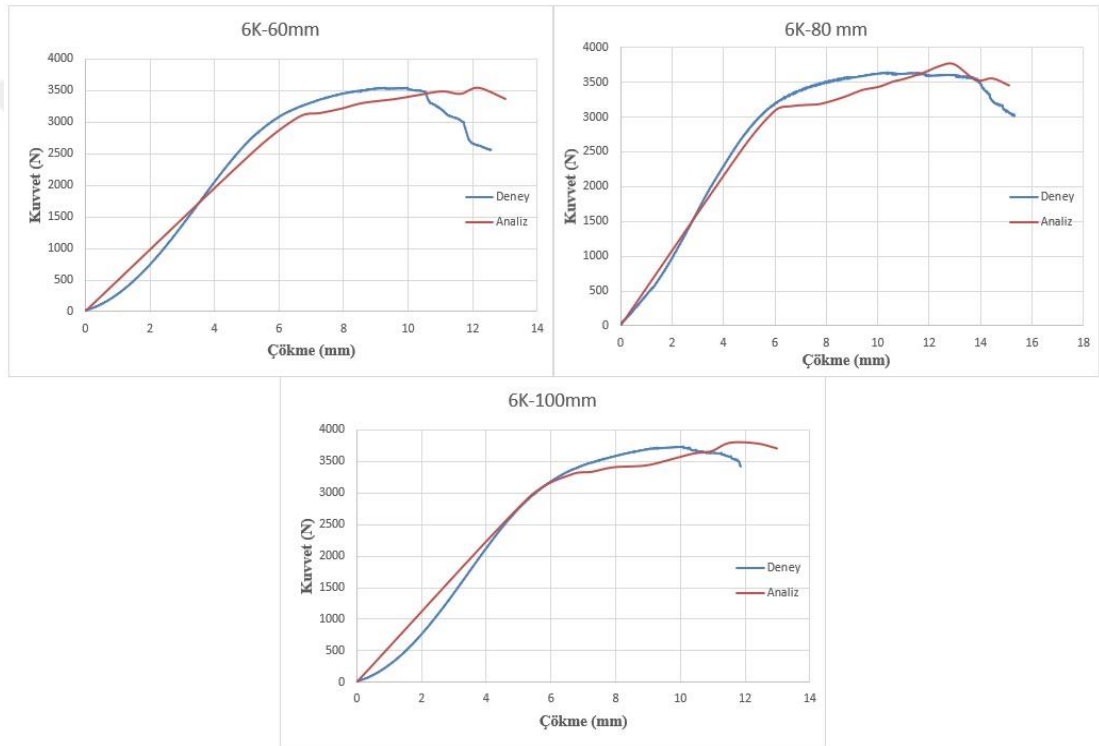
Günümüzde nümerik analizler ar-ge çalışmalarında vazgeçilmez bir unsur olarak öne çıkmaktadır. Özellikle deneysel çalışmaların zor ve maliyetli olduğu çalışmalarda her parametrenin ayrı ayrı test edilmesi gerek zaman gerekse de ekonomik anlamda mümkün olmamaktadır. Bu açıdan nümerik analizlerde elde edilecek hassas sonuçlar önem taşımaktadır. Şekil 4.45, 4.46 ve 4.47’de bu çalışmada gerçekleştirdiğimiz deneysel ve nümerik analiz sonuçları karşılaştırmalı olarak verilmiştir.



Şekil 4.45 Farklı yama kalınlıkları ile tamir edilmiş numuneler için deney ve analiz sonuçları karşılaştırması

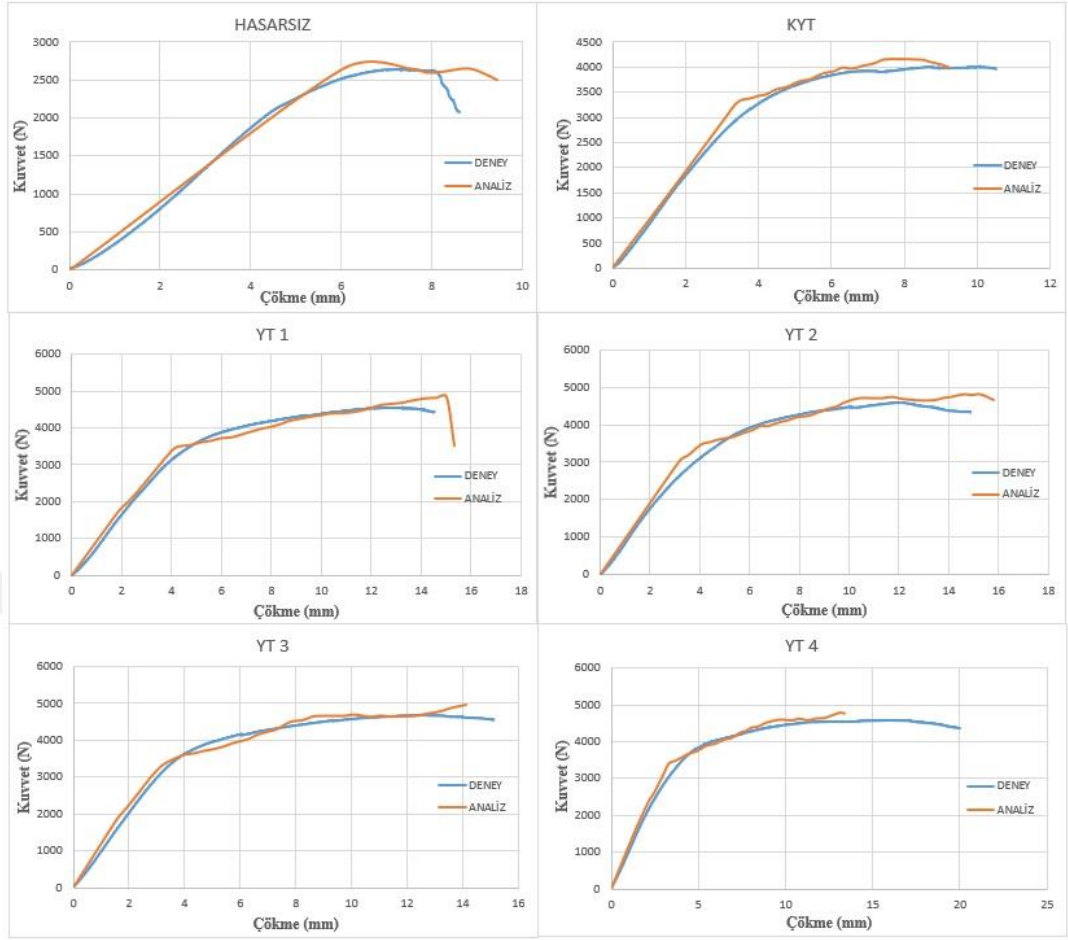
Yapılan çalışmalar sonunda nümerik ve deneysel sonuçlar karşılaştırıldığında elde edilen nümerik değerlerin kabul edilebilir sınırlar içerisinde olduğu görülmüştür. Sandviç kompozit modelleri, klasik kompozit modellerinin karmaşıklığına ek olarak kabuk ve çekirdek malzemenin ayrı mekanik özelliklerini ihtiva ediyor olmasından dolayı hassasiyet yakalamanın daha zor olduğu modellerdir.

Ayrıca sandviç modeline ek olarak modelin içerisine tamirat işleminin girmesi analizi daha da karmaşık hale getiren bir diğer etkidir. Bu sebeple zaman adımlarının sayısı kısıtlı olmuş ve grafikler multi-lineer davranış sergilemişlerdir.



Şekil 4.46 Farklı bindirme uzunlukları ile tamir edilmiş numuneler için deney ve analiz sonuçları karşılaştırması

Hassasiyetin yakalanması için hasar sonrası farklı mekanik davranışlar gösteren köpük ve kompozitin hasar kriterlerinin her iki malzeme için ayrı ayrı belirlenmesi ve optimum değerler yakalanana kadar çalışmaların sürdürülmesi önemlidir. Diğer taraftan Ansys Composite Prepost modülünün getirdiği fiber ötelenmesi ve özellikle reçine ceplerinin modelleme içine dahil edilebilmesi analizlerin hassasiyetini arttıran önemli bir etkidir.



Şekil 4.47 3 kat yama tabakası ve 100 mm bindirme uzunluğu ile uygulanmış yeni tamir yöntemlerinin deney ve analiz sonuçları karşılaştırması

4.4 Değerlendirme

Bu çalışmada sandviç kompozitlerin onarım parametrelerinin tamir sonrası mukavemete etkileri parametrik olarak çalışılmış ve ardından yama tipi tamiratin performansını ileriye taşıyacak yeni yöntemler geliştirilmiştir. Bu yeni yöntemler sayesinde tamir sonrası mukavemeti arttırmak ve dolayısıyla yama kalınlığı ve bindirme uzunluğu gibi tamir sonrası malzemenin fiziksel özelliklerini doğrudan etkileyen parametrelerin daha kabul edilebilir ölçülerde kullanılmasını sağlamak en önemli hedefti. Bu sayede sadece geometrik, aerodinamik koşulları sağlayamayacağı için tamir edilmeden atılan parçaların tekrar kullanılabilmesi mümkün olacaktır. Aynı zamanda kompozit malzemelerin büyük oranda geri dönüştürülemez oldukları düşünüldüğünde çalışmanın önemi bir kez daha artmaktadır.

Çalışma sonucunda elde edilen veriler ışığında, yama kalınlığı ve bindirme uzunluğunun tamir sonrası performansı birinci derecede etkilediği görülmüştür. Yama kalınlığının artışı tamir performansını arttırmaktadır. Diğer taraftan bu kalınlık artışı bindirme uzunluğunun artışı ile desteklenmezse etkisini kaybedecektir. Son olarak yama kalınlığının artışı hem ağırlık hem aerodinamik hem de estetik anlamda yapının ilk üretim şartlarını zorlayacak seviyelere ulaşabilmektedir.

Yama bindirme uzunluğu parametresinin tamir performansına etkileri incelendiğinde bindirme uzunluğunun artırılması üç nokta eğilme testlerinde maksimum yük anlamında çok önemli farklar meydana getirmesede eğilme rijitliğini arttırdığı ve malzemenin deformasyon kabiliyetini arttırdığı görülmüştür. Bu tip malzemelerin yapıları itibariyle birçok alanda kullanılması ve farklı yükleme koşullarına sahip olması sebebiyle ideal bir tamir tasarımının parçanın kullanıldığı alana göre tasarlanarak uygulamaya geçirilmesi önemlidir.

Çalışmanın ikinci kısmında elde edilen veriler sonucunda yapılan çıkarımlar özetlenecek olursa; bu çalışma sonucunda sunulan yeni yama yöntemlerinin tamamı klasik yama tamiratına göre daha yüksek mukavemet göstermişlerdir. YT2 yöntemi YT1'e göre maksimum kuvvet değeri bakımından daha iyi değerler vermiş, ancak daha fazla çökme eğilimi göstermiştir. Eğilme rijitliği açısından daha zayıf bir yapı göstermiştir.

YT3 numunesi ise tüm numuneler arasında en iyi performansı göstermiştir. Klasik yama tamiratına göre uygulama tekniği bakımından birkaç işlem adımı fazlası olmasına rağmen eğik ve basamak tipi tamiratla kıyaslandığında uygulanabilirliği çok daha kolaydır. Hasar alanının büyümesi durumunda malzemenin rijitliğinin daha stabil kalması her durumda yüksek mukavemet göstermesi bu tasarımlar arasında en iyisi olmasını sağlamıştır.

Yüksek deformasyona uğradıklarında delaminasyon ve bunun neticesinde çekirdek hasarına uğrayan bu malzemelerde yeni geliştirilen yöntemler süreksiz kısımlardan

başlayarak ilerleyen delaminasyonu engellemede başarı sağlayarak mukavemeti arttırmışlardır.

Yama etkisinin üç nokta eğilme, bindirme uzunluğunun ise yama kalınlığının arttığı durumlarda daha önemli parametreler olduğu, diğer taraftan yeni geliştirilen yöntemlerin yüksek performans gösterdiği görülmüştür.

Numune iç yüzeyinden itibaren fiber takviyesi yapılarak tamir edilen YT 3 numunesi tamir sonrası testlerde çok başarılı sonuçlar vermiştir. Elde edilen sonuçlara göre bu yöntemle üç kat tamir kumaşı kullanılarak hazırlanan numunenin klasik yöntemle altı kat tamir kumaşı kullanılarak tamir edilen numuneye denk dayanım elde ettiği görülmektedir. Böylelikle yama kalınlığını büyük oranda arttırmadan malzeme mukavemetini arttırmak mümkün hale gelmiştir.

Elde edilen bu sonuçlara dayanarak çalışma sonunda yama tamirinde kullanılan parametreleri daha düşük oranlarda tutarak tamir verimini arttıracak yöntemler geliştirilmiştir. Böylelikle yama tamiratının daha çok alanda ve daha hassas uygulamalarda kullanılması mümkündür.

Yapılan bu çalışmalara ek olarak, tamirat işleminde malzemede bulunan çekirdek malzemesinden farklı yoğunlukta bir çekirdek malzemesi kullanılmasının tamir sonrası mukavemete etkileri veya aynı kalınlığa denk olacak şekilde çok katmanlı köpük kullanılmasının tamir sonrası darbe direncine olan etkileri bir çalışma konusu olabilir. Ayrıca tamir parametrelerinin mukavemete etkileri farklı yükleme koşulları ile test edilerek bir optimizasyon çalışması yürütülebilir.

KAYNAKLAR

- Albedah, A., Bachir Bouiadjra, B., Ouddad, W., Es-Saheb, M., & Benyahia, F. (2011). Elastic plastic analysis of bonded composite repair in cracked aircraft structures. *Journal of reinforced plastics and composites*, 30(1), 66-72.
- Albedah, A., Bouiadjra, B. B., Aminallah, L., Es-Saheb, M., & Benyahia, F. (2011). Numerical analysis of the effect of thermal residual stresses on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures. *Composites Part B: Engineering*, 42(3), 511-516.
- Ansys (2015). *Ansys composite preppost user's guide*. 23 Ağustos 2016, <https://www.ansys.com/services/training-center/structures/introduction-to-ansys-composite-preppost>
- Armstrong, K. (2003). Efforts to standardize aerospace composite repairs, 1988–2003. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 217(5), 223-236.
- Atas, C., Akgun, Y., Dagdelen, O., Icten, B. M., & Sarikanat, M. (2011). An experimental investigation on the low velocity impact response of composite plates repaired by VARIM and hand lay-up processes. *Composite structures*, 93(3), 1178-1186.
- Baker, A. (1999). Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure. *Composite structures*, 47(1), 431-443.
- Bendemra, H., Compston, P., & Crothers, P. J. (2015). Optimisation study of tapered scarf and stepped-lap joints in composite repair patches. *Composite structures*, 130, 1-8.

- Benyahia, F., Aminallah, L., Albedah, A., Bouiadjra, B. B., & Achour, T. (2015). Experimental and numerical analysis of bonded composite patch repair in aluminum alloy 7075 T6. *Materials & Design*, 73, 67-73.
- Bouiadjra, B. B., Benyahia, F., Albedah, A., Bouiadjra, B. A. B., & Khan, S. M. (2015). Comparison between composite and metallic patches for repairing aircraft structures of aluminum alloy 7075 T6. *International Journal of Fatigue*, 80, 128-135.
- Caminero, M., Pavlopoulou, S., Lopez-Pedrosa, M., Nicolaisson, B., Pinna, C., & Soutis, C. (2013). Analysis of adhesively bonded repairs in composites: damage detection and prognosis. *Composite structures*, 95, 500-517.
- Campilho, R. D., De Moura, M., & Domingues, J. (2005). Modelling single and double-lap repairs on composite materials. *Composites Science and Technology*, 65(13), 1948-1958.
- Carlsson, L. A., Kardometeas, G. A. (2011) *Structural and failure mechanics of sandwich composites. Solid mechanics and its applications*, 121. New York: Springer International Publishing.
- Cheng, P., Gong, X.-J., Aivazzadeh, S., & Xiao, X. (2014). Experimental observation of tensile behavior of patch repaired composites. *Polymer Testing*, 34, 146-154.
- Di Sciuva, M., & Icardi, U. (2001). Numerical assessment of the core deformability effect on the behavior of sandwich beams. *Composite structures*, 52(1), 41-53.
- Engels, H., & Becker, W. (2002). Closed-form analysis of external patch repairs of laminates. *Composite structures*, 56(3), 259-268.

- Fatt, M. S. H., & Park, K. S. (2001). Dynamic models for low-velocity impact damage of composite sandwich panels–Part A: Deformation. *Composite structures*, 52(3), 335-351.
- Gong, X.-J., Cheng, P., Aivazzadeh, S., & Xiao, X. (2015). Design and optimization of bonded patch repairs of laminated composite structures. *Composite structures*, 123, 292-300.
- Gunnion, A. J., & Herszberg, I. (2006). Parametric study of scarf joints in composite structures. *Composite structures*, 75(1), 364-376.
- Harman, A., & Rider, A. (2011). Impact damage tolerance of composite repairs to highly-loaded, high temperature composite structures. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 42(10), 1321-1334.
- Harman, A. B., & Wang, C. H. (2006). Improved design methods for scarf repairs to highly strained composite aircraft structure. *Composite structures*, 75(1), 132-144.
- Hexcel Composites (1999). *Composite repair*. 11 Mayıs 2015, http://learn.skillman.eu/pluginfile.php/337/mod_resource/content/1/Composite_Repair.pdf
- Hu, F., & Soutis, C. (2000). Strength prediction of patch-repaired CFRP laminates loaded in compression. *Composites Science and Technology*, 60(7), 1103-1114.
- Karbhari, V. M. (2013). *Non-destructive evaluation (NDE) of polymer matrix composites*. Elsevier.
- Katnam, K. B., Da Silva, L. F. M. & Young, T. M. (2013). Bonded repair of composite aircraft structures: A review of scientific challenges and opportunities. *Progress in Aerospace Sciences*, 61, 26-42.

- Lacy, T. E., & Hwang, Y. (2003). Numerical modeling of impact-damaged sandwich composites subjected to compression-after-impact loading. *Composite structures*, 61(1), 115-128.
- Li, D., Qing, G., & Liu, Y. (2011). A three-dimensional semi-analytical model for the composite laminated plates with a stepped lap repair. *Composite structures*, 93(7), 1673-1682.
- Liu, F. (2011). Strength Analysis of Composite Laminates with Penetrating Damage Repaired by Scarf Bonding Method. *Procedia Engineering*, 15, 3017-3022.
- Liu, S., Guan, Z., Guo, X., Sun, K., & Kong, J. (2013). Edgewise compressive performance of repaired composite sandwich panels—Experiment and finite element analysis. *Journal of reinforced plastics and composites*, 32(18), 1331-1347.
- Liu, X., & Wang, G. (2007). Progressive failure analysis of bonded composite repairs. *Composite structures*, 81(3), 331-340.
- Mahdi, S., Kinloch, A., Matthews, F., & Crisfield, M. (2003a). The static mechanical performance of repaired composite sandwich beams: Part I-Experimental characterisation. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 5(2), 179-202.
- Mahdi, S., Kinloch, A., Matthews, F., & Crisfield, M. (2003b). The static mechanical performance of repaired composite sandwich beams: Part II-Finite element modelling. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 5(3), 267-303.
- Moreira, R., & Campilho, R. (2015). Strength improvement of adhesively-bonded scarf repairs in aluminium structures with external reinforcements. *Engineering Structures*, 101, 99-110.

- Nguyen, M., Jacombs, S., Thomson, R., Hachenberg, D., & Scott, M. (2005). Simulation of impact on sandwich structures. *Composite structures*, 67(2), 217-227.
- Odi, R. A., & Friend, C. M. (2002). A comparative study of finite element models for the bonded repair of composite structures. *Journal of reinforced plastics and composites*, 21(4), 311-332.
- Okafor, A. C., Singh, N., Enemuoh, U., & Rao, S. (2005). Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels. *Composite structures*, 71(2), 258-270.
- Park, H., & Kong, C. (2011). A study on low velocity impact damage evaluation and repair technique of small aircraft composite structure. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 42(9), 1179-1188.
- Park, H., & Kong, C. (2013). Experimental study on barely visible impact damage and visible impact damage for repair of small aircraft composite structure. *Aerospace Science and Technology*, 29(1), 363-372.
- Pinto, A., Campilho, R., De Moura, M., & Mendes, I. R. (2010). Numerical evaluation of three-dimensional scarf repairs in carbon-epoxy structures. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 30(5), 329-337.
- Raju, M., Reddy, C. R., Swamy, M. N., Giridhar, G., Srikanth, L., Prakash, M. R., & Rao, R. (2006). Repair effectiveness studies on impact damaged sandwich composite constructions. *Journal of reinforced plastics and composites*, 25(1), 5-16.
- Ramantani, D., Campilho, R., De Moura, M., & Marques, A. (2010). Stress and failure analysis of repaired sandwich composite beams using a cohesive damage model. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 12(3), 369-390.

- Shams, S. S., & El-Hajjar, R. F. (2013). Overlay patch repair of scratch damage in carbon fiber/epoxy laminated composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 49, 148-156.
- Tse, P.-C., Lau, K.-J., & Wong, W.-H. (2002). Stress and failure analysis of woven composite plates with adhesive patch-reinforced circular hole. *Composites Part B: Engineering*, 33(1), 57-65.
- Tzetzis, D., & Hogg, P. (2008). Experimental and finite element analysis on the performance of vacuum-assisted resin infused single scarf repairs. *Materials & Design*, 29(2), 436-449.
- Wang, C. H., & Gunnion, A. J. (2008). On the design methodology of scarf repairs to composite laminates. *Composites Science and Technology*, 68(1), 35-46.
- Wang, C. H., & Gunnion, A. J. (2009). Optimum shapes of scarf repairs. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 40(9), 1407-1418.
- Wang, J., Waas, A. M., & Wang, H. (2013). Experimental and numerical study on the low-velocity impact behavior of foam-core sandwich panels. *Composite structures*, 96, 298-311.
- Wu, H.-C., Mu, B., & Warnemuende, K. (2003). Failure analysis of FRP sandwich bus panels by finite element method. *Composites Part B: Engineering*, 34(1), 51-58.
- Yala, A. A., & Megueni, A. (2009). Optimisation of composite patches repairs with the design of experiments method. *Materials & Design*, 30(1), 200-205.