



**KARBON FİBER TAKVİYELİ EPOKSİ MATRİSLİ KOMPOZİT
MALZEMELERİN OTOKLAV PROSESİ PARAMETRELERİNİN
POROZİTE VE MEKANİK ÖZELLİKLERE ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI**

Ömer ESMER

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

MAYIS 2022

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Ömer ESMER

17/05/2022

KARBON FİBER TAKVİYELİ EPOKSİ MATRİSLİ KOMPOZİT MALZEMELERİN
OTOKLAV PROSESİ PARAMETRELERİNİN POROZİTE VE MEKANİK
ÖZELLİKLERE ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI

(Yüksek Lisans Tezi)

Ömer ESMER

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Mayıs 2022

ÖZET

Savunma sanayi endüstrisinde özellikle karbon fiber takviyeli epoksi matrisli kompozit malzemeler geleneksel malzemelere alternatif olarak kullanılmaktadır ve bu malzemelerin üretimi otoklav prosesi ile yapılmaktadır. Karbon fiber takviyeli epoksi matrisli kompozit malzemelerde mekanik özellikler büyük ölçüde otoklav çevrimindeki kürlenme parametrelerine bağlıdır. Bu parametreler; kürlenme süresi, kürlenme sıcaklığı, ısınma hızı, soğuma hızı, otoklav basıncı, vakum v.b parametrelerdir. Maliyeti azaltmak ve yüksek kalitede kompozit yapı elde etmek için basınç, kürlenme süresi, ısınma hızı ve soğuma hızı sürdürülebilirlik ışığında belirlenmelidir. Bu çalışmada, karbon fiber takviyeli epoksi matrisli kompozit malzemelerde ısınma hızı, kürlenme süresi ve otoklav basıncının porozite ve mekanik özellikler yönünden etkileri incelenmiştir. Farklı ısınma hızları, farklı otoklav basınç değerleri ve kürlenme sürelerinin porozite ve mekanik özellikler üzerindeki etkileri için yedi adet kür çevrimi tasarlanmıştır. İlk üç kür çevriminin kürlenme süresi 120 dakika, otoklav basıncı 2,9 bar ve ısınma hızları sırasıyla 0,6°C, 2,2°C ve 3,9°C olarak seçilmiştir. Dördüncü ve beşinci kür çevrimlerinin otoklav basıncı 2,9 bar, ısınma hızı 2,2°C ve kürlenme süreleri 90 ve 150 dakika olarak seçilmiştir. Altıncı ve yedinci kür çevrimlerinin otoklav basınç değerleri ise sırasıyla 4,9 bar ve 6,9 bar, ısınma hızları 2,2°C ve kürlenme süreleri 150 dakika olarak seçilmiştir. Bu tezin amacı otoklav prosesindeki değiştirilen parametrelerin mekanik özelliklere etkisinin araştırılması ve kompozit malzeme üretimi yapan bir fabrikadaki en pahalı ekipmanlardan biri olan otoklavın yıllık enerji sarfiyatını minimum seviyede tutmak için elde edilen verilerin kullanılmasıdır.

Bilim Kodu : 91417
Anahtar Kelimeler : Mekanik özellikler, porozite, ısınma hızı, kürlenme süresi, basınç, otoklav, reçine emdirilmiş kumaş
Sayfa Adedi : 105
Danışman : Doç. Dr. Elmas SALAMCI

INVESTIGATION OF THE EFFECTS OF AUTOCLAVE PROCESS PARAMETERS
ON POROSITY AND MECHANICAL PROPERTIES OF CARBON FIBER
REINFORCED EPOXY MATRIX COMPOSITE MATERIALS

(M. Sc. Thesis)

Ömer ESMER

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

May 2022

ABSTRACT

Carbon fiber reinforced epoxy matrix composite materials have been used as alternative to conventional materials in defence industries and these materials produced by autoclave process. Mechanical properties of carbon fiber reinforced epoxy matrix composite materials depend highly on curing parameters in the autoclave cure cycle. These parameters are curing time, curing temperature, heating up rate, cool down rate, autoclave pressure, vacuum etc. In order to reduce cost and to get high-quality composite structure, pressure, cure dwell time and heating up rate and cooling down rate should be determined in the light of sustainability. In this study, effects of heating up rate, cure dwell time and pressure on porosity and mechanical properties of carbon fiber reinforced epoxy matrix composite materials were investigated. Seven cure cycles were designed to evaluate the effects of different heating up rate, curing time and pressure on porosity and mechanical properties. The first three cure cycles cure dwell time was 120 minutes, pressure was 2,9 bar and heating up rates were selected as 0,6°C, 2,2°C and 3,9°C, respectively. Fourth and the fifth cure cycles heating up rate was 2,2°C, pressure was 2,9 bar and cure dwell times were selected as 90 and 150 minutes, respectively. Sixth and the seventh cure cycles heating up rate was 2,2°C, cure dwell time was 150 minutes and the pressure were selected as 4,9 and 6,9 bar respectively. The aim of this thesis is to investigate the effects of the changed parameters in the autoclave process on the mechanical properties and to use the data obtained to keep the annual energy consumption of the autoclave at a minimum level-which is one of the most expensive equipment in a factory producing composite materials.

Science Code : 91417

Key Words : Mechanical properties, porosity, heating up rate, dwell time, pressure, autoclave, prepreg

Page Number : 105

Supervisor : Assoc. Prof. Elmas SALAMCI

TEŞEKKÜR

Tez çalışmam süresince tecrübeleri ve bilgi birikimi ile bana rehberlik eden, desteğini esirgemeyen danışmanım Doç. Dr. Elmas SALAMCI'ya teşekkür ederim. İsmi burada saymadığım ancak üzerimde emeği olan Gazi Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü'ndeki tüm saygıdeğer hocalarıma teşekkürü borç bilirim. Tezimin ortaya çıkmasına olanak tanıyan Yüksel Kompozit Teknolojileri A.Ş.'ye teşekkürü borç bilirim.

Kompozit parçaların üretim ve planlama sürecinde yardımcı olan Soyer ERSOY, Mustafa AKDENİZ, Hüseyin GÜNGÖR, Ahmet AKGÜL, Orhan OKUYUCU ve Ahmet ŞAHİNKOL'a, Yüksel Kompozit Teknolojileri yöneticileri ve yardımlarını esirgemeyen diğer tüm çalışanlarına, üretilen kompozit panellerin tahribatsız muayenesinin yapılmasında emeği geçen Oğuzhan Emre ÇOLAK'a, mekanik testlerin yapılmasında emeği geçen Doğuhan DOĞDU ve Öznur GÜLER'e, porozite analizi için desteğini esirgemeyen Ramis Koray KILINÇ'a, mikro yapı incelemesinde yardımcı olan Oğuzhan ÖZTÜRK'e, SEM analizi için yardımcı olan Öğr. Gör. Gözde ALTUNTAŞ'a ve çalışmam boyunca sürecin herhangi bir noktasında fayda sağlayan saygıdeğer iş arkadaşlarıma teşekkürü bir borç bilirim.

Son olarak destekleriyle yanımda olan ve beni hiçbir zaman yalnız bırakmayan sevgili eşime ve kızıma, çok değerli anneme, babama ve tüm aileme şükranlarımı sunarım.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
RESİMLERİN LİSTESİ	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xv
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR TARAMASI	7
2.1. Kürlenme Koşullarının Kompozit Üzerine Etkisi.....	7
2.2. Kürlenme Basıncı.....	7
2.3. Isınma Hızı ve Kürlenme Süresi	14
3. KOMPOZİT MALZEMELER.....	21
3.1. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması.....	21
3.1.1. Polimer matrisli kompozitler	21
3.1.2. Metal matrisli kompozitler	21
3.1.3. Seramik matrisli kompozitler	22
3.2. Kompozit Malzemelerin Özellikleri	22
3.2.1. Yoğunluk	22
3.2.2. Çekme dayanımı ve elastiklik modülü	24
3.2.3. Özgül ısıl kapasitesi	26
3.2.4. Isıl iletkenlik	27
3.2.5. Isıl genişleme katsayısı	27

	Sayfa
3.3. Takviye Elemanları	28
3.4. Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri	28
3.4.1. Otoklav ile üretim metodu	31
3.4.2. Otoklavsız prepreg	38
3.4.3. El yatırması	38
3.4.4. Hibrit el yatırması	39
3.4.5. Reçine transfer kalıplama	39
3.4.6. Vakum infüzyon yöntemi	40
3.4.7. Üretim yöntemlerinin karşılaştırılması	40
4. MATERYAL VE YÖNTEM	43
4.1. Malzeme	43
4.2. El Yatırma Yöntemi Kullanarak Kompozit Plaka Üretimi	44
4.3. Tahribatsız Muayene Testi	48
4.4. Tabakalar Arası Kayma Mukavemeti Deneyi	49
4.5. Üç Nokta Eğme Deneyi	50
4.6. Çekme Deneyi (ASTM D3039)	52
4.7. Porozite Deneyi	54
5. DENEYSEL ÇALIŞMA	57
5.1. Tahribatsız Muayene Testi ile Porozite Analizi	57
5.2. EN 2564 Porozite Deneyi	61
5.3. Tabakalar Arası Kayma Mukavemeti Deneyi	62
5.4. Üç Nokta Eğme Deneyi	67
5.5. Çekme Deneyi	77
6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	95
KAYNAKLAR	99
ÖZGEÇMİŞ	105

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 1.1. Dünya’da kompozit üretiminin değer olarak sektörel dağılımı.....	4
Çizelge 2.1. Kür çevrim parametreleri.....	18
Çizelge 3.1. Kompozit üretim tekniği seçme kriterleri	29
Çizelge 3.2. Bazı kompozit imalat yöntemlerinin avantaj ve dezavantajları.....	41
Çizelge 4.1. Çalışmada kullanılan prepreg içerisindeki karbon elyafın teknik özellikleri.....	43
Çizelge 4.2. Çalışmada kullanılan prepreg içerisindeki reçinenin teknik özellikleri	44
Çizelge 4.3. Çalışmada kullanılan prepreg malzemenin özellikleri.....	44
Çizelge 5.1. Test numunelerinin kodlama sistemi.....	57
Çizelge 5.2. Test numunelerin hacim oranları.....	62
Çizelge 5.3. Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi sonuçları.....	63
Çizelge 5.4. Üç nokta eğme deneyi sonuçları.....	68
Çizelge 5.5. Çekme deneyi sonuçları.....	78

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. 2009-2018 yılları arasında dünyada karbon elyaf talebinin değişimi	1
Şekil 1.2. Dünya’da karbon elyaf talebinin önümüzdeki 4 yıl için tahmini değişimi..	2
Şekil 1.3. Airbus firmasının uçak modellerindeki malzeme kullanım oranları	3
Şekil 1.4. Boeing firmasının uçak modellerindeki malzeme kullanım oranları.....	3
Şekil 1.5. Anka insansız hava aracı malzeme kullanım oranları	5
Şekil 2.1. Ara yüzey boşlukları ve gözeneklilik	8
Şekil 2.2. Boşluk oluşum potansiyeli	9
Şekil 2.3. Boşluk içeriği ve kür basıncı arasındaki ilişki	10
Şekil 2.4. Tabakalar arası kayma mukavemeti ve kür basıncı arasındaki ilişki	11
Şekil 2.5. Farklı kür basınçları altında kompozitlerin boşluk morfolojisi; (a) 0,0 MPa, (b) 0,1 MPa, (c) 0,2 MPa, (d) 0,3 MPa, (e) 0,4 MPa ve (f) 0,6 MPa	12
Şekil 2.6. Basıncın bir fonksiyonu olarak ölçülen boşluk içeriği	13
Şekil 2.7. Silindirik boşluklar dizisi nedeniyle mukavemette görülen azalma	13
Şekil 2.8. Tabakalar arası kayma mukavemeti sonuçlarına göre kürlenme parametrelerinin grafiği, (a) kürlenme basıncı, (b) ısınma hızı, (c) kürlenme sıcaklığı, (d) kürlenme süresi	15
Şekil 2.9. Epoksi reçine içeriğinin eğilme özellikleri ve tahmini fiber hacim oranı üzerindeki etkisi	16
Şekil 2.10. Kür çevrimi	18
Şekil 2.11. Farklı kür çevrimlerindeki kürlenme kinetiği: I. Isınma aşaması(20°C’den 175°C’ye kadar) ; II. 175°C’de kürlenme aşaması	19
Şekil 2.12. Test numunelerinin delaminasyon kırılma yüzeyinin SEM morfolojisi: a) Isınma hızı 1,5°C/dk otoklav yöntemiyle kürlenme, (b) ısınma hızı 10°C/dk “Quickstep” yöntemi ile kürlenme	20
Şekil 3.1. Fiber ve reçine ile kompozit malzeme oluşturma	21
Şekil 3.2. Takviye geometrisine göre kompozit türleri	28
Şekil 3.3. Sürekli ve süreksiz/kısa fiberler	28
Şekil 3.4. Kompozit üretim tekniklerinin sınıflandırılması	30

Şekil	Sayfa
Şekil 3.5. Ham malzemelerin sınıflandırılması	31
Şekil 3.6. Otoklav ile üretim metodu akış diyagramı	32
Şekil 3.7. Prepreg üretim prosesi akış diyagramı	33
Şekil 3.8. Katmanların serim sırasında istiflenmesi	34
Şekil 3.9. Şematik vakum torbalama diyagramı	35
Şekil 3.10. Otoklav şematik gösterimi	36
Şekil 3.11. Otoklav içindeki gaz akışı gösterimi	36
Şekil 3.12. Otoklav kür döngüsü	37
Şekil 3.13. El yatırması yöntemi	38
Şekil 3.14. Reçine transfer kalıplama yöntemi	39
Şekil 3.15. Vakum infüzyon yöntemi (VIY)	40
Şekil 4.1. Çalışmada kullanılan karbon prepreg kumaş ve teorik (düz) dokuması	43
Şekil 4.2. Kür çevrim grafiği.....	47
Şekil 4.3. Tabakalar arası kayma mukavemet deneyi numune boyutları	49
Şekil 4.4. Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi düzeneği.....	49
Şekil 4.5. Üç nokta eğme deneyi düzeneği	51
Şekil 4.6. (a) Gevrek fiber ve sünek matrisin şematik gerilme-gerinim eğrisi (b) Kompozit malzemenin tipik bir gerilme-gerinim eğrisi	52
Şekil 4.7. Çekme deneyi numune boyutları	53
Şekil 5.1. Kontrol referans paneli(IRP) delta dB değeri	59
Şekil 5.2. Katman sayısına göre delta dB değerleri	59
Şekil 5.3. Tabakalar arası kayma mukavemeti sonuçları	63
Şekil 5.4. Tabakalar arası kayma mukavemeti grafiği	64
Şekil 5.5. PK1 test numunelerinin kuvvet-uzama grafiği	65
Şekil 5.6. PK7 test numunelerinin kuvvet-uzama grafiği	66
Şekil 5.7. Üç nokta eğme deneyi PK2 gerilme-gerinme eğrisi	69

Şekil	Sayfa
Şekil 5.8. Üç nokta eğme deneyi PK4 gerilme-gerinme eğrisi	70
Şekil 5.9. Üç nokta eğme deneyi PK6 gerilme-gerinme eğrisi	70
Şekil 5.10. Üç nokta eğme deneyi PK7 gerilme-gerinme eğrisi	71
Şekil 5.11. Üç nokta eğme deneyi eğme mukavemeti sonuçları.....	71
Şekil 5.12. Üç nokta eğme deneyi eğme mukavemeti grafiği.....	72
Şekil 5.13. Üç nokta eğme deneyi eğme elastiklik modülü sonuçları.....	72
Şekil 5.14. Üç nokta eğme deneyi eğme elastiklik modülü grafiği.....	73
Şekil 5.15. Çekme deneyi çekme mukavemeti sonuçları.....	78
Şekil 5.16. Çekme deneyi çekme mukavemeti grafiği.....	79
Şekil 5.17. Çekme deneyi çekme elastiklik modülü sonuçları.....	79
Şekil 5.18. Çekme deneyi çekme elastiklik modülü grafiği.....	80
Şekil 5.19. Çekme deneyi şekil değiştirme sonuçları.....	80
Şekil 5.20. Çekme deneyi şekil değiştirme grafiği.....	81
Şekil 5.21. Çekme deneyi PK2 çekme gerilme-şekil değiştirme grafiği	81
Şekil 5.22. Çekme deneyi PK4 çekme gerilme-şekil değiştirme grafiği	82
Şekil 5.23. Çekme deneyi PK6 çekme gerilme-şekil değiştirme grafiği	82
Şekil 5.24. Çekme deneyi PK7 çekme gerilme-şekil değiştirme grafiği	83

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 4.1. Karbon fiber prepreg kumaşın, kumaş kesme tezgahında kesilmesi	45
Resim 4.2. Karbon fiber prepreglerin serimi.....	46
Resim 4.3. Karbon fiber prepreg malzemenin final vakum torbalama işlemi	46
Resim 4.4. Karbon fiber prepreg malzemenin otoklav yüklemesi.....	47
Resim 4.5. Otoklav prosesinde kür edilmiş parçanın kalıptan sökülmesi.....	48
Resim 4.6. Otomatik ultrasonik tarama sistemi	48
Resim 4.7. Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi	50
Resim 4.8. Üç nokta eğme deneyi.....	51
Resim 4.9. Çekme deneyi.....	53
Resim 4.10. Mettler Toledo XS204 cihazı ile test numunesinin yoğunluk ölçümü.....	55
Resim 4.11. EN2564'e göre porozite deneyi düzeneği	56
Resim 4.12. EN 2564 Deneyi Numunesi A) Deney öncesi B) Deney sonrası.....	56
Resim 5.1. Otomatik ultrasonik tarama sistemi	58
Resim 5.2. Karbon fiber takviyeli epoksi matrisli kompozitlerin tahribatsız muayenesi.....	58
Resim 5.3. Test plakalarının tahribatsız muayene görüntüleri.....	60
Resim 5.4. Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi sonrası hasar bölgesi a) ve b) PK1, c) ve d) PK7 numunelerinin SEM görüntüleri.....	66
Resim 5.5. Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi sonrası hasar bölgesi a) PK1, b) PK7 numunelerinin SEM görüntüleri.....	67
Resim 5.6. Üç nokta eğme deneyi öncesi ve sonrası	67
Resim 5.7. Üç nokta eğme deneyi sonrası PK2 numunesi kesit alanı hasar bölgesi a)makro b) mikro görüntüleri.....	74
Resim 5.8. Üç nokta eğme deneyi sonrası PK6 numunesi kesit alanı hasar bölgesi a)makro b)mikro görüntüleri.....	75
Resim 5.9. Üç nokta eğme deneyi sonrası hasar bölgesi a) ve b) PK3, c) ve d) PK7 numunelerinin SEM görüntüleri	76

Resim	Sayfa
Resim 5.10. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK1 numunesi SEM görüntüleri-1 ..	84
Resim 5.11. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK1 numunesi SEM görüntüleri-2 ..	85
Resim 5.12. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK4 numunesi SEM görüntüleri-1 ..	86
Resim 5.13. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK4 numunesi SEM görüntüleri-2 ..	87
Resim 5.14. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK6 numunesi SEM görüntüleri-1 ..	88
Resim 5.15. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK6 numunesi SEM görüntüleri-2 ..	89
Resim 5.16. Çekme deneyi sonrası kesit bölgesi PK6 numunesi SEM görüntüleri-1 ...	90
Resim 5.17. Çekme deneyi sonrası kesit bölgesi PK6 numunesi SEM görüntüleri-2 ...	91
Resim 5.18. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK7 numunesi SEM görüntüleri-1 ..	92
Resim 5.19. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK7 numunesi SEM görüntüleri-2 ..	93

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler

Açıklamalar

°C	Santigrat derece
µm	Mikrometre
α	Kürlenme derecesi
b	Genişlik
db	Desibel
dk	Dakika
GPa	Gigapaskal
h	Kalınlık
kPa	Kilopaskal
L	Uzunluk
m ²	Metrekare
mm	Milimetre
MHz	Megahertz
MPa	Megapaskal
P	Kuvvet
s	Saniye

Kısaltmalar

Açıklamalar

ASTM	American Society for Testing and Material
EN	European Standard
ILSS	Interlaminar Shear Strength
IRP	Inspection Reference Panel
OSB	Organize Sanayi Bölgesi
MMK	Metal Matrisli Kompozitler

Kısaltmalar**Açıklamalar****PMK**

Polimer Matrisli Kompozitler

SEM

Taramalı Elektron Mikroskobu

SBS

Short Beam Strength

SMK

Seramik Matrisli Kompozitler

TTU

Through Transmission Ultrasonic

TUSAŞ

Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.

VIY

Vakum İnfüzyon Yöntemi

XWB

Extra Wide Body

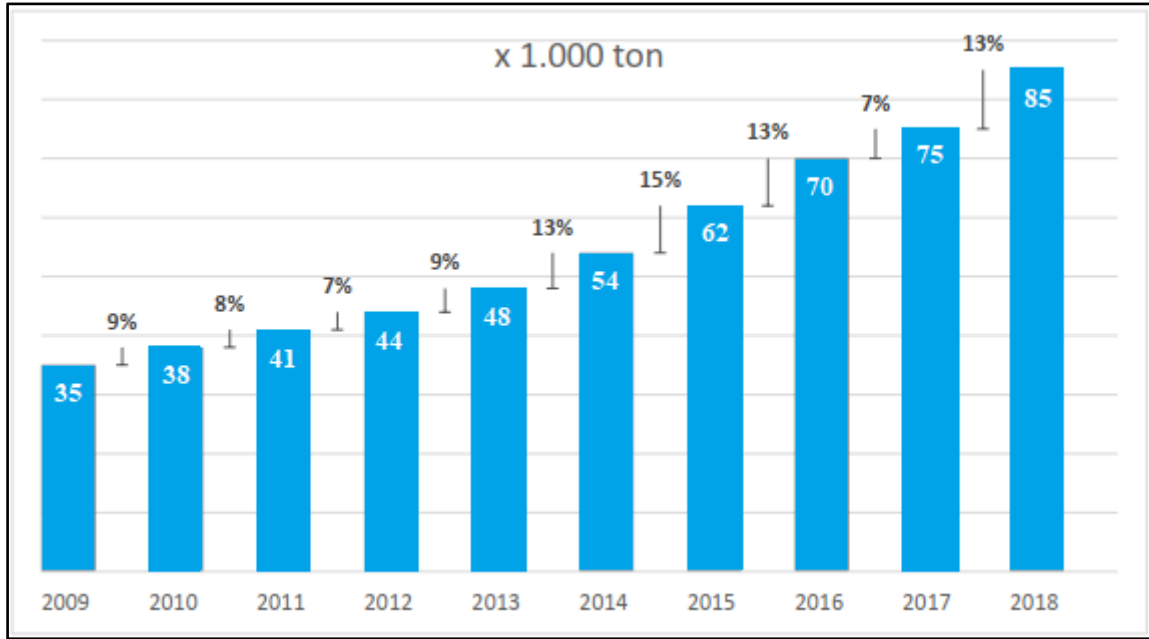


1. GİRİŞ

Havacılık ve savunma sanayi endüstrisinde kullanılan kompozit malzemelerden epoksi matrisli karbon fiber takviyeli kompozit malzemeler alüminyum ve çelik gibi geleneksel malzemelerin yerine kullanılmaktadır.

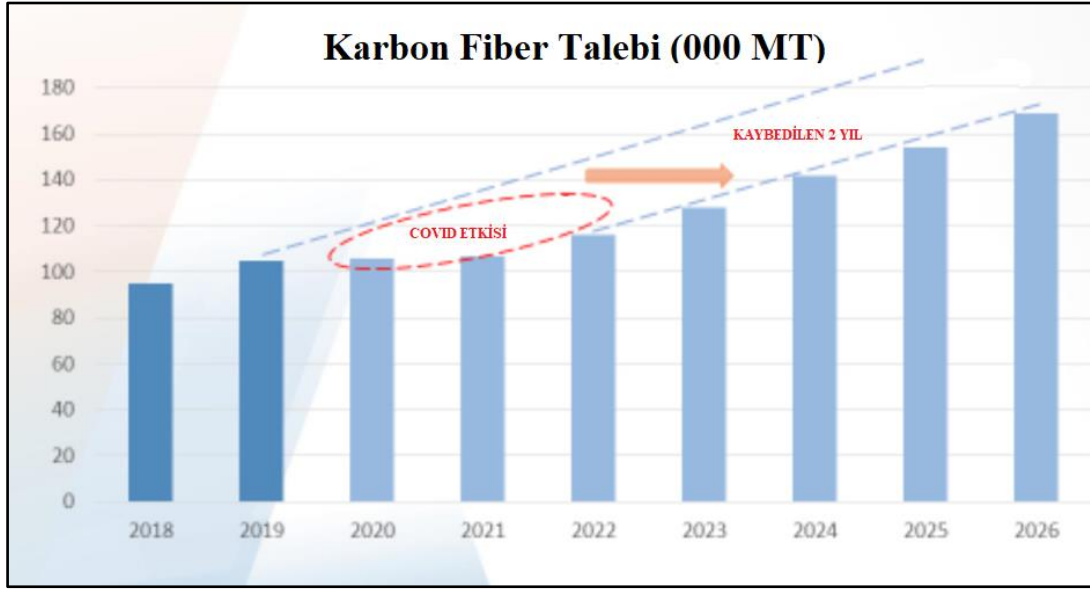
Havacılık ve uzay endüstrisi, öncelikle pazarın emisyon azaltma hedeflerini karşılamak ve yakıt verimliliğini artırmak için hava taşıtlarının ağırlıklarını azaltmaya çalışmaktadır, bu doğrultuda kompozit malzemelerin kullanımı giderek yaygınlaşmaktadır. Kompozit malzeme pazarında, ağırlık azaltma çalışmalarından en çok fayda sağlayan malzeme karbon fiber takviyeli polimerlerdir. Kompozitlerdeki büyümeye yönelik en büyük tehdit, alüminyum ve titanyum gibi rekabet eden malzeme teknolojisindeki ilerlemelerden kaynaklanmaktadır. Buna rağmen uçaklarda karbon elyaf malzemesi kullanımının giderek artması beklenmektedir [1].

Şekil 1.1 'de verilen grafiğe göre dünyada karbon elyaf pazarı 2009-2018 yılları arasında, yaklaşık olarak yılda %10 artış ile kümülatif olarak %143 büyümüş ve 2018 yılında yıllık 85 bin ton karbon elyaf kullanımı gerçekleşmiştir [2].



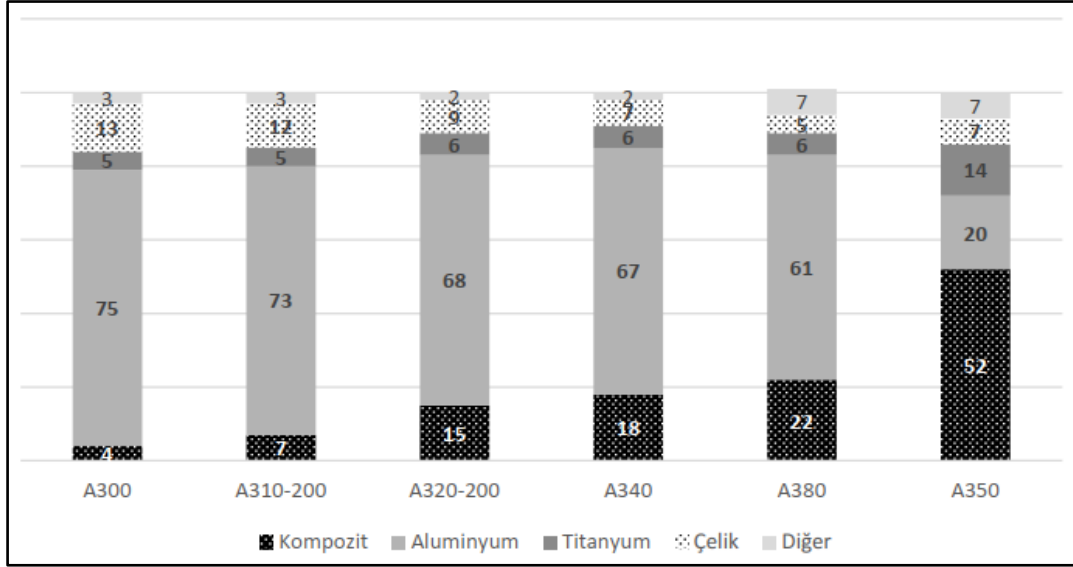
Şekil 1.1. 2009-2018 yılları arasında dünyada karbon elyaf talebinin değişimi [2]

Karbon elyaf malzeme talebi 2019 yılında 104 bin ton kullanıma ulaşmıştır. 2010-2019 yılları arasında büyüme düzgün ve kesintisiz olarak yılda %10-12 civarındadır. 2020 yılında ise COVID-19 salgını nedeniyle karbon fiber talebinde köklü değişiklik meydana gelmiştir ve 105 bin ton kullanım ile büyüme yaklaşık olarak %1 oranında gerçekleşmiştir. COVID-19 etkisi ile büyüme sürecinde iki sene kayıp yıl olarak görülmektedir. Şekil 1.2’de Dünya’da karbon elyaf talebinin önümüzdeki 4 yıl için tahmini değişimi grafiği verilmiştir [3].

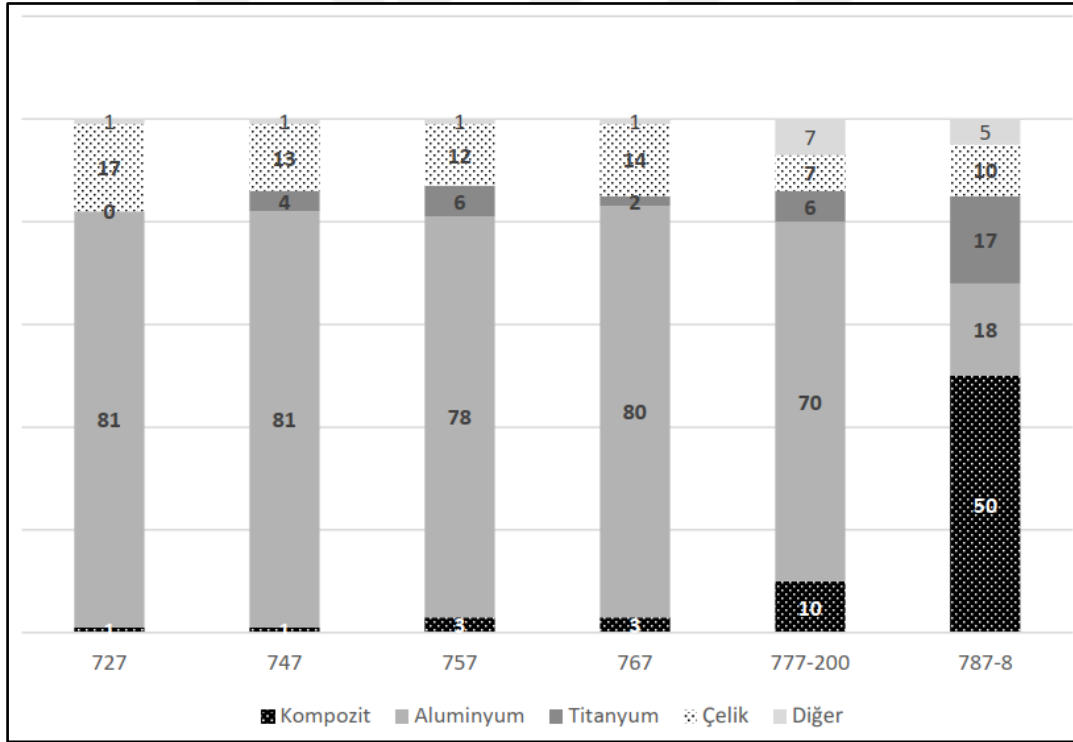


Şekil 1.2. Dünya’da karbon elyaf talebinin önümüzdeki 4 yıl için tahmini değişimi [3]

Airbus A350 XWB ve Boeing 787 Dreamliner gibi iki önemli uçak modellerindeki kompozit malzeme kullanımı diğer malzemelere kıyasla daha fazladır. Malzemelerin kullanım oranları Şekil 1.3 ve Şekil 1.4’te paylaşılmıştır [2].



Şekil 1.3. Airbus firmasının uçak modellerindeki malzeme kullanım oranları [2]



Şekil 1.4. Boeing firmasının uçak modellerindeki malzeme kullanım oranları [2]

Dünyadaki kompozit üretiminin değer olarak sektörlere göre dağılımında en yüksek paya %23 ile havacılık ve uzay sektörünün öncülük ettiği görülmektedir. Çizelge 1.1’de sektörlere göre değer olarak kullanım oranları paylaşılmıştır [4].

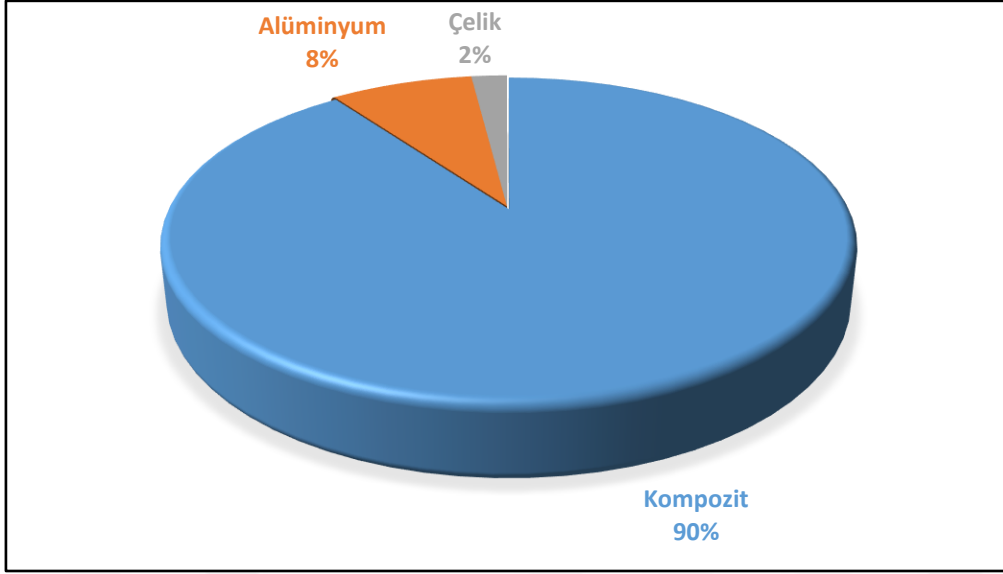
Çizelge 1.1. Dünya’da kompozit üretiminin değer olarak sektörlere dağılımı [4]

Sektörler	Kullanım Oranları
Havacılık ve Uzay Sanayii	23%
Otomotiv ve Taşımacılık	22%
Yapı ve İnşaat	14%
Rüzgar Enerjisi	12%
Elektrik-Elektronik	12%
Tüketici Malları	9%
Denizcilik	5%
Tank ve Boru İmalatı	2%
Diğer	1%

Türkiye’de kompozit sektörü, diğer sektörlerde olduğu gibi dünyadaki küresel ekonomik gelişmelere paralel olarak hızlı bir gelişim göstermiştir. Türkiye’de kompozit sektörü 2001 krizinden önceki senelerde %8-12, kriz sonrasındaki yıllarda ise %9-10 arasında bir büyüme görülmektedir. Türkiye kompozit malzeme pazarı 2014 yılında yaklaşık olarak 200 bin ton üretim ile 1 milyar avroluk bir değer üreten sektör konumundadır ve her geçen gün kompozit malzeme pazarındaki konumu iyi yönde ilerlemektedir [4].

Türkiye’de kompozit sektörü TUSAŞ (Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş) öncülüğünde gelişmektedir. Türkiye’deki en büyük, Dünya’da ise tek çatı altında kompozit imalatı yapılabilen dördüncü büyük tesis 2022 yılı itibari ile Türk Havacılık ve Uzay Sanayii çatısı altında faaliyete başlamıştır.

TUSAŞ bünyesinde tasarlanan ve imal edilen Anka İnsansız Hava Aracı’nın %90’ı karbon elyaf kompozit malzemedan meydana gelmektedir [2].



Şekil 1.5. Anka insansız hava aracı malzeme kullanım oranları [2]

Kompozit malzeme imalat aşamasındaki çeşitli parametreler ağırlık, mukavemet, rijitlik, ısı ve ateşe karşı dayanıklılık, titreşim, aşınma, yorulma ve darbe dayanımı v.b özelliklere etki etmektedir. İstenilen özellikte kompozit malzeme üretmek için doğru yöntem ve bu yöntemle ait uygun parametreleri belirlemek önemlidir.

Karbon fiber takviyeli epoksi matrisli kompozit malzemelerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi yüksek oranda kürlenme prosesindeki seçilen parametrelere bağlıdır. Kullanılan kompozit malzemenin uygun kürlenme koşulları üreticileri tarafından önerilir. Kompozit malzemeleri düzgün bir şekilde kürlenmek ve en iyi sonuçları elde etmek için önerilen kürlenme koşulları dikkate alınmalıdır. Otoklav kürlenme prosesindeki parametreler; kürlenme süresi, kürlenme sıcaklığı, ısınma hızı, soğuma hızı, otoklav basıncı, vakum gibi parametrelerdir. Önerilen kürlenme koşulları dikkate alınmadan parametreler üzerinde yapılan değişiklikler malzemelerin mekanik özelliklerini olumsuz yönde etkileyebilir. Bu nedenle, önerilen kürlenme koşullarındaki veriler dikkate alınarak yapılabilecek küçük değişiklikler hem malzeme mekanik özelliklerinin iyileştirilmesi yönünde hem de daha az enerji sarfiyatı ile bu proses tamamlanabilir.

Bu tez çalışmasında, kompozit üretim tesisindeki en pahalı ekipmanlardan olan otoklavın yıllık enerji sarfiyatını azaltmak ve değiştirilen parametrelerin üretilen kompozit malzemelerin mekanik özelliklerine etkisini incelemek amaçlanmıştır.

Otoklav prosesindeki işlem süresini kısaltmak, yıllık enerji sarfiyatında olumlu yönde azaltmayı sağlayacaktır, bu nedenle işlem süresini doğrudan etkileyen ısınma hızı, kürlenme süresi ve soğuma hızı parametrelerinden ısınma hızı ve kürlenme süresi parametreleri incelenmiştir. Bu iki parametreye ek olarak basınç parametresi yönünden de inceleme yapılmış ve basınca bağlı olarak kompozit yapı içerisindeki boşluk hacim oranı bulunmuş ve mekanik özelliklere etkisi değerlendirilmiştir.

Çalışmanın sonucunda üretici tarafından önerilen kürlenme prosesindeki parametreler dikkate alınarak yapılan minör değişikliklerin mekanik özelliklere etkisi incelenmiştir.



2. LİTERATÜR TARAMASI

2.1. Kürlenme Koşullarının Kompozit Üzerine Etkisi

Karbon fiber takviyeli lamine malzemeleri üretmenin en önemli yöntemlerinden biri otoklav ile kürlenme prosesidir. Bu proseste, reçine emdirilmiş kumaş olarak üst üste serilen katmanlar sert yapısal bir parçaya dönüşmektedir. Bu parçanın kalitesi büyük ölçüde kürlenme koşullarına bağlıdır [5].

Termoset reçine içeren kompozitlerin kürlenmesi ısı ve basınç uygulaması gerektirir. Isı kimyasal reaksiyonları kolaylaştırmak ve kontrol etmek için kullanılır. Katmanları birleştirmek, fazla reçineyi parçadan uzaklaştırmak ve boşluk hacim oranını en aza indirmek için ise basınç uygulanır. Bu nedenle, uygun kürlenmeyi sağlamak için ısı ve basınç büyüklükleri ve süreleri “kürlenme çevrimi“ olarak adlandırılır ve dikkatle seçilmesi gerekir [6].

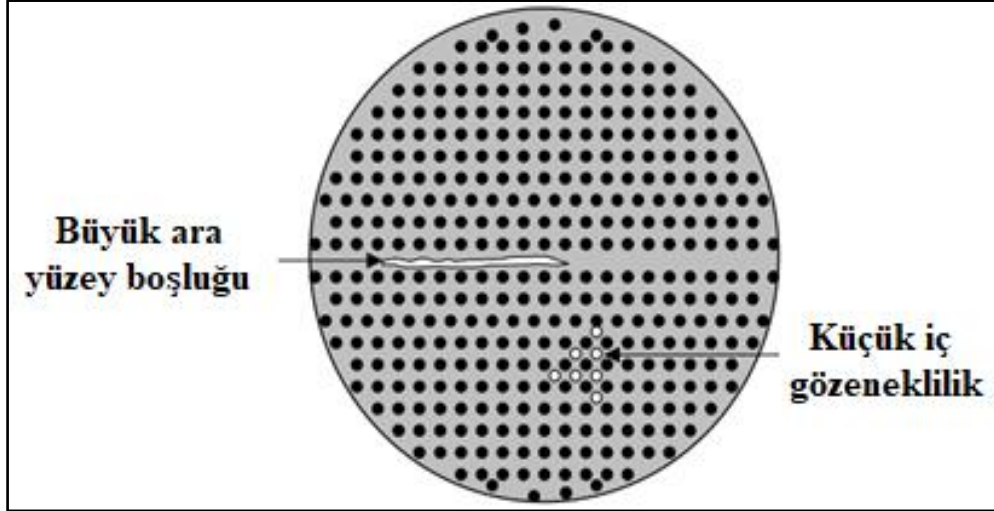
Kürleme parametrelerinin varyasyonlarının kompozit malzemelerin nihai mekanik özellikleri üzerindeki etkisi kapsamlı bir şekilde incelenmiştir. Bu çalışmaların çoğunda, çeşitli kusurlar bir ya da iki kürlenme parametreleri değiştirilerek denenir. Daha sonra ölçülen mekanik özellikler kürlenme parametrelerinin varyasyonları ile ilişkilendirilir [7].

2.2. Kürlenme Basıncı

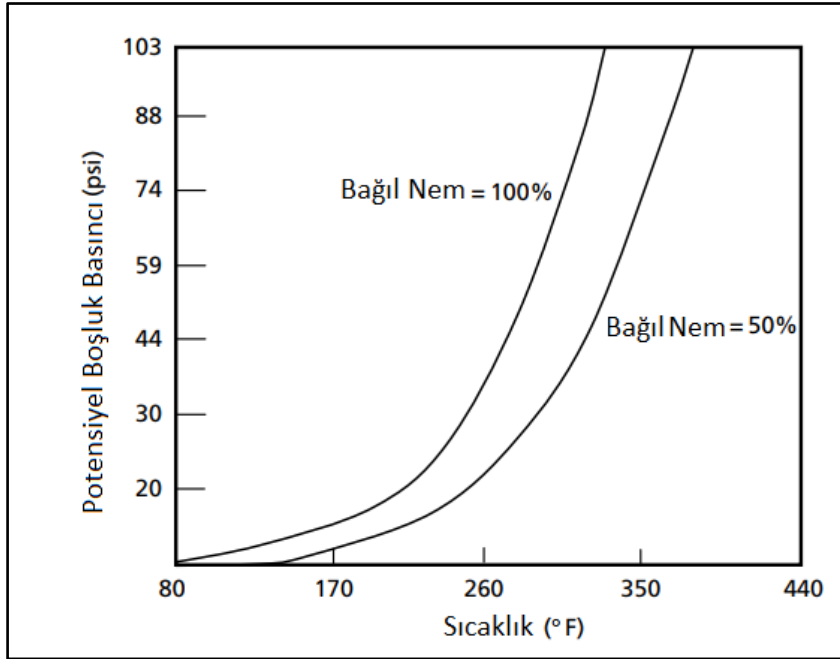
Herhangi bir üretim yönteminin amacı, boşlukların oluşumu kompozit parçanın performansını etkilediği için boşluk miktarını en aza indirmektir. Boşluklar kompozit parça üretimi sırasında oluşan gaz kabarcığı sıkışması, kırılmış lifler ya da homojen-heterojen çekirdeklenme ile oluşur [8]. Kürlenme sırasındaki basınç büyüklüğü ve basınç uygulama anı, lamine yapı içerisindeki boşluk üzerinde önemli bir etkisi olacaktır [9]. Boşluk oluşumu ve büyümesi, kompozit yapıların içerisindeki hapsedilmiş uçucu maddelerden kaynaklanmaktadır. Yüksek sıcaklıklar, yüksek uçucu buhar basıncına neden olur. Reçine sıvı haldeyken boşluk basıncı (uçucu buhar basıncı) reçine üzerindeki gerçek basıncı (hidrostatik reçine basıncı) aşarsa, potansiyel olarak boşluk büyümesi meydana gelecektir [10]. Boşluk basıncı ve hidrostatik basınç arasındaki ilişki; Eğer $P_{\text{boşluk}} > P_{\text{hidrostatik}}$ → boşluk formu ve büyüme olarak gösterilir.

Kompozit prepreg malzemeler, çoğu organik malzeme gibi atmosferdeki nemi emer. Emilen nem miktarı çevredeki ortamın bağıl nemine, nem emme oranı ise ortam sıcaklığına bağlıdır. Karbon fiberler nemi minimum seviyede emerken, epoksi reçineler nemi kolayca emer. Bu nedenle, prepregin son nem içeriği bağıl nem, ortam sıcaklığı ve prepreg reçine içeriğinin bir fonksiyonudur [10].

Prepreg malzemenin emdiği nem miktarı kütleme çevrimi sırasında üretilen uçucuların ortaya çıkan buhar basıncını belirler. Şekil 2.2’de görüldüğü üzere kompozit imalatçıların neden temiz oda ortamını kontrol ettiğini, daha yüksek nem içeriğinin daha yüksek buhar basınçlarına neden olduğunu, boşluk oluşumunu ve oluşumun büyümesi için eğilimi artırdığını açıklamaktadır [10].



Şekil 2.1. Ara yüzey boşlukları ve gözeneklilik [10]



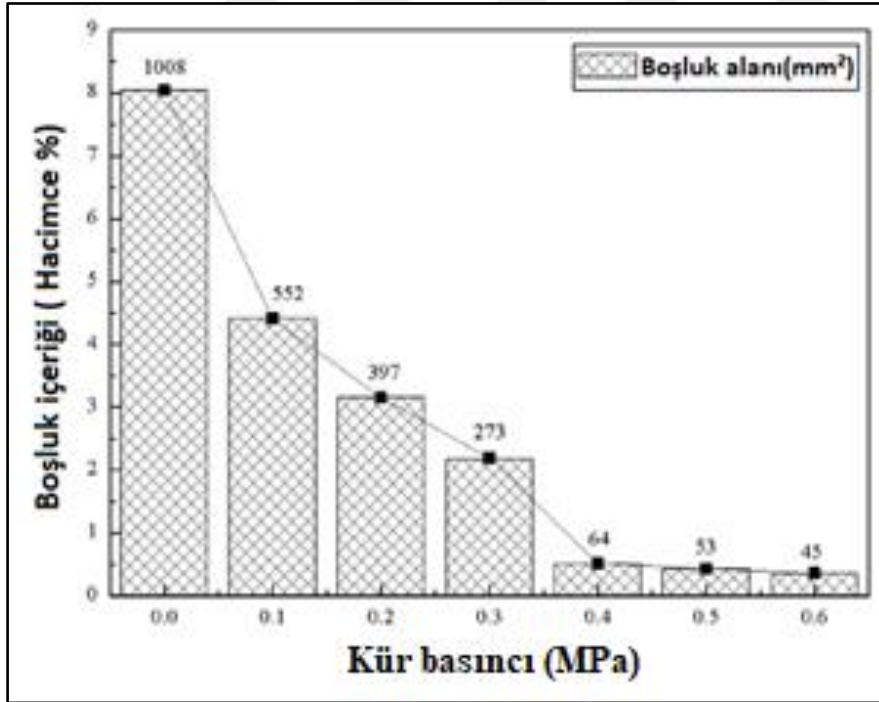
Şekil 2.2. Boşluk oluşum potansiyeli [10]

Termoset reçine içeren kompozitlerin kürlenmesi sırasında boşluklar tamamen ortadan kaldırılamaz fakat boşluk miktarının azaltılması için proses parametreleri tanımlanmıştır [11]. Birçok çalışmada otoklav basıncının boşluk oluşumu ile ilişkisi ve mekanik özellikler üzerine etkisi analiz edilmiştir [5,6,9,11-13]. Bu çalışmalarda kürlenme çevrimi optimizasyonunda kullanılmak üzere basınç parametresi ele alınmıştır. Önceki çalışmaların tümünde basıncın azaltılması ile porozitenin arttığı gözlemlenmiştir. Tabakalar arası kayma mukavemeti, basma dayanımı ve basma modülü özellikle kür basıncından, dolayısıyla basınca bağlı olarak değişen boşluk miktarına duyarlıdır [6]. Boyuna basma dayanımı ve modülü, enine çekme dayanımı ve modülü, eğilme gibi diğer mekanik özelliklerin çoğu poroziteden etkilenmektedir [5]. Lamine yapının içerisindeki oluşan boşlukların şekillerinin ve boyutlarının daha yüksek boşluk içeriği oluşturmada önemli bir rol oynadığı görülmektedir [13].

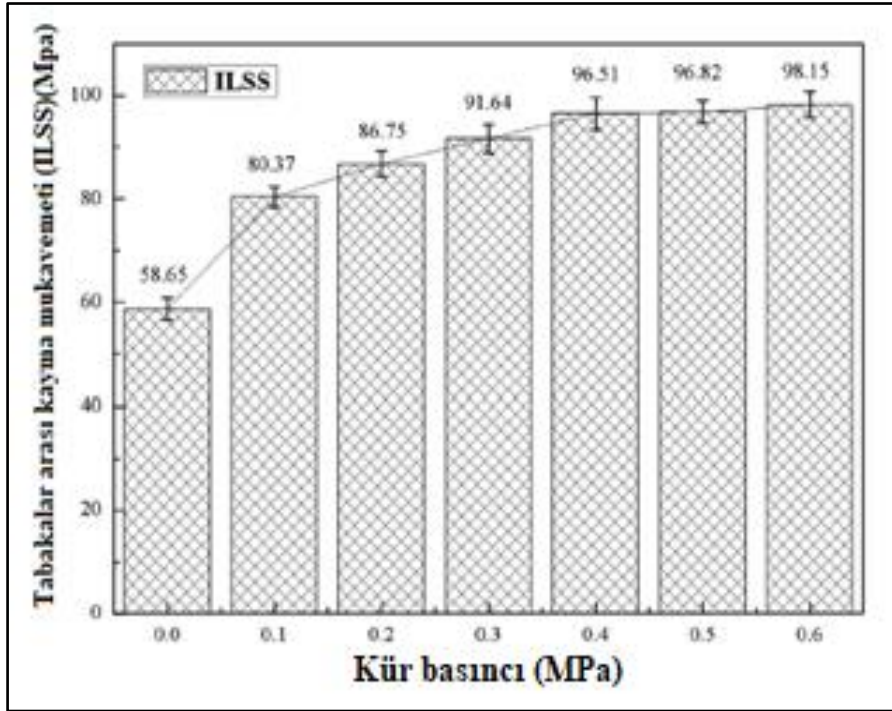
Costa ve diğerleri [14] karbon/epoksi ve karbon/bismaleimide reçine sistemlerindeki oluşan porozitenin tabakalar arası kayma mukavemetine etkisini araştırmışlardır. Çalışmalarında karbon/bismaleimide reçine sisteminde oluşan boşluklar çubuk benzeri şekilde görülmüştür, karbon/epoksi reçine sisteminde ise üçgen şekilli boşluklar oluşmuştur. Karbon/epoksi reçine sistemindeki boşluklar elyaf demetlerinin kesişim noktasında yer aldığı ve bu nedenle reçine açısından zengin olan bölgede üçgen şekilli olarak meydana

gelmiştir. Her iki reçine sisteminde de artan porozite miktarına bağlı olarak tabakalar arası kayma mukavemetinde azalma meydana gelmiştir.

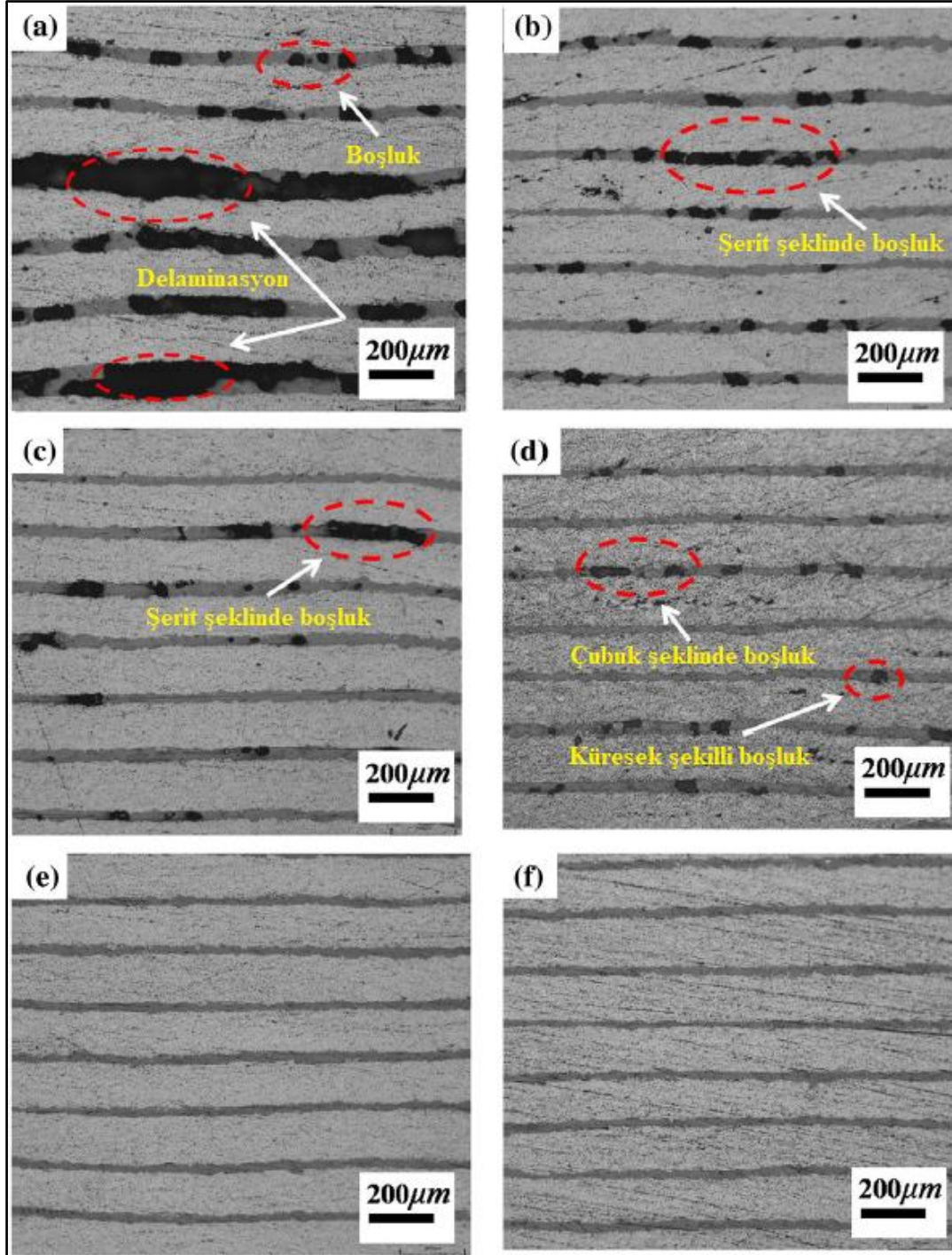
Chang ve diğerleri [15] karbon/epoksi reçine sisteminde çeşitli kür basınçları uygulandığında oluşan porozitenin dağılımı ve tabakalar arası kayma mukavemetine etkisini araştırmışlardır. Oluşan boşlukların şekilleri çubuk benzeri şekil ve küresel şekilde görülmüştür. Kür basıncı arttıkça boyutları ve sayıları azaldığı gözlemlenmiştir. Bu çalışmada basıncın boşluk oluşumuna ve tabakalar arası kayma mukavemetine etkisi iki farklı şekilde olmuştur: Basınç 0,4 MPa dan daha az uygulandığında tabakalar arası kayma mukavemeti 1% porozite artış miktarına bağlı olarak 5,21% azalmıştır. Bununla beraber, basınç 0,4 MPa'dan daha yüksek uygulandığında porozite 1% den azdır ve tabakalar arası kayma mukavemeti 1,69% artmıştır. Basınç 0,4 MPa'dan 0,6 MPa'ya yükseldiğinde benzer şekilde boşluk miktarı azalmış ve tabakalar arası kayma mukavemetinde de artış görülmüştür. Basıncın boşluk miktarına etkisini Şekil 2.3'te, tabakalar arası kayma mukavemetine etkisini ise Şekil 2.4'te görebilirsiniz.



Şekil 2.3. Boşluk içeriği ve kür basıncı arasındaki ilişki [15]

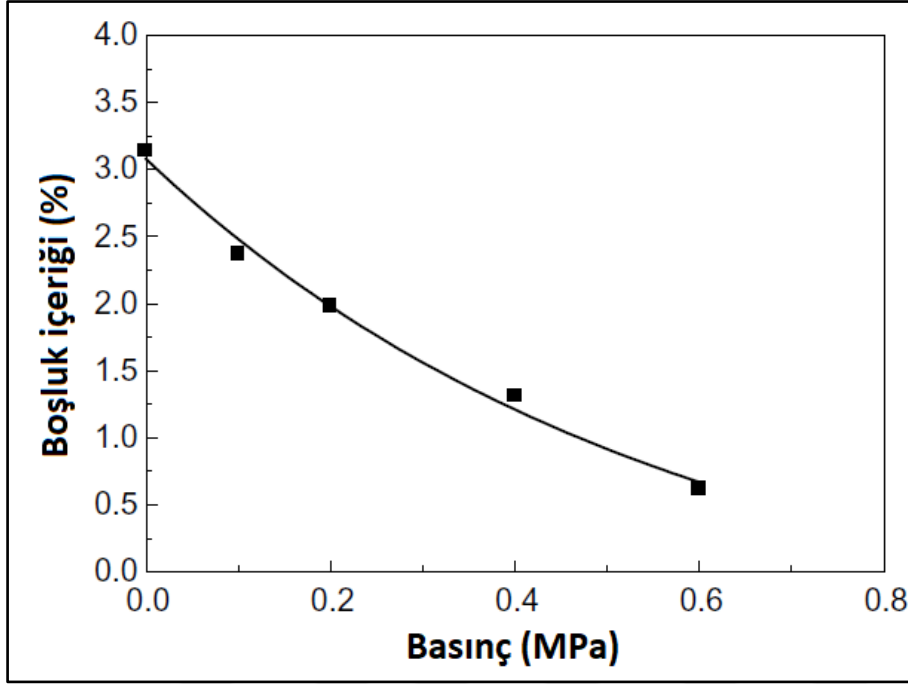


Şekil 2.4. Tabakalar arası kayma mukavemeti ve kür basıncı arasındaki ilişki [15]



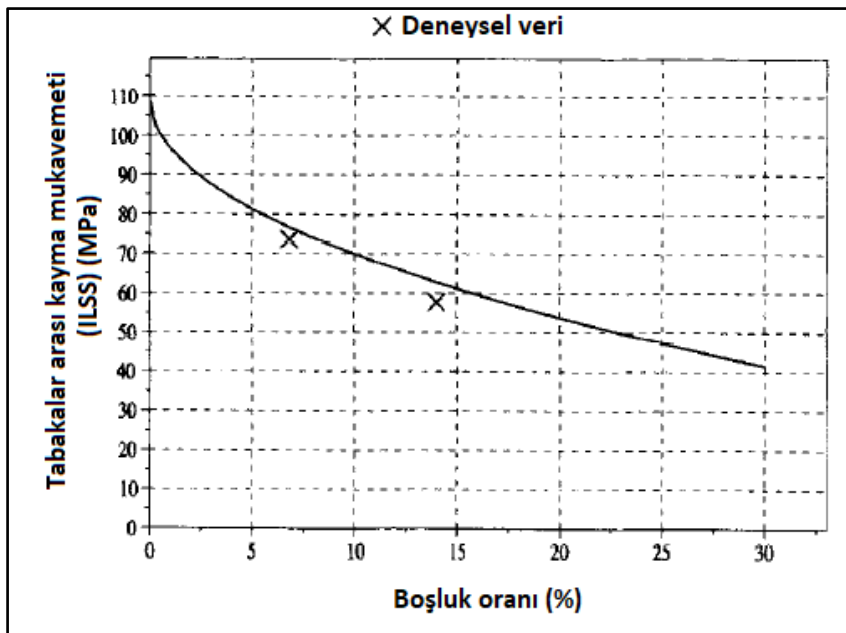
Şekil 2.5. Farklı kür basınçları altında kompozitlerin boşluk morfolojisi; (a) 0,0 MPa, (b) 0,1 MPa, (c) 0,2 MPa, (d) 0,3 MPa, (e) 0,4 MPa ve (f) 0,6 MPa [15]

Şekil 2.5'te görüldüğü gibi kürleme basıncı arttıkça boşluk oluşumu şerit şeklinden küresel şekile doğru dönüşmekte ve boşluk miktarı azalmaktadır.



Şekil 2.6. Basıncın bir fonksiyonu olarak ölçülen boşluk içeriği [9]

Bazı çalışmalarda [11,12,15,21-24] boşluk içeriği ve kürlenme basıncı arasındaki ilişki üstel eğri olarak belirtilmiştir. Bildirilen değerler birebir aynı olmamasına rağmen bu çalışmalarda gözlemlenen eğilimler Şekil 2.6'da gösterilen eğim gibidir. Boşluk miktarı arttıkça tabakalar arası kayma mukavemeti de düşmektedir. Bu çalışmalarda gözlemlenen eğilimler Şekil 2.7'de gösterilen eğim gibidir.



Şekil 2.7. Silindirik boşluklar dizisi nedeniyle mukavemette görülen azalma [16]

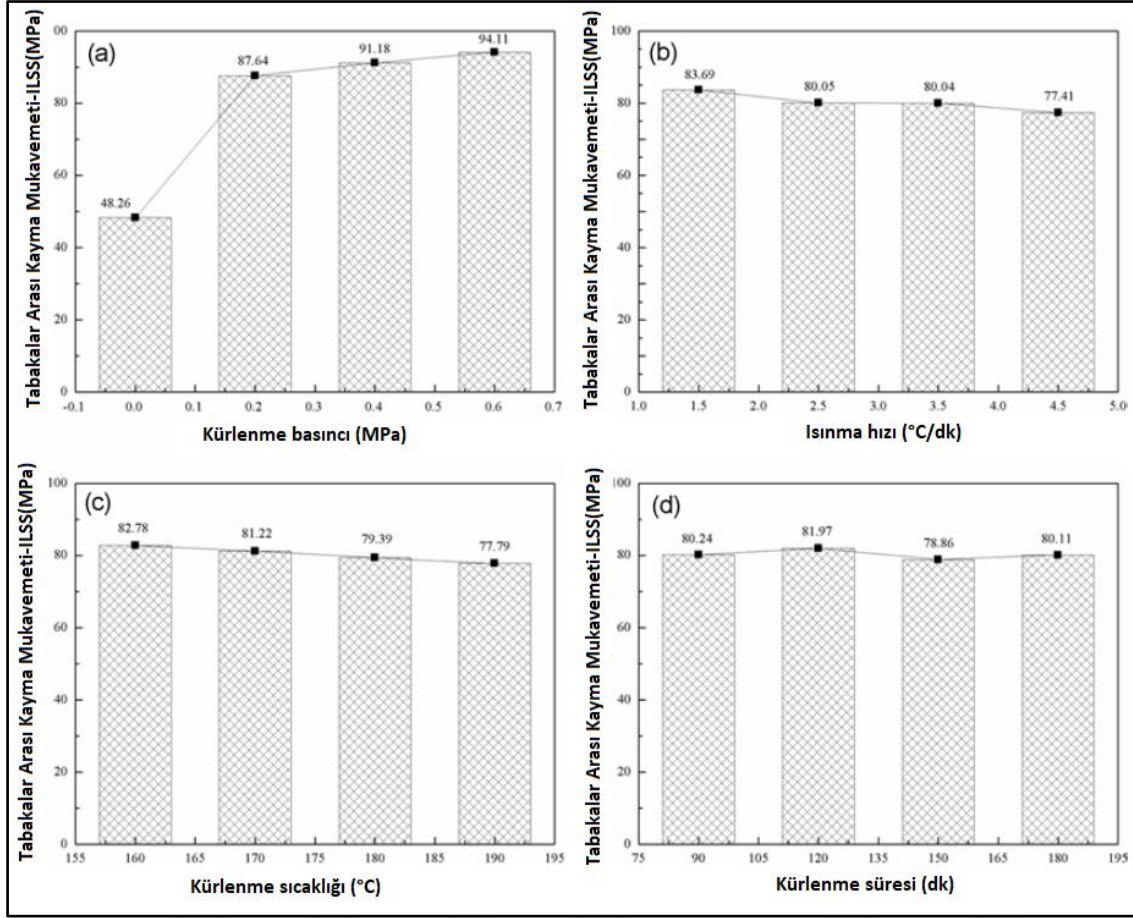
2.3. Isınma Hızı ve Kürlenme Süresi

Otoklav kür çevrimi genel olarak iki ana bölüme ayrılabilir: reaksiyonu aktive etmek için parça sıcaklığının belirli bir sıcaklığı yükseltildiği aşama “ısınma bölgesi” ve polimerizasyonun gerçekleştiği aşama “kürlenme aşaması”dır [20].

Kompozit malzeme içeren parçaların otoklav ile kürlenme prosesi kullanılan malzemeye bağlı olarak belirli bir sıcaklık ve basınç-zaman grafiğine göre gerçekleştirilir. Havacılıkta kullanılan epoksi bazlı prepreg sistemlerinin genel olarak kürlenme sıcaklıkları 121°C ya da 180°C'dir. Fazla reçineyi parçadan uzaklaştırmak, lamine yapı içindeki boşlukları azaltmak ve konsolidasyona yardımcı olmak için yeterli düzeyde basınç uygulanması gereklidir [21].

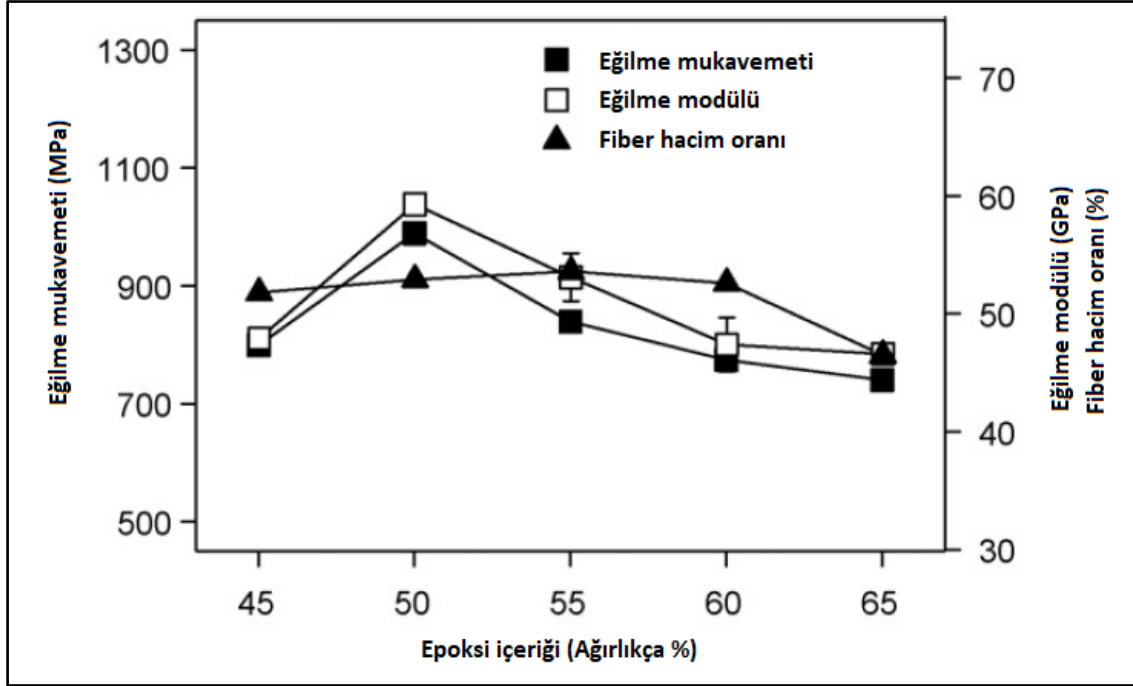
Başarılı bir kürlenme prosesi elde etmek için, ısınma ve soğuma hızları, kürlenme sıcaklığı, kürlenme süresi gibi kür çevrim parametrelerinin kontrol edilmesi sağlanmalıdır [22].

Chang ve diğerleri [23] karbon/epoksi reçine sisteminde kürlenme basıncı, ısınma hızı, kürlenme sıcaklığı ve kürlenme süresi gibi otoklav prosesi için önemli olan dört parametreyi ele almışlar ve bu parametrelerin etkilerini test etmek için ortogonal deneysel yöntem kullanılarak on altı farklı test numunesi üretimi yapmışlardır. Kürlenme basınç aralığı için 0, 0,2, 0,4 ve 0,6 Bar, ısınma hızı için 1,5, 2,5, 3,5 ve 4,5°C, kürlenme sıcaklığı için 160, 170, 180 ve 190°C, kürlenme süresi olarak ise 90, 120, 150 ve 180 dakika seçilmiştir. Bu dört parametrenin etkilerini incelemek, kürlenme kalitesini belirlemek için ise tabakalar arası kayma mukavemeti ve mikroyapı analizi yapmışlardır. Çalışma sonucunda kullanılan karbon/epoksi reçine sistemi için optimal kürlenme prosesi parametrelerinin 0,6 MPa kürlenme basıncı, 1,5°C/dk ısınma hızı, 160°C kürlenme sıcaklığı ve 120dk kürlenme süresi olması gerektiği sonucuna ulaşılmıştır. Tabakalar arası kayma mukavemeti sonuçlarına göre oluşan kürlenme parametrelerinin grafiklerini Şekil 2.8'de görebilirsiniz.



Şekil 2.8. Tabakalar arası kayma mukavemeti sonuçlarına göre kürlenme parametrelerinin grafiği, (a) kürlenme basıncı, (b) ısınma hızı, (c) kürlenme sıcaklığı, (d) kürlenme süresi [23]

Sudarisman ve Davies [24] karbon/epoksi reçine sisteminde, epoksi konsantrasyonunu, kürlenme basıncını, kürlenme süresini parametrelerini ele almışlar ve eğilme özelliklerini ASTM D790 üç nokta eğilme testine göre değerlendirmişlerdir. Epoksi konsantrasyonunu ağırlıkça %45, %50, %55, %60 ve %65, kürlenme basınç aralığı için 0,25 , 0,5, 0,75, 1,0 ve 1,25 MPa, kürlenme süresi olarak ise 20, 25, 30, 35 ve 40 dakika seçilmiştir ve kullanılan malzemenin önerilen kür sıcaklığında “120°C” kür edilmiştir. Bu üç parametrenin etkilerini incelemek için ise üç nokta eğme deneyi ve mikroyapı analizi yapmışlardır. Çalışma sonucunda kullanılan karbon/epoksi reçine sistemi için optimal kürlenme prosesi parametrelerinin ağırlıkça %50 epoksi konsantrasyonu, 1,25MPa kürlenme basıncı ve 30 dakika kürlenme süresi olması gerektiği sonucuna ulaşılmıştır. Üç nokta eğme deneyi sonucunda oluşan kürlenme parametrelerinin grafiğini Şekil 2.9’da görebilirsiniz.



Şekil 2.9. Epoksi reçine içeriğinin eğilme özellikleri ve tahmini fiber hacim oranı üzerindeki etkisi [24]

Literatürde otoklav prosesindeki ısınma hızı ve kürlenme süresi gibi parametrelerin kompozit malzemelerin mekanik özelliklerine etkisini inceleyen çok fazla çalışma bulunmamaktadır.

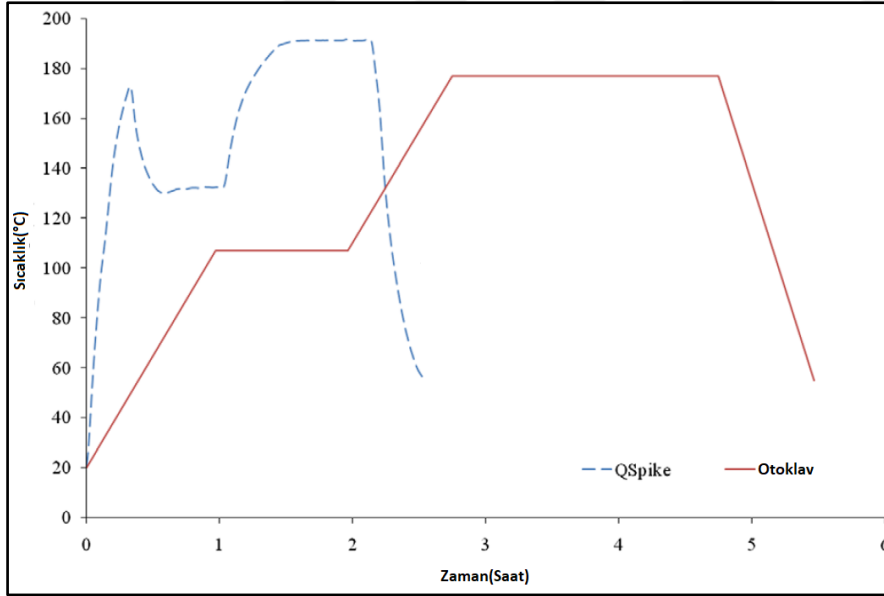
Termoset reçineler çoğunlukla 2-3°C/dk gibi düşük ısınma hızlarında kürlenme gerektiren otoklav prosesine uygun olarak tasarlanmıştır. Son yıllarda otoklav prosesine alternatif olarak “Quickstep” yöntemi geliştirilmiştir. “Quickstep”, düşük maliyetli ve yüksek kaliteli komponentlerin geleneksel otoklav ve fırın kürlenme tekniklerine göre daha kısa süreli kürlenme çevrimi yapılması için tasarlanmış ve geliştirilmiştir. Bu teknik, prepreglerin ve kuru fiber / ıslak reçine bazlı kompozitlerin kürlenmesi, kısmi kürlenme ve prepreglerin birleştirilmesi için benzersiz sıvı dolgulı, dengeli basınç uygulayan, hareketli kalıp teknolojisine dayanır. Bu teknik ile lamine yapı tek hareketli ya da iki hareketli kalıp arasına sıkıştırılır. Isı, ısı transfer sıvısı yoluyla hızlıca uygulanır. Lamine yapı ve kalıp, ısı transfer sıvısından esnek membranlarla ayrılır. Isı transfer sıvısı yardımıyla ısınma hızı 15°C/dk seviyelerine kadar çıkabilmektedir. “Quickstep” yönteminde uygulanan hızlı ısınma oranı, uygulanan reçine sisteminin kemo-reolojisini değiştirebilir [25]. Bu nedenle, “Quickstep” yönteminde kullanılacak reçine sisteminin kür davranışı ve optimizasyonu kemo-reoloji yönünden dikkate alınarak incelenmelidir.

Khan ve diğçerleri [25] karbon/epoksi reçine sisteminde otoklav ve “Quickstep” ile kürlenme yöntemlerini farklı ısınma hızları ve kürlenme süreleri yönünden incelemişlerdir. Kürlenme derecesinin büyük oranda kürlenme sıcaklığındaki bekleme süresine ve birazda kür çevrimindeki ilk adımlara bağılı olduğu ve bunun da reçine akışına, fiberlerin ıslanmasına ve boşluk giderilmesini kontrol ettiğini gözlemlemişlerdir. “Quickstep” ile kür edilmiş test numunesinin izlediğı reaksiyon yolu, farklı ısınma hızlarından etkilenmesine rağmen nihai ağ yapısı otoklavda kürlenmiş test numunelerinkine benzer olduğu görülmüştür.

Agius ve diğçerleri [26] karbon/epoksi reçine sisteminde otoklav ve “Quickstep” ile kürlenme yöntemlerini farklı ısınma hızları ile deneyerek kırılma tokluğu yönünden incelemişlerdir. “Quickstep” yöntemi altında uygulanan düşük basınç altında hızlı ısınma hızı ile kürlenme koşulu “Qspike” olarak adlandırılmıştır. Otoklav ve “Qspike” için uygulanan kür çevrim parametreleri Çizelge 2.1’de paylaşılmıştır. Parametrelere ait kür çevrim grafiğı ise Şekil 2.10’da gösterilmiştir. Otoklav ve “Quickstep” yöntemi ile üretilen kompozit malzemenin termal ve mekanik özellikleri karşılaştırılmıştır. Qspike yöntemi, otoklav ile üretim yöntemine göre kür çevrim süresi bakımından %52 daha az sürede gerçekleşmiştir. Hızlı ısınma ve soğuma hızlarının mekanik özelliklere etkisi efektif olmayan Qspike kürlenme yöntemi nedeniyle başarılı bir şekilde belirlenememiştir. Qspike yöntemi lamine sıcaklığını yeterince hızlı olarak soğutamamıştır, bu nedenle polimer kürlenmesinde artışa izin verilmiştir. Bu nedenle gelecek çalışmalar kullanılan malzemenin kürlenme davranışını daha iyi anlamak için daha fazla termal analiz içereceğine değinilmiştir. Üretilen test numuneleri kırılma toklukları yönünden incelendiğinde, daha yüksek kırılma tokluğuna sahip test numunesindeki boşluk miktarı daha düşük kırılma tokluğuna sahip test numunesine göre daha düşüktür.

Çizelge 2.1. Kür çevrim parametreleri [26]

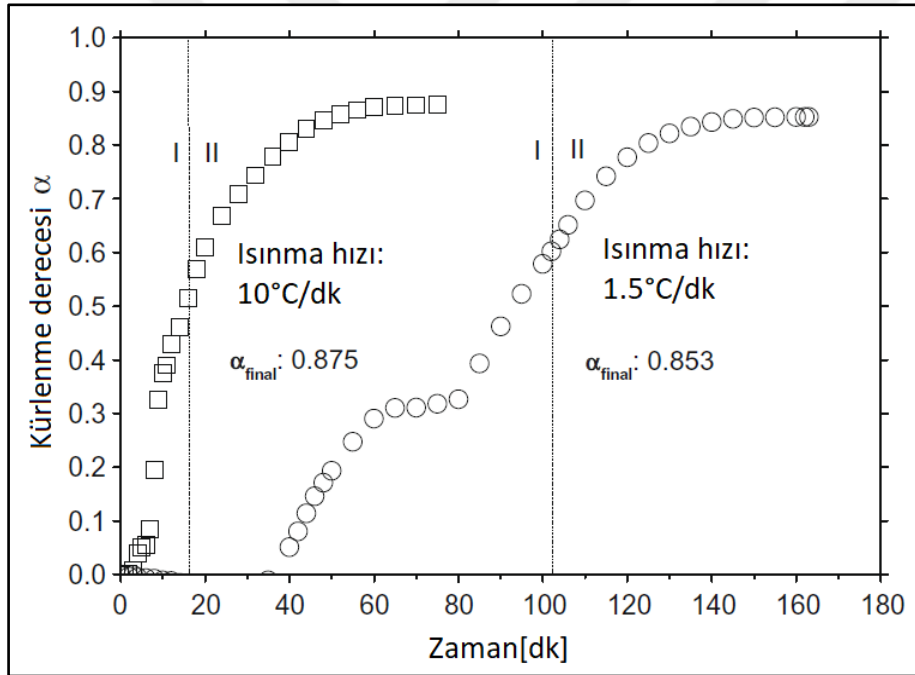
Kürlenme Koşulları	Kür Çevrim Parametreleri
Otoklav	<ul style="list-style-type: none"> • Tam vakum ve 101kPa basınç uygulayın • 1.6°C/dk ısınma hızı ile sıcaklığı 107°C'ye yükseltin • 107°C'de 30 dakika bekleyin • Basıncı 680kPa'a kadar yükseltin ve basınç 207kPa'a ulaştığında vakumu bırakın • Sıcaklığı 1.6°C/dk ısınma hızı ile 177°C'ye yükseltin • 1.1°C/dk soğuma hızı ile 50°C'ye kadar soğutun ve basıncı boşaltın.
Qspike	<ul style="list-style-type: none"> • Tam vakum ve 10kPa kalıp basıncı uygulayın • Sıcaklığı 10°C/dk ısınma hızı ile 177°C'ye yükseltin • Sıcaklığı 10°C/dk soğuma hızı ile 130°C'ye düşürün ve 130°C'de 30 dakika bekleyin • Sıcaklığı 10°C/dk ısınma hızı ile 195°C'ye yükseltin. • 195°C'de 45 dakika bekleyin • 10°C/dk soğuma hızı ile 50°C'ye kadar soğutun



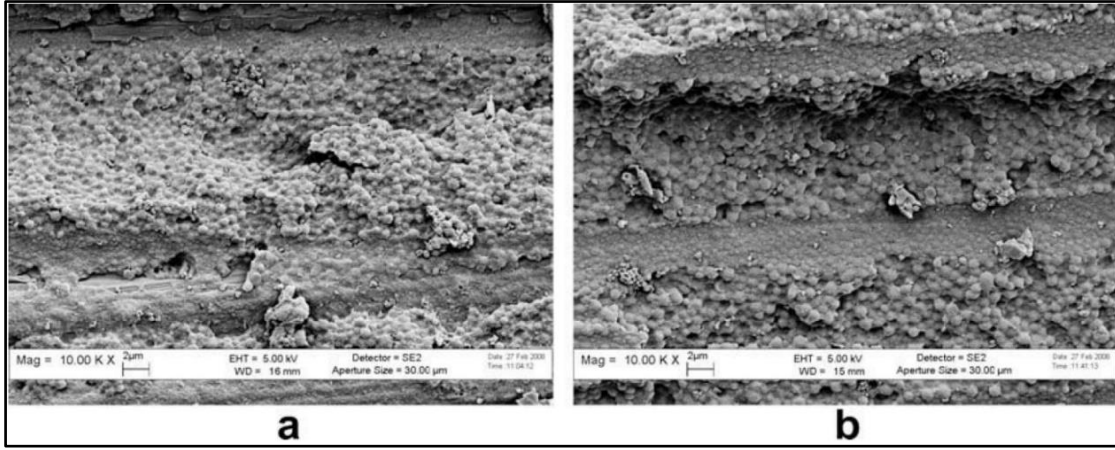
Şekil 2.10. Kür çevrimi [26]

Zhang ve diğerleri [27] ısınma hızının termoplastik modifiyeli epoksi reçine sistemlerinde ki kür davranışı ve faz ayrımı üzerindeki etkisini araştırmışlardır. Farklı ısınma hızlarının, karışımların kür kinetiğini, faz ayrımı yapısındaki etki boyutunu ve kürlenme derecesini etkilediği bulunmuştur. Daha yüksek ısınma hızları daha yüksek oranda epoksinin kürlenmesine neden olmuştur. Karışımın kürlenme reaksiyonu, ısınma hızı 1,5°C/dk ile ısıtıldığında epoksilerin farklı reaktivitelerine bağlı olarak iki aşamada gerçekleşmiştir.

Isınma hızı $10^{\circ}\text{C}/\text{dk}$ ile ısıtıldığında ise kürlenme reaksiyonu tek aşamada gerçekleşmiştir. Kullanılan malzemenin teknik veri paketindeki bilgilere göre tamamen kürlenmesi için, ilk aşama kür işlemi sonrasında 190°C 'de 4 saat kürlenme işlemi gerekli olduğu belirtilmiştir. Hızlı bir şekilde ısıtılan termoplastik modifiyeli epoksi reçineli kompozitin post kür işlemi yapılmadan önce daha yüksek kürlenme derecesi elde edilmiştir. Test numunelerinin mikroyapısı incelendiğine yüksek ısınma hızından dolayı epoksi kürecikleri ortalama boyuta göre $0,08\mu\text{m}$ daha büyük olduğu hesaplanmıştır. Bu çalışmada, daha yüksek hızda ($10^{\circ}\text{C}/\text{dk}$) ısıtılan test numunelerinin delaminasyon kırılma tokluğunun yavaş ısıtılan ($1,5^{\circ}\text{C}$) test numunelerinden daha yüksek değer verdiği gözlemlenmiştir. Farklı kür evrimlerindeki kürlenme kinetiği Şekil 2.11'de, test numunelerinin delaminasyon kırılma yüzeyinin SEM morfolojisini ise Şekil 2.12'de görebilirsiniz.



Şekil 2.11. Farklı kür evrimlerindeki kürlenme kinetiği: I. Isınma aşaması (20°C 'den 175°C 'ye kadar) ; II. 175°C 'de kürlenme aşaması [27]



Şekil 2.12. Test numunelerinin delaminasyon kırılma yüzeyinin SEM morfolojisi: a) Isınma hızı 1,5°C/dk otoklav yöntemiyle kürleme, (b) ısınma hızı 10°C/dk “Quickstep” yöntemi ile kürleme [27]

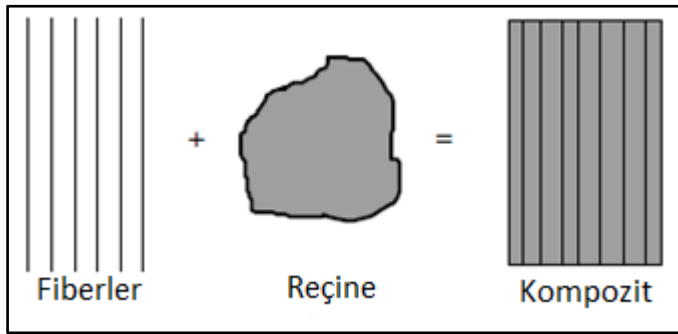
Otoklav kürlenme yöntemi ve “Quickstep” ile kürlenme yöntemini kullanan benzer çalışmalar bulunmaktadır. Kısaca bunlara da değinirsek;

Khan ve diğerleri [28] çalışmalarında seçtikleri malzemenin kür karakterizasyonunu incelemek için otoklav ve “Quickstep” ile üretim yöntemlerini seçmişler ve optimum proses parametrelerini belirlemeye çalışmışlardır. Benzer şekilde, Zhang ve arkadaşı [29] çalışmalarında seçtikleri malzemenin kür karakterizasyonunu ve delaminasyon tokluğunu incelemek için otoklav ve “Quickstep” ile üretim yöntemlerini seçmişler ve sonuçları her iki üretim yöntemine göre değerlendirmişlerdir.

Son olarak, Davies ve diğerleri [30] karbon/epoksi reçine sistemindeki ısınma hızında yapılan değişikliklerin fiziksel ve mekanik özellikleri yönünden incelemişler ve “Quickstep” ile yapılan üretim yönteminde kür çevrim süresinin 90 dakikaya kadar kısaltılabileceğini bulmuşlardır. Bununla birlikte, “Quickstep” yöntemi ile üretilen kompozit panellerin otoklav yöntemi ile üretilen kompozit parçalara göre daha az fiber hacim oranına sahip olduğu ve kalınlık toleranslarını tam olarak sağlayamadığı görülmüştür.

3. KOMPOZİT MALZEMELER

Kompozit, birbiri içinde çözünmeyen, birden fazla bileşenin bir araya getirilmesiyle oluşan yapısal bir malzemedir. Bileşenlerden birisine takviye fazı, içinde gömülü olduğu bileşene ise matris adı verilir. Takviye fazı fiber, parçacık ya da pul formunda olan malzemelerden oluşabilir. Matris fazı ise genellikle sürekli malzemelerden oluşur. Kompozit yapılara örnek olarak çelik malzeme ile güçlendirilmiş beton ve grafit gibi fiberlerle güçlendirilmiş epoksi verilebilir [31].



Şekil 3.1. Fiber ve reçine ile kompozit malzeme oluşturma [8]

3.1. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozitler matris türüne göre üç temel sınıfa ayrılır. Bunlar polimer, metal ve seramik matrisli kompozitlerdir [31].

3.1.1. Polimer matrisli kompozitler

Grafit, aramid ve boron gibi çapları küçük olan fiberlerle takviye edilmiş, polyester, ürethan ya da epoksi gibi polimerlerden meydana gelen ve yaygın olarak kullanılan kompozit yapılar (PMK) polimer matrisli kompozitlerdir [31].

3.1.2. Metal matrisli kompozitler

Metal matris kompozitler (MMK) özgül modülü yüksek, mukavemeti yüksek, termal genişleme katsayısı düşük ve yüksek sıcaklıkta mukavemetini koruyabilmesi dolayısıyla genellikle gelişmiş malzemeler olarak kabul edilirler. Bu özellikleri sayesinde metal matrisli kompozitler özellikle uzay, savunma ve havacılık endüstrisinde gittikçe artan oranlarda

kullanılmaya başlanmıştır. Bu tür kompozit yapılarda matris malzemesi olarak alüminyum, titanyum ve magnezyum kullanılırken, fiber malzeme olarak ise silisyum karbür ve karbon kullanımı örnek gösterilebilir [31-33].

3.1.3. Seramik matrisli kompozitler

Seramik matrisli kompozitler (SMK) mukavemeti yüksek, yüksek sıcaklık dayanımı ve sertlik gereksinimi olan alanlarda kullanılır. Bu tür kompozitlerde matris olarak seramik kullanılırken takviye elemanı olarak da silisyum karbür ve bor nitrürden yapılan whisker ya da kısa fiberler kullanılır. İki önemli alt sınıfı vardır. Bunlar, cam ve cam-seramik matrisli kompozit ile karbon-karbon kompozitleridir [31-33].

3.2. Kompozit Malzemelerin Özellikleri

Genel kural olarak kompozitlerin fiziksel özellikleri, takviye malzemesinin özellikleri, matrisin fiziksel özellikleri, takviye elemanı-matris oranı ve kompozitteki takviye malzemelerinin geometrisi ile oryantasyonu tarafından belirlenir. Yoğunluk ve özgül ısı kapasitesi gibi skaler fiziksel özellikleri karışımlar kuralı ile belirlenebilir fakat çekme gerilimi, elastisite modülü, termal iletkenlik, elektriksel iletkenlik gibi vektörel özellikler anizotropik malzemelerde ısı transferi ya da esneklik teorilerine dayandırılarak daha karmaşık hesaplama yöntemleri kullanılarak değerlendirilmelidir [32].

3.2.1. Yoğunluk

Kompozit yapının matris ve takviye fazlarından oluştuğunu farz ettiğimizde, kompozit malzemenin toplam kütlesi aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$M_C = m_M + m_F \quad (3.1)$$

m_M = Matrisin kütlesi

m_F = Takviye elemanının kütlesi

Kompozit yapının içerisindeki boşlukların hacmini de V_v olarak tanımladığımızda, kompozit yapının toplam hacmi:

$$V_c = V_m + V_r + V_v \quad (3.2)$$

Bu şekilde kompozit malzemenin yoğunluğu (ρ_c): Metre küp başına düşen kg olarak ifade edilir.

$$\rho_c = \frac{M_c}{V_c} = \frac{m_M + m_F}{V_M + V_F + V_v} \quad (3.3)$$

Takviye elemanının ve matrisin boyutsuz kütle oranı (W_M , W_F) ve kütle yoğunluğu (ρ_M , ρ_F) sırasıyla:

$$W_M = \frac{m_M}{m_M + m_F} \text{ ve } W_F = \frac{m_F}{m_M + m_F} \text{ ile } W_M + W_F = 1 \quad (3.4)$$

$$\rho_M = \frac{m_M}{V_M} \quad \rho_F = \frac{m_F}{V_F} \quad (3.5)$$

Böylece :

$$\rho_M = \left[\frac{W_M}{\rho_M} + \frac{W_F}{\rho_F} + \frac{V_v}{m_M + m_F} \right] - 1 = \left[\frac{W_M}{\rho_M} + \frac{W_F}{\rho_F} + \frac{V_v}{\rho_F V_v} \right] - 1 \quad (3.6)$$

Aynı zamanda boşluk oranı olarak da bilinen boşlukların boyutsuz hacim oranı:

$$v_v = \frac{V_v}{V_c} \quad (3.7)$$

Böylece kompozit malzemelerin yoğunluk eşitliği şu şekilde olur:

$$\rho_c = \frac{1}{\left[\frac{W_M}{\rho_M} + \frac{W_F}{\rho_F} + \frac{v_v}{\rho_c} \right]} \quad (3.8)$$

Boşluk oranı deneysel ölçümlerle belirlendiğinden eşitliği yeniden düzenlersek:

$$v_v = \left[1 - \rho_c \left(\frac{W_M}{\rho_M} + \frac{W_F}{\rho_F} \right) \right] \quad (3.9)$$

Matris ve takviye elemanının boyutsuz hacim oranı (v_M , v_F) sırasıyla:

$$v_M = \frac{V_M}{V_M+V_F+V_v} \quad v_F = \frac{V_F}{V_M} + V_F + V_v \quad v_M + v_F = 1 \quad (3.10)$$

Böylece:

$$\rho_c = \frac{Mc}{Vc} = \frac{\rho_M V_M + \rho_F V_F}{V_M + V_F + V_v} \quad (3.11)$$

Basitleştirilerek yazılırsa:

$$\rho_c = \rho_M V_M + \rho_F V_F \quad (3.12)$$

Kompozit yapının yoğunluğu takviye elemanının ve matrisin yoğunluğuyla ve bu fazların kompozit yapı içerisindeki hacim oranlarıyla doğru orantılı olduğu Eş. 3.12 ile gösterilmiştir [31,32].

3.2.2. Çekme dayanımı ve elastiklik modülü

Bir kompozit malzemenin sürekli fiberlerle takviyelendirilmiş ve fiber yönlerinin ana eksene göre paralel ve dikey yönde olduğu varsayımında bulunalım.

Fiber doğrultusunda uygulanan kuvvet

Öncelikle, N cinsinden F kuvveti kompozite fiber yönünde uygulanırsa bu kuvvet matris ve takviye elemanı tarafından taşınır. Ayrıca matrisle fiberler arasındaki bağ kuvveti iyi olmuşsa, ikisi de benzer şekilde gerilirse, sonuç olarak bütün gerinimler eşitse:

$$\varepsilon_c = \varepsilon_f = \varepsilon_m \quad (3.13)$$

Bu nedenle kompozite uygulanan toplam kuvvet, matris ve fiberlerin ayrı ayrı taşıdığı yüke eşit olacaktır:

$$F = F_f + F_m \quad (3.14)$$

Basma ve çekme gerilimlerini (σ_f ve σ_m), her bir malzemenin kesitini de (A_f ve A_m) olarak tanımlarsak, yükleri gerilim ve kesit alanın çarpımı ile yer değiştirebiliriz bu nedenle aşağıdaki basit denklem elde edilir:

$$\sigma_c A_c = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \quad (3.15)$$

Yukarıdaki denklemi toplam kesit alanına bölerek yeniden düzenlediğimizde, kompozit malzemenin gerinimini gerinimin bir fonksiyonu olarak veren bir denklem elde ederiz ve bu durumda matris, fiber ve kompozit liflerinin uzunlukları da eşittir.

$$\sigma_c = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \quad (3.16)$$

$V_f + V_m = 1$ olduğundan;

$$\sigma_c = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f) \quad (3.17)$$

Öte yandan yükleme eş gerinim durumu olduğundan, bir önceki denklemi karşılık gelen gerinime bölersek, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$\sigma_c / \varepsilon_c = (\sigma_f / \varepsilon_f) V_f + (\sigma_m / \varepsilon_m) \cdot (1 - V_f) \quad (3.18)$$

Eğer gerilme her faz için elastik bölgede ise hooke kanunu uygulanabilir ve daha sonra karşılık gelen elastisiklik modülü ile değiştirilir. Bu, fiber hacim oranına göre sürekli fiberlerle takviyelendirilmiş kompozit malzemenin Young modülü ya da elastiklik modülü denklemini verir:

$$E_c = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \quad (3.19)$$

Uygulamada, takviye malzemesinin kütle oranını bilmek ya da ölçmek hacim oranını ölçmekten daha kolaydır. Eğer hacim oranlarını ($V_f + V_m$) kütle oranları ile değiştirirsek ($W_f + W_m$):

$$E_c = E_f \left\{ \frac{1}{1 + \left[\frac{w_f \rho_m}{w_m \rho_f} \right]} \right\} + E_m \left\{ \frac{1}{1 + \left[\frac{w_m \rho_f}{w_f \rho_m} \right]} \right\} \quad (3.20)$$

Matris ve fiberin yoğunluğunun eşit ya da çok yakın olduğu bazı özel durumlarda (örneğin; bor fiberlerle takviyelendirilmiş alüminyum alaşımlar, karbon fiberlerle takviyelendirilmiş magnezyum gibi) yukarıdaki eşitlik aşağıdaki gibi olur.

$$E_c \approx E_f w_f + E_m w_m \quad (3.21)$$

Fiber doğrultusuna dik uygulanan kuvvet:

Kompozit malzemedeki fiber doğrultusuna dik yönde bir kuvvet uygulandığında, kuvvet fiber ve matrislerin bir dizi direnci tarafından desteklenir. Bu nedenle fiberlerde, matriste ve kompozitte eşit gerilme oluşur ve bu duruma eş gerilim denir ve aşağıdaki denklem ile gösterilebilir.

$$\sigma_c = \sigma_f = \sigma_m \text{ ve } \varepsilon_c = \varepsilon_f V_f + \varepsilon_m (1 - V_f) \quad (3.22)$$

Hooke kanunu uygulanırsa:

$$\varepsilon_c = \left(\frac{\sigma_f}{E_f} \right) v_f + \left(\frac{\sigma_m}{E_m} \right) (1 - v_f) \quad (3.23)$$

Yukarıdaki eşitlik tekrar düzenlendiğinde elastiklik modülü:

$$E_c = \frac{E_f E_m}{V_f E_f + V_m E_m} \quad (3.24)$$

Eş gerilim ve eş gerilim yükleme durumlarının sürekli fiber takviyeli kompozit malzemelerin teorik sınırlarını gösterdiğini unutmamak gerekir. Uygulamada mekanik performanslar çoğunlukla bu limitlerin altına düşmektedir [31,32].

3.2.3. Özgül ısı kapasitesi

Bir kompozit malzemenin özgül ısı kapasitesi C_{pc} ($J.kg^{-1}.K^{-1}$) ile ifade edilir ve sadece kütle oranlarına bağlıdır ve aşağıdaki basit denklem ile gösterilir:

$$c_{pc} = \sum_k w_k c_{pk} \quad (3.25)$$

3.2.4. Isıl iletkenlik

Genel bir kural olarak kompozit malzemenin ısı iletkenliği matrisin ısı iletkenliği (k_m) ile takviye elemanın ısı iletkenliği (k_f) fonksiyonudur. Bu durumda ortotropik kompozit malzemelerde, her bir fazın ısı iletkenliğini oluşturan tensörel büyüklük [k_{ij}] ana eksen boyunca bir tanesi (k_{11}) ve iki tanesi de enine olmak üzere (k_{22} ve k_{33}) üç bileşenden meydana gelir. Fiber takviyeli kompozitler gibi enine izotropik malzemelerde, malzemenin eksenel ısı iletkenliği $k_{c,eksenel}$, ($W.m^{-1}.K^{-1}$) karışım kuralı ile ifade edilirse:

$$k_{c,eksenel} = k_{11} = V_f k_c + (1 - V_f) k_m \quad (3.26)$$

Enine iletkenlik ise daha karmaşık bir denklem ile ifade edilir:

$$k_{c,enine} = k_{22} = k_{33} = \left[1 - (V_f)^{1/2} \right] k_m + k_m (V_f)^{1/2} / \left[1 - (V_f)^{1/2} (1 - k_m / k_{f2}) \right] \quad (3.27)$$

3.2.5. Isıl genleşme katsayısı

Tıpkı ısı iletkenlikte olduğu gibi kompozit malzemenin ısı genleşme katsayısı da matrisin ısı genleşme katsayısı (α_m) ile takviye elemanın ısı genleşme katsayısının (α_f) bir fonksiyonudur. Ortotropik kompozit malzemelerde, her bir fazın ısı genleşme katsayısını oluşturan tensörel büyüklük [α_{ij}] ana eksen boyunca bir tanesi eksenel (α_{11}) ve iki tanesinde enine olmak üzere (α_{22} ve α_{33}) üç bileşenden meydana gelir. Fiber takviyeli kompozitler gibi enine izotropik malzemelerde, malzemenin eksenel ısı genleşme katsayısı $\alpha_{eksenel}$, ($W.m^{-1}.K^{-1}$) karışım kuralı ile ifade edilirse:

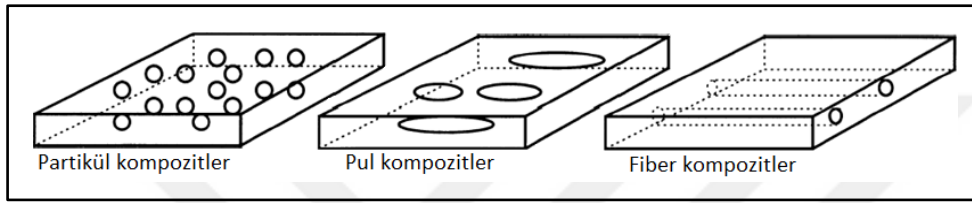
$$\alpha_{eksenel} = \alpha_{11} = [V_f E_{f1} \alpha_{f1} + (1 - V_f) E_m \alpha_m] / [V_f E_{f1} + (1 - V_f) E_m] \quad (3.28)$$

Enine ısı genleşme katsayısı ise daha karmaşık bir denklem ile ifade edilir:

$$\alpha_{enine} = \alpha_{22} = \alpha_{33} = \alpha_{f1} V_f^{1/2} + \alpha_m (1 - V_f^{1/2}) \{ 1 + \{ V_f E_{f1} \alpha_m / [V_f E_{f1} + (1 - V_f) E_m] \} \} \quad (3.29)$$

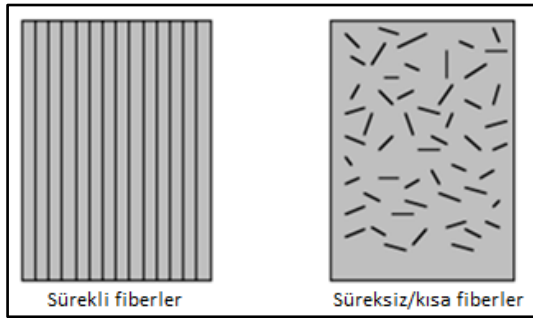
3.3. Takviye Elemanları

Kompozitlerde sürekli fiber, süreksiz fiber, pul ve parçacık olmak üzere dört ana takviye eleman türü vardır. Yüksek performanslı uygulamalar için yaygın bir şekilde en verimli takviye elemanı olarak sürekli ve hizalanmış fiberler kullanılır. Bununla birlikte, üretim kolaylığı ve artan mukavemet gibi belirli özelliklerin elde edebilmesi için sürekli fiberler, tekstil teknolojisi aracılığıyla çok çeşitli takviye formlarına (kumaş gibi) dönüştürülür [31,32].



Şekil 3.2. Takviye geometrisine göre kompozit türleri [31]

Bu tez çalışması kapsamında üretilen kompozit plakalarda da sürekli fiber takviyeli ve önceden reçine emdirilmiş kumaşlar kullanılmıştır.



Şekil 3.3. Sürekli ve süreksiz/kısa fiberler [8]

3.4. Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri

Kompozit malzemeler birden fazla ve farklı malzeme içerdiğinden dolayı kompozit yapılarda kullanılan üretim teknikleri metal işleme için kullanılan tekniklerden oldukça farklıdır. Kompozit parçaların imalatı için elyaflar, reçineler, kumaşlar, prepregler ve kalıplama bileşenleri dahil olmak üzere çeşitli kompozit hammadde türleri kullanılır. Her bir üretim tekniği, kompozit parça üretimi için farklı malzeme sistemleri, farklı işleme koşulları ve farklı takımlar gerektirir. Şekil 3.4'te en yaygın olarak kullanılan kompozit imalat

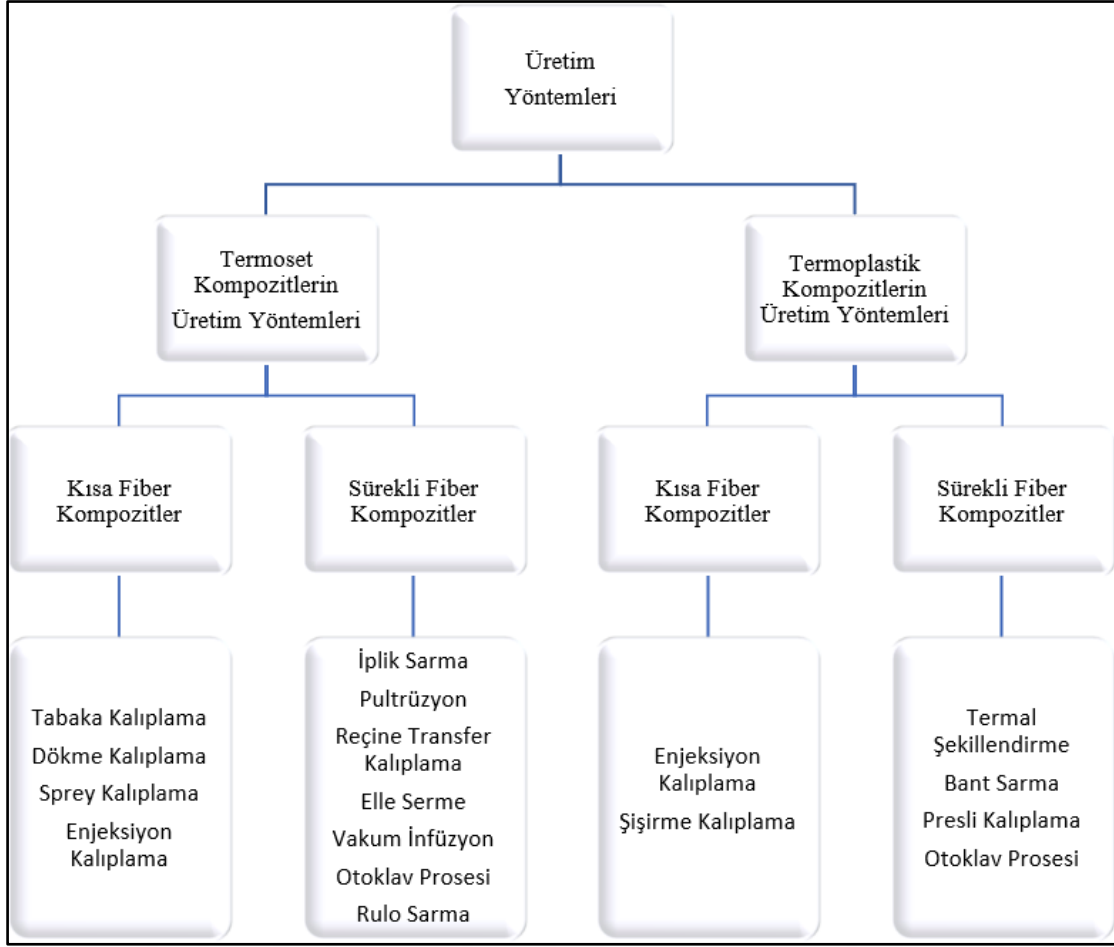
tekniklerinin çeşitli türlerinin listesi gösterilmiştir. Şekil 3.5'te ise bu imalat tekniklerinde kullanılan ham malzeme tipleri gösterilmiştir. Her bir tekniğin işleme, parça boyutu, parça şekli, parça maliyeti v.b açılarından avantajları ve dezavantajları vardır. Kompozit parça üretiminin başarısı, doğru üretim tekniğinin seçilmesi ve aynı zamanda proses parametrelerinin doğru seçilmesine bağlıdır [8].

Kompozit üretim tekniği seçme kriterleri, üretim hızına, maliyetine, mukavemet ve parçanın şekil-boyut gereksinimlerine bağlıdır. Çizelge 3.1'de detaylı olarak seçim kriterleri gösterilmiştir [8].

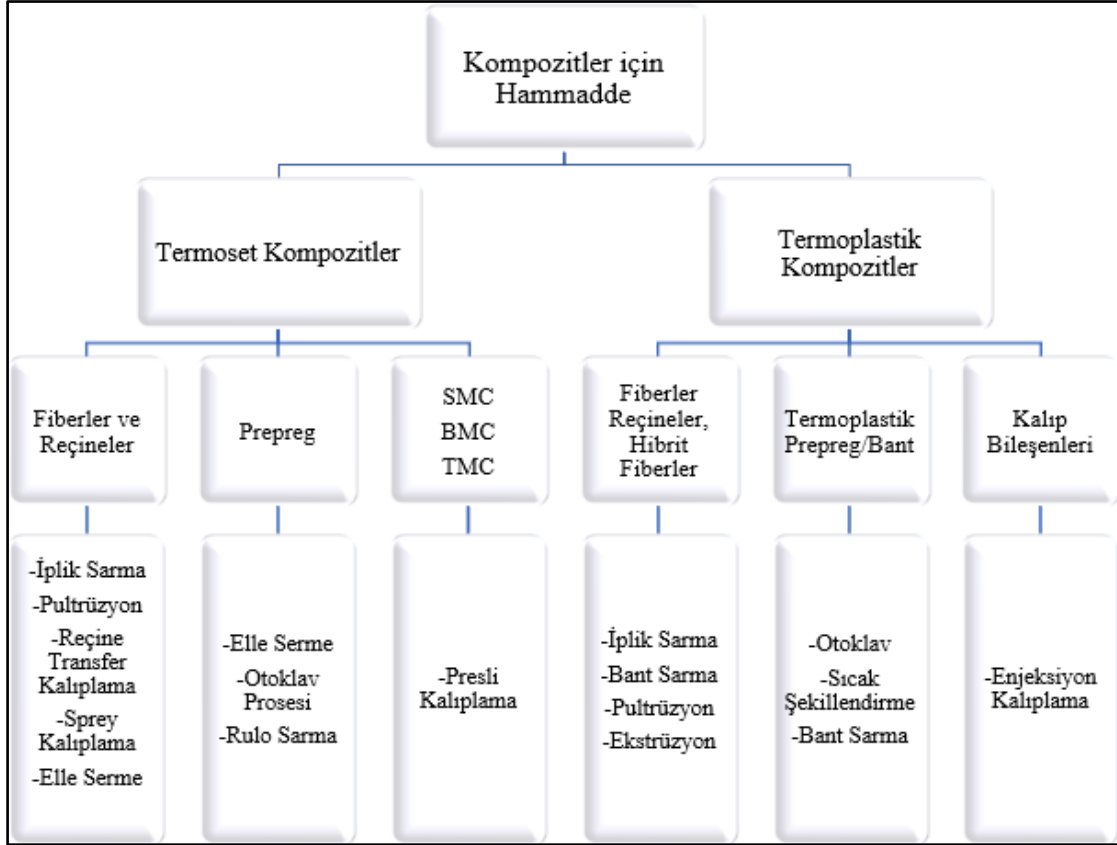
Bu tez çalışmasında savunma ve havacılık sanayisinde yaygın olarak kullanılan yöntemlerden, otoklav ile üretim metodunu detaylı olarak inceleyeceğiz ve bu yönteme ek olarak düşük maliyetli üretim yöntemlerinden otoklavsız prepreg, el yatırması (elle serme), hibrit el yatırması, vakum infüzyon ve reçine transfer kalıplama yöntemlerine de değinilecektir.

Çizelge 3.1. Kompozit üretim tekniği seçme kriterleri [8]

Üretim Yöntemi	Üretim Hızı	Maliyet	Dayanım	Boyut	Şekil	Ham Malzeme
Filament Sarma	Yavaş-Hızlı	Düşükten yükseğe	Yüksek	Küçük/Büyük	Silindirik / Eksene göre simetrik	Sürekli fiber, epoksi ve polyester reçine
Pultrüzyon	Hızlı	Düşük/Orta	Yüksek (Boyuna yönde)	Kısıtlama yok	Sabit kesit	Genellikle polyester ve vinilester reçine ile sürekli fiber
Elle Serme	Yavaş	Yüksek	Yüksek	Küçük/Büyük	Basit/Kompleks	Epoksi reçine + kumaş ya da prepreg
Islak Serim	Yavaş	Orta	Orta-Yüksek	Orta/Büyük	Basit/Kompleks	Polyester ve epoksi reçine ile kumaş ya da keçe
Sprey Yöntemi	Orta Hız	Düşük/Orta	Düşük	Küçük/Büyük	Basit/Kompleks	Katalize edilmiş reçine ile kısa fiber
Reçine Transfer Metodu	Orta Hız	Orta	Orta	Küçük/Büyük	Basit/Kompleks	Vinilester ya da epoksi ile ön şekillendirilmiş kumaş
Yapısal reaksiyon enjeksiyon kalıplama	Hızlı	Düşük	Orta	Küçük/Büyük	Basit-Kompleks	Ön şekillendirilmiş Polizosiyanürat reçineli kumaş
Presli Kalıplama	Hızlı	Orta	Orta	Orta	Basit şekilli	Kalıplanmış bileşik (Örneğin, SMC, BMC)
Enjeksiyon Kalıplama	Hızlı	Düşük	Orta-Yüksek	Küçük	Kompleks	Termoplastik kısa fiber ile Reçine emdirilmiş termoplastik bant
Rulo Sarma	Orta Hız	Düşük/Orta	Yüksek	Küçük/Büyük	Boru şeklinde	Reçine emdirilmiş kumaş



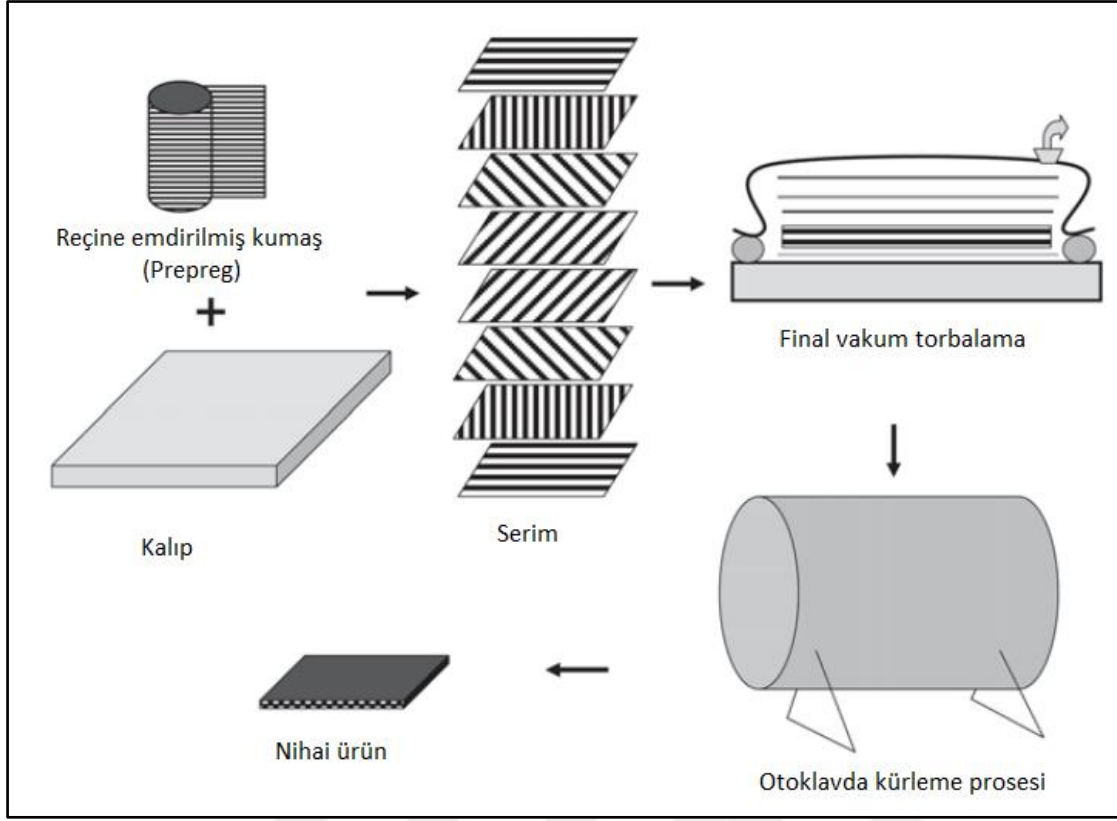
Şekil 3.4. Kompozit üretim tekniklerinin sınıflandırılması [8]



Şekil 3.5. Ham malzemelerin sınıflandırılması [8]

3.4.1. Otoklav ile üretim metodu

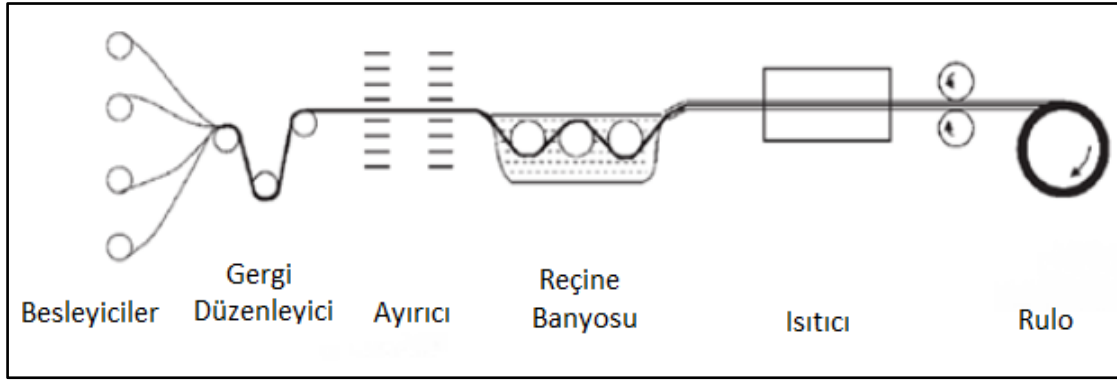
Otoklav ile üretim metodu, vakumlu torbalama işlemi olarak da adlandırılır ve havacılık endüstrisinde çok yaygın olarak kullanılır. Bu yöntem ile çok yüksek fiber hacim oranına sahip karmaşık geometriler üretilebilir [8]. Otoklav ile üretim metodunun ana adımları; kalıbın hazırlanması, serim işlemleri, final vakum torbalama, parçaların kürlenmesi, parçaların takımdan çıkartılması, parçaların net ölçüye getirilmesi, kalite kontrol işlemleri olarak sıralanabilir [34].



Şekil 3.6. Otoklav ile üretim metodu akış diyagramı [34]

Prepreg, önceden reçine emdirilmiş kumaşlar için kullanılan bir terimdir ve “pre-impregnated” teriminin kısaltmasıdır [35]. Tek yönlü veya farklı örgü tiplerinde dokuması yapılmış karbon, cam ve aramid kumaşlara reçine emdirilmesi ve ön kürlenme işlemi ile ürün oluşturulmaktadır. Prepregler kürlenme işlemi için gereken reçine ve sertleştirici karışımını ihtiva ettiğinden dolayı ekstra reçine hazırlama ve kumaş üzerine sürme işlemi gerektirmediğinden serim yapılmaya hazır haldedir. Prepreglerin kürlenme işlemi belirli sıcaklık ve basınç altında gerçekleşir ve prepreg üreticisi bu parametrelerin aralığını önerilen kürlenme reçetesi adı altında verir. Kürlenme işlemi sonunda kumaşın içerisindeki reçine sertleşir, ağırlıkça hafif, yüksek mukavemetli, ısıl ve kimyasal dayanımı yüksek olan nihai bir ürün ortaya çıkar.

Prepreg üretim prosesi sırasında, kuru fiberler, fiberlerin yayıldığı iş merkezleri vasıtasıyla reçine banyosunun içerisindeki merdanelerden geçer ve burada belirli bir miktarda reçineyi emerek ıslanırlar. Daha sonra, fiber üzerine emdirilen sıvı reçineyi kısmen sertleştirilmiş bir yapı haline getirmek amacıyla ön kürlenme işlemi uygulanır. Şekil 3.7’de prepreg üretimi için gerekli besleyiciler, gergi düzenleyici, ayırıcı, reçine banyosu ve ısıtıcı gibi aşamalar gösterilmiştir [34].

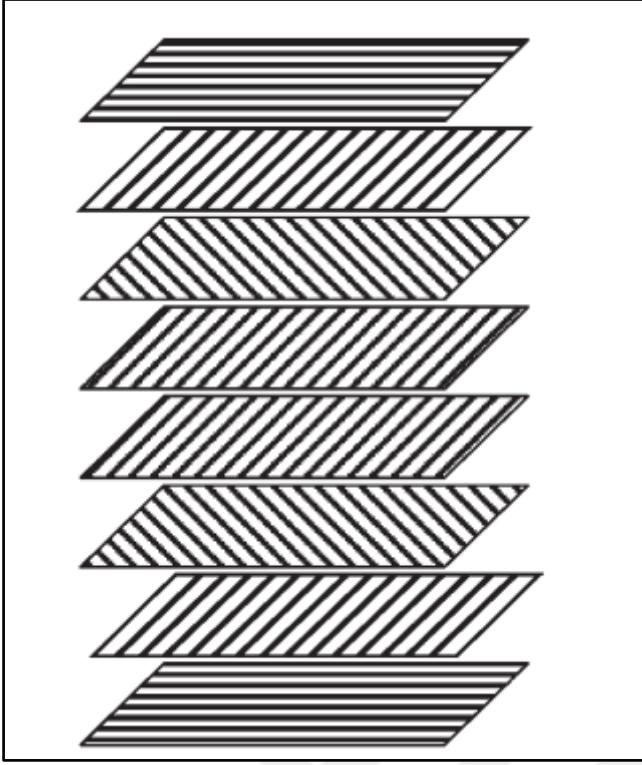


Şekil 3.7. Prepreg üretim süreci akış diyagramı [34]

Prepreg üretiminde genellikle termoset bir malzeme olan epoksi kullanılır. Isıtıcı yardımıyla ön kurlenme işlemi yapılmış reçinelerin çapraz bağlarının yaklaşık olarak 30%'u oluşmuştur. Fiberlerin (karbon, cam ya da aramid gibi hacimce yaklaşık olarak 60% oranında) bir araya getirilmesiyle, esnek elyaf tabakası haline getirilebilir. Oluşturulan malzemenin iki yüzeyi de yapışkandır [34].

Raf ve kullanım ömürleri, reçine emdirilmiş kumaşlarda dikkat edilmesi gereken en önemli parametrelerdir. Raf ömrü süresince malzemeyi kullanabilmek için kumaşlar -18°C ya da daha düşük sıcaklığa sahip soğuk depolarda muhafaza edilmelidir. Raf ömrü üretim tarihinden itibaren başlar ve nihai parçanın üretildiği zamana kadar geçen süre olarak tanımlanabilir. Kullanım ömrü ise, kumaşların soğuk depodan çıkartıldıktan sonra, oda sıcaklığında geçen kullanım süresine denir. Malzeme üreticisi tarafından taahhüt edilen özelliklerini sağlaması için, malzemenin kullanım ömrü ve raf ömrü bitmeden gerçek parça üretimi tamamlanmalıdır.

Havacılık uygulamalarında kompozit laminelerin kalınlığı genellikle birkaç milimetredir. Üretilmesi planlanan kompozit lamineleri elde etmek için serim yapılacak katmanların sayısı ve katmanların yönü mekanik yük gereksinimini karşılayacak şekilde uyarlanmalıdır. Katmanların birbiri üzerine serildiği sıralamaya istif sırası denir. Şekil 3.8'de katmanların serim sırasındaki istif sırası örneği verilmiştir [34].

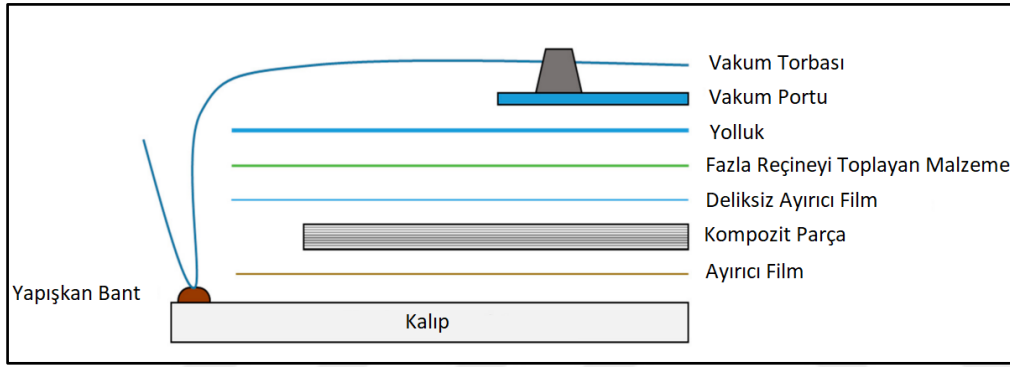


Şekil 3.8. Katmanların serim sırasında istiflenmesi [34]

Kompozit parça üretimi için öncelikle parçanın serileceği kalıbın hazırlanması gerekmektedir. Öncelikle kalıp yüzeyi çözücü yardımıyla kir, yağ v.b maddelerden arındırılmalı ve kür döngüsünden sonra parçanın kalıptan kolayca çıkarılabilmesi için sıvı ayırıcı sürülmeli ya da ayırıcı film ile kaplanmalıdır. Bu uygulama sonrasında prepreg malzemenin serme işlemine başlanabilir. Burada istenilen parça kalınlığına ulaşana kadar elle serim işlemi yapılarak prepreg malzemelerin üst üste istiflenmesine devam edilir. İstifleme işleminde katmanların her birinin farklı bir görevi olduğundan dolayı istifleme doğru ve eksiksiz bir şekilde gerçekleştirilmelidir.

El ile serme işleminde katmanların arasında hava boşluğu kalmadan uygun istiflenmesini sağlamak için en önemli işlem “debulking” terimi ile isimlendirilen ara sıkıştırma işlemidir. Ara sıkıştırma işlemi her dört ya da beş katman serimi yapıldıktan sonra geçici olarak hazırlanmış vakum torbası yardımıyla vakum altında bekletilmesidir. Ara sıkıştırma işlemi en az beş dakika sürecek şekilde yapılır ve parçanın vakum altında en az tutulma süresi projelere göre farklılık gösterebilir. İstifleme işlemi tamamlandıktan sonra en son katmanın üzerine deliksiz ayırıcı film yerleştirilir. Deliksiz ayırıcı film malzemesinin görevi kürlenme sırasında açığa çıkan fazla reçineyi dengeli olarak parça üzerine dağıtmak ve kendinden

sonra yerleştirilecek yolluk malzemesine yapışmasını engellemektir. Ayırıcı film sonrasında yerleştirilen yolluk malzemesi ise delikli ve hava geçiren bir malzeme olup kürlenme işlemi sırasında oluşan gazların torba dışarısına atılması için hava akışını sağlar. Yolluk malzemesinin üzerinde ise vakum torbası bulunmaktadır. Bu vakum torbası delinerek, delinen bölgelerden hava akışı sağlanacak şekilde en az iki adet vakum portunun yerleştirilmesi sağlanır. Vakum portlarından biri içeride biriken gazların dışarı atılmasını sağlarken, diğeri ise vakum torbası içerisindeki vakum basıncını ölçmektedir. Son olarak vakum torbası sızdırmazlık sağlayan bantlar ile kapatılır. Şekil 3.9’da şematik vakum torbalama diyagramı ve kullanılan yardımcı malzemeler sırası ile gösterilmiştir.



Şekil 3.9. Şematik vakum torbalama diyagramı [36]

Final vakum torbası altında istiflenmiş prepreglerin reçineleri kürlenme işleminden önce sıvı haldedir. Reçinenin yapısal bir parçaya dönüşmesi için katılaşması gerekmektedir. Bu katı yapıya dönüşmesi için parça sıcaklık, basınç gibi parametreleri kontrol eden ve otoklav olarak adlandırılan fırınlarda kür edilir.

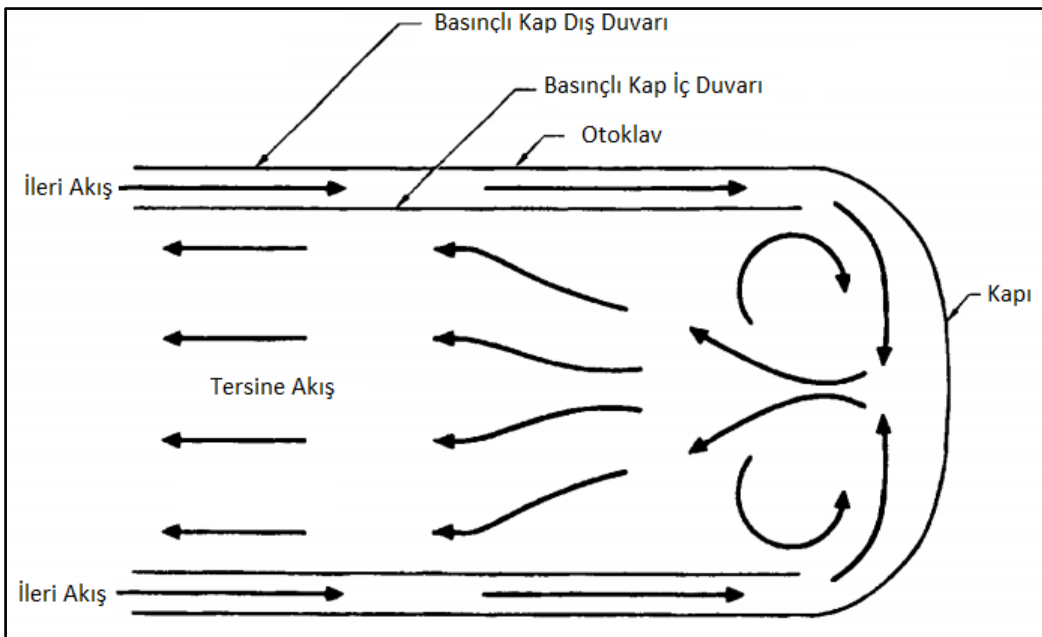
Otoklav çalışma prensibi

Otoklav ile üretim tekniği, havacılık sektöründe yüksek kaliteye sahip kompozit parçaların üretimi için kullanılan üretim proseslerinden en yaygınıdır. Otoklav fırınları iç basıncı ve sıcaklığı kontrol edilebilen büyük basınçlı kaplardır. Otoklav yöntemi ile üretilen kompozit parçaların belirli bir reçeteye göre kür edilir. Kürlenme sonunda, istiflenmiş katmanlar reçine ile birleşir ve rijit bir yapısal parçaya dönüşür. Şekil 3.10’da otoklav şematik olarak gösterilmiştir. Otoklav sisteminde çalışma basıncına dayanıklı basınçlı kap, basınç ve sıcaklığı kontrol edebilmek için kontrol sistemi ve tüm sistemin düzgün çalışabilmesi için elektrik sistemi, gaz üretme sistemi ve vakum sistemi bulunmaktadır [37].



Şekil 3.10. Otoklav şematik gösterimi [21]

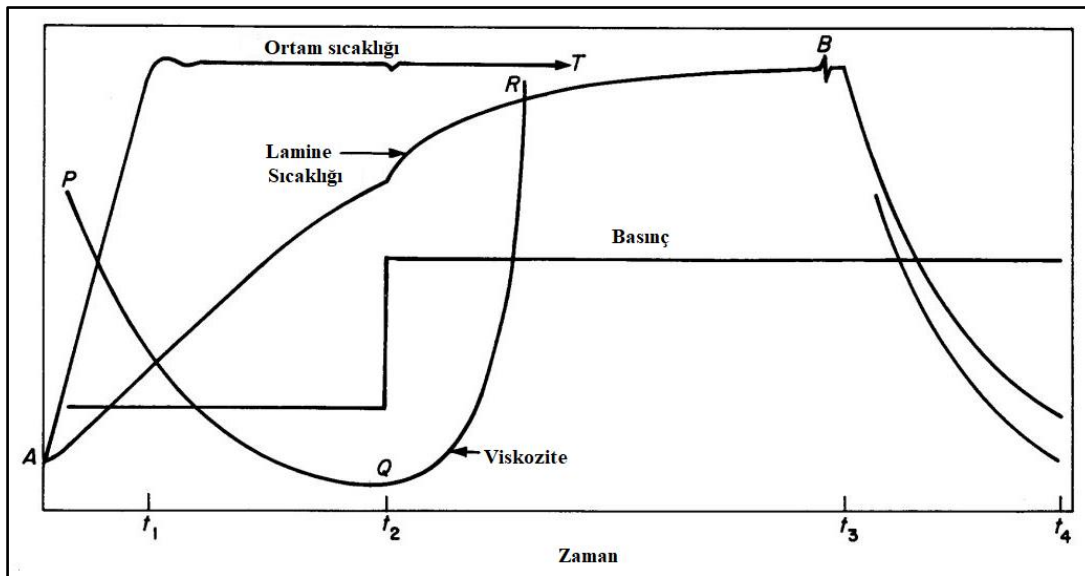
Otoklav boyutsal olarak büyük kompozit parçaların ya da çok sayıda fazla küçük parçanın aynı anda kürlenme işlemini gerçekleştirebilir. Otoklav prosesi, daha önce gerçekleştirilen tüm üretim operasyonlarına bağlı olarak son ürünün kalitesini belirlediği için kompozit parça üretimindeki en önemli proseslerin başında gelir. Otoklav içerisini basınçlandırmak için hava ya da azot gazı kullanılır. Genellikle yüksek kürlenme sıcaklıklarında yangın çıkma olasılığını ortadan kaldırmak için azot gazı tercih edilir. Otoklavın arka tarafındaki bombe yapıda, ısıtıcı ve soğutucu grupları yerleştirilmiş ve bunların arkasında fan bulunmaktadır. Fan motor yardımıyla çalıştırılır ve ısıtıcı ya da soğutucu üzerinden geçen hava sirkülasyonu ile otoklavın içi ısıtılır ya da soğutulur. Otoklav içerisindeki gaz akışı Şekil 3.11’de gösterilmiştir.



Şekil 3.11. Otoklav içindeki gaz akışı gösterimi [37]

Gaz, otoklavın arkasındaki fan tarafından üflenir ve elektrikli ısıtıcıların üzerinden geçer. Isınan gaz otoklavın ön kapısına çarpar ve ardından otoklav yükleme arabasının üzerindeki parçaları ısıtmak için otoklavın merkezine geri akar. Otoklavın kapı tarafında gaz akışında önemli ölçüde türbülans oluşur ve gaz geriye doğru akarken daha stabilize olur [37]. Otoklav içerisindeki parçaların soğutulması için de benzer yöntem uygulanır, hava akışı ısıtıcı yerine soğutucu sistem üzerinden geçer. Kompozit parça üretiminde kullanılan otoklav içerisindeki hava akışı ve ısı dağılımı homojen olmalıdır.

Şekil 3.12’de gösterilen kür döngüsü incelendiğinde ısınma rampası, izotermal bekleme aşaması ve soğuma rampası aşamaları geçirir. Prepreg malzeme içerisindeki reçinenin özellikleri dikkate alınarak iki adet bekleme aşamasından oluşan kür döngüsü de oluşturulabilir. Bu sayede ilk izotermal bekleme aşamasında reçinenin gerekli akışı sağlaması ve uçucuların parça içerisinden atılması sağlanır. Parça sıcaklığı, kürlenme sıcaklığına gelene kadar geçen süre kürlenme döngüsünün polimerleşme kısmını oluşturmaktadır. Reçine çapraz bağ kurma işlemini polimerizasyon aşamasında gerçekleştirmektedir. Otoklav ve vakum torbası içerisindeki oluşan basınç farkı yardımıyla otoklav içerisindeki gaz basıncı parçaya aktarılır. Otoklav içerisindeki kompozit malzemelerin jel noktasına ulaşmadan önce sıkıştırma işleminin yeterli olmasını sağlamak amacıyla basınç uygulamasına kür döngüsü boyunca devam edilir. Sıkıştırma uygulamasının yetersiz olduğu durumlarda kompozit parça içerisinde boşluklar meydana gelir.



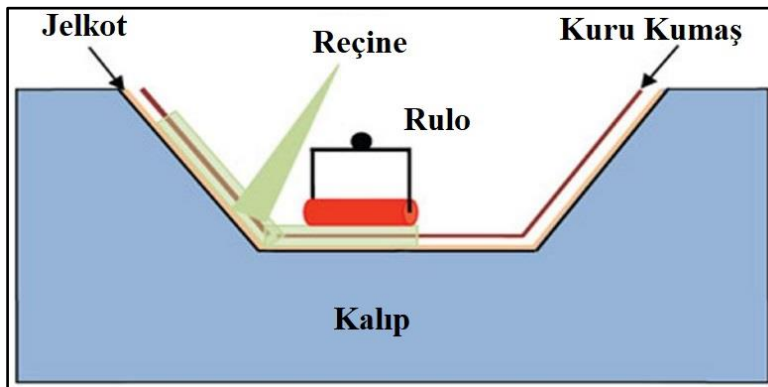
Şekil 3.12. Otoklav kür döngüsü [38]

3.4.2. Otoklavsız prepreg

Bu yöntemde prepreg malzeme kullanılarak üretim yapılır ve fırın ile kürlenme işlemi tamamlanır. Yöntemin avantajları otoklavlı üretim yöntemine göre daha düşük maliyetli olması, üretim kolaylığı ve tekrarlanabilir olmasıdır. Otoklav ile üretim metodu hariç tezde bahsedilen diğer düşük maliyetli üretim yöntemlerine göre fiber hacim oranı daha iyidir. Yöntemin en önemli dezavantajı fırın ve buzdolabına ihtiyaç duymasından kaynaklı ek maliyet getirmesidir. On iki ay ya da daha az raf ömrüne sahip olan prepreglerin diğer dezavantajı ise tedarik süreçlerinin de uzun olmasıdır. Dolayısıyla bu yöntem otoklav ile üretim metoduna göre daha ucuz, VİY, elle yatırma ve hibrit el yatırması yöntemine göre daha pahalıdır [4,8].

3.4.3. El yatırması

En geleneksel ve muhtemelen en eski üretim yöntemi el yatırması yöntemidir ve ıslak yatırma yöntemi olarak da bilinir. İlk önce kalıp ayırıcı sürme işlemi yapılır, sonra kalıp yüzeyine jelkot uygulanır. Jelkot uygulaması sonrasında fiberler kalıp yzerine el ile serilip reçine rulo ya da fırça benzeri el aletleri yardımıyla fiberlere emdirilir. Bu yöntemin avantajları arasında başlangıç maliyetinin az olması, tasarım değişikliklerinin kolayca gerçekteştirilebilmesi, sandviç yapı üretimine uygunluk, çalışanın eğitiminin minimum düzeyde olması, büyük ve karmaşık geometriye sahip parçaların imal edilebilmesine olanak tanınması sayılabilir. Dezavantajlı yönleri ise düşük tekrarlanabilme, uzun kürlenme süresi gereksinimi ve kimyasal reaksiyonlardan dolayı açığa çıkan gazların insan sağlığına zararları olarak gösterilebilir [39,40]. Bu yöntem standart rzgr türbini kanatları imalatında ve denizcilik sektöründe yaygın bir şekilde kullanılmaktadır.



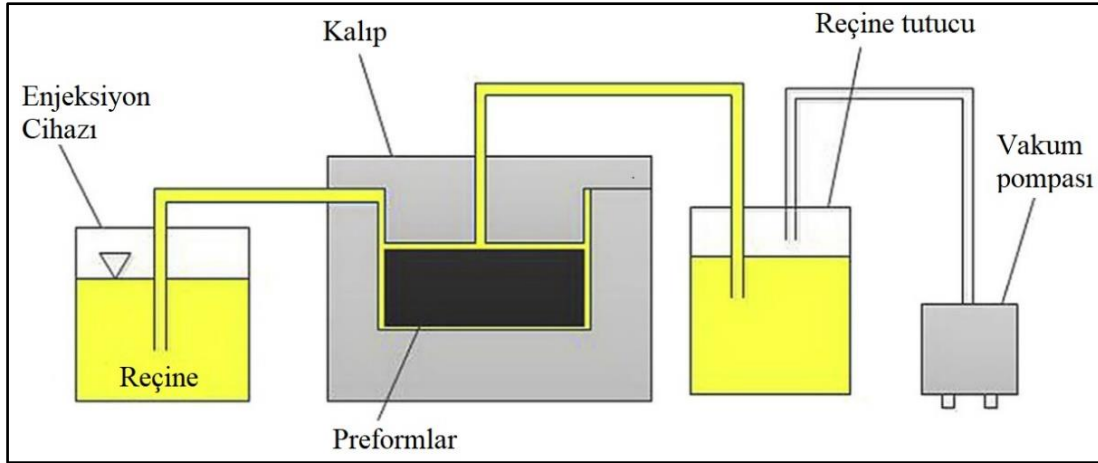
şekil 3.13. El yatırması yöntemi [41]

3.4.4. Hibrit el yatırması

Hibrit el yatırması yönteminde, el yatırması yöntemine çok benzemesine rağmen uygulanması gereken ek bir adım daha vardır. Bu adım el yatırması yapılmış kalıbın üzerine bir ayırıcı film, hava akışını sağlaması için yolluk malzemesi ve bir vakum torbası uygulanmasıdır. Vakum pompası kullanılarak vakum torbası içerisindeki hava dışarıya atılır ve daha iyi konsolidasyon meydana gelir. Fazla reçine delikli ayırıcı film içerisinde geçerek yolluk malzemesi üzerinde toplanır. Hibrit el yatırması yöntemi ile üretilen kompozit malzemelerin el yatırması yöntemine göre boşluk oranı düşük, fiber/hacim oranları daha yüksek çıkmaktadır. Bu farklılık vakumlama işlemi ile serim sırasında oluşan boşlukların reçine ile doldurulmasından kaynaklanmaktadır. Bu yöntemin dezavantajı ise ekstra adım olan vakum torbası uygulamasından dolayı malzeme ve iş gücü maliyetini arttırmasıdır [40,42-44].

3.4.5. Reçine transfer kalıplama

Çok sayıda kompozit parçaların kısa sürede üretilebilmesini sağlamak için seçilebilecek en verimli ve en hızlı yöntem reçine transfer kalıplama (RTK) yöntemidir [45].

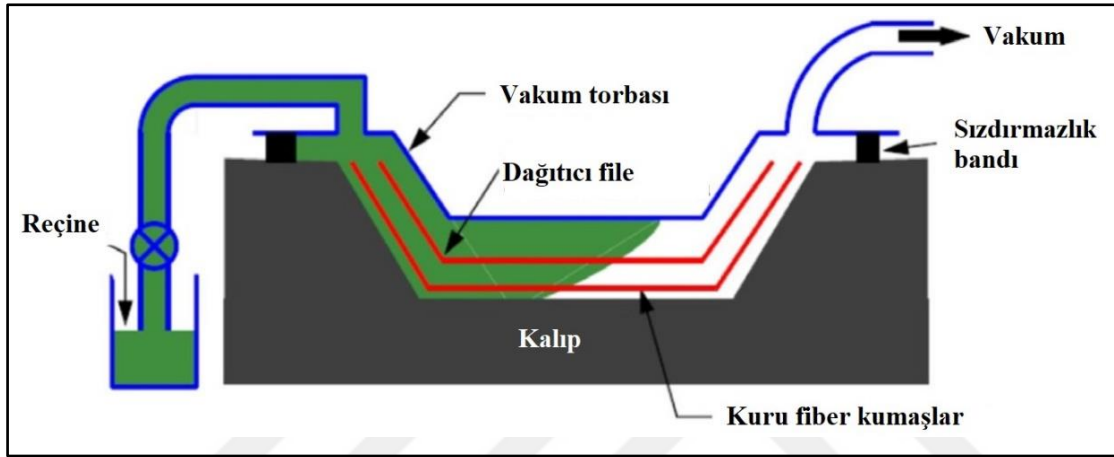


Şekil 3.14. Reçine transfer kalıplama yöntemi [46]

Bu yöntemde takım maliyetlerini arttıran iki taraflı sert kalıplar kullanılır. Bu sert kalıplar sayesinde parçanın tüm yüzeylerinde iyi yüzey pürüzlülüğü, boyutsal keskinlik ve düşük boşluk oranı verir [40]. RTK yöntemi yüksek ilk kurulum maliyeti gerektirir. Isıtılabilen kalıplara ve yüksek basınçlı pres sistemlerine ihtiyaç duymaktadır [44].

3.4.6. Vakum infüzyon yöntemi

RTK yönteminden geliştirilen Vakum infüzyon yönteminin (VİY) kalıp maliyetleri RTK yöntemine göre daha düşüktür çünkü üst taraftaki kalıbın yerini polimer bazlı esnek vakum torbası almıştır. Yöntem yüksek basınca gerek duymadan uçucu gazları azaltır ya da bitirir. Vakum torbası uçucu gazların sızmasını engellemektedir. Vakum pompası kullanımı ile yüksek basınç gereksinimini de ihtiyaç duyulmamaktadır [47].



Şekil 3.15. Vakum infüzyon yöntemi (VİY) [48]

Bu yöntem ile ilişkilendirilen bazı problemler meydana gelmektedir. Kötü infüzyon uygulamalarından kaynaklı boşluk oluşumu ve fiberlerin iyi ıslatılamamasıdır. Daha az beceri gerektirdiği için el yatırması yöntemine göre avantajlıdır. Ancak üretim teknisyeni, reçine akışını sağlayan spiral boruları doğru konumlamalıdır. El yatırma yöntemine göre tekrar edilebilirlik de önemli ölçüde iyileştirilmiştir [43].

3.4.7. Üretim yöntemlerinin karşılaştırılması

Bu tez çalışmasında seçtiğimiz otoklav ile üretim metoduna ek olarak maliyeti düşük olan kompozit imalat yöntemlerinin avantajları ve dezavantajları Çizelge 3.2’de verilmiştir.

Çizelge 3.2. Bazı kompozit imalat yöntemlerinin avantaj ve dezavantajları [8,39,40]

Yöntem	Avantajlar	Dezavantajlar
El Yatırması	<ul style="list-style-type: none"> • Basitlik • Tasarım esnekliği • Sandviç yapı üretimine uygun • Düşük sabit maliyetler • Tek taraflı kalıp 	<ul style="list-style-type: none"> • Düşük tekrarlanabilme • Emisyonlar • Emek yoğun • Kirletici
Hibrit El Yatırması	<ul style="list-style-type: none"> • Fiber hacim oranı el yatırması yöntemine göre daha iyi • Azaltılmış uçucu gazlar 	<ul style="list-style-type: none"> • Yoğun emek gerektirmesi • İlave malzeme/insan gücü maliyeti
Reçine Transfer Kalıplama	<ul style="list-style-type: none"> • Çift taraflı tolerans • Hızlı üretim • Tekrarlanabilme • Boyutsal kesinlik 	<ul style="list-style-type: none"> • Yüksek ilk yatırım giderleri • Preform deformasyonu oluşumu • Büyük ve karmaşık parçaların üretim zorluğu
Vakum İnfüzyon Yöntemi	<ul style="list-style-type: none"> • Tek taraflı kalıp • Tekrarlanabilme • Düşük basınç enjeksiyonu 	<ul style="list-style-type: none"> • Reçine akış öngörüsü • Akış karmaşıklığı • Boşluk oluşumu • Yeterince ıslanmama sorunu
Otoklavsız Prepreg	<ul style="list-style-type: none"> • İyi malzeme özellikleri • Tekrarlanabilme • İyi fiber hacim oranı 	<ul style="list-style-type: none"> • Malzeme maliyeti • Sabit maliyetler • Yüksek yatırım giderleri
Otoklav ile Üretim Metodu	<ul style="list-style-type: none"> • En iyi malzeme özellikleri • Tekrarlanabilme • En iyi fiber hacim oranı • Kürleme prosesinin kontrollü olması • Tasarım esnekliği • Sandviç yapı üretimine uygunluk 	<ul style="list-style-type: none"> • Yoğun emek gerektirmesi • Yüksek yatırım giderleri • Yüksek hacimli diğer üretim yöntemlerine göre 50-100 kat daha fazla maliyet • Yüksek hacimli üretime uygun olmaması • Otoklav ekipmanı yönünden üretilecek parça boyutu kısıtı

Üretim yöntemleri, maliyet (yatırım giderleri, malzeme ve iş gücü gereksinimi), üretim (imal edilebilme kolaylığı, eğitim ve yetenek gerekliliği, tekrar edilebilirlik, parça geometrisi, tolerans, parça boyutları), malzeme (malzeme özellikleri, boşluk ve fiber hacim oranı ve yüzey pürüzlülüğü) ve güvenlik-sağlık olmak üzere dört ana kategoride karşılaştırılmıştır. Bu sınıflandırmaya göre en iyi yöntem VIY yöntemi olmuştur. Bir sonraki en iyi yöntem ise hibrit el yatırması yöntemidir [39,40,42].

Tez çalışmamda kullandığım otoklav ile üretim metodu havacılık uygulamalarında sıklıkla kullanılan bir yöntem olmakla beraber, yüksek yatırım giderleri ve işletme maliyetleri sebebiyle havacılık ve savunma sanayi haricinde çok tercih edilen bir yöntem değildir.

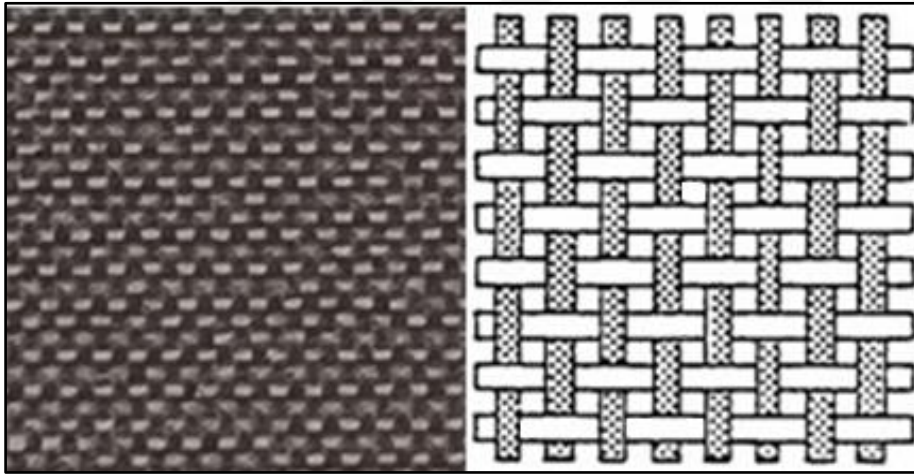


4. MATERYAL VE YÖNTEM

Bu bölümde, tez kapsamında kullanılan malzemeler, seçilen üretim yöntemi ve test düzenekleri anlatılmıştır.

4.1. Malzeme

Deneysel çalışmalarda kullanılan malzeme, TUSAŞ tarafından tedarik edilmiş ve Cytec Engineered Materials firmasına ait CYCOM® 970-40-CCF3KIT-P-193-1520W (T6) prepreg malzemesidir. Prepreg malzeme ağırlıkça %40 epoksi bazlı reçine içemektedir ve düz dokumaya sahiptir. Deneysel çalışmalarda sonuçları etkilememesi açısından kompozit üretiminde kullanılan tüm yardımcı ve sarf malzemeler üretici tarafından önerilen tedarikçilerden temin edilen malzeme kullanılmıştır. Kullanılan karbon fiber prepreg malzemenin örneği Şekil 4.1’de malzemeye ait özellikler ise Çizelge 4.1, 4.2 ve 4.3’te gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Çalışmada kullanılan karbon prepreg kumaş ve teorik (düz) dokuması

Çizelge 4.1. Çalışmada kullanılan prepreg içerisindeki karbon elyafın teknik özellikleri [50]

Elyaf Çapı (μm)	7
Yoğunluk (g/cm^3)	1,76
Çekme Dayanımı (MPa)	3750
Elastisite Modülü (GPa)	231
Kopma Uzaması (%)	1,6
Termal İletkenlik (W/mK)	18

Çizelge 4.2. Çalışmada kullanılan prepreg içerisindeki reçinenin teknik özellikleri [51]

Yoğunluk (g/cm ³)	1,24
Camsı Geçiş Sıcaklığı(°C)	195

Çizelge 4.3. Çalışmada kullanılan prepreg malzemenin özellikleri [51]

Çekme Dayanımı 0° (MPa)	644
Çekme Modülü 0° (GPa)	52,7
Çekme Dayanımı 90° (MPa)	613
Çekme Modülü 90° (GPa)	51,9
Basma Dayanımı 0° (MPa)	659
Basma Modülü 0° (GPa)	47
Basma Dayanımı 90° (MPa)	538
Basma Modülü 90° (GPa)	46,6
Tabakalar Arası Kayma Mukavemeti (Mpa)	77,6
Kürlenmiş Kat Kalınlığı (mm)	0,2159
Ağırlığa Göre Reçine Yüzdesi (%)	40
Tabakalar Arası Kırılma Tokluğu (J/m ²)	632
Darbe Sonrası Basma Dayanımı (Mpa)	208

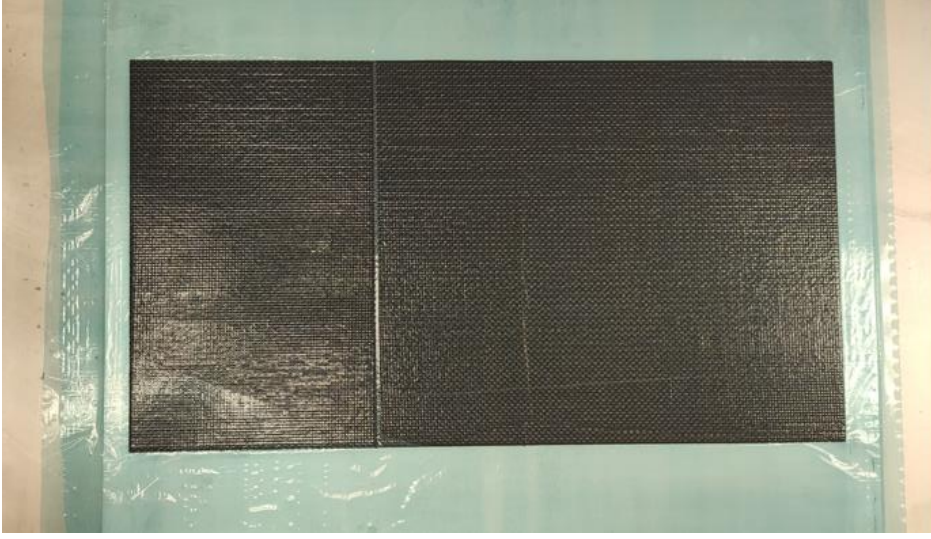
4.2. El Yatırma Yöntemi Kullanarak Kompozit Plaka Üretimi

Bu tez çalışmasında kompozit plaka üretiminde otoklav ile üretim metodu kullanılmıştır. Üretilen kompozit plakaların kürlenme prosesi otoklav ile yapılmıştır. Üretilen test numune boyutlarına uygun olarak karbon prepreg kumaş, kumaş kesme tezgahında kesilmiş ve hazır hale getirilmiştir. Resim 4.1’de karbon prepreg kumaşların planlanan ebatlarda kesilme aşaması gösterilmiştir. Bu tez çalışması kapsamında üretilen tüm kompozit plakalar test numunelerinin çıkartılacağı bölgeye göre beş ve on katmandan oluşmaktadır.

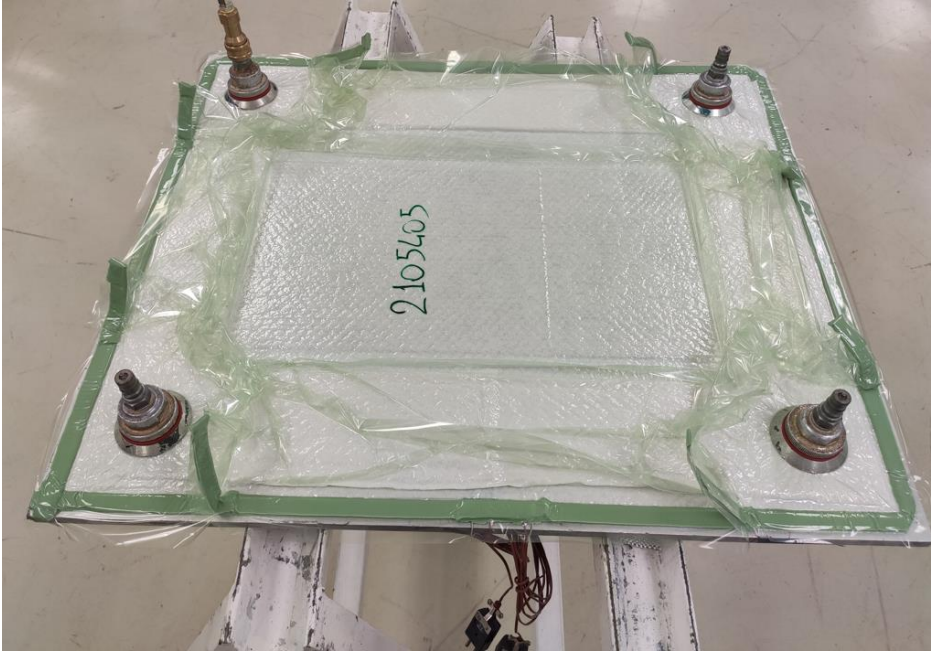


Resim 4.1. Karbon fiber prepreg kumaşın, kumaş kesme tezgahında kesilmesi

El yatırma yöntemi ile üretim için öncelikle, kumaşların otoklavda kürlenme prosesi sırasında yapışmasını önlemek amacıyla düz alüminyum plaka üzerine sıvı ayırıcı film sürülür. Sıvı ayırıcı film sürme işlemi tamamlandıktan sonra kalıp temiz odaya alınır ve temiz oda şartlarında kumaş serme işlemine başlanır. Resim 4.2’de karbon prepreg kumaşların serimi gösterilmiştir. Katmanların arasında hava boşluğu kalmaması amacıyla ilk kat, son kat ve her dört katta bir en az beş dakika boyunca 560 mmHg’den az olmamak şartıyla ara vakumlama işlemi yapılır. Tüm katmanların serim işlemi tamamlandıktan sonra final vakum torbalama işlemi yapılır. Final vakum torbalama için, kalıbın üzerine vakum torbasını yapıştırmak için bant çekilir ve kumaşların üzerine ayırıcı film koyulur. Vakum torbası içerisindeki hava akışını sağlamak amacıyla ayırıcı film üzerine yolluk malzemesi uygulanır. Otoklav prosesini kontrol etmek ve verileri kayıt altına almak amacıyla prepreg kumaşların arasına sıcaklık sensörleri yerleştirilir. Final vakum torbalama işlemini tamamlamak için ise en son vakum torbası ve vakum portları kullanarak Resim 4.3’te görüldüğü gibi en son haline getirilir.



Resim 4.2. Karbon fiber prepeglerin serimi

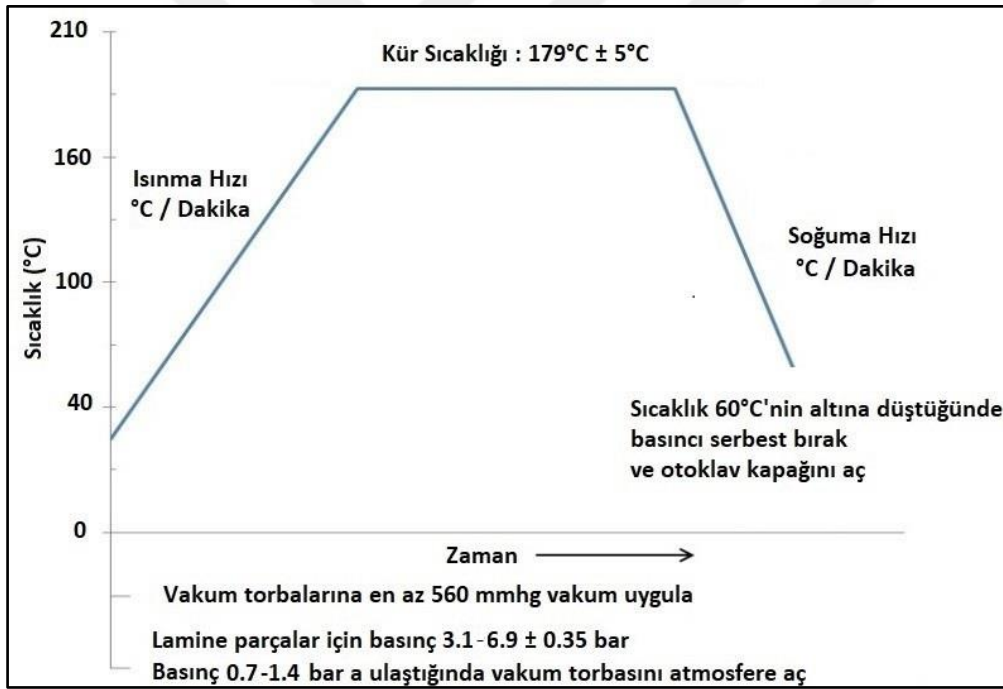


Resim 4.3. Karbon fiber prepeg malzemenin final vakum torbalama işlemi

Final vakum torbalaması tamamlanmış parçanın kürlenme prosesi için Resim 4.4'te görüldüğü gibi otoklav içerisine yüklemesi yapılır. Final vakum torbası üzerindeki vakum portlarının ve sıcaklık sensörlerinin bağlantısı otoklav içerisindeki vakum port yuvalarına ve sıcaklık sensör yuvalarına bağlanır. Otoklav içerisine yerleştirilen parçanın kontrolleri yapıldıktan sonra, katmanların reçine ile birleşebilmeleri için Şekil 4.2'deki kür çevrim grafiğine göre hem ısı hem de basınç altında belirli bir süre tutulur.

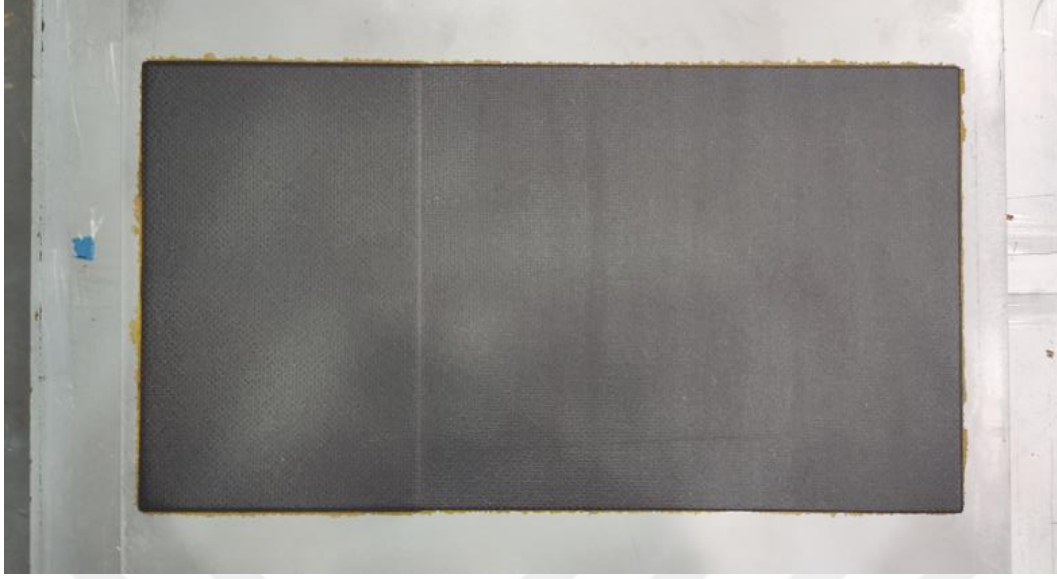


Resim 4.4. Karbon fiber prepreg malzemenin otoklav yüklemesi



Şekil 4.2. Kür çevrim grafiği [51]

Otoklavda kürlenme işlemi tamamlandıktan sonra parça, takım çıkarma alanına gönderilir ve Resim 4.5'de görüldüğü gibi kalıptan sökülür.



Resim 4.5. Otoklav prosesinde kür edilmiş parçanın kalıptan sökülmesi

4.3. Tahribatsız Muayane Testi

Tahribatsız muayane testi Resim 4.6’da gösterilen otomatik ultrasonik tarama sistemi cihazı ile Yüksel Kompozit Teknolojileri A.Ş Başkent OSB tesisinde yapılmıştır. Üretilen kompozit paneller tahribatsız muayane yöntemlerinden ses iletimi(TTU) yoluyla referans kontrol panele göre incelenmiştir.



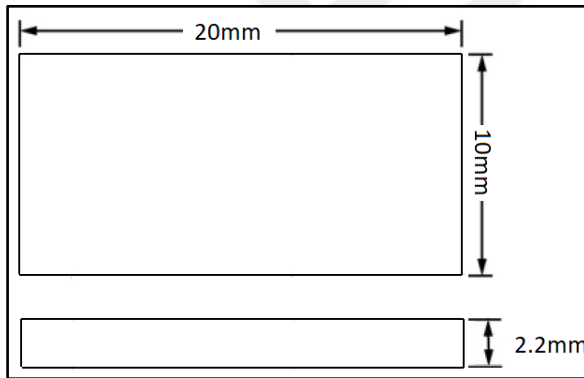
Resim 4.6. Otomatik ultrasonik tarama sistemi

4.4. Tabakalar Arası Kayma Mukavemeti Deneyi

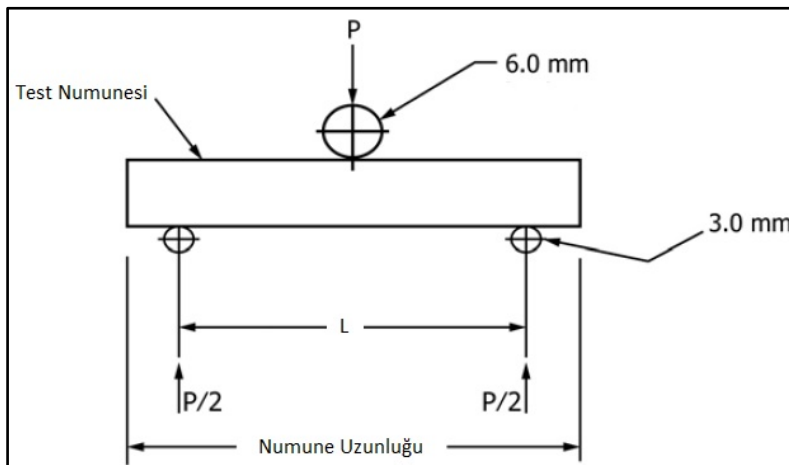
Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi American Society for Testing and Materials (ASTM) D2344 standardı referans alınarak yapılmıştır. Deneyler Yüksel Kompozit Teknolojileri A.Ş. Başkent OSB yerleşkesindeki laboratuvarında bulunan Instron 5900 serisi test cihazı kullanılarak yapılmıştır. Bu test yöntemi polimer matrisli kompozit malzemelerin ve onun laminatlarının tabakalar arası kayma mukavemetini belirlemek için uygulanmıştır. Test ilerleme hızı standarda uygun şekilde 1.27mm/dk hızında gerçekleştirilmiştir.

ASTM standardından alınan Eş. 4.1 yardımıyla tabakalar arası kayma mukavemeti bulunmuştur.

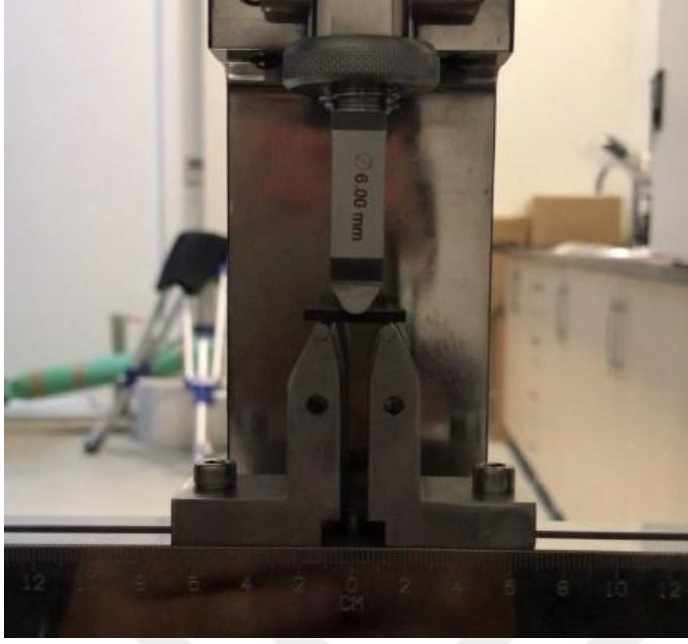
$$F^{sbs} = 0.75 \frac{Pm}{bxh} \quad (4.1)$$



Şekil 4.3. Tabakalar arası kayma mukavemet deneyi numune boyutları



Şekil 4.4. Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi düzeneği



Resim 4.7. Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi

4.5. Üç Nokta Eğme Deneyi

Üç nokta eğme deneyi ASTM D790 standardı referans alınarak yapılmıştır. Deneyler Yüksel Kompozit Teknolojileri A.Ş. Başkent OSB yerleşkesindeki laboratuvarında bulunan Instron 5900 serisi test cihazı kullanılarak yapılmıştır. Bu test yöntemi güçlendirilmiş ve güçlendirilmemiş plastiklerin, elektriksiz yalıtım malzemelerinin ve yüksek modüllü kompozitlerin eğilme mukavemetini belirlemek amacıyla uygulanmıştır. Test ilerleme hızı standarda uygun şekilde aşağıda verilen Eş.4.2'ye göre belirlenmiştir. Destekler arası mesafe standarda uygun olarak test numunesi kalınlığının 16 katı olarak belirlenmiştir.

ASTM standardından alınan Eş. 4.2, Eş. 4.3, Eş. 4.4 ve Eş. 4.5 yardımıyla sırasıyla ilerleme hızı, eğme mukavemeti, sehim ve eğme elastisite modülü sonuçları bulunmuştur. Elastisite modülü bulunurken standarttaki kiriş (chord) yöntemi kullanılmıştır.

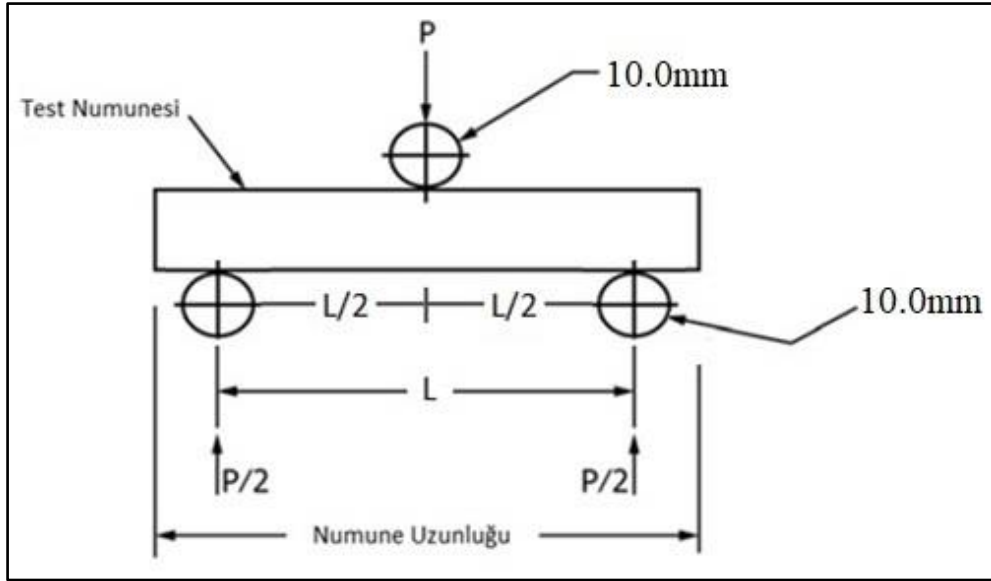
$$R = ZL^2/6d \quad (4.2)$$

$$\sigma = \frac{3PL}{2bd^2} \quad (4.3)$$

$$\varepsilon = \frac{6Dd}{L^2} \quad (4.4)$$

$$E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon}$$

(4.5)



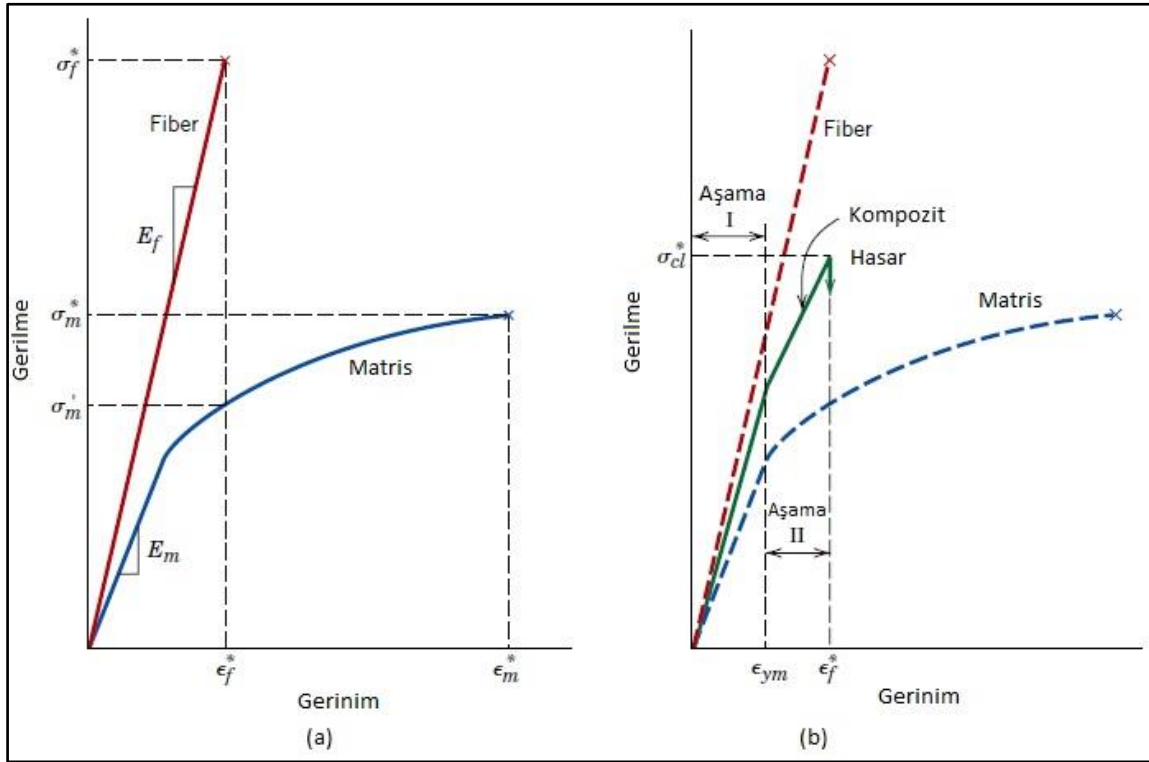
Şekil 4.5. Üç nokta eğme deneyi düzenneği



Resim 4.8. Üç nokta eğme deneyi

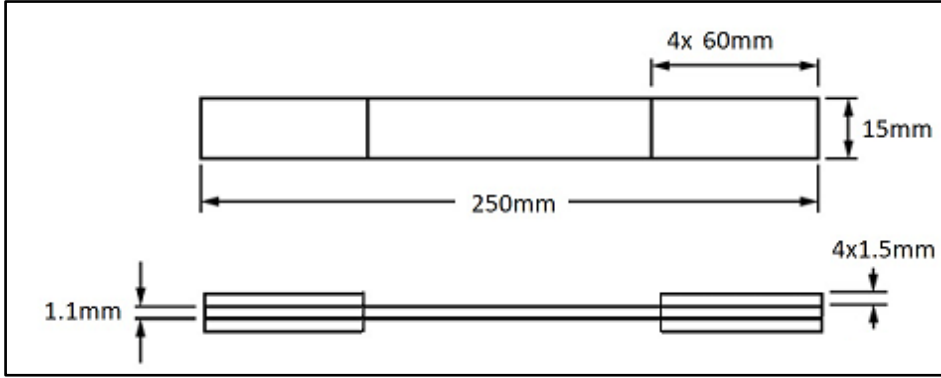
4.6. Çekme Deneyi (ASTM D3039)

Çekme deneyi ASTM D3039/D3039M standardına uygun olarak yapılmıştır. Deneyle Yüksel Kompozit Teknolojileri A.Ş. Başkent OSB yerleşkesindeki laboratuvarında bulunan Instron 5900 serisi test cihazı kullanılarak yapılmıştır. Bu test yöntemi karbon fiber gibi yüksek elastiklik modülüne sahip takviye elemanları ile desteklenmiş polimer matrisli kompozit malzemelerin çekme mukavemetlerini belirlemek amacıyla uygulanmıştır. Test numunelerinin boyutsal ölçüleri standartlardan alınmış olup boyu 250mm ve genişliği 15mm'dir. Test ilerleme hızı 2mm/dk olarak seçilmiştir.



Şekil 4.6. (a) Gevrek fiber ve sünek matrisin şematik gerilme-gerinim eğrisi (b) Kompozit malzemenin tipik bir gerilme-gerinim eğrisi [49]

Kompozit malzemeler kendisini oluşturan malzemelerin özelliklerini taşırlar. Şekil 4.6 (b) de kompozit yapı için şematik çekme deneyi eğrisi gösterilmiştir. Fiber gevrek, matris ise sünek bir yapıya sahiptir. Kompozit malzeme çekme gerilmesi altında I. aşama bölgesinde gerilme-gerinim eğrisi matrisin akma noktasına kadar doğrusal olarak devam eder ve kompozit yapı elastik olarak şekil değiştirir. Matris bu noktadan sonra akmaya başlar fakat eğrinin eğimi azalmasına rağmen doğrusala yakın olarak devam eder. Bu sayede II. aşama bölgesinde fiberler tarafından taşınan yük değerinde artma meydana gelir [42].



Şekil 4.7. Çekme deneyi numune boyutları



Resim 4.9. Çekme deneyi

ASTM standardından alınan Eş. 4.6, Eş. 4.7 ve Eş. 4.8 yardımıyla sırasıyla çekme mukavemeti, şekil değiştirme ve elastisite modülü sonuçları bulunmuştur. Elastisite modülü bulunurken standarttaki kiriş (chord) yöntemi kullanılmıştır.

$$\sigma_i = \frac{P_i}{A} \quad (4.6)$$

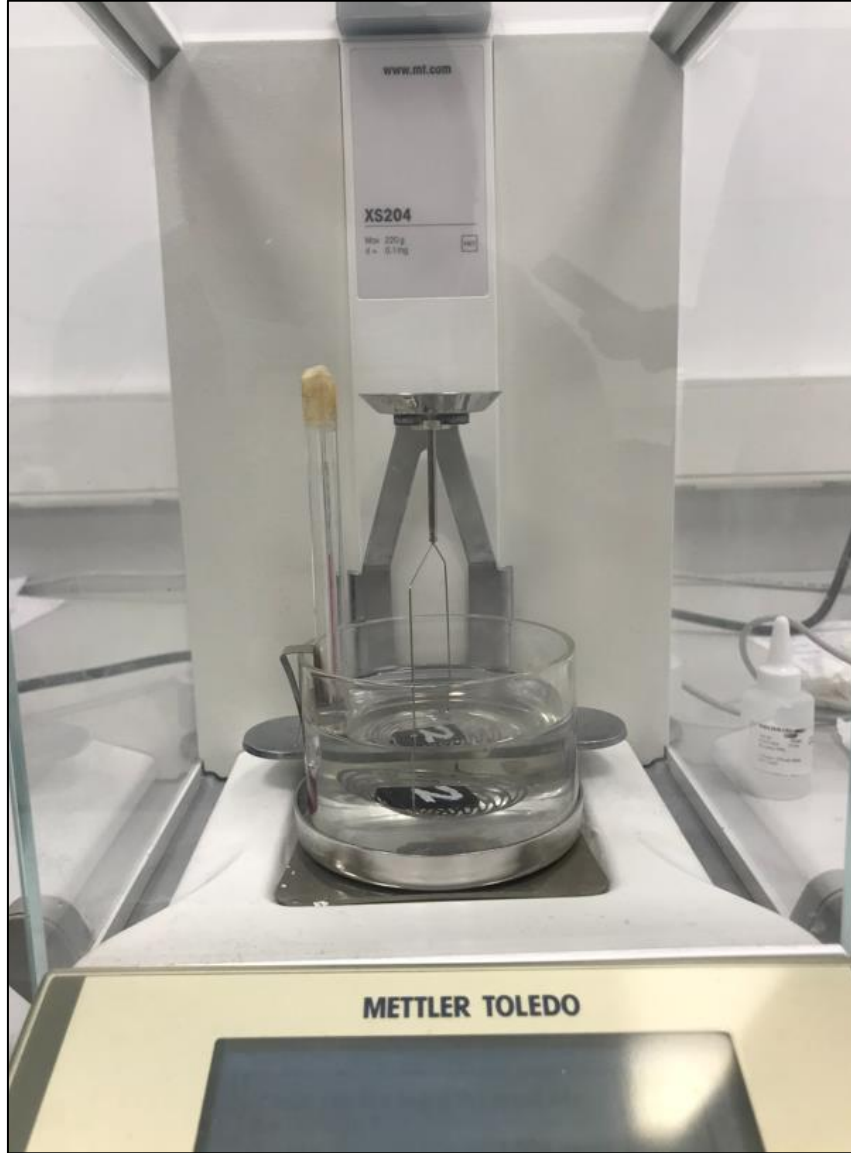
$$\varepsilon_i = \frac{\delta_i}{Lg} \quad (4.7)$$

$$E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \quad (4.8)$$

4.7. Porozite Deneyi

Deney EN 2564 standardına göre yapılmıştır. Deneyin amacı havacılık uygulamaları için üretilen karbon fiber test numunelerindeki fiber oranı, matris oranı ve boşluk hacim oranının belirlenmesidir. Kompozit üretiminin doğru yapılıp yapılmadığı konusunda belirleyici parametre boşluk hacim oranıdır. Boşluk hacim oranı çekme ve eğme deneylerinin yorumlanması açısından da önemlidir [42]. Otoklavdaki basınç parametresinin boşluk hacim oranlarına etkisi olup olmadığı da araştırılmıştır. Deneyler TUSAŞ Özel Proses Teknolojileri Laboratuvarında yapılmıştır. Öncelikle her bir deney için üçer adet test numunesi standart ölçülerine göre kesilmiş ve nem alma işlemi yapılmıştır. Deneye başlamadan önce test numuneleri tartılmış (m_1) ve toplam kütle bulunmuştur. Nemi alınmış test numunelerinin yoğunluğu Mettler Toledo XS204 cihazı yardımıyla hesaplanmıştır. Daha sonra her bir test numunesi 20ml konsantre sülfürik asit içeren behere koyulmuştur. Beherler $(160 \pm 10)^\circ\text{C}$ kum banyosu metoduna göre ısıtılma maruz bırakılmıştır. Test numunesi içerisindeki reçine çözünmesinden kaynaklı sülfirik asitin rengi siyaha dönmeye başladığında, 25ml hidrojen peroksit solüsyonu yavaşça çözeltiliye eklenir. Çözelti rengi berraklaşmaya başlayıp, fiberler yüzeye yükseldiğinde beher ısıtmaya devam edilir ve solüsyon rengi berrak kalıncaya kadar işlem tekrarlanır. Sonrasında beherin oda sıcaklığına kadar soğuması beklenir. Her bir beherin içerisine 100ml saf su ilave edilir ve fiberler saf su ile yıkanır. Her bir beherin içindeki karışım, önceden kurutulmuş ve tartılan (m_2) sinterlenmiş bir cam krozedden süzülür. Beher ve krozenin içindeki karışım asitten arındırılınca kadar saf su ile yıkanır ve ardından 10ml aseton ile yıkanır. Karbon fiberler fırında 120°C 'de en az kırk beş

dakika kurutulur, sonrasında en az yirmi dakika desikatörde nemi alınır tartılarak (m_3) not edilir. Karbon fiber kompozit lamine üretiminde kullanılan prepreg malzemenin fiber ve reçine yoğunluk verileri kullanılarak hacimleri hesaplanmıştır. Deney sonunda hesaplanan fiber ve reçine hacimleri toplam hacimden çıkartılarak boşluk hacim oranı elde edilmiştir.



Resim 4.10. Mettler Toledo XS204 cihazı ile test numunesinin yoğunluk ölçümü



Resim 4.11. EN2564'e göre porozite deneyi düzeneği



Resim 4.12. EN 2564 Deneyi Numunesi A) Deney öncesi B) Deney sonrası

Resim 4.12A'da deney öncesi test numunesi ve Resim 4.12B'de ise deney sonrası karbon fiber kumaşlar görülmektedir.

5. DENEYSEL ÇALIŞMA

Bu bölümde temiz oda koşullarında, karbon fiber takviyeli epoksi matrisli prepreg malzeme kullanılarak, vakum torbalama yöntemi ile üretilen ve otoklav prosesi ile kürlenme işlemleri tamamlanan lamine kompozit panellerin, porozite, eğilme, çekme ve tabakalar arası kayma mukavemeti deneylerine yer verilmiştir. Eğilme testi, tabakalar arası kayma mukavemeti ve çekme testi deneylerinin hasarlı yüzeyleri incelenmiş, mikroskop ve SEM görüntüleri otoklav prosesindeki ısınma hızı, kürlenme süresi ve basınç parametrelerinin etkisi tartışılmıştır.

EN 2564 standardına göre yapılan porozite deneyi TUSAŞ Özel Proses Teknolojileri Laboratuvarı'nda icra edilmiştir ve mikro yapı görüntüleri aynı laboratuvarında çekilmiştir. Tahribatsız muayene ile yapılan porozite deneyi ve mekanik testlerin tamamı Yüksel Kompozit Teknolojileri A.Ş Laboratuvarı'nda gerçekleştirilmiştir. SEM görüntüleri ise Gazi Üniversitesi Laboratuvarı'nda JEOL JSM-6060LV cihazı kullanılarak alınmıştır.

Çizelge 5.1. Test numunelerinin kodlama sistemi

Kür Çevrimi Sıra No	Kürlenme Süresi dk	Isınma Hızı °C/dk	Isınma Hızı °F/dk	Basınç Bar	Basınç Psi	Test Konfigürasyon Kodu
1	120	0,6	1	2,9	42	PK1
2	120	2,2	4	2,9	42	PK2
3	120	3,9	7	2,9	42	PK3
4	150	2,2	4	2,9	42	PK4
5	90	2,2	4	2,9	42	PK5
6	150	2,2	4	4,9	71	PK6
7	150	2,2	4	6,9	100	PK7

5.1. Tahribatsız Muayene Testi ile Porozite Analizi

Tahribatsız muayene testi Resim 5.1 ve Resim 5.2'de gösterilen tahribatsız muayene cihazı ile yapılmıştır. Üretilen tüm test plakaları tahribatsız muayene yöntemlerinden ses iletimi (TTU) yoluyla referans kontrol paneline göre incelenmiş ve değerlendirilmiştir. Transdüser Çapı (3/4)", Transdüser Frekansı: 5 Mhz, Ara Ortam: Su ve ivmesi maksimum 300mm/s hızında test edilmiştir.



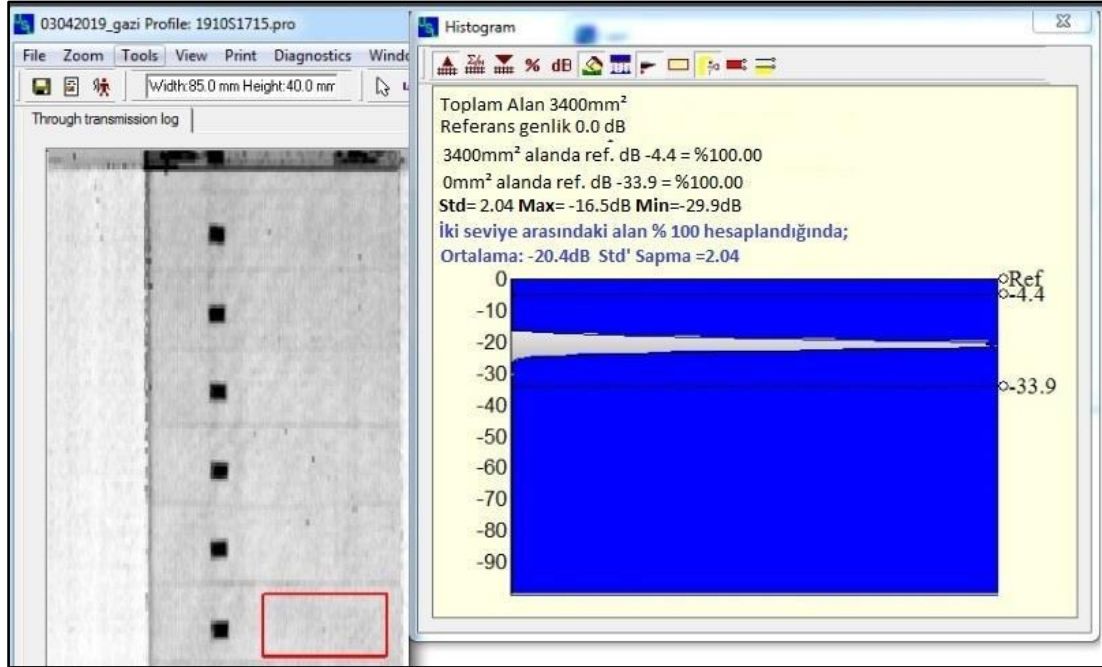
Resim 5.1. Otomatik ultrasonik tarama sistemi



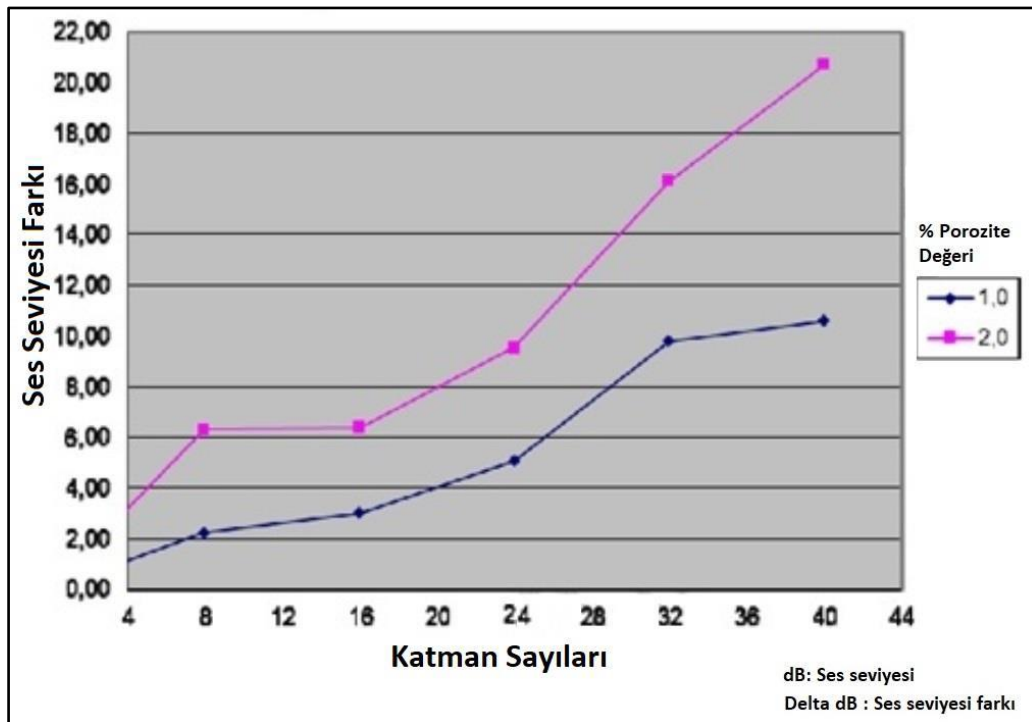
Resim 5.2. Karbon fiber takviyeli epoksi matrisli kompozitlerin tahribatsız muayenesi

Tahribatsız muayene referans kontrol paneline göre delta dB (Şekil 5.1 ve Şekil 5.2) değerleri incelenmiştir. Bulunan porozite değerinin tüm panellerde %2'den daha az olduğu tespit edilmiştir. Porozite yönünden farklılık teşkil edecek en önemli parametrelerin

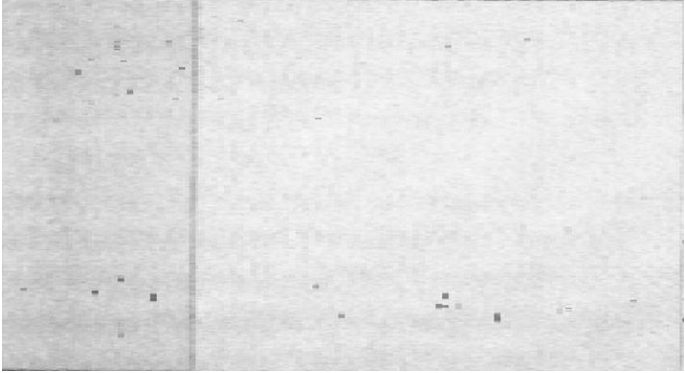
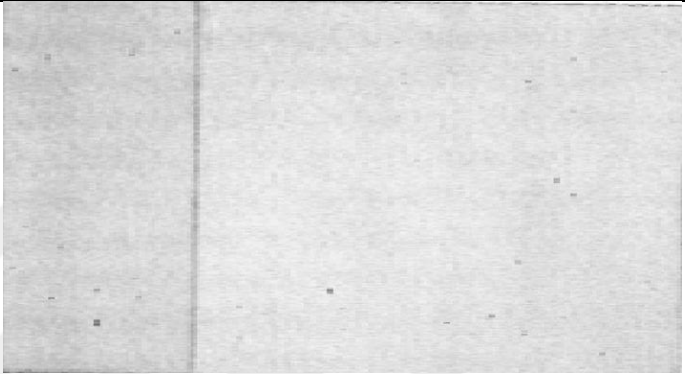
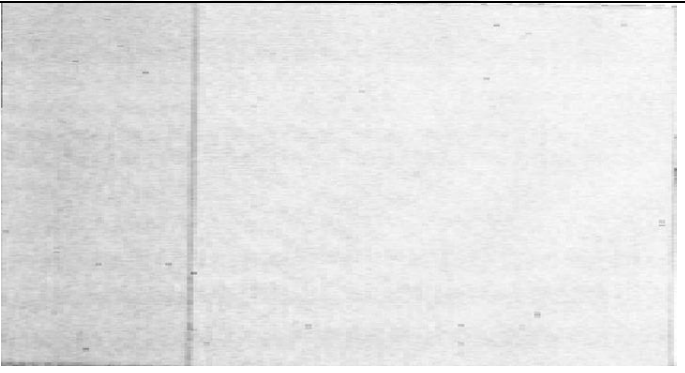
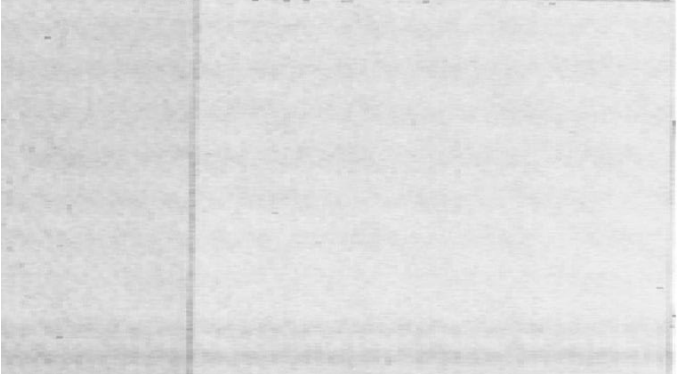
otoklavın içerisindeki basınç ve vakum torbası içerisinde hapsolmuş atmosfere atılmayan uçucu gazlar olduğu belirlenmiştir.



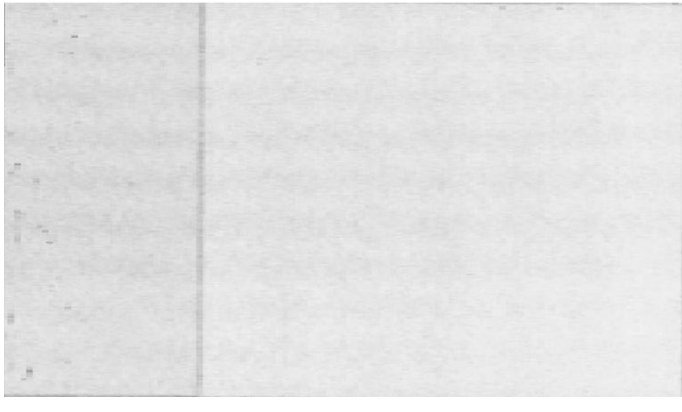
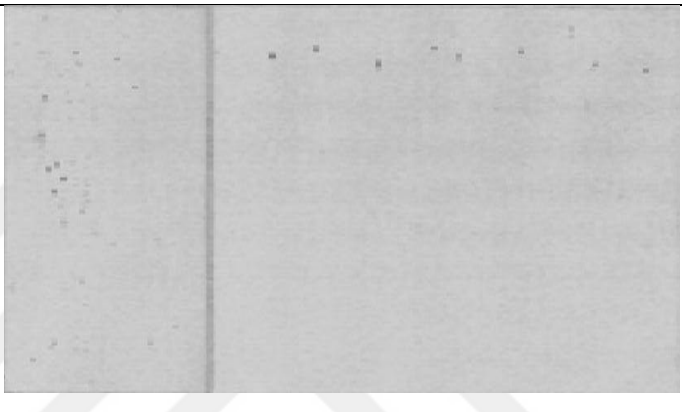
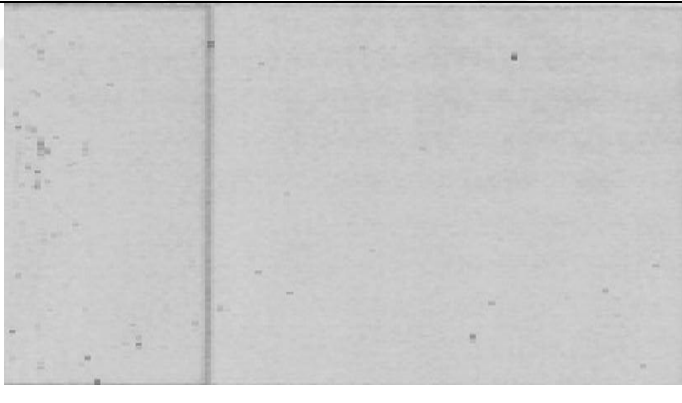
Şekil 5.1. Kontrol referans paneli(IRP) delta dB değeri



Şekil 5.2. Katman sayısına göre delta dB değerleri [52]

Test Konfigürasyon Kodu	Ultrasonik Tarama Görüntüleri
PK1	 A grayscale ultrasound scan image showing a vertical line of interest. The image is divided into two halves by a vertical line. The left half shows a darker, more textured area, while the right half is lighter and smoother. There are several small, dark, rectangular artifacts scattered across the image.
PK2	 A grayscale ultrasound scan image showing a vertical line of interest. The image is divided into two halves by a vertical line. The left half shows a darker, more textured area, while the right half is lighter and smoother. There are several small, dark, rectangular artifacts scattered across the image.
PK3	 A grayscale ultrasound scan image showing a vertical line of interest. The image is divided into two halves by a vertical line. The left half shows a darker, more textured area, while the right half is lighter and smoother. There are several small, dark, rectangular artifacts scattered across the image.
PK4	 A grayscale ultrasound scan image showing a vertical line of interest. The image is divided into two halves by a vertical line. The left half shows a darker, more textured area, while the right half is lighter and smoother. There are several small, dark, rectangular artifacts scattered across the image.

Resim 5.3. Test plakalarının tahribatsız muayene görüntüleri

Test Konfigürasyon Kodu	Ultrasonik Tarama Görüntüleri
PK5	
PK6	
PK7	

Resim 5.3. (devam) Test plakalarının tahribatsız muayene görüntüleri

5.2. EN 2564 Porozite Deneyi

Porozite deneyi ile üretilen karbon fiber test numunelerinin fiber oranı, matris oranı ve boşluk hacim oranı belirlenmiştir. Çizelge 5.2’de imal edilmiş test numunelerinin hacim oranları gösterilmiştir. V_f fiber hacim oranını, V_m matris hacim oranını, V_v ise boşluk hacim oranını temsil etmektedir.

Çizelge 5.2. Test numunelerin hacim oranları

Test Konfigürasyon Kodu	V_f	V_m	V_v
PK1	52,30	46,68	1,02
PK2	52,08	47,40	0,52
PK3	50,19	49,13	0,68
PK4	50,49	49,26	0,25
PK5	50,95	48,69	0,36
PK6	52,56	47,28	0,16
PK7	52,79	47,12	0,09

Çizelge 5.2 incelendiğinde basınç ve kürlenme süresi sabit ve ısınma hızları 0,6°C (PK1) ve 3,9°C (PK3) değerlerinde görülen boşluk hacim oranı (porozite), ısınma hızı 2,2°C (PK2)'ye göre daha fazladır. Otoklav basıncı ve kürlenme süresi sabit iken, ısınma hızı düşük olan kürlenme çevriminde reçinenin fiberler ile bağ oluşturması için geçen sürenin uzun, ısınma hızı yüksek olanda ise bağ oluşumu için geçen sürenin kısa olmasından dolayı kompozit yapı içerisindeki porozite daha fazla olmuştur. En yüksek porozite 2,9 bar basınç altında ve ısınma hızının en düşük olduğu değerde görülmüştür. Ayrıca, daha hızlı ısınma hızlarının daha yavaş ısınma hızları ile kıyaslandığında poroziteyi artırıcı bir etkisi olmadığı görülmüştür. Isınma hızı ve kürlenme süresi sabit tutulup otoklav basıncı artırıldığında ise kompozit yapı içerisindeki porozite azalmıştır. Bu çalışmada basınç değerinin artması ile kompozit yapı içerisindeki porozitenin azaldığı görülmektedir.

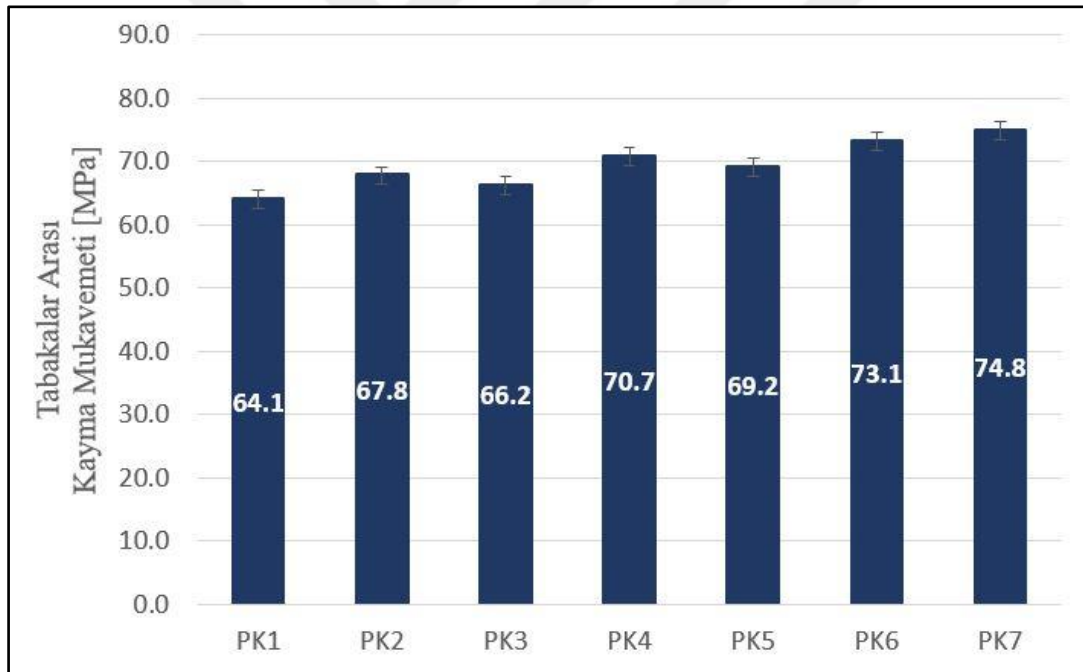
Tahribatsız muayene ile yapılan porozite analizinde test panelleri içerisindeki porozitenin %2'den daha az olduğunu görmüştük, EN 2564 porozite deneyinde ise maksimum porozitenin %1,02 olmasından dolayı tahribatsız muayene yönteminin de verdiği sonuç burada da teyit edilmiştir. Literatürde yapılan çalışmalar incelendiğinde [11,12,15,21-24] otoklav kürlenme basıncının artması ile boşluk hacim oranında azalma meydana geldiği tespit edilmiştir. Bu tez çalışmasında da benzer sonuçlar elde edilmiştir.

5.3. Tabakalar Arası Kayma Mukavemeti Deneyi

Bu deney ile üretilen kompozitlerin tabakalar arası kayma mukavemetini belirlemek amaçlanmıştır.

Çizelge 5.3. Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi sonuçları

Test Konfigürasyon Kodu	Genişlik [mm]	Kalınlık [mm]	Yük [N]	Tabakalar Arası Kayma Mukavemeti [MPa]
PK1	10,02	2,20	1884,2	64,1
PK2	10,03	2,20	1994,3	67,8
PK3	10,03	2,22	1966,6	66,2
PK4	10,04	2,20	2082,3	70,7
PK5	10,07	2,23	2072,1	69,2
PK6	10,10	2,14	2107,2	73,1
PK7	10,03	2,10	2102,5	74,8



Şekil 5.3. Tabakalar arası kayma mukavemeti sonuçları

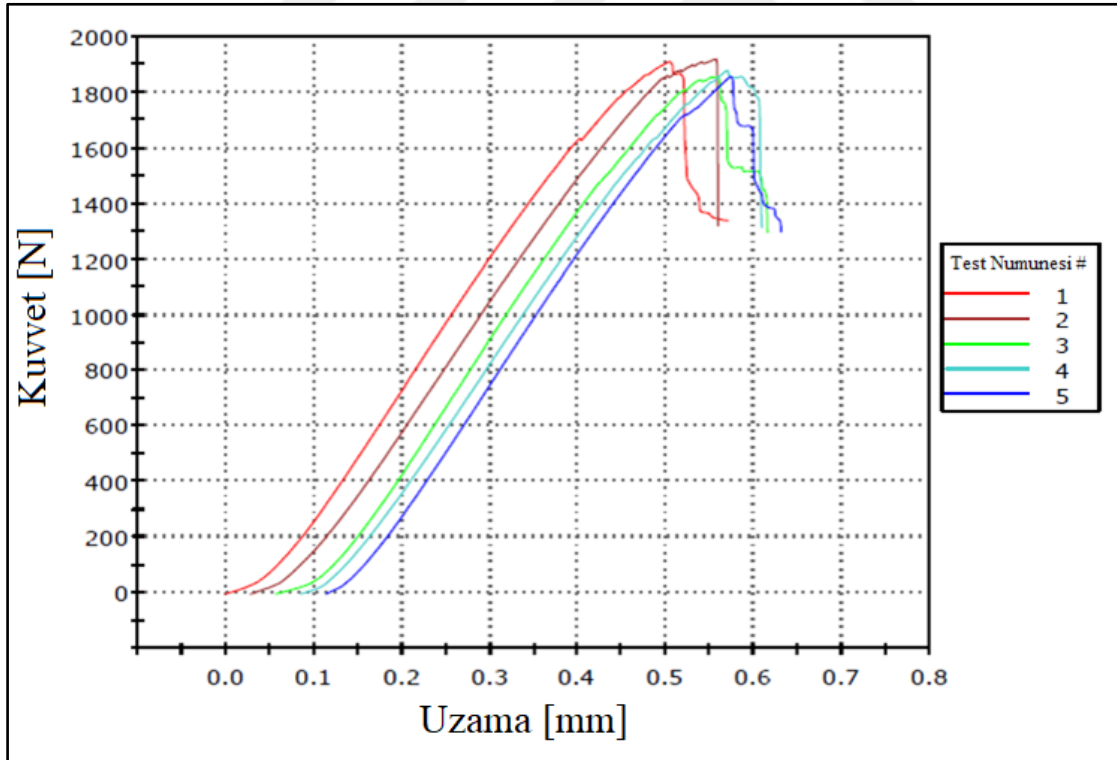


Şekil 5.4. Tabakalar arası kayma mukavemeti grafiği

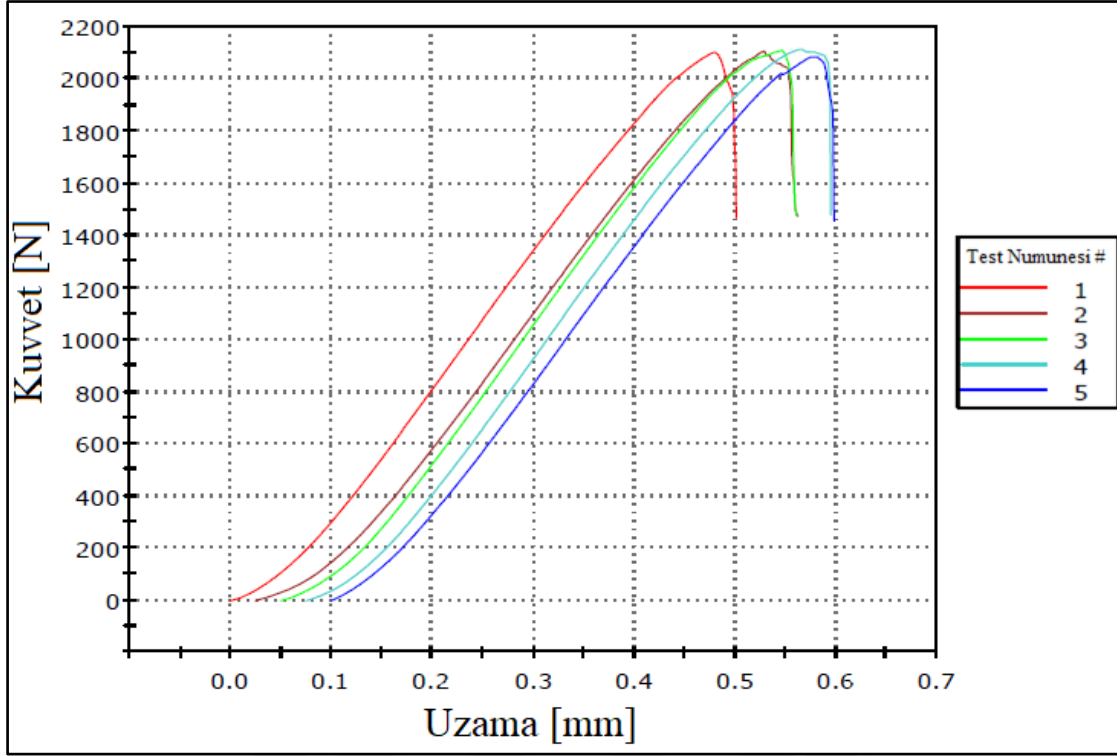
Tabakalar arası kayma mukavemeti sonuçları Şekil 5.3'te ve Şekil 5.4'de sırasıyla bar ve grafik olarak verilmiştir. Kürlenme süresi ve basınç parametrelerin sabit tutulduğu PK1, PK2 ve PK3 test numunelerine göre tabakalar arası kayma mukavemetini incelediğimizde PK2 test numunesinde en yüksek tabakalar arası kayma mukavemeti değerine ulaşılmıştır ve bu değer 67,8 MPa'dır. PK2'de elde edilen tabakalar arası kayma mukavemeti, PK1 test numunesinde elde edilen 64,1 MPa mukavemet değerine göre %5,8 daha fazladır. PK1, PK2 ve PK3 test numunelerinin sonuçları incelendiğinde en yüksek tabakalar arası kayma mukavemet değerini 2,2°C/dk ısınma hızı vermiştir. Bu nedenle PK4 ve PK5 test numunelerinde ısınma hızı 2,2°C'de, basınç ise 2,9 bar değerinde sabit tutulmuş ve sadece kürlenme süresi değiştirilmiştir. PK4 test numunesinde 150 dakikalık kürlenme süresi belirlenmiş ve tabakalar arası kayma mukavemet değeri 70,7 MPa elde edilmiştir ve PK2'ye göre yaklaşık olarak %4,3 daha fazladır. Bu sonuçların ardından en yüksek mukavemet değerini veren ısınma hızı ve kürlenme süresi parametreleri sabit tutularak, basınç parametresinin de tabakalar arası kayma mukavemetine etkisini değerlendirmek için PK6 ve PK7 test konfigürasyonları kurgulanmış ve test edilmiştir. 6,9 bar basınç altında, 2,2°C/dk ısınma hızında ve 150 dakika kürlenme süresine sahip PK7 test numunesindeki tabakalar arası kayma mukavemeti 74,8 MPa olup PK5'e göre %5,8 daha fazladır. Tüm test konfigürasyonları arasında değerlendirme yaptığımızda tabakalar arası en düşük mukavemet

değerine göre yaklaşık olarak %16,7 artış sağlanmıştır. PK1 ve PK7 test numunelerine ait tabakalar arası kayma mukavemeti eğrilerini Şekil 5.8 ve Şekil 5.9'da görebilirsiniz.

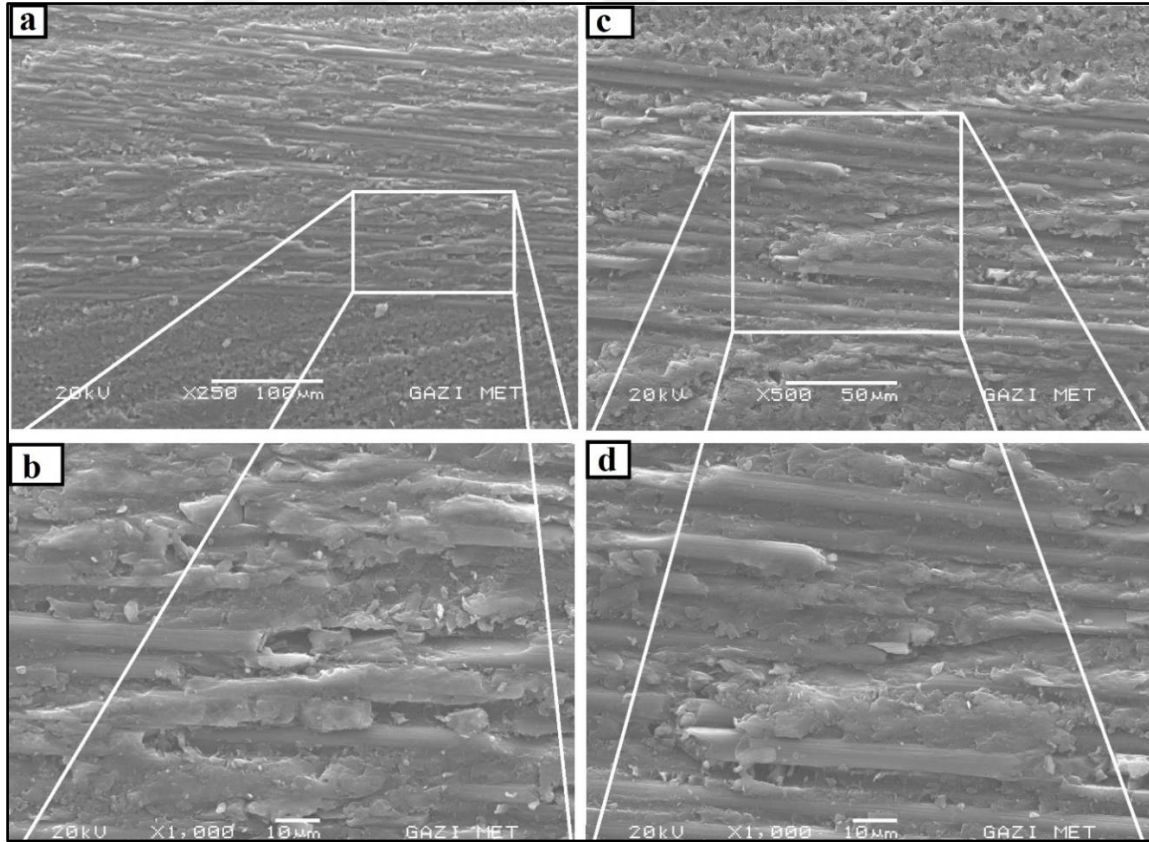
PK1, PK2 ve PK3 test numunelerindeki en yüksek tabakalar arası kayma mukavemetine sahip PK2'nin boşluk hacim oranı %0,52'dir ve PK1, PK3 boşluk hacim oranlarına göre daha azdır. PK4 ve PK5 test numunelerinde kürlenme süresinin etkisine bakılmıştır. PK4, PK2'ye göre 30 dakika daha fazla kür edildiğinden dolayı kürlenme derecesi PK2'ye göre daha fazladır ve bu nedenle içerdiği boşluk hacim oranı da %0,25 olup daha azdır. İlk beş test konfigürasyonunda basınç değeri 2,9 bar olarak uygulanmıştır. PK6 ve PK7 test numunelerinde ise basınç sırasıyla 4,9 ve 6,9 bar olarak uygulanmıştır. Bu nedenle PK4'e göre boşluk hacim oranları sırasıyla %0,16 ve %0,09 olup PK4'e göre daha azdır. Literatürde yapılan tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi sonuçlarına bakıldığında basınç artışının boşluk hacim oranını azalttığı ve buna bağlı olarak tabakalar arası kayma mukavemetini yükselttiği görülmektedir [6,15,23].



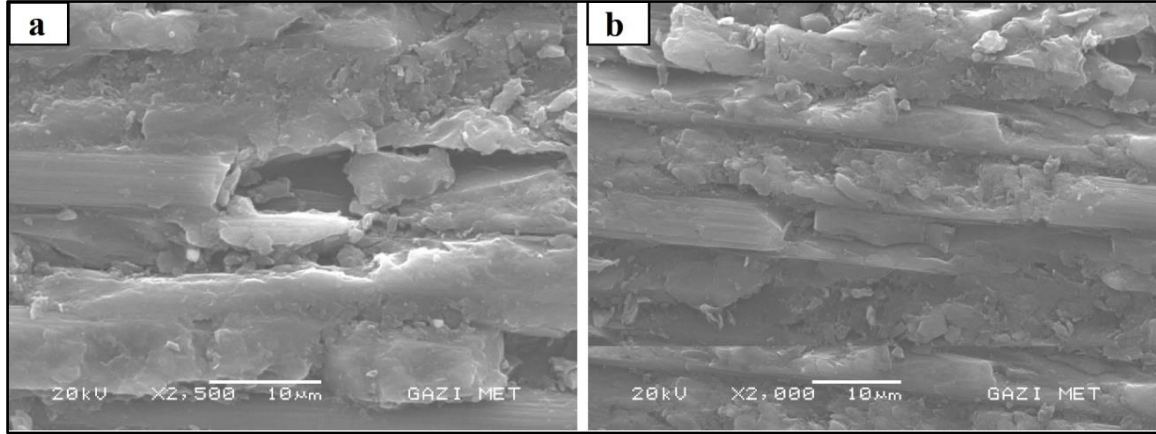
Şekil 5.5. PK1 test numunelerinin kuvvet-uzama grafiği



Şekil 5.6. PK7 test numunelerinin kuvvet-uzama grafiği



Resim 5.4. Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi sonrası hasar bölgesi a) ve b) PK1, c) ve d) PK7 numunelerinin SEM görüntüleri

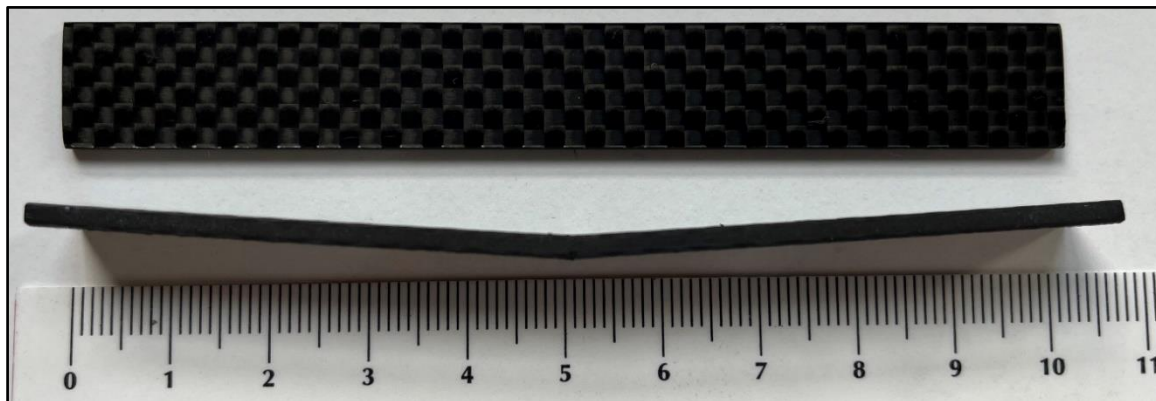


Resim 5.5. Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi sonrası hasar bölgesi a) PK1, b) PK7 numunelerinin SEM görüntüleri

Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi sonrasında, Resim 5.4 ve Resim 5.5’de hasar bölgelerinden SEM görüntüleri alınmıştır. PK1’e ait Sem görüntülerinde görülen boşluklar, PK7’ye göre daha fazladır. PK7 test numunelerine, PK1’de uygulanan basınca göre daha yüksek basınç uygulamasından dolayı fiber ile matris arasında iyi bir yapışma sağlandığı görülmektedir. Buna göre basınç artışının fiber matris ara yüzey bağlantısını artırıcı etki yaptığı ve boşlukların azaldığı sonucu çıkarılabilir.

5.4. Üç Nokta Eğme Deneyi

Üç nokta eğme deneyi ile üretilen kompozitlerin eğme yükü altındaki davranışları incelenmiştir. Resim 5.6’da üç nokta eğme deneyi öncesi ve sonrasına ait fotoğraflar verilmiştir. Çizelge 5.4’te üç nokta eğme deneyi sonuçları verilmiştir.



Resim 5.6. Üç nokta eğme deneyi öncesi ve sonrası

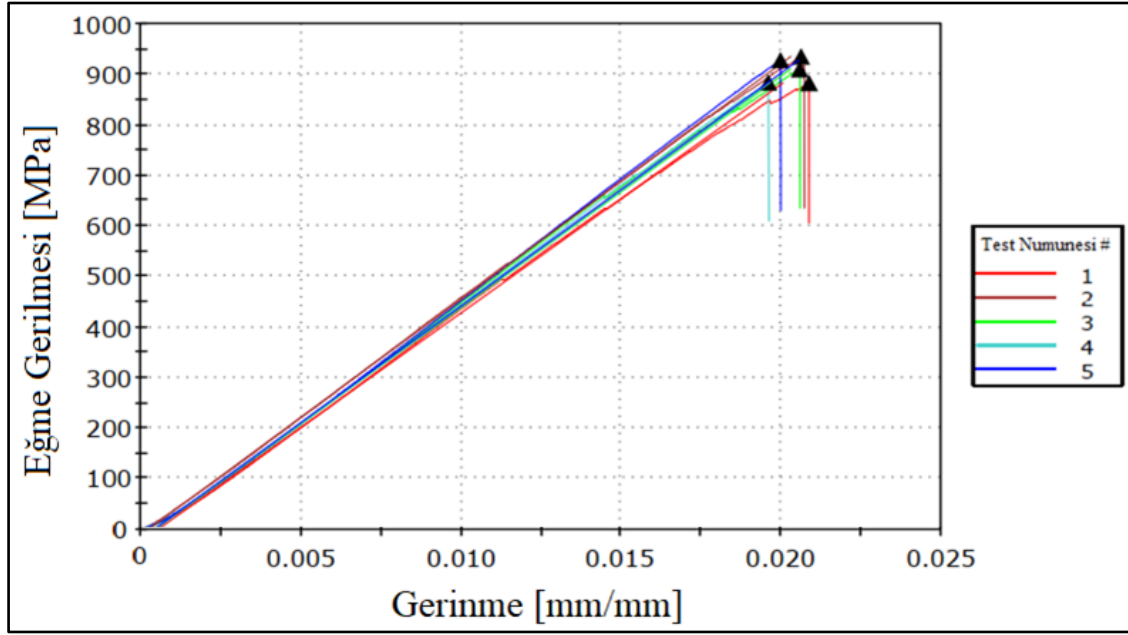
Çizelge 5.4. Üç nokta eğme deneyi sonuçları

Test Konfigürasyon Kodu	Maksimum Eğme Kuvveti [N]	Eğme Mukavemeti [MPa]	Eğme Elastiklik Modülü [GPa]	Şekil Değişirme [mm/mm]
PK1	1001	858	44,4	0.01944
PK2	1058	907	46,0	0.02029
PK3	1006	863	44,3	0.01954
PK4	1065	914	45,5	0.02058
PK5	1031	851	42,5	0,01992
PK6	1047	947	47,2	0.01987
PK7	1089	975	49,0	0.01840

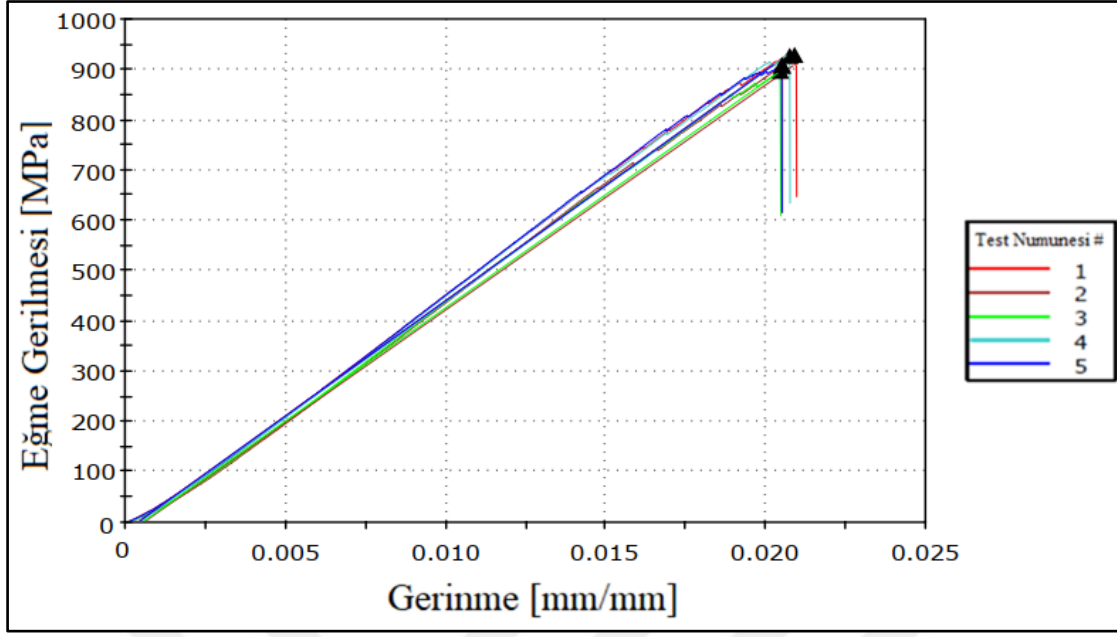
Çizelge 5.4 incelendiğinde sadece ısınma hızı farklı olan PK1, PK2 ve PK3 test numuneleri arasında en iyi mekanik sonuçları PK2 test numunesi vermiştir. PK2 test numunesinin PK1 ve PK3'te elde edilen verilerdeki en düşük değerlere göre eğme mukavemeti %5,8, elastiklik modülü %3,7, şekil değiştirmesi ise %4,4'lük bir artış sağlamıştır. PK4 ve PK5 test numunelerinde ise, ısınma hızı ile basınç sabit tutularak kürlenme süresinin etkisi incelenmiştir. PK4 test numunesinin kürlenme süresi PK2'ye göre 30 dakika daha fazladır ve eğme mukavemetinde %0,7'lik, şekil değiştirmede %1,4'lük bir artış sağlamıştır, elastisite modülünde ise %1,1'lik azalma görülmüştür. Kürlenme süresindeki artışın etkisi kayda değer bir değişime sebep olmamıştır. PK5 test numunesinin kürlenme süresi ise önerilen minimum kürlenme süresinden daha az kürlendiği için kürlenme derecesi en az 120 dakika kürlenmiş test numunelerine göre daha az olması gerekmektedir ve PK2 test numunesine göre 30 dakika daha kürlendiği için eğme mukavemetinde %6,2, elastisite modülünde %7,5 ve şekil değiştirmede %1,8'lik azalma meydana gelmiştir. PK6 ve PK7 test numunelerinde ısınma hızı ve kürlenme süresi sabit tutularak basınç parametresinin etkisi incelenmiştir. PK6 test numunesi PK4 test numunesine göre eğme mukavemetinde %3,6, elastisite modülünde %3,8 artış meydana gelmiş, şekil değiştirmede ise %3,5 azalma görülmüştür. PK7 test numunesi PK4 test numunesine göre eğme mukavemetinde %6,7, elastisite modülünde %7,6 artış meydana gelmiş, şekil değiştirmede ise %10,6 azalma görülmüştür.

PK1, PK2 ve PK3 konfigürasyonları arasında karşılaştırma yaptığımızda, 2,9 bar basınç uygulandığında en iyi sonucu 120 dakika kürlenme süresine ve 2,2°C/dk ısınma hızına sahip

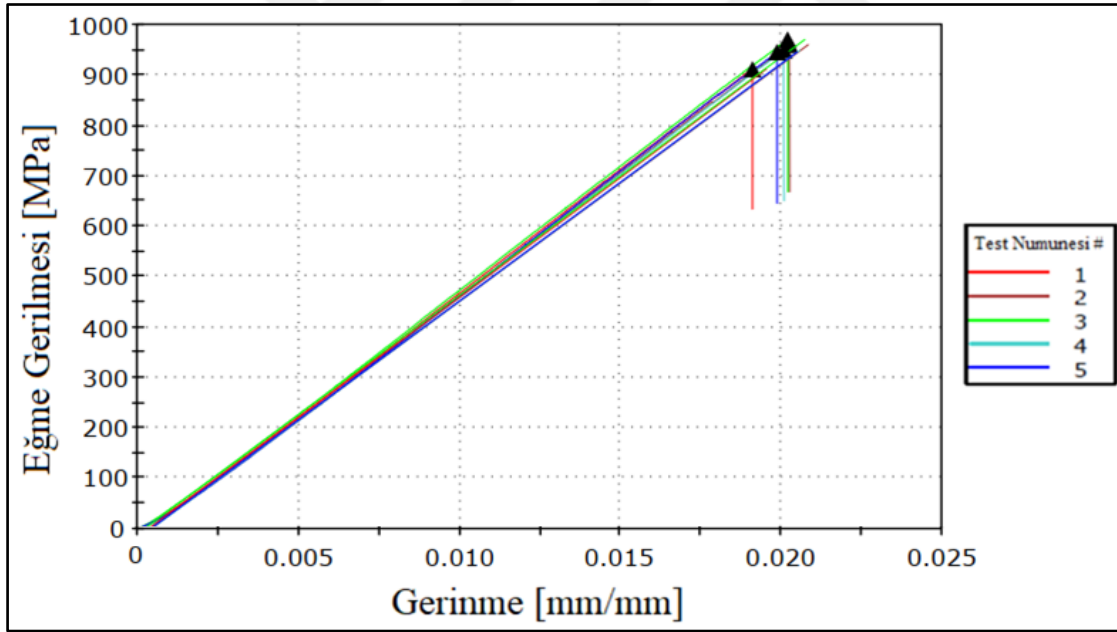
olan PK2 test numunesi vermiştir. Basınç kademeli olarak artırıldığında elastiklik modülü ve eğme mukavemet değerlerinde iyileşme meydana geldiği PK6 ve PK7 test numunelerinin sonuçlarından görülebilmektedir. Basınç değerinin kademeli artırılması ile test numunelerinin içerdiği boşluk hacim oranı da kademeli olarak düşüş meydana gelmiştir. Test numunelerinin boşluk hacim oranı azaldıkça eğme mukavemeti ve elastisite modülünde iyileşme meydana gelmiştir. Şekil 5.7, Şekil 5.8, Şekil 5.9 ve Şekil 5.10'da üç nokta eğme deneyi gerilme-gerinme eğrileri verilmiştir.



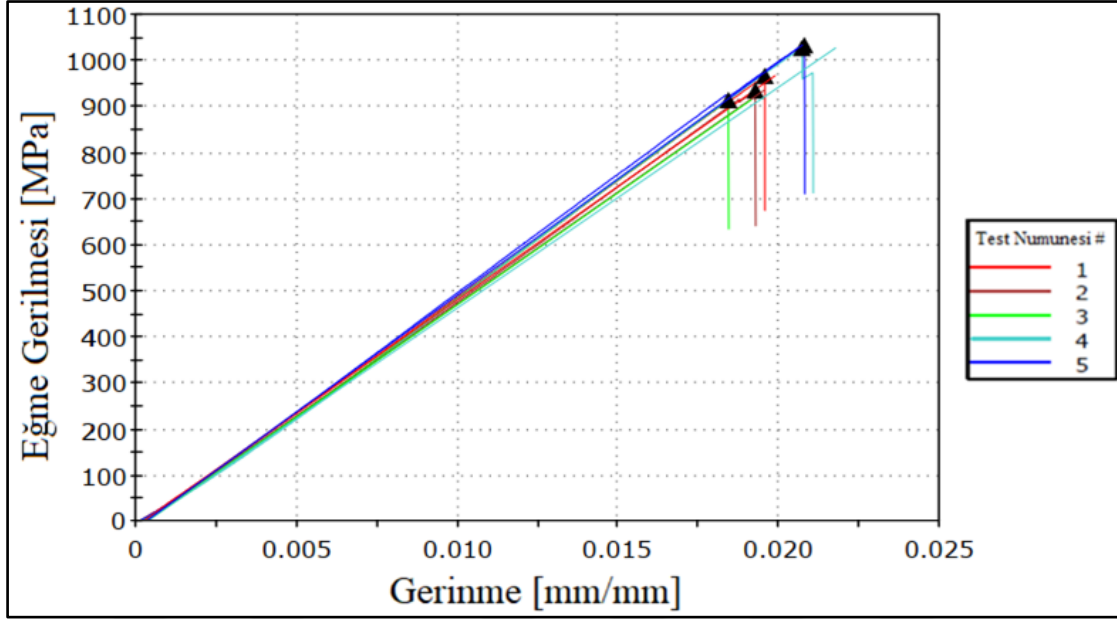
Şekil 5.7. Üç nokta eğme deneyi PK2 gerilme-gerinme eğrisi



Şekil 5.8. Üç nokta eğme deneyi PK4 gerilme-gerinme eğrisi

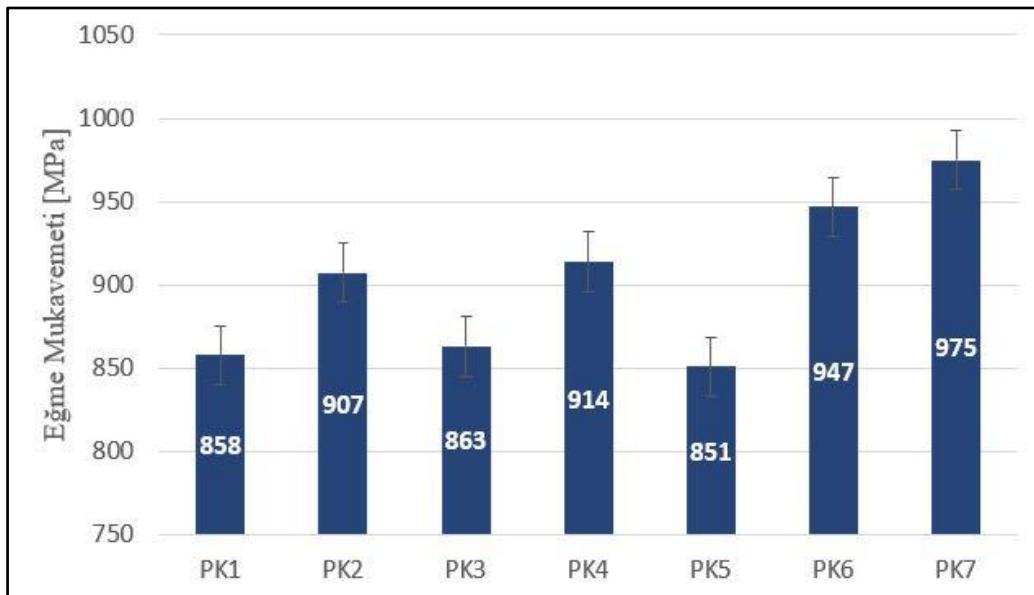


Şekil 5.9. Üç nokta eğme deneyi PK6 gerilme-gerinme eğrisi

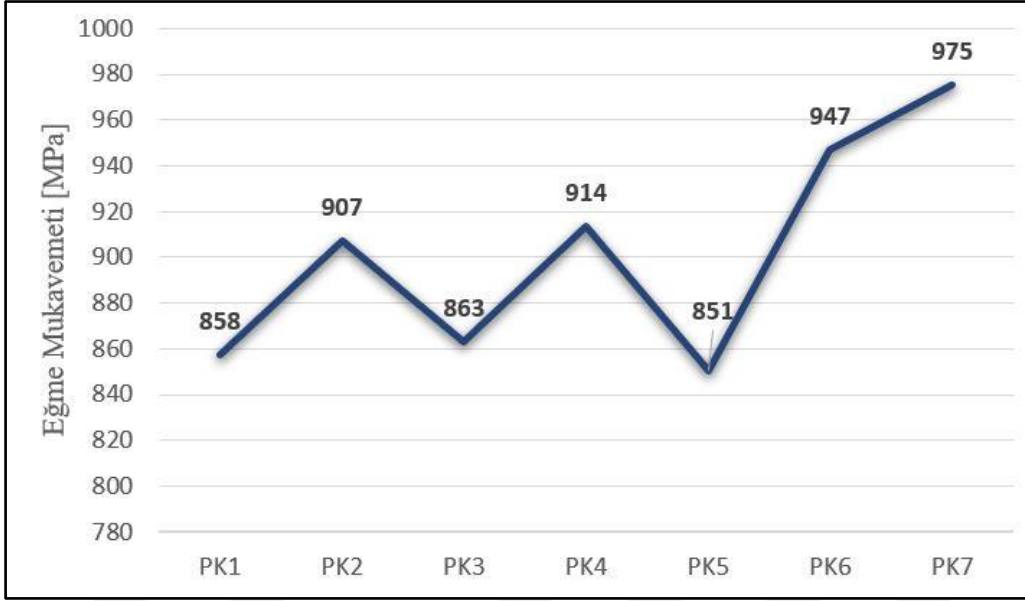


Şekil 5.10. Üç nokta eğme deneyi PK7 gerilme-gerinme eğrisi

Şekil 5.11 ve Şekil 5.12’de üç nokta eğme deneyi mukavemet sonuçları sırasıyla bar ve grafik halinde verilmektedir. Sonuçlar incelendiğinde, ısınma hızını optimize etmenin gerekli olduğu ve basınç artışının olumlu bir etki yaptığı görülmektedir. Buna neden olarak, basınç artışından kaynaklı test numuneleri içerisinde oluşan gözeneklerin yüzdesel ve boyut olarak azalması söylenebilir. Ling Liu ve diğerlerinin [9] çalışmasına paralel olarak bu tez çalışmasında da boşluk hacim oranının azalması ile birlikte eğme mukavemetinde artış meydana gelmiştir.

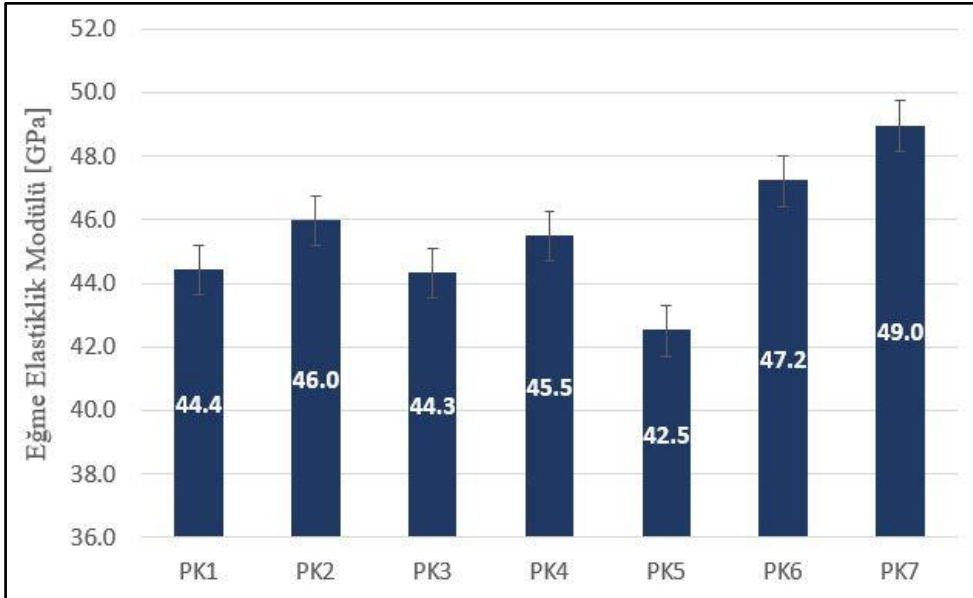


Şekil 5.11. Üç nokta eğme deneyi eğme mukavemeti sonuçları



Şekil 5.12. Üç nokta eğme deneyi eğme mukavemeti grafiği

Şekil 5.13 ve Şekil 5.14’de üç nokta eğme deneyi elastiklik modülü sonuçları sırasıyla bar ve grafik halinde verilmektedir. Sonuçlar incelendiğinde, ısınma hızını optimize etmenin gerekli olduğu, kürlenme süresi ve basınç parametrelerindeki değişikliklerin ise elastiklik modülü ile doğru orantılı olduğu çıkarımında bulunulabilir.

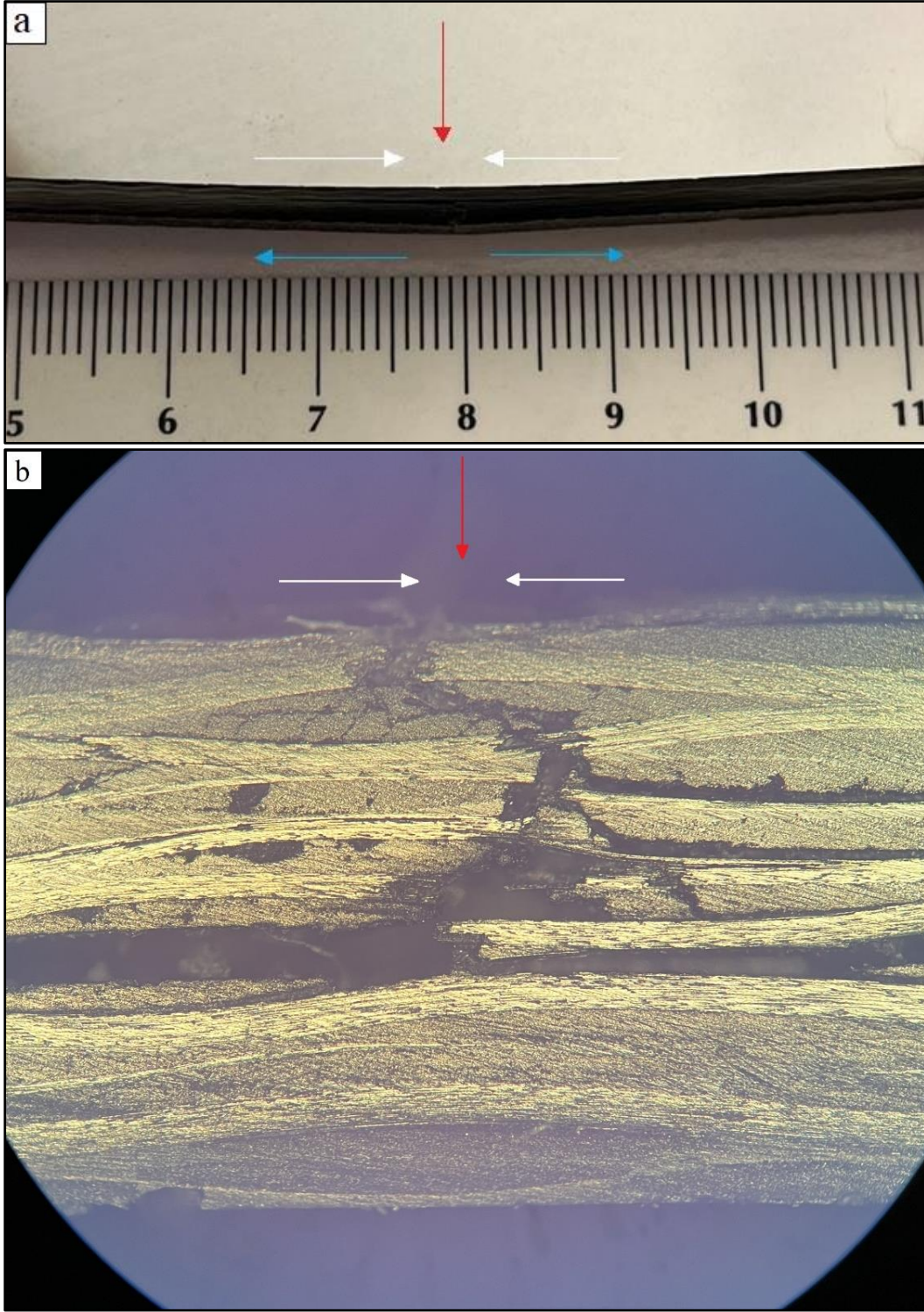


Şekil 5.13. Üç nokta eğme deneyi eğme elastiklik modülü sonuçları



Şekil 5.14. Üç nokta eğme deneyi eğme elastiklik modülü grafiği

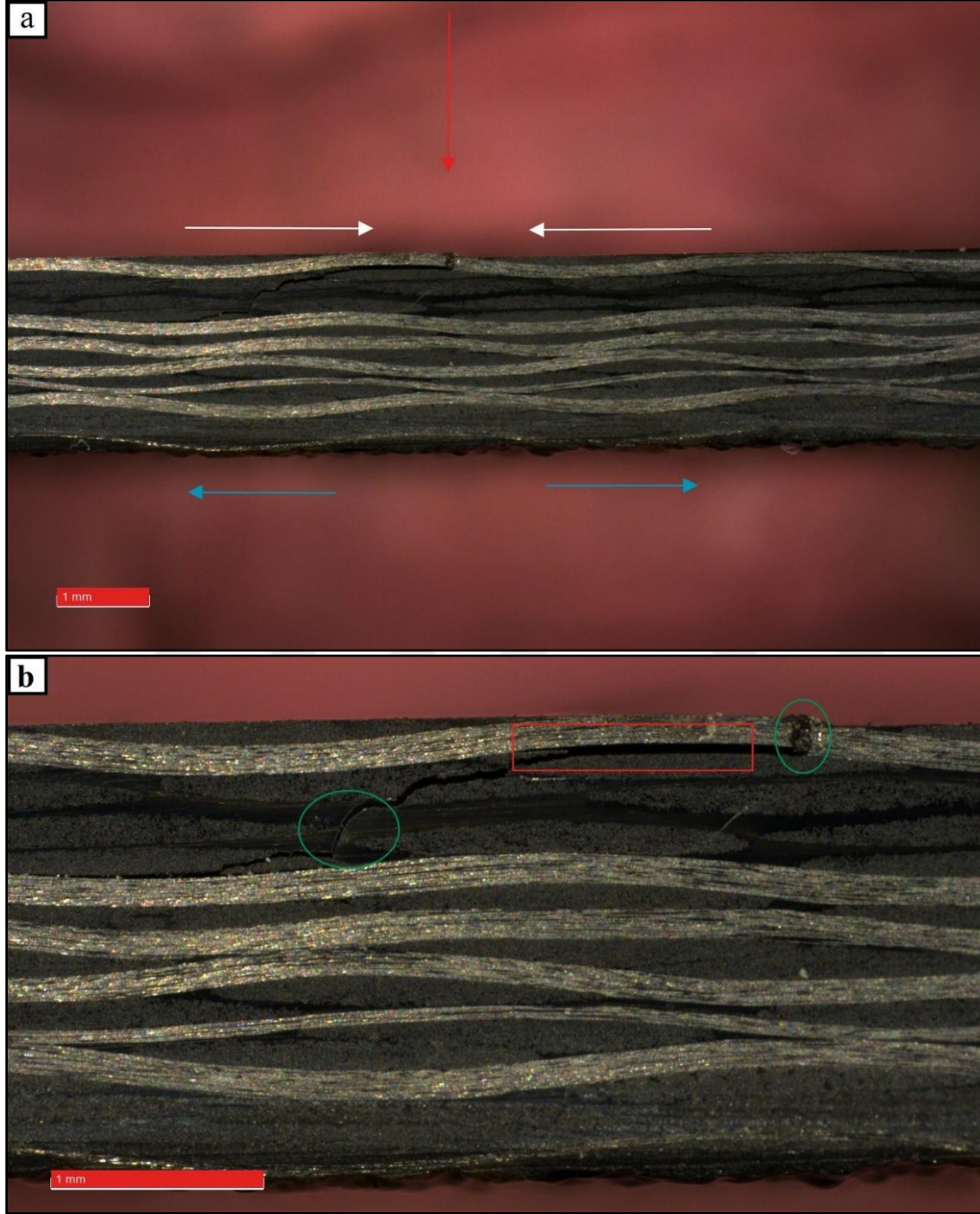
Resim 5.7 üç nokta eğme deneyi sonrası PK2 numunesinin hasar yüzeylerini gösteren makro ve mikro görüntülerdir. Kırmızı oklar kuvvetin uygulanma doğrultusunu, beyaz oklar uygulanan kuvvet sonucunda oluşan basma kuvvetini mavi oklar ise o yüzeyde oluşan çekme kuvvetini göstermektedir. Resim 5.7b'de basma kuvveti sonucunda meydana gelen tabakaların ayrılması (delaminasyon) açıkça görülmektedir. Detaylı incelendiğinde matris malzemesinin tabakalar arasındaki bağ kuvvetleri sayesinde ayrılmayı engellemeye çalıştığı görülmektedir.

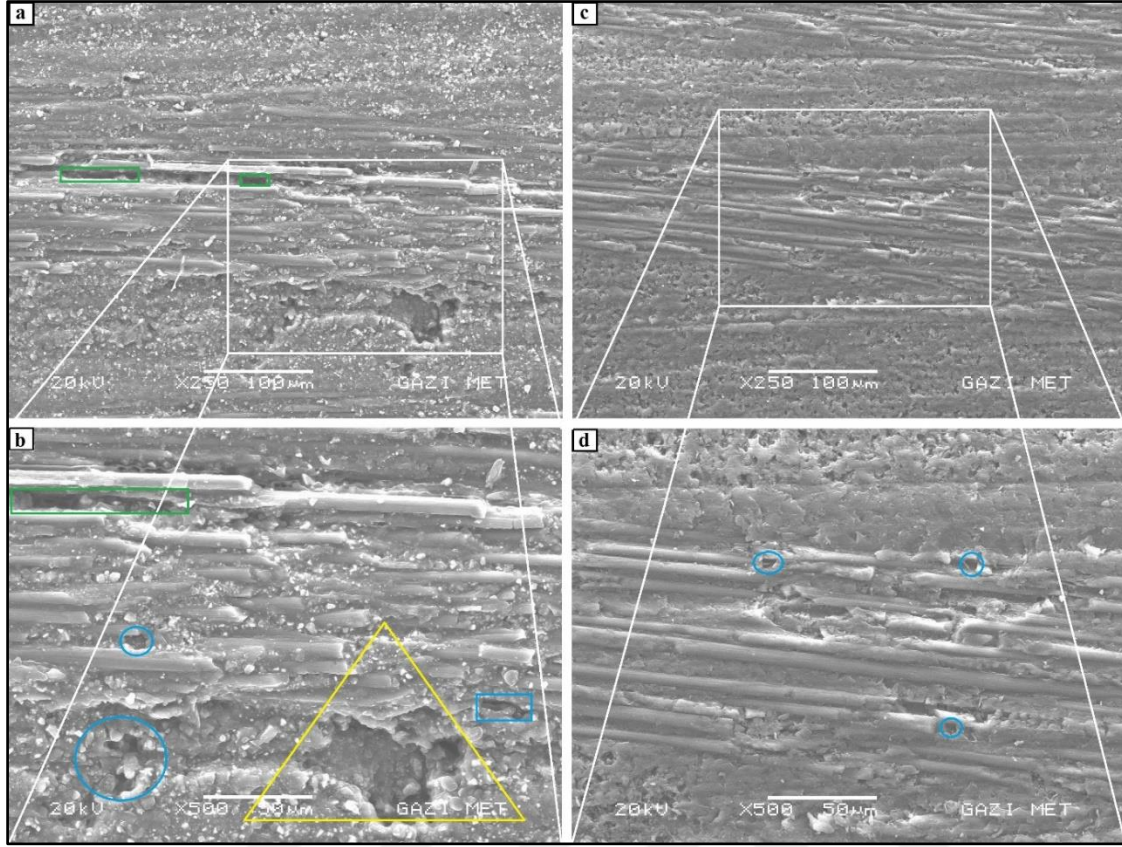


Resim 5.7. Üç nokta eğme deneyi sonrası PK2 numunesi kesit alanı hasar bölgesi a) makro b) mikro görüntüleri

Resim 5.8 üç nokta eğme deneyi yapıldıktan sonra PK6 numunesinin hasar yüzeylerini gösteren makro ve mikro görüntüleri verilmiştir. Resim 5.8b incelendiğinde iki farklı hasar

tipi görülmektedir. Kırmızı ile gösterilen bölge tabaka ayrılmasını, yeşil bölge fiber kopmasını göstermektedir.





Resim 5.9. Üç nokta eğme deneyi sonrası hasar bölgesi a) ve b) PK3, c) ve d) PK7 numunelerinin SEM görüntüleri

Üç nokta eğme deneyi sonrasında, Resim 5.9’da hasar bölgelerinden SEM görüntüleri alınmıştır. PK3’e ait Sem görüntülerinde fiberler arasındaki boşluk miktarı PK7’ye göre daha fazladır. EN 2564 porozite deneyinin sonuçlarına göre PK3’ün boşluk hacim oranı %0,68, PK7’nin boşluk hacim oranı ise 0,09’dur. Boşlukların morfolojisi incelendiğinde daha düşük basınç altında kür edilen PK3 test numunelerinde yeşil bölgeler şerit şeklinde boşlukları, mavi ile gösterilen bölgeler ise küresel şekilli boşlukları göstermektedir. PK3 test numunelerinin ısınma hızı optimize edilen ısınma hızına göre daha yüksek olduğu için sarı renkli bölgede delaminasyon da gözlenmiştir. PK7 test numunesinde ise, ısınma hızı optimize edilmiş, kürlenme süresi ve basınç değeri artırılmıştır, bu nedenle boşluklar küresel şekilli olarak karşımıza çıkmaktadır ve test numunelerinde delaminasyonlu bölgeye rastlanmamıştır. Literatürde basınç parametresinin etkisinin sonuçları üzerine benzer araştırmalara rastlanmıştır, basınç artışının etkisi ile boşluk oluşumu şerit-çubuk şeklinden küresel geometriye dönüşmektedir [15].

5.5. Çekme Deneyi

Çekme deneyi ile üretilen kompozitlerin eksenel çekme yükü altındaki davranışları incelenmiştir. Çizelge 5.5’de verilen çekme deneyi sonuçları incelendiğinde sadece ısınma hızları farklı olan PK1, PK2 ve PK3 test numuneleri arasında en iyi mekanik sonuçları PK2 test numunesi vermiştir. PK2 test numunesinin PK1 ve PK3’te elde edilen verilerdeki en düşük değerlere göre çekme mukavemeti %2,9, elastiklik modülü %3,9’luk artış sağlamıştır. Çekme mukavemetindeki en yüksek değer, kürlenme süresinin en yüksek, ısınma hızının optimize edildiği ve basıncın en az olduğu PK4 test numunesinde elde edilmiş olup PK2’ye göre %7,1 daha fazladır. PK4 test numunesine göre kürlenme süresi azaltıldığında ya da basınç artırıldığında çekme mukavemetinde azalma meydana gelmiştir. PK5 test numunesi kullanılan malzemenin önerilen kürlenme süresine göre daha az süre kür edildiği için kürlenme derecesi en az 120 dakika kür edilen diğer konfigürasyonlara göre düşük çekme mukavemeti değerine sahiptir. PK2, PK4, PK6 ve PK7 numuneleri birbiri ile kıyaslandığında elastiklik modülünün basınç artışı ile doğru orantılı olduğu gözlemlenmiştir. Ling Liu ve diğerlerinin [9] çalışmasına paralel olarak bu tez çalışmasında da boşluk hacim oranının azalması ile birlikte elastisite modülünde az da olsa artış meydana gelmiştir. Bununla birlikte ısınma hızının optimize edilmesi ve kürlenme süresindeki artışın da elastiklik modülünün artmasına neden olduğu gözlemlenmiştir. PK4’ün elastisite modülü PK2’ye göre %3,9, PK6 ve PK7’nin elastisite modülü ise PK4’e göre sırasıyla %2,9 ve %7,2 oranında artmıştır.

Basınç parametresinin 2,9 bar olarak uygulandığı test konfigürasyonlarında PK4’ün şekil değiştirmesi PK2’ye göre %8,9 oranında artmıştır. Kürlenme süresindeki artış şekil değiştirmeyi olumlu yönde etkilemiştir. PK2 test numunesindeki boşluk hacim oranı %0,52 iken, PK4 test numunesindeki bu oran %0,25’tir. Bu orandaki azalma, kürlenme süresindeki artışa bağlı olup basınçtan bağımsızdır. PK6 ve PK7 test numunelerinde boşluk hacim oranı diğer test konfigürasyonlarına göre daha düşük değerlere sahip olmasına rağmen şekil değiştirme kabiliyetleri basınç artışı ile olumsuz yönde etkilenmişlerdir. Basınç kademeli olarak artırıldığında PK6 ve PK7 test numunelerinin şekil değiştirmesinde PK4’e göre sırasıyla %12,3 ve %15,7 oranında azalma meydana gelmiştir.

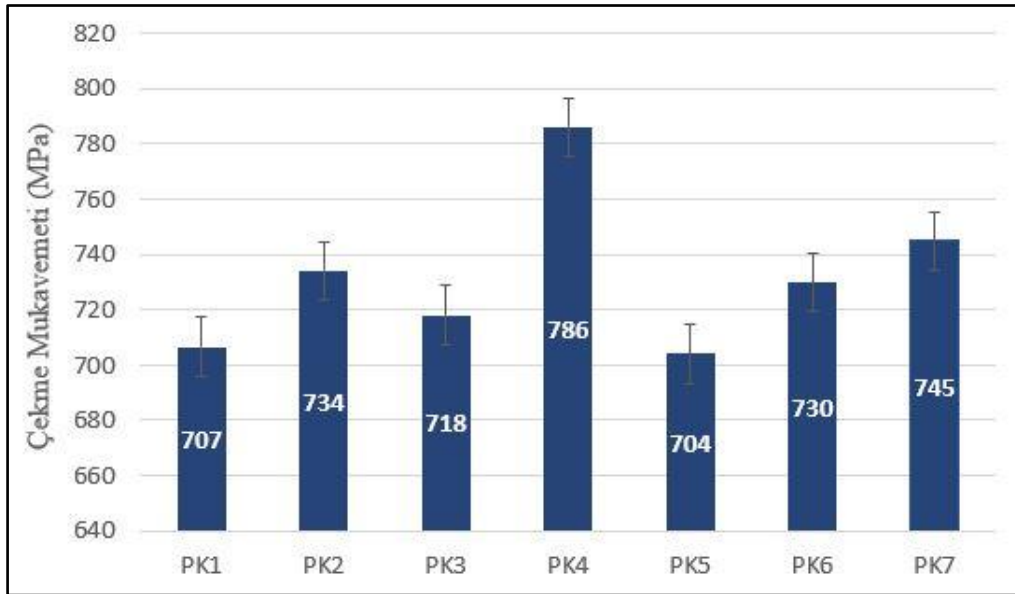
Literatürde yapılan benzer çalışmalar [9,53] dikkate alındığında boşluk hacim oranının azalması ile çekme mukavemetinde artış meydana gelmesi beklenmektedir. Yapılan tez

çalışmasında PK2 ve PK4 test numunelerinde bu doğrultuda sonuç elde ederken, PK6 ve PK7’de boşluk hacim oranında azalma olmasına rağmen çekme mukavemetinde de azalma meydana gelmiştir. Bu davranış seçilen malzeme özelinde olabilir, bu nedenle sonraki çalışmalarda bu konu daha detaylı çalışılabilir.

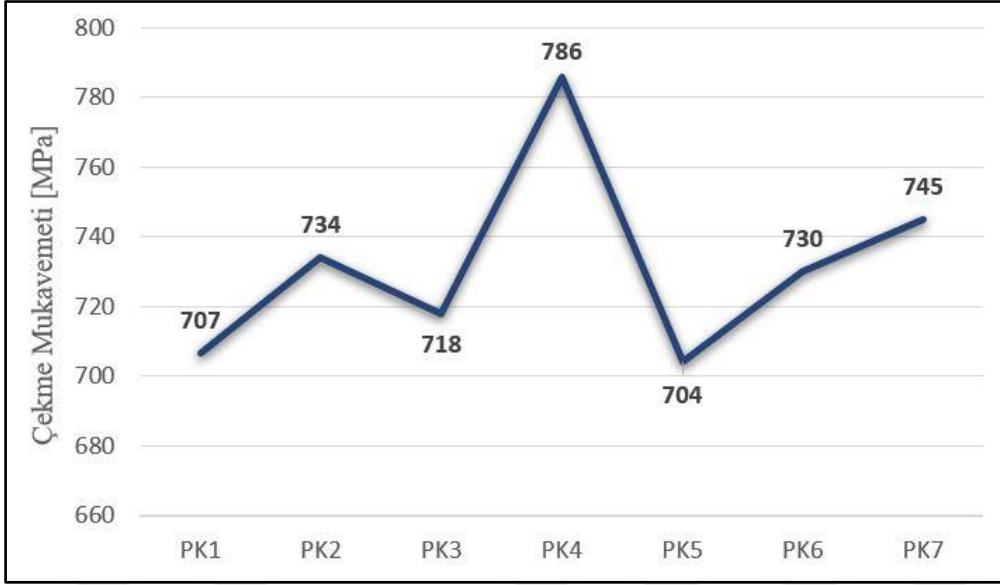
Çizelge 5.5. Çekme deneyi sonuçları

Test Konfigurasyon Kodu	Maksimum Çekme Kuvveti [N]	Çekme Mukavemeti [MPa]	Çekme Elastiklik Modülü (Chord) [GPa]	Şekil Değiştirme [mm/mm]
PK1	11867	707	58,5	0,0135
PK2	12215	734	62,2	0,0123
PK3	12033	718	60,6	0,0127
PK4	12951	786	64,7	0,0134
PK5	11700	704	66,9	0,0111
PK6	11898	730	66,6	0,0118
PK7	11688	745	69,3	0,0113

Çekme mukavemeti değerleri Şekil-5.15’de ve Şekil 5.16’da sırasıyla bar ve grafik olarak verilmiştir.

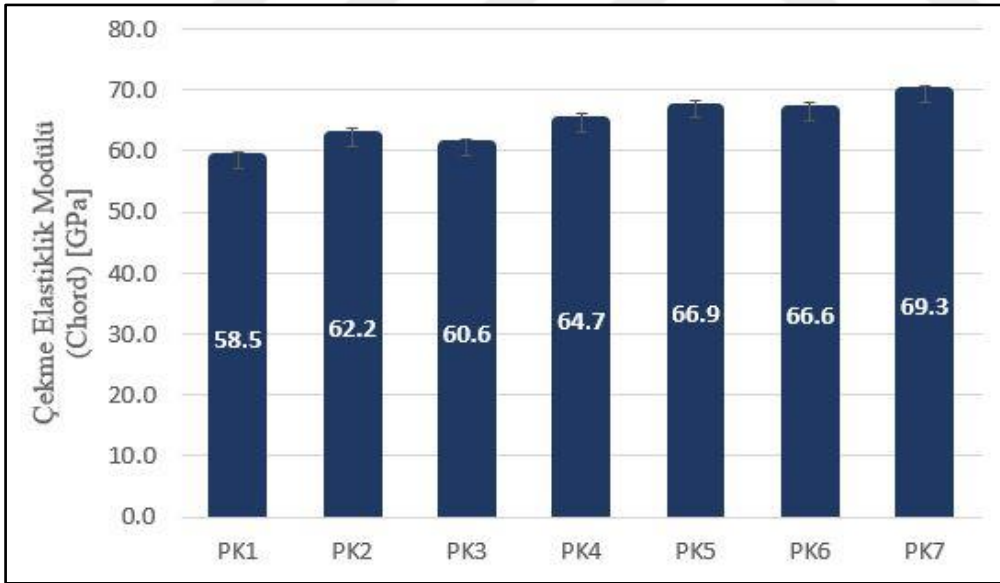


Şekil 5.15. Çekme deneyi çekme mukavemeti sonuçları



Şekil 5.16. Çekme deneyi çekme mukavemeti grafiği

Çekme elastiklik modülü değerleri Şekil-5.17’de ve Şekil 5.18’de sırasıyla bar ve grafik olarak verilmiştir.

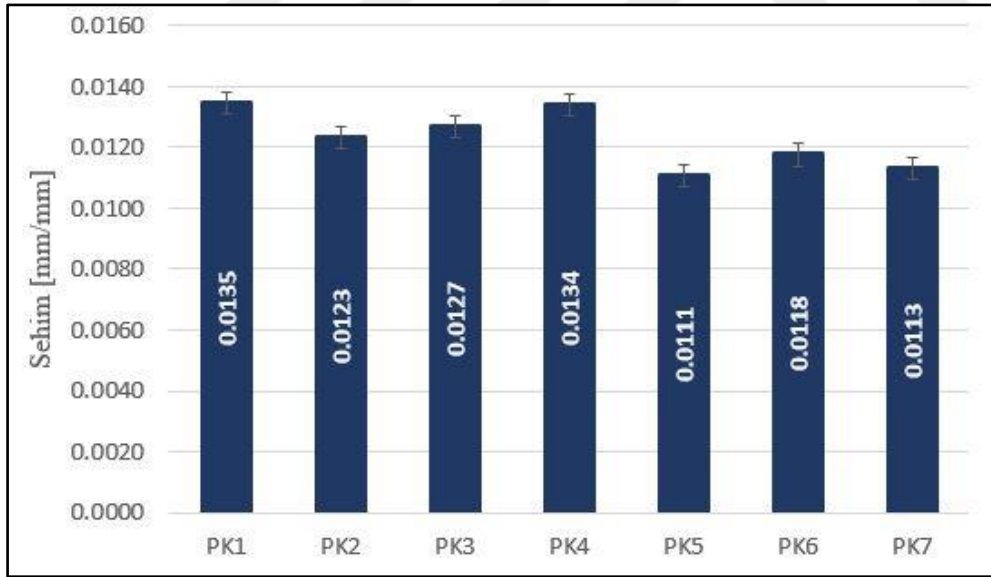


Şekil 5.17. Çekme deneyi çekme elastiklik modülü sonuçları

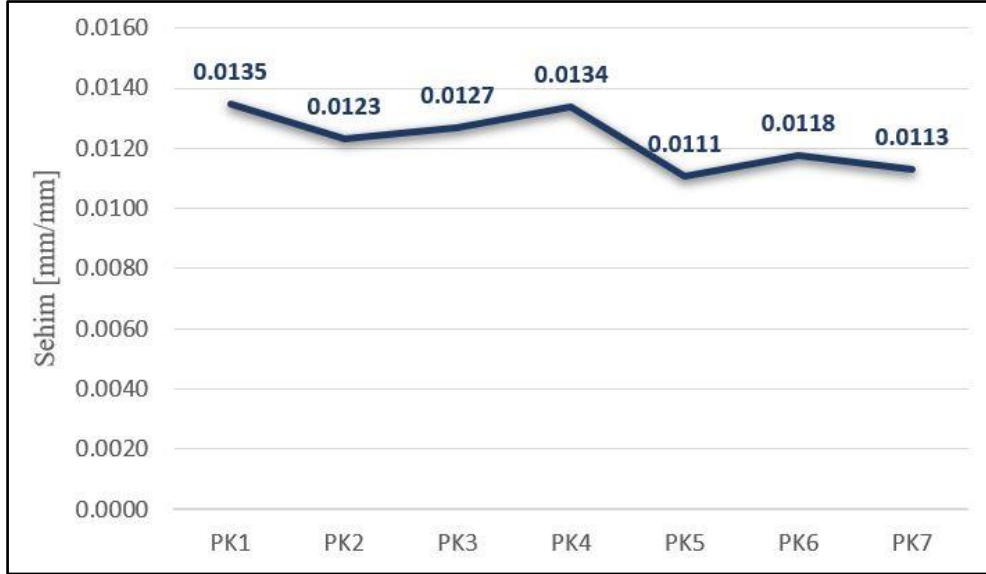


Şekil 5.18. Çekme deneyi çekme elastiklik modülü grafiği

Çekme deneyi şekil değiştirme sonuçları Şekil-5.19’da ve Şekil 5.20’de sırasıyla bar ve grafik olarak verilmiştir.

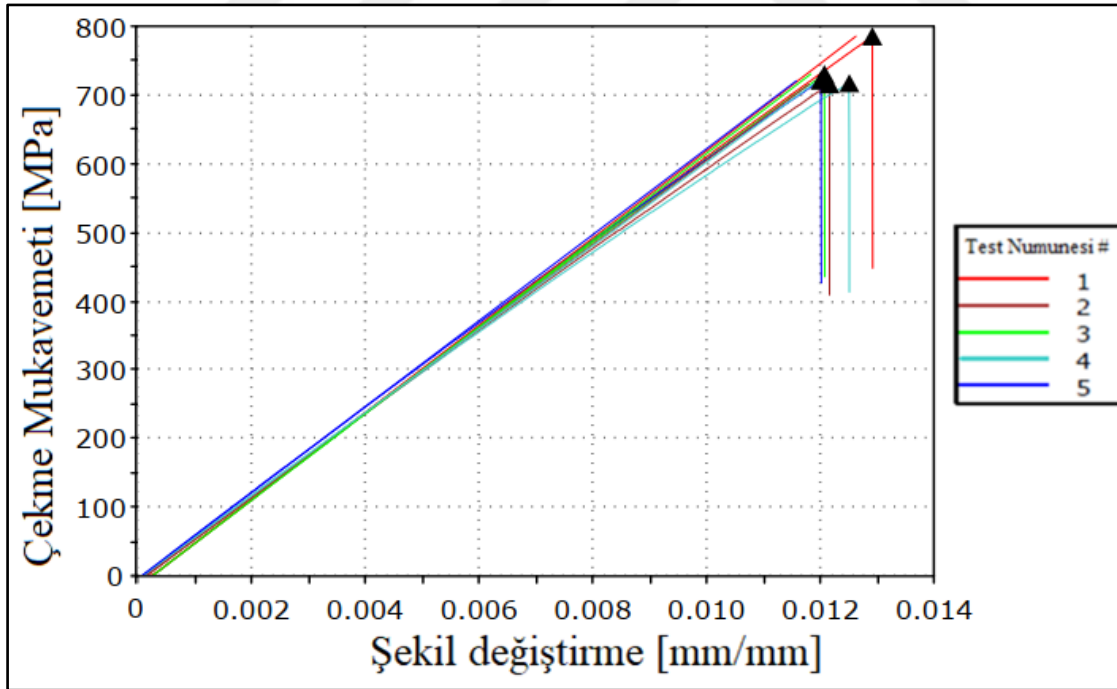


Şekil 5.19. Çekme deneyi şekil değiştirme sonuçları

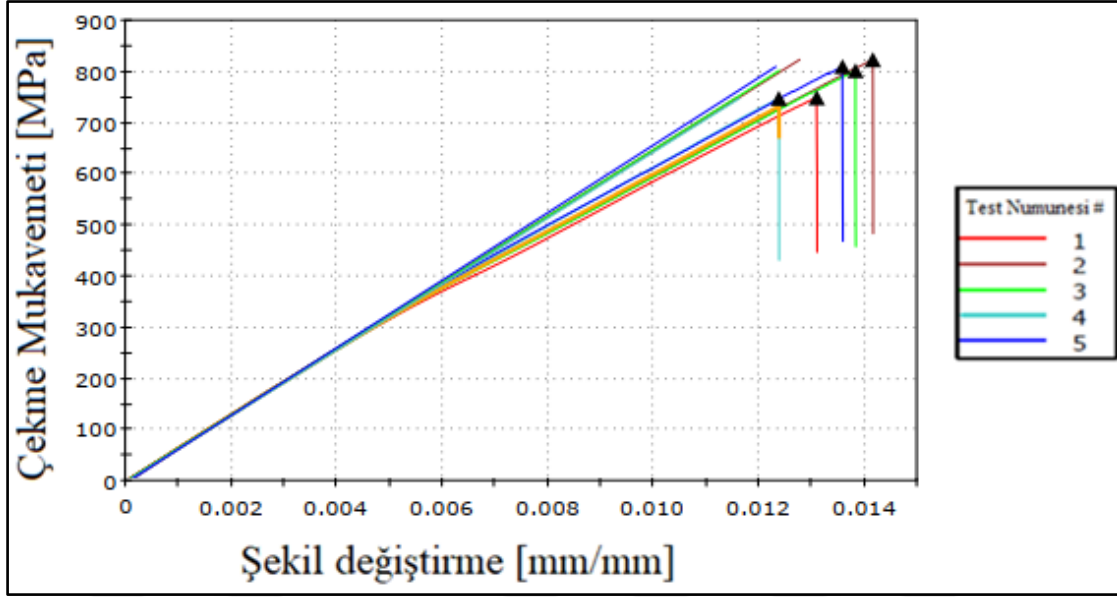


Şekil 5.20. Çekme deneyi şekil değiştirme grafiği

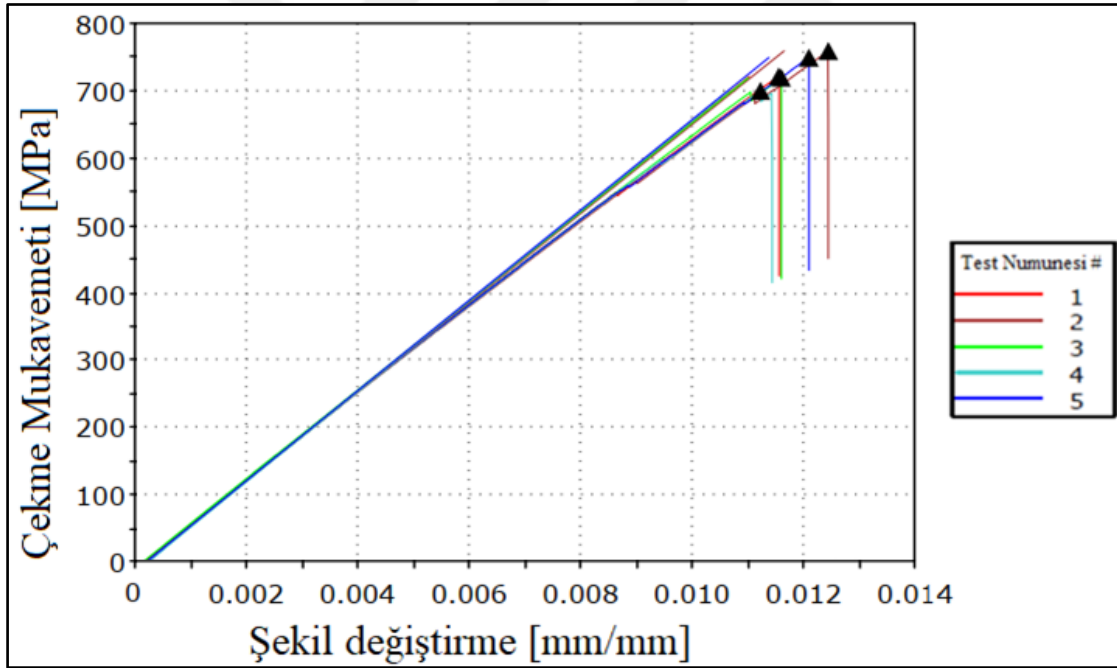
Şekil 5.21, Şekil 5.22, Şekil 5.23 ve Şekil 5.24'te çekme deneyi çekme gerilmesi, şekil değiştirme grafikleri verilmiştir.



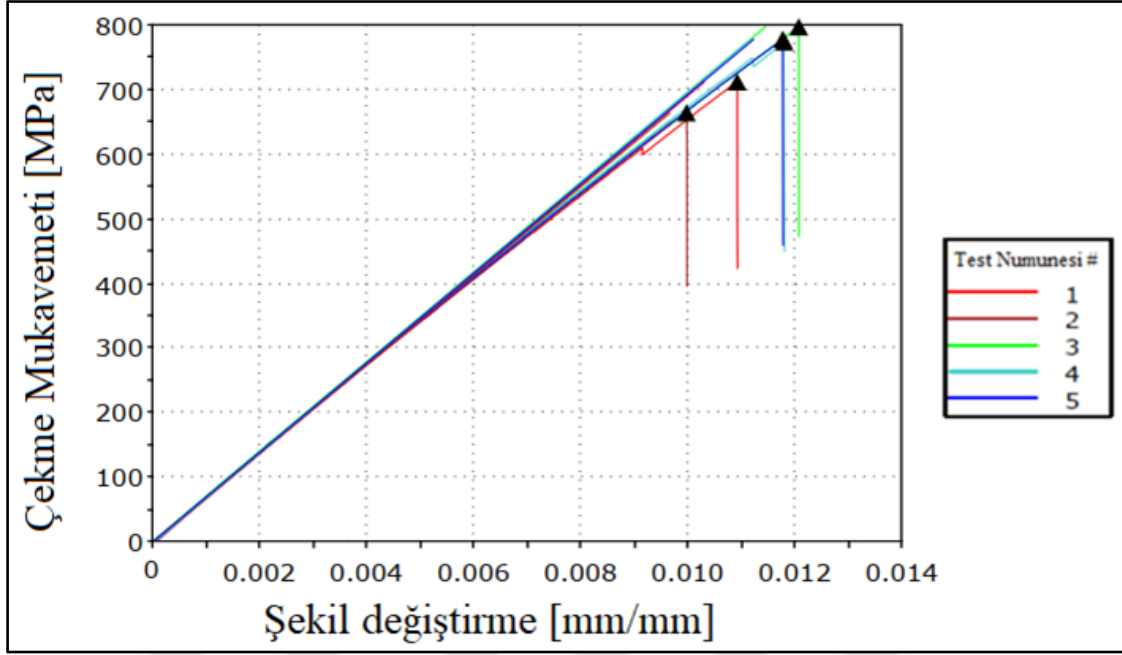
Şekil 5.21. Çekme deneyi PK2 çekme gerilme-şekil değiştirme grafiği



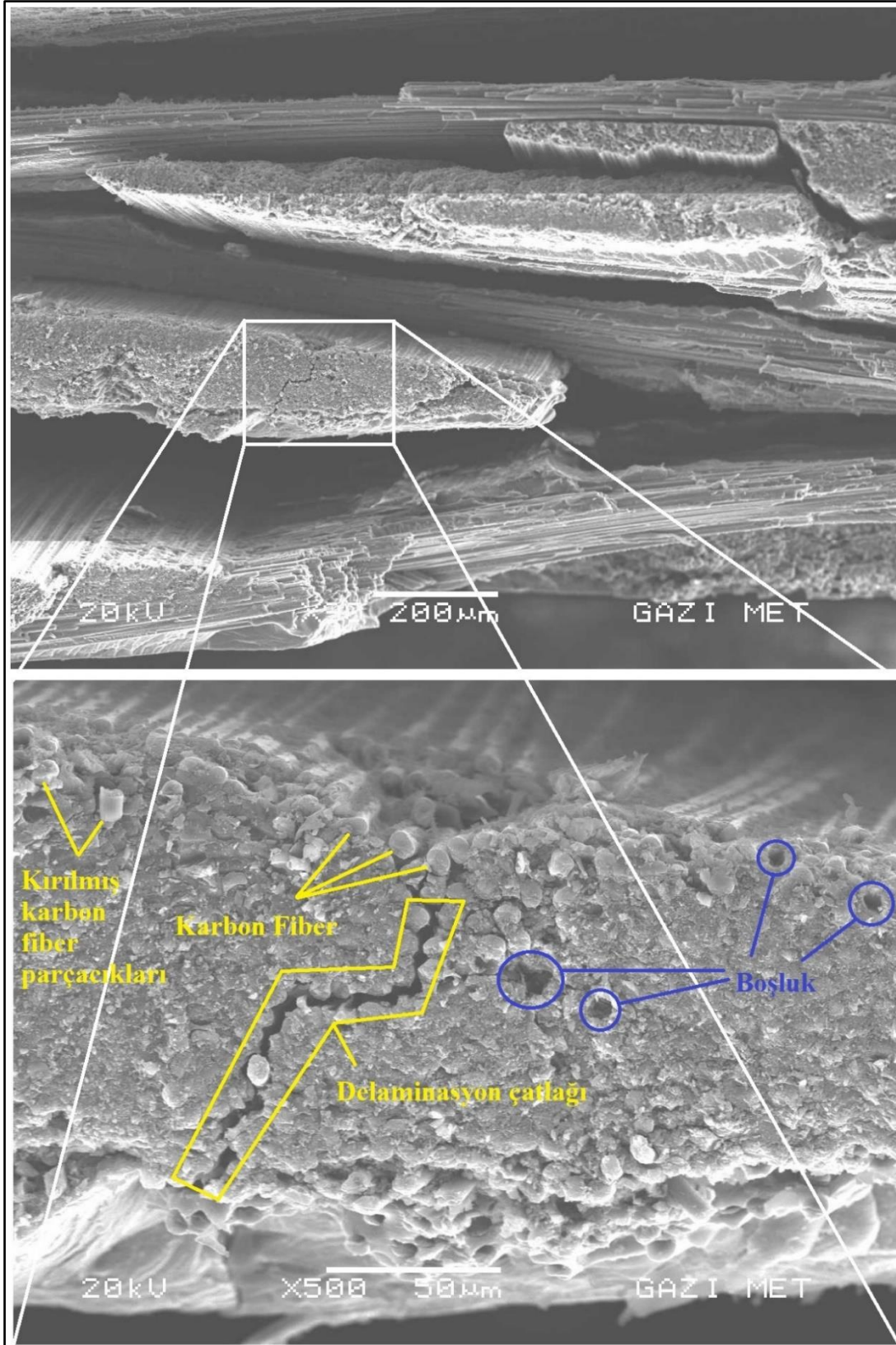
Şekil 5.22. Çekme deneyi PK4 çekme gerilme-şekil değiştirme grafiği



Şekil 5.23. Çekme deneyi PK6 çekme gerilme-şekil değiştirme grafiği

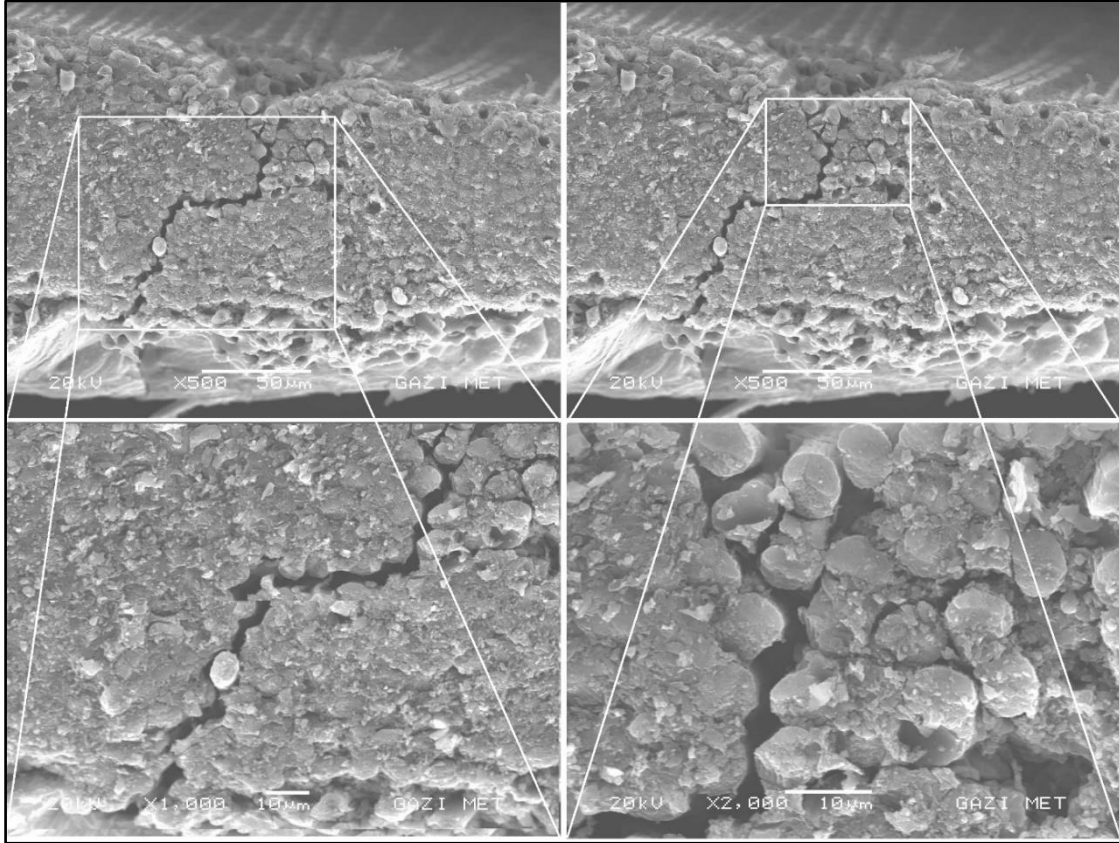


Şekil 5.24. Çekme deneyi PK7 çekme gerilme-şekil değiştirme grafiği



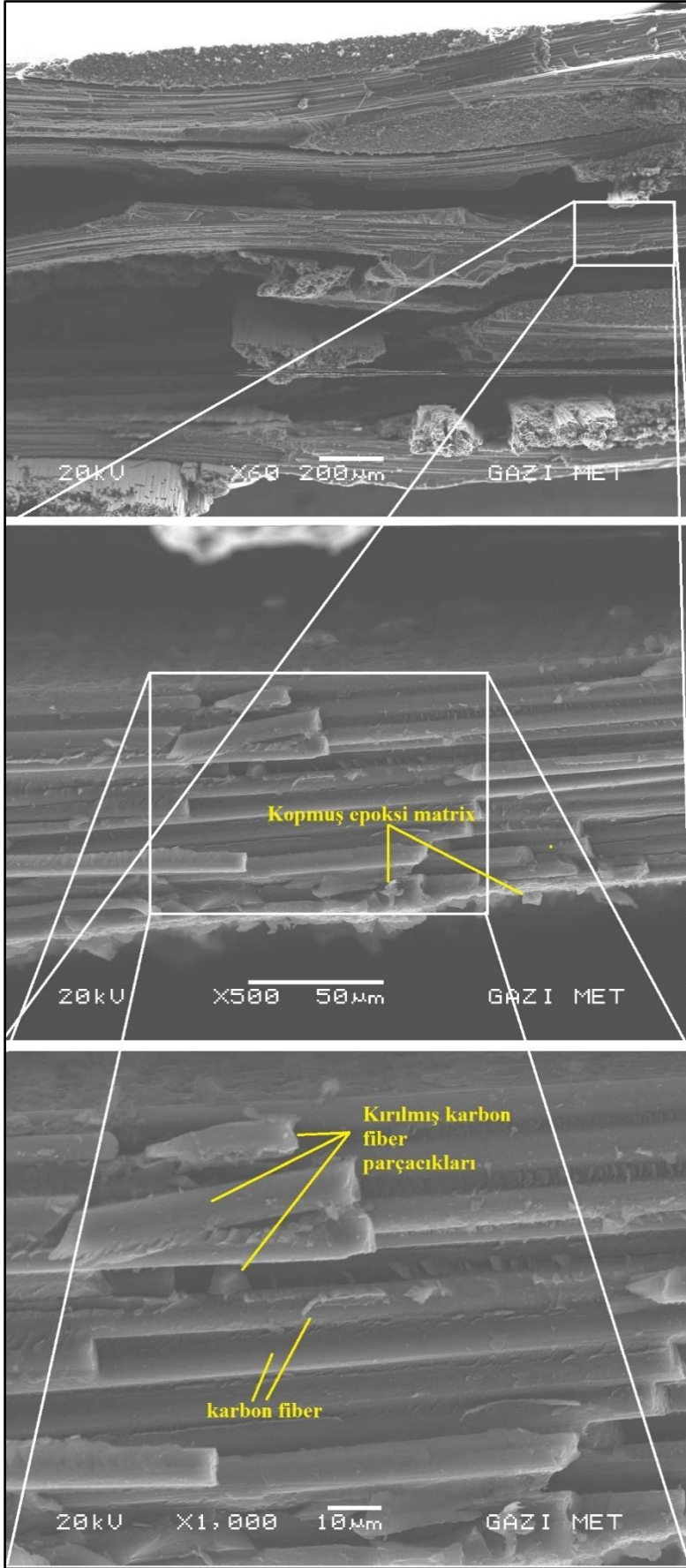
Resim 5.10. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK1 numunesi SEM görüntüleri-1

Resim 5.10 ve Resim 5.11’de PK1’e ait hasar bölgelerinden SEM görüntüleri alınmıştır. Sem görüntülerinde çekme deneyi sonrası oluşan kırılmış karbon fiber parçacıkları, kopmuş karbon fiberler, delaminasyon çatlak oluşumu ve boşluklar gösterilmiştir.

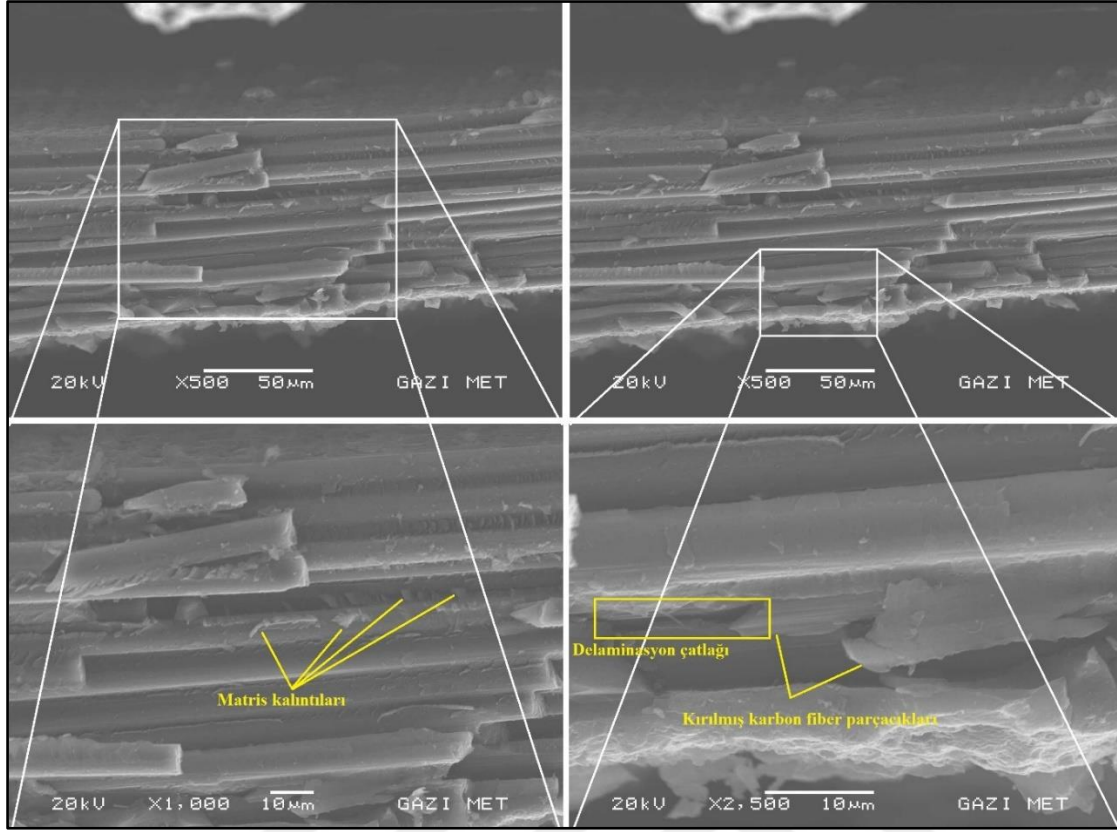


Resim 5.11. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK1 numunesi SEM görüntüleri-2

Resim 5.12 ve Resim 5.13’de PK4’e ait hasar bölgelerinden SEM görüntüleri alınmıştır. Sem görüntülerinde çekme deneyi sonrası oluşan kırılmış karbon fiber parçacıkları, delaminasyon çatlak oluşumu, kopmuş epoksi matris ve matris kalıntıları gösterilmiştir. PK1 test numunesinin SEM görüntülerinde boşluklar açıkça görülmektedir. PK4 test numunesinin SEM görüntülerinde ise incelenen bölgede boşluğa rastlanmamıştır. EN 2564 porozite deneyinin sonuçlarına göre PK1’in boşluk hacim oranı %1,02, PK4’ün boşluk hacim oranı ise 0,25’tir.

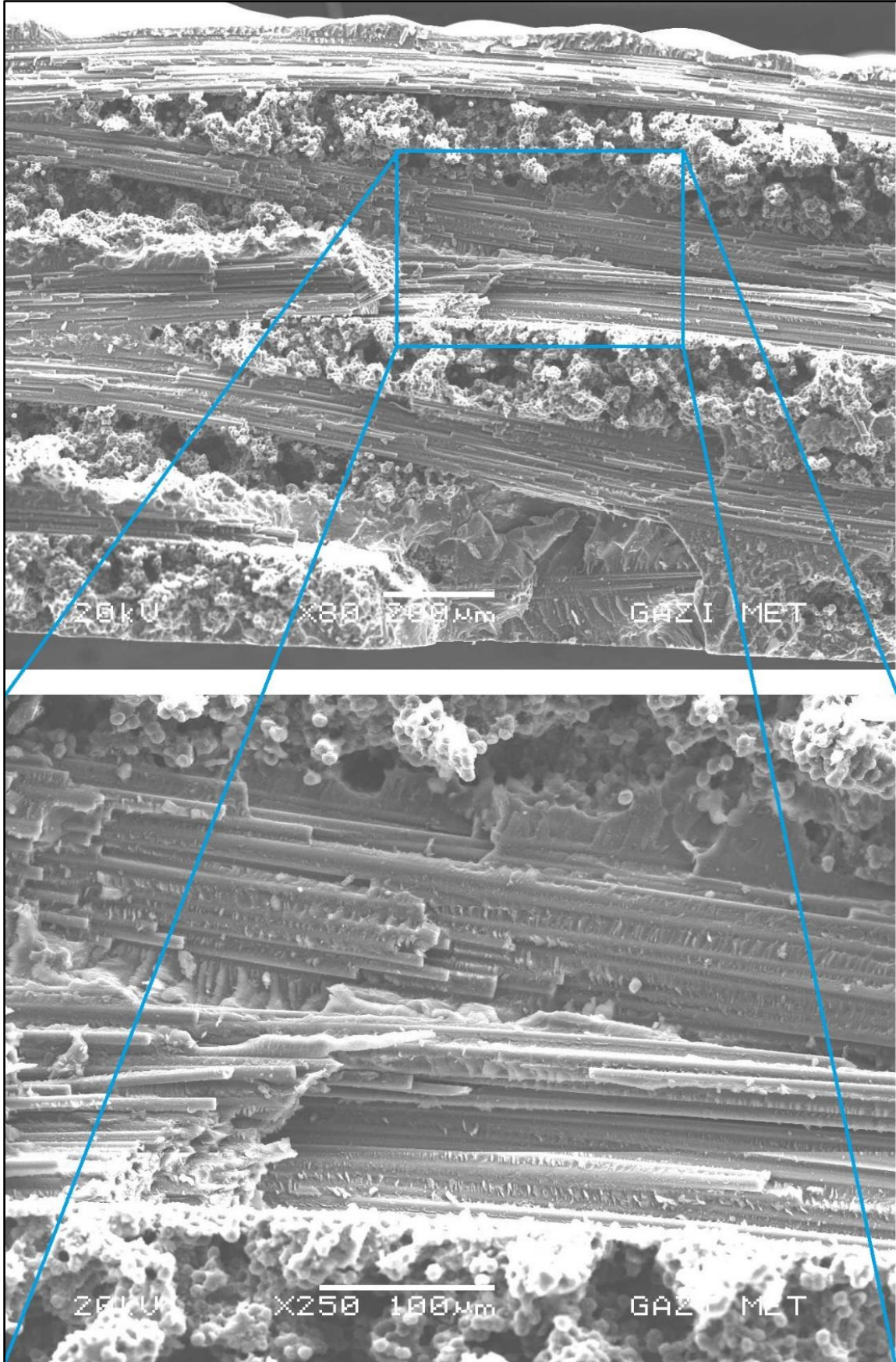


Resim 5.12. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK4 numunesi SEM görüntüleri-1

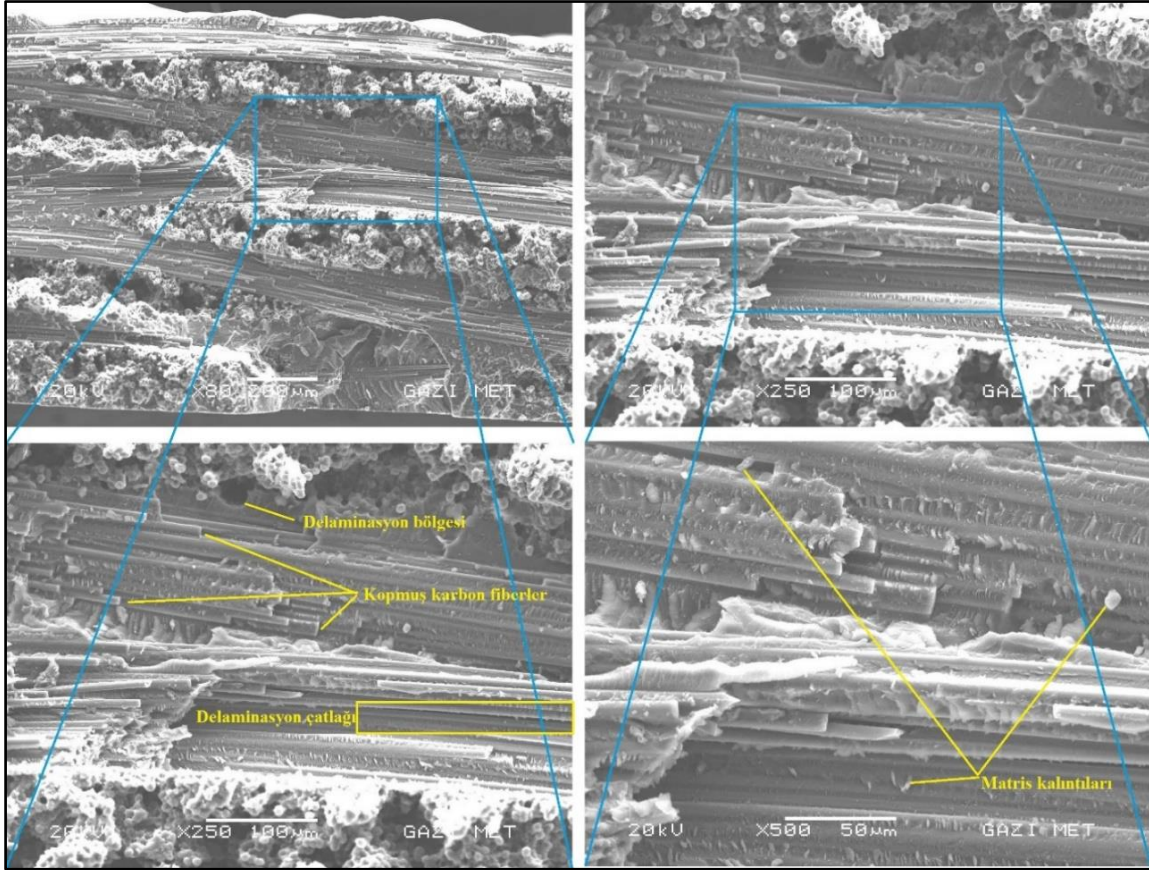


Resim 5.13. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK4 numunesi SEM görüntüleri-2

Resim 5.14 ve Resim 5.15’de PK6’ya ait hasar bölgelerinden SEM görüntüleri alınmıştır. Sem görüntülerinde çekme deneyi sonrası oluşan kopmuş karbon fiberler, delaminasyon çatlak oluşumu, delaminasyon bölgesi ve matris kalıntıları gösterilmiştir. EN 2564 porozite deneyinin sonuçlarına göre PK6’nın boşluk hacim oranı %0,16’dır ve PK1-PK6 test konfigürasyonları arasındaki en düşük boşluk hacim oranına sahiptir. PK6 test numunesindeki basınç oranı ilk beş test numunesine göre daha yüksek olduğu için boşluk hacim oranının azaldığı tespit edilmiştir.

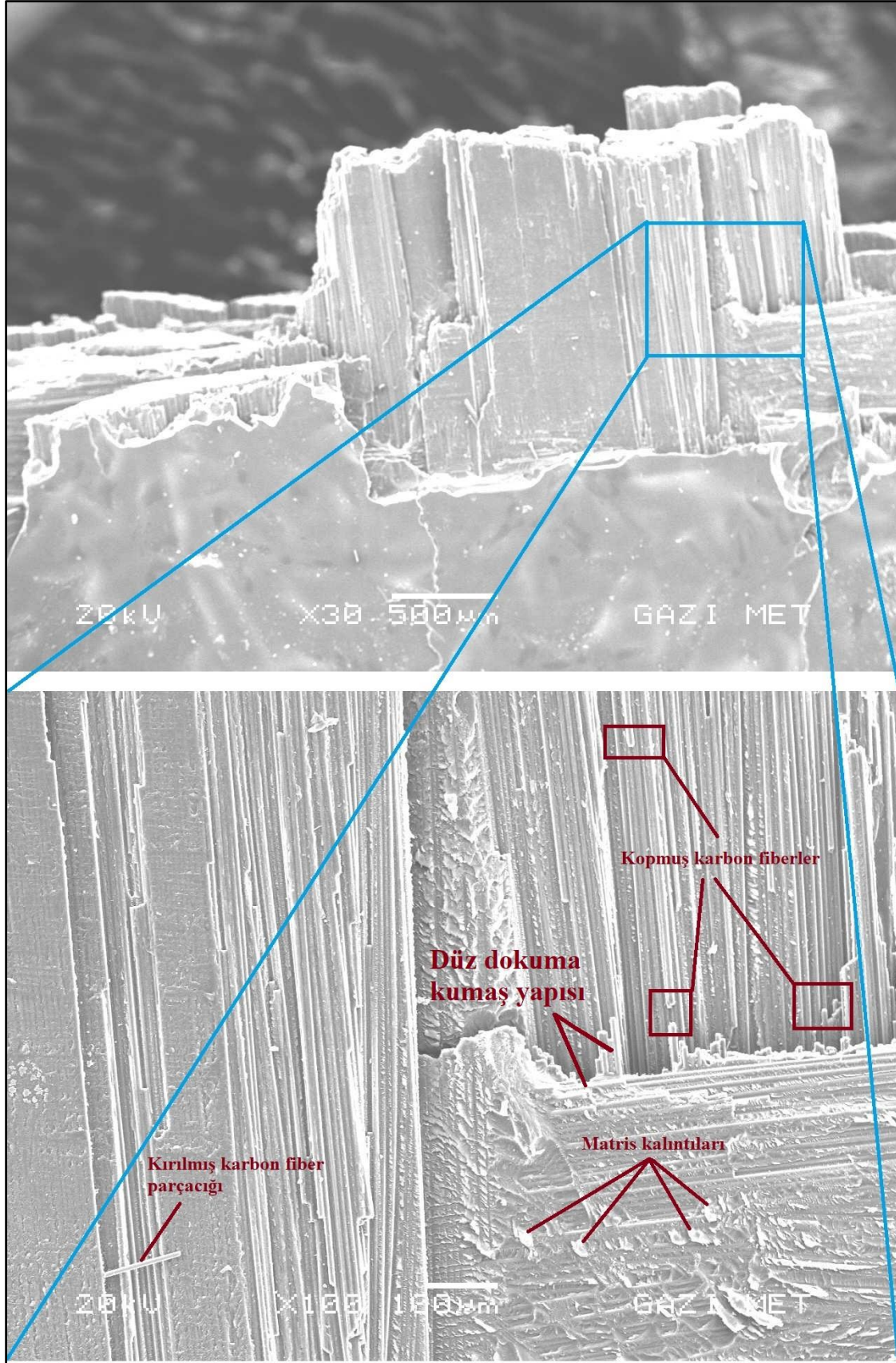


Resim 5.14. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK6 numunesi SEM görüntüleri-1

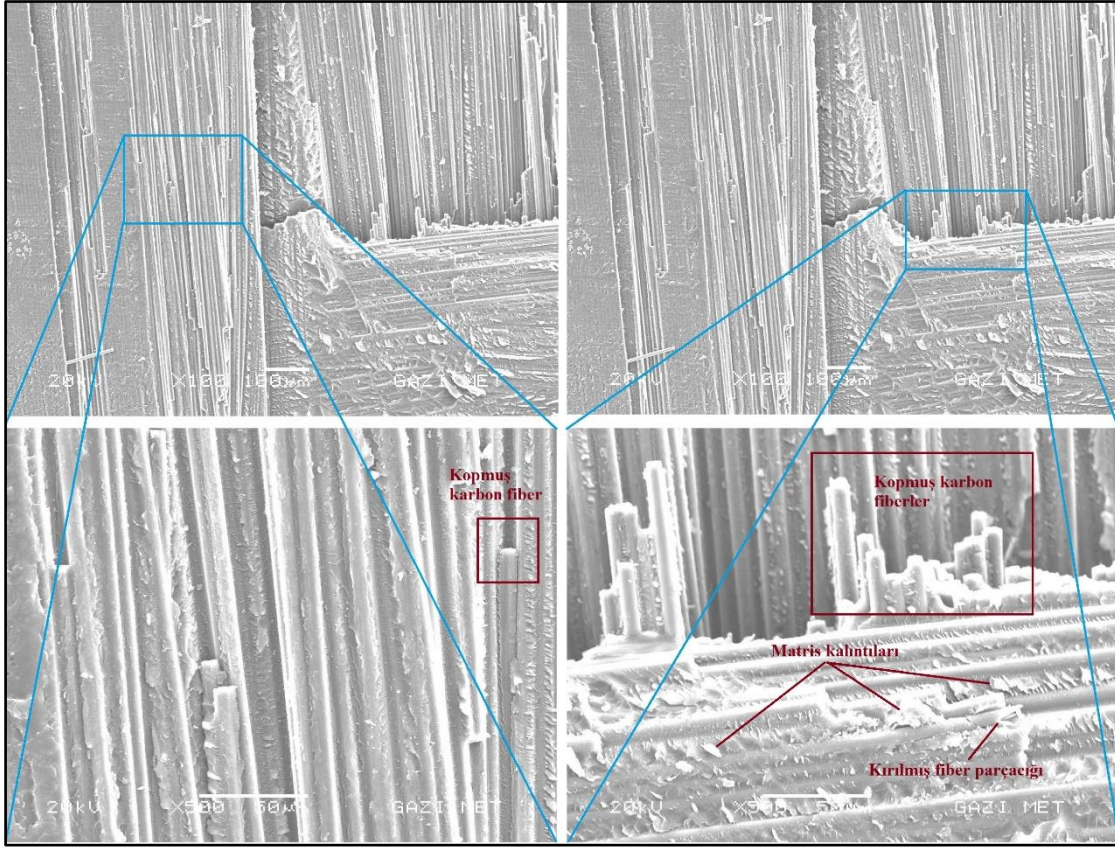


Resim 5.15. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK6 numunesi SEM görüntüleri-2

Diğer SEM görüntülerinden farklı olarak Resim 5.16 ve Resim 5.17’de PK6’ya ait hasar bölgelerinin yüzeylerinden SEM görüntüleri alınmıştır. Sem görüntülerinde çekme deneyi sonrası oluşan kopmuş karbon fiberler, kırılmış karbon fiber parçacıkları, matris kalıntıları ve düz dokuma kumaş yapısı gösterilmiştir.

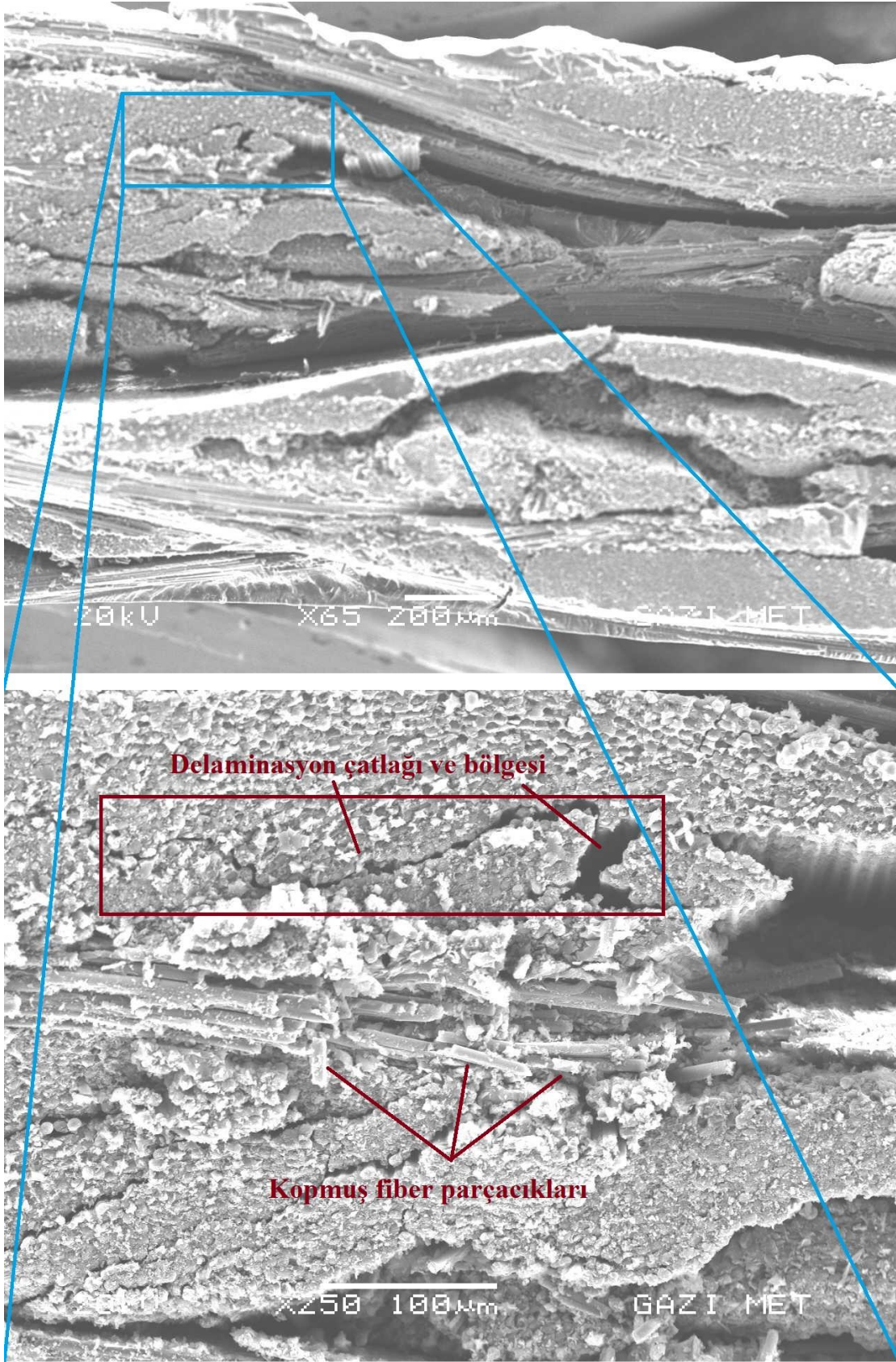


Resim 5.16. Çekme deneyi sonrası kesit bölgesi PK6 numunesi SEM görüntüleri-1

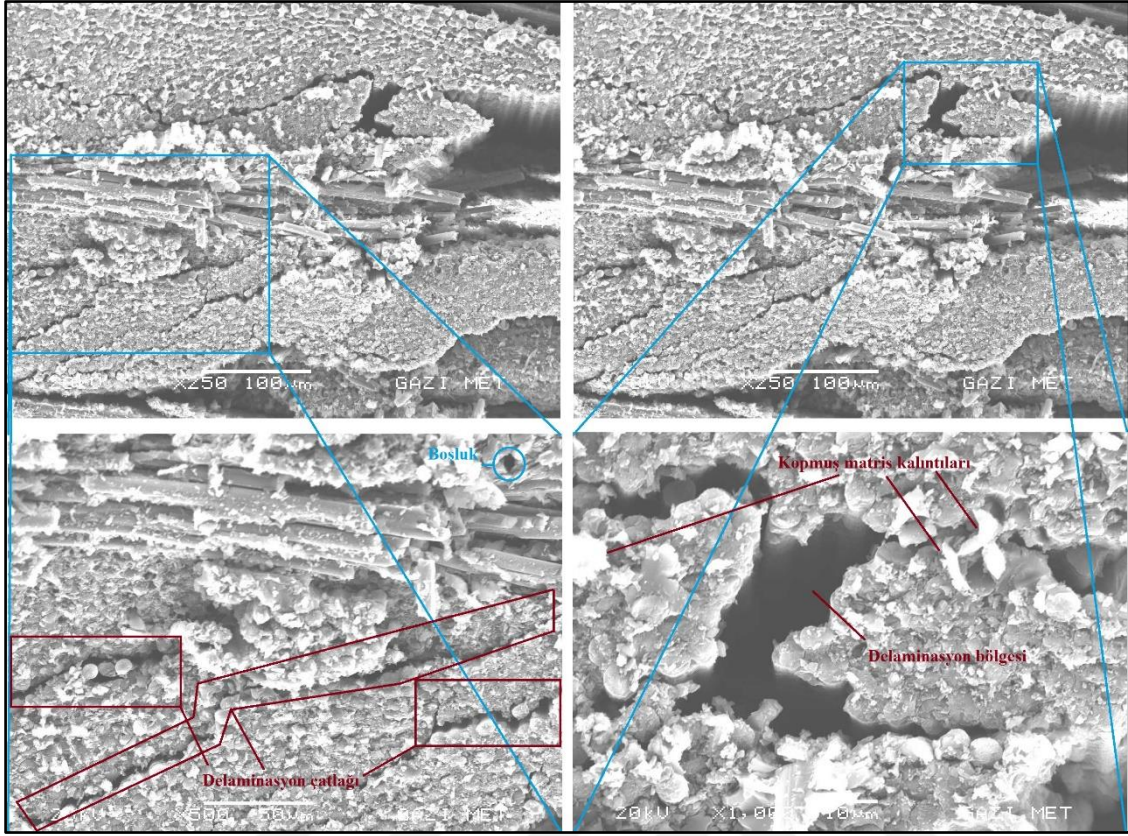


Resim 5.17. Çekme deneyi sonrası kesit bölgesi PK6 numunesi SEM görüntüleri-2

Resim 5.18 ve Resim 5.19’de PK7’ye ait hasar bölgelerinden SEM görüntüleri alınmıştır. Sem görüntülerinde çekme deneyi sonrası oluşan kırılmış karbon fiber parçacıkları, delaminasyon çatlak oluşumu, delaminasyon bölgesi, boşluk, kopmuş epoksi matris ve matris kalıntıları gösterilmiştir. PK1, PK4, PK6 ve PK7 test numunelerinde en yüksek çekme mukavemetini 786 MPa değeri ile PK4 vermiştir. PK4 test numunesine ait SEM görüntülerinde fiber-matris arasındaki yapışma iyi olmuştur ve görüntü alınan bölgede boşluğa rastlanmamıştır. Tüm test numunelerini elastiklik modülü açısından yorumladığımızda ise kurlenme süresi 120 dakikadan 150 dakikaya çıkartıldığında elastiklik modülü PK4’te PK2’ye göre %3,9 artış sağlanmıştır. Isınma hızı açısından bakıldığında ise malzemenin önerilen ısınma hızı aralığında olup ortalama bir değer olan 2,2°C/dk da en yüksek mukavemeti ve elastiklik modülü sonucunu vermiştir. Basınç artışından dolayı ise test numuneleri içerisindeki boşluk miktarının azalması, fiber ve matris bağ yapısının daha iyi sağlanmasından kaynaklı elastiklik modülünde PK7 test numunesinde PK2’ye göre yaklaşık olarak %11,4 oranında artış sağlanmıştır.



Resim 5.18. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK7 numunesi SEM görüntüleri-1



Resim 5.19. Çekme deneyi sonrası hasar bölgesi PK7 numunesi SEM görüntüleri-2



6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Tez çalışmamda epoksi bazlı, karbon fiber prepreg malzemeden üretilen lamine kompozit panellerin üzerinden çıkartılan test numuneleri ile önceden belirlenen deneyler yapılarak üretim prosesi parametrelerindeki değişikliklerin mekanik özelliklere etkisi incelenmiş ve deney sonrası test numuneleri üzerinden hasar analizi yapılmıştır.

Tez çalışmasında kullandığım prepreg malzemenin fiber malzemesi karbon, matris malzemesi ise epoksiden oluşmaktadır. Otoklavdaki parametrelerden; ısınma hızı 0,6°C(1F), 2,2°C(4F), 3,9°C(7F), basınç 2,9(42Psi), 4,9(71Psi) ve 6,9(100Psi) bar ve kürlenme süresi 90, 120 ve 150 dakika olmak üzere toplam yedi farklı otoklav çevrimi tasarlanmış ve her bir çevrime karşılık gelen yedi farklı kompozit plaka üretimi yapılmıştır.

Üretim metodu olarak temiz oda koşullarında, prepreg malzeme kullanılarak, vakum torbalama yöntemi seçilmiştir. Üretim farklılıklarını ortadan kaldırmak için otoklav prosesindeki diğer tüm parametreler sabit tutulmuş ve tüm kompozit paneller aynı sürelerden geçirilmiştir.

Üretilen numunelere porozite deneyi, üç nokta eğme deneyi, çekme deneyi ve tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi uygulanmış ve otoklav prosesindeki ısınma hızı, kürlenme süresi ve basınç parametrelerinin mekanik özelliklere etkisi incelenmiştir.

Üç nokta eğme deneyinin mikroskop görüntüleri çekilmiştir. Ayrıca üç nokta eğme deneyi, çekme deneyi ve tabakalar arası kayma mukavemeti deneylerinden seçilen test numunelerinin SEM görüntüleri çekilmiş ve ısınma hızı, kürlenme süresi ile basınç parametrelerinin hasar mekanizmalarına etkisi tartışılmıştır.

Porozite deneyi ile test numunelerinin fiber oranı, matris oranı ve boşluk hacim oranı bulunmuştur. Kürlenme sıcaklığına kadar geçen sürenin yeterli olması porozite oluşumunu azaltmaktadır ve otoklav basınç değeri yükseldikçe fiber hacim oranının arttığı ve boşluk hacim oranının azaldığı tespit edilmiştir. Sadece tahribatsız muayene yöntemi ile değerlendirilen porozite sonuçlarına göre ısınma hızının porozite üzerinde kayda değer bir etkisinin olmadığı gözlemlenmiştir. EN 2564'e göre yapılan porozite deney sonuçları açısından değerlendirme yapıldığında ise ısınma hızı en düşük ve en yüksek değerlerde iken

elde edilen porozite miktarı ortalama ısınma hızına göre daha fazladır. Bu nedenle ısınma hızının poroziteye etkisi olmakla beraber malzemedeki porozite miktarının optimum ısınma hızında kür edildiğinde azaldığı görülmüştür.

Üç nokta eğme deneyi ile test numunelerinin eğme yükü altındaki davranışları incelenmiştir. Deneysel sonuçlarına göre kullanılan malzemenin ısınma hızı için optimizasyon yapıldıktan sonra otoklavdaki basınç artışı ile eğme mukavemetin ve elastiklik modülünün arttığı gözlemlenmiştir. Ayrıca kürleme süresinde artış oldukça eğme mukavemetinin ve elastiklik modülünün arttığı, kürleme süresinde azalma olduğunda ise eğme mukavemetinin ve elastiklik modülünün azaldığı gözlemlenmiştir.

Çekme deneyi ile test numunelerinin aksenal çekme yükü altındaki davranışları incelenmiştir. Çekme deneyi sonuçlarını değerlendirmek için öncelikle kürleme süresi ve basınç parametrelerinin sabit tutulduğu ilk üç test numunesini ele aldığımızda, ısınma hızının optimize edilmesi ile PK1 ve PK3'te elde edilen verilerin en düşüğüne göre çekme mukavemetinde %3,9, çekme elastiklik modülünde ise %6,4'lük artış elde edilmiştir. Isınma hızı ve basınç parametrelerinin sabit tutulduğu PK4 ve PK5 test numunelerini ele aldığımızda PK4 test numunesinde kürleme süresindeki artış ile birlikte PK2 test numunesine göre çekme mukavemetinde %7,1, çekme elastiklik modülünde ise %3,9'lük artış sağlanmıştır. PK5 test numunesinde ise kürleme süresi düşürüldüğünde, çekme mukavemetinde azalma, elastiklik modülünde ise artış meydana gelmiştir. Isınma hızı ve kürleme süresi parametrelerinin sabit tutulduğu PK6 ve PK7 test numunelerini ele aldığımızda ise basınç artışı ile birlikte PK4 test numunesine göre çekme mukavemetinde %7,1 azalma, çekme elastiklik modülünde ise %7,2'lik artış gözlemlenmiştir. Şekil değiştirme yönünden incelendiğinde ise PK4 test numunesi PK2 test numunesine göre %8,3 oranında artış meydana gelmiştir. Çalışmada basıncın sabit tutulduğu, ısınma hızının optimize edildiği ve uygun kürleme süresinin tespit edildiği PK2 ile PK4 test konfigürasyonlarında boşluk hacim oranının azalması ile çekme mukavemetinde artış tespit edilmiştir. Basınç değerinin sırasıyla 4,9 ve 6,9 bar uygulandığı PK6 ve PK7 test konfigürasyonlarında boşluk hacim oranında azalma olmasına rağmen çekme mukavemetinde de azalma meydana gelmiştir. Bu davranış seçilen malzeme özelinde olabileceği düşünülmektedir ve bu nedenle sonraki çalışmalarda bu konu daha detaylı çalışılabilir.

Tabakalar arası kayma mukavemeti deneyi ile test numunelerinin kayma gerilmeleri altındaki davranışları incelenmiştir. Deney sonuçlarına göre kullanılan malzemenin ısınma hızı için optimizasyon yapıldıktan sonra otoklavdaki basınç artışı tabakalar arası kayma mukavemetinin arttığı gözlemlenmiştir. Ayrıca kürlenme süresi artırıldığında tabakalar arası kayma mukavemetinin arttığı, kürlenme süresinde azalma olduğunda ise tabakalar arası kayma mukavemetinin azaldığı gözlemlenmiştir.

İleri araştırmalar için muhtemel çalışma alanları olarak;

- Otoklav ile kürlenme koşullarındaki değişikliklere karşı malzemelerin davranışlarını öğrenebilmek ve daha kapsamlı veritabanı oluşturabilmek için farklı prepreg malzemeler ile benzer çalışmalar yapılabilir.
- Kürlenme parametrelerindeki varyasyonların cıvatalı çekme dayanımı, yorulma dayanımı gibi diğer mekanik özellikleri üzerindeki etkisi araştırılabilir.
- Basınç uygulama hızının ve başlangıç zamanının, fiber, matris ve boşluk hacim oranlarına, yoğunluğa etkisi araştırılabilir.
- Benzer kürlenme koşullarının sandviç panellerin üzerindeki etkisi araştırılabilir.
- Kürlenme parametrelerindeki varyasyonlar dikkate alınarak otoklav kür çevrimi optimizasyonu tasarlanabilir.



KAYNAKLAR

1. İnternet: Karthikeyan, D. (2017). *The Aerospace Market. Composites Manufacturing*, 24–25. Web: <http://compositesmanufacturingmagazine.com/digital/2017/Composites-Manufacturing-January-February-2017-Issue.pdf> Son Erişim Tarihi: 08.01.2022
2. Haskılıç, V. (2019). *Kompozit üretiminde otoklav yükleme ve çizelgeleme için yeni bir model önerisi: Savunma sanayii uygulaması*. Doktora Tezi, Hacettepe Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü, Ankara, 8-13.
3. İnternet: Pichler, D. (2021). *The Carbon Fiber Market. Composites Manufacturing*, 20–21. Web: <http://compositesmanufacturingmagazine.com/tag/winter-2021-issue/> Son Erişim Tarihi: 08.01.2022
4. Bulut, M. (2014). *Türkiyede kompozit malzeme üretimi ve kompozit malzeme sektörünün genel değerlendirilmesi*. Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi. Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 33-35.
5. Olivier, P. B. A. U. P. S., Cottu, J. P., and Ferret, B. B. A. U. P. S. (1995). Effects of cure cycle pressure and voids on some mechanical properties of carbon/epoxy laminates. *Composites*, 26(7), 509-515.
6. J.-M. Tang, W.I. Lee, and Springer G. S. (1987). Effects of cure pressure on resin flow, voids, and mechanical properties, *Journal of Composite Materials*, 21(5), 421-440.
7. Koushyar, H. (2011). *Effects of variation in autoclave pressure, cure temperature, and vacuum-application time on the porosity and mechanical properties of a carbon/epoxy composite*, Master of Science, Wichita State University, Mechanical Engineering Department, USA, 5.
8. İnternet: Mazumdar, S. (2002). *Composites manufacturing: materials, product, and process engineering*. Web: <https://tr.ru1lib.org/book/1314386/914b2c> Son Erişim Tarihi: 25.05.2022
9. Liu, L., Zhang, B. M., Wang, D. F., and Wu, Z. J. (2006). Effects of cure cycles on void content and mechanical properties of composite laminates. *Composite structures*, 73(3), 303-309.
10. Campbell Jr, F. C. (2011). *Manufacturing technology for aerospace structural materials* (First Edition). Great Britain: Elsevier, 314-316.
11. Saenz-Castillo, D., Martín, M. I., Calvo, S., Rodriguez-Lence, F., and Güemes, A. (2019). Effect of processing parameters and void content on mechanical properties and NDI of thermoplastic composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 121, 308-320.
12. Mouritz, A. P. (2000). Ultrasonic and interlaminar properties of highly porous composites. *Journal of composite materials*, 34(3), 218-239.

13. Zhu, H. Y., Li, D. H., Zhang, D. X., Wu, B. C., and Chen, Y. Y. (2009). Influence of voids on interlaminar shear strength of carbon/epoxy fabric laminates. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 19, 470-475.
14. Costa, M. L., De Almeida, S. F. M., and Rezende, M. C. (2001). The influence of porosity on the interlaminar shear strength of carbon/epoxy and carbon/bismaleimide fabric laminates. *Composites Science and Technology*, 61(14), 2101-2108.
15. Chang, T., Zhan, L., Tan, W., and Li, S. (2017). Void content and interfacial properties of composite laminates under different autoclave cure pressure. *Composite Interfaces*, 24(5), 529-540.
16. Wisnom, M. R., Reynolds, T., and Gwilliam, N. (1996). Reduction in interlaminar shear strength by discrete and distributed voids. *Composites Science and Technology*, 56(1), 93-101.
17. Xueshu, L. I. U., and Fei, C. H. E. N. (2016). A review of void formation and its effects on the mechanical performance of carbon fiber reinforced plastic. *Engineering Transactions*, 64(1), 33-51.
18. Di Landro, L., Montalto, A., Bettini, P., Guerra, S., Montagnoli, F., and Rigamonti, M. (2017). Detection of voids in carbon/epoxy laminates and their influence on mechanical properties. *Polymers and Polymer Composites*, 25(5), 371-380.
19. Koushyar, H., Alavi-Soltani, S., Minaie, B., and Violette, M. (2012). Effects of variation in autoclave pressure, temperature, and vacuum-application time on porosity and mechanical properties of a carbon fiber/epoxy composite. *Journal of Composite Materials*, 46(16), 1985-2004.
20. Antonucci, V., Giordano, M., Inserraimparato, S., and Nicolais, L. (2001). Analysis of heat transfer in autoclave technology. *Polymer composites*, 22(5), 613-620.
21. Nele, L., Caggiano, A., and Teti, R. (2016). Autoclave cycle optimization for high performance composite parts manufacturing. *Procedia CIRP*, 57, 241-246.
22. Li, M., Zhu, Q., Geubelle, P. H., and Tucker III, C. L. (2001). Optimal curing for thermoset matrix composites: thermochemical considerations. *Polymer Composites*, 22(1), 118-131.
23. Chang, T., Zhan, L., Tan, W., and Li, S. (2017). Optimization of curing process for polymer-matrix composites based on orthogonal experimental method. *Fibers and Polymers*, 18(1), 148-154.
24. Sudarisman, N., and Davies, I. (2008). The effect of processing parameters on the flexural properties of unidirectional carbon fibre-reinforced polymer (CFRP) composites. *Materials Science and Engineering A*, 498, 65-68.
25. Khan, L. A., Kausar, A., and Day, R. J. (2017). Aerospace composite cured by quickstep and autoclave processing techniques: Evaluation and comparison of reaction progress. *Aerospace Science and Technology*, 65, 100-105.

26. Agius, S. L., Magniez, K. J., and Fox, B. L. (2010). Fracture behaviour of a rapidly cured polyethersulfone toughened carbon fibre/epoxy composite. *Composite structures*, 92(9), 2119-2127.
27. Zhang, J., Guo, Q., and Fox, B. L. (2009). Study on thermoplastic-modified multifunctional epoxies: Influence of heating rate on cure behaviour and phase separation. *Composites science and technology*, 69(7-8), 1172-1179.
28. Khan, L. A., Kausar, A., Hussain, S. T., Iqbal, Z., Day, R. J., Syed, A. S., and Khan, Z. M. (2014). Cure characterization of Cycom 977-2A carbon/epoxy composites for quickstep processing. *Polymer Engineering and Science*, 54(4), 887-898.
29. Zhang, J., and Fox, B. L. (2006). Characterization and analysis of delamination fracture and nanocreep properties in carbon epoxy composites manufactured by different processes. *Journal of composite materials*, 40(14), 1287-1299.
30. Davies, L. W., Day, R. J., Bond, D., Nesbitt, A., Ellis, J., and Gardon, E. (2007). Effect of cure cycle heat transfer rates on the physical and mechanical properties of an epoxy matrix composite. *Composites Science and Technology*, 67(9), 1892-1899.
31. Kaw, A. K. (2006). *Mechanics of composite materials*, (Second Edition). US: Taylor and Francis Group, LLC, 16-51.
32. Cardarelli, F. (2018). *Materials handbook*, (Third Edition). London: Springer. 1498,1504.
33. Harper, C., A. (2002). *Handbook of plastics, elastomers, and composites*, (Fourth Edition). New York: McGraw-Hill, 229-342.
34. Hoa, S. V. (2009). *Principles of the manufacturing composite material* (First Edition). USA: DEStech Publication, Inc. 143-161.
35. Aytar, Ü.(2017). *Hataların kompozit malzemelerin mekanik özelliklerine ve yorulma ömrüne etkisinin araştırılması*. Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 14.
36. Dhakal, H. N., and Sain, M. (2020). Enhancement of mechanical properties of flax-epoxy composite with carbon fibre hybridisation for lightweight applications. *Materials*, 13(1), 109.
37. Campbell, C.F. (2004). *Manufacturing process for advanced composites*. (First edition). USA: Elsevier, 176,180.
38. Purslow, D., and Childs, R. (1986). Autoclave moulding of carbon fibre-reinforced epoxies. *Composites*, 17(2), 127-136.
39. Peters, S. T. (Ed.). (2013). *Handbook of composites*. London: Springer Science and Business Media, 352-455

40. Maley, J., A. (2008). *An investigation into low-cost manufacturing of carbon epoxy composites and a novel "mouldless" technique using the Vacuum Assisted Resin Transfer Moulding (VARTM) method*, Master of Applied Science, Ottawa-Carleton Institute for Mechanical and Aerospace Engineering, Ottawa, 7-16.
41. Mondol, S., S. (2016). Investigation of material properties of woven glass fiber reinforced epoxy composite, *Report, Department of Mechanical Engineering Heritage Institute of Technology*, Kolkata, 11.
42. Tüzemen, M.Ç. (2015). *Karbon nanotip ve nanokil katkili civata bağlantılı karbon/epoksi nanokompozit*. Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 42-50.
43. Summerscales, J. and Searle, T., J. (2005). Low-pressure (vacuum infusion) techniques for moulding large composite structures. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials Design and Applications*, 219(1), 45-58.
44. Williams, C., Summerscales, J., and Grove, S. (1996). Resin infusion under flexible tooling (RIFT): a review. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 27(7), 517-524.
45. Tuccillo, F., Antonucci, V., Calabro, A., M., Giordano, M., and Nicolais, L. (2005) Practical and theoretic analysis of resin flow in vacuum assisted resin transfer molding processes. *Times of Polymers*, 228(1), 201-208.
46. Fan, J., Cheng, X., Wang, S., Guo, X., and Zhang, T. (2015). Experimental and numerical investigation of composite bolted π -joint subjected to bending load. *Composites Part B: Engineering*, 78, 324-330.
47. Parnas, R., S. and Walsh, S., M. (2005). Vacuum-assisted resin transfer molding model. *Polymer composites*, 26(4), 477-485.
48. Kuentzer, N., Simacek, P., Advani, S., G., and Walsh, S. (2007). Correlation of void distribution to VARTM manufacturing techniques. *Composites Part A: applied science and manufacturing*, 38(3), 802-813
49. Callister, W., D. and Rethwisch, D., G. (2007). *Materials science and engineering: an introduction* (Eight Edition). New York: Wiley, 636-638.
50. İnternet: Scribd; Technical Data Sheet Thornel® T-300 Pan-Based Fiber. Web: <https://www.scribd.com/document/389726821/THORNEL-T300-052112-pdf> Son Erişim Tarihi: 08.01.2022
51. İnternet: Solvay; Technical Data Sheet Cycom® 970 Epoxy Prepreg. Web: <https://www.solvay.com/en/product/cycom-970#product-documents> Son Erişim Tarihi: 08.01.2022
52. Gürsoy H., and Tokmakçioğlu A. (2016). UBI-004 Ultrasonic Bondline Inspection of B787 Elevator Laminate Ribs and Sandwich Panel Structures. *Yuksel Composite Technologies Inc. Report*, Ankara, 20.

53. Zhu, H., Wu, B., Li, D., Zhang, D., and Chen, Y. (2011). Influence of voids on the tensile performance of carbon/epoxy fabric laminates. *Journal of Materials Science and Technology*, 27(1), 69-73.







GAZİ GELECEKTİR..