

**YENİ NESİL KARBON/PEKK HAVACILIK KOMPOZİT YAPILARININ  
TERMO-MEKANİK PERFORMANSLARI: KRİYOJENİK ŞARTLANDIRMANIN  
ve YÜKSEK SERVİS SICAKLIKLARININ ETKİSİ**

**Yüksek Lisans Tezi**

**Hakkı Ayberk TASALI**

**SAMSUN ÜNİVERSİTESİ**

**LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

**Samsun 2023**



**SAMSUN ÜNİVERSİTESİ**  
**LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

**YENİ NESİL KARBON/PEKK HAVACILIK KOMPOZİT YAPILARININ  
TERMO-MEKANİK PERFORMANSLARI: KRİYOJENİK ŞARTLANDIRMANIN  
ve YÜKSEK SERVİS SICAKLIKLARININ ETKİSİ**

**Hakkı Ayberk TASALI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Emine Feyza ŞÜKÜR**

**İkinci Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hatice Sinem ŞAŞ ÇAYCI**

**Eylül 2023**

*Bu tez çalışması Tübitak 1002 Hızlı Destek Programı tarafından kabul edilen 122M151  
nolu proje kapsamında desteklenmiştir.*



## ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BELGESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Samsun Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal programı”yla tarandığımı ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Hakkı Ayberk TASALI

## ÖNSÖZ

“Yeni Nesil Karbon/PEKK Havacılık Kompozit Yapılarının Termo-Mekanik Performansları: Kriyojenik Şartlandırmanın ve Yüksek Servis Sıcaklıklarının Etkisi” adlı çalışmada, otomatik fiber serme prosesi kullanılarak üretilen CF/PEKK havacılık kompozit yapılarının bir uçuş döngüsü boyunca, bir uçağın maruz kaldığı termal döngü simüle edilerek uçuş döngüsünde yüksek servis sıcaklıkları ve kriyojenik sıcaklıkların etkisi araştırılmıştır.

Bu tez çalışması Tübitak 1002 Hızlı Destek Programı tarafından kabul edilen 122M151 nolu proje kapsamında desteklenmiştir. Proje ve burs desteklerinden ötürü Türkiye Bilimsel ve Teknik Araştırma Kurumu (TÜBİTAK)’na teşekkürlerimi sunarım.

Daha önce yapmış olduğu çalışmalarla bana ilham olan, bana desteğini hiçbir zaman esirgemeyen, yüksek lisans eğitimim esnasında her zaman yanımda olarak bilimsel katkılarıyla beni yönlendiren, öğrencisi olmaktan her zaman gurur duyduğum değerli danışman hocam Dr. Öğr. Üyesi Emine Feyza ŞÜKÜR’e sonsuz teşekkür ederim. Tez çalışmamda değerli önerileri ve desteği için ikinci danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Hatice Sinem ŞAŞ ÇAYCI’ya teşekkürlerimi sunarım.

Son olarak, hayatım boyunca aldığım tüm kararlarda bana destek olan, beni destekleriyle cesaretlendiren özellikle sevgili annem, babam ve kardeşlerime, ayrıca beni her zaman destekleyen ve tüm süreçte yanımda olan sevgili Asya Mina ARSLAN’a teşekkürü borç bilirim.

Hakkı Ayberk TASALI

Eylül 2023

## İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	VIII
ABSTRACT .....	IX
Tablolar/Çizelgeler Listesi.....	X
Şekiller Listesi.....	XI
Simgeler ve Kısaltmalar Dizini.....	XIII
GİRİŞ.....	1

## BİRİNCİ BÖLÜM

1. KAYNAK ARAŞTIRMASI.....	2
1.1. Kompozit Malzemeler.....	2
1.2. Takviyeler.....	3
1.2.1. Fiber Takviyeler.....	3
1.3. Reçineler.....	3
1.3.1. Termoset Reçineler.....	4
1.3.2. Termoplastik Reçineler.....	4
1.3.2.1. Yüksek Performanslı Termoplastik Reçineler.....	5
1.4. Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri.....	6
1.4.1. Geleneksel Üretim Yöntemleri.....	6
1.4.1.1. El Yatırma Yöntemi.....	6
1.4.1.2. Vakum Torbalama Yöntemi.....	7
1.4.1.3. Reçine Transfer Kalıplama (RTM) Yöntemi.....	7
1.4.2. Otomatikleştirilmiş Üretim Yöntemleri.....	8
1.4.2.1. Otomatik Bant Yerleştirme ve Otomatik Fiber Yerleştirme.....	8
1.5. Tez Çalışmasının Literatürdeki Yeri.....	10

## İKİNCİ BÖLÜM

2. MATERYAL VE YÖNTEM.....	17
2.1. Malzemeler.....	17
2.2. Karbon Fiber/PEKK Kompozit Malzemelerin Üretimi.....	18

2.2.1. Otomatik Fiber Serme Yöntemi ve İkincil Prosesler.....	18
2.2.1.1. Otomatik Fiber Serme (AFP).....	18
2.2.1.2. Optimum Serim Hızı ve Baskı Kuvvetinin Belirlenmesi.....	18
2.2.1.3. İkincil Proses (Otoklav).....	19
2.3. CF/PEKK Termoplastik Kompozitlerin Kriyojenik Şartlandırılması.....	20
2.4. Test ve Analizler.....	22
2.4.1. Yoğunluk Ölçümü ve Boşluk Oranı Tayini.....	22
2.4.2. Boşluk Analizleri (2B).....	22
2.4.3. Mikro Çatlak Oluşturma ve Load/Unload Testleri.....	24
2.4.3.1. Akustik Emisyon Yöntemi.....	24
2.4.4. Eğilme Testleri.....	25
2.4.5. Termal, Morfolojik ve Yapısal Karakterizasyon.....	27
2.4.5.1. Dinamik Mekanik Analiz (DMA).....	27
2.4.5.2. Diferansiyel Taramalı Kalorimetri (DSC).....	27
2.4.5.3. Fourier Dönüşümlü Kızılötesi (FTIR) Spektroskopisi.....	28
2.4.5.4. Termogravimetrik Analiz (TGA).....	28
2.4.5.5. Optik Mikroskopisi.....	28

### ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

3. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA.....	29
3.1. Yoğunluk Ölçümü, Boşluk Oranı Tayini ve 2B Boşluk Analizi Sonuçları.....	29
3.2. Malzeme Karakterizasyonu.....	31
3.2.1. Diferansiyel Taramalı Kalorimetre (DSC) ile Isıl Analiz Sonuçları.....	31
3.2.2. Termogravimetrik Analiz (TGA) Sonuçları.....	32
3.2.3. Fourier Dönüşümlü Kızılötesi (FTIR) Spektroskopisi.....	34
3.2.4. Dinamik Mekanik Analiz (DMA) Sonuçları.....	36
3.2.5. Akustik Emisyon Destekli Eğilme Testi Sonuçları.....	38
3.2.6. Eğilme Testi Sonuçları.....	40
3.2.7. Eğilme Testleri Sonrası Hasar Mekanizmaları.....	46

## DÖRDÜNCÜ BÖLÜM

4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	48
KAYNAKÇA.....	50
ÖZGEÇMİŞ.....	56



## ÖZET

### YENİ NESİL KARBON/PEKK HAVACILIK KOMPOZİT YAPILARININ TERMO- MEKANİK PERFORMANSLARI: KRİYOJENİK ŞARTLANDIRMANIN ve YÜKSEK SERVİS SICAKLIKLARININ ETKİSİ

Hakkı Ayberk TASALI

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Samsun Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Eylül 2023

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Emine Feyza ŞÜKÜR

İkinci Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hatice Sinem ŞAŞ ÇAYCI

Havacılık uygulamalarında kullanılacak termoplastik kompozit malzemelerin tasarımı için ihtiyaç duyulan veri tabanının geliştirilmesi ancak bu malzemelerin gerçek çalışma koşullarını simüle eden ortam şartlarında test edilmesi ile mümkündür. Bu motivasyondan yola çıkılan tez çalışmasında AFP prosesiyle üretilen karbon fiber takviyeli termoplastik kompozitler, yüksek irtifada uçuşu simüle eden kriyojenik şartlandırılmaya (-50 °C) tabi tutulmuş ve kriyojenik şartlandırma sonrası kompozitlerin farklı sıcaklıklarda (0 °C, RT, 50 °C, 100 °C ve 150 °C) mekanik performansları belirlenmiştir. Bu çalışmada uçak yapısal parçalarının yüksek irtifada ve park konumuna geçene kadar artan sıcaklıklardaki mekanik performansları literatürde ilk defa bütüncül olarak ele alınmış, servis koşullarındaki mikro çatlakları temsilen kompozit numunelere akustik emisyon destekli load/unload testleriyle mikro çatlaklar oluşturulmuştur. Sonuçlar mikro çatlakların artan sıcaklık döngülerinde ve kriyojenik sıcaklıklarda kritik olduğunu ortaya koymuştur.

**Anahtar Sözcükler:** Karbon fiber, polieterketonketon, kriyojenik şartlandırma, termo-  
mekanik performans, akustik emisyon

## ABSTRACT

### THERMO-MECHANICAL PERFORMANCES OF NEW GENERATION CARBON/PEKK AEROSPACE COMPOSITE STRUCTURES: THE EFFECT OF CRYOGENIC CONDITIONING and HIGH SERVICE TEMPERATURES

Hakkı Ayberk TASALI

Department of Mechanical Engineering

Samsun University Graduate School, September 2023

Supervisor: Asst. Prof. Dr. Emine Feyza ŞÜKÜR

Co-Supervisor: Asst. Prof. Dr. Hatice Sinem ŞAŞ ÇAYCI

The development of the required database for the design of thermoplastic composite materials to be used in aviation applications is only possible by testing these materials in environments that simulate real-life operational conditions. Based on this motivation, in the thesis study, carbon fiber-reinforced thermoplastic composites produced through the AFP (Automated Fiber Placement) process were subjected to cryogenic conditioning (-50 °C), simulating high-altitude flight conditions, and the mechanical performances of the composites were determined at different temperatures (0 °C, room temperature, 50 °C, 100 °C, and 150 °C) after cryogenic conditioning. In this study, the mechanical performances of aircraft structural components were comprehensively addressed for the first time in the literature under increasing temperatures from high altitude to parking position, and to represent microcracks under service conditions, microcracks were induced in the composite specimens using acoustic emission-assisted load/unload tests. The findings indicate that microcracks play a crucial role in the face of escalating temperature cycles and cryogenic conditions.

**Keywords:** Carbon fiber, polyetherketoneketone, cryogenic conditioning, thermo-mechanical performance, acoustic emission

## Tablolar/Çizelgeler Listesi

<b>Tablo 1.</b> Kullanılan malzemenin fiziksel özellikleri tablosu.....	17
<b>Tablo 2.</b> Kompozit malzemelerin incelenmesinde ilgi duyulan kriyojenik ve düşük sıcaklıklar .....	21
<b>Tablo 3.</b> Zımparalama işleminde uygulanan parametreler .....	23
<b>Tablo 4.</b> CF/PEKK kompozit plakaların fiber hacim ve otoklav sonrası boşluk oranları.....	30
<b>Tablo 5.</b> CF/PEKK numunelerin şartlandırma öncesi ve sonrası DSC analiz sonuçları.....	31
<b>Tablo 6.</b> CF/PEKK numunelerin TGA analiz sonuçları.....	34
<b>Tablo 7.</b> CF/PEKK kompozit numunelerin şartlandırma öncesi ve sonrası FTIR pik atamaları .....	35
<b>Tablo 8.</b> CF/PEKK kompozit numunelerin şartlandırma öncesi ve sonrası farklı sıcaklıklarda eğilme testi sonuçları.....	43
<b>Tablo 9.</b> Mikro çatlaksız ve mikro çatlaklı CF/PEKK kompozit numunelerin şartlandırma öncesi ve sonrası eğilme testi sonuçları .....	46

## Şekiller Listesi

Şekil 1. Polimerlerin performans gelişimi .....	4
Şekil 2. Vakum torbalama şeması (Bayraktar, 2016) .....	7
Şekil 3. Reçine transfer kalıplama prosesi (Advani ve Hsiao, 2012) .....	8
Şekil 4. a) AFP prosesi (McIlhagger, A., Archer, E., & McIlhagger, 2020), b) AFP uygulaması .....	9
Şekil 5. AFP ile üretilen Boeing 787 gövde bölümü ve burun konisi (Chen vd., 2023) .....	10
Şekil 6. Kompozitlerin üstün özellikleri ve karbon fiber takviyeli kompozitlerin havacılık uygulamaları (Gao vd., 2022) .....	10
Şekil 7. AFP ile şerit serimi (Belnoue vd., 2017) .....	12
Şekil 8. Farklı sıcaklıklarda darbe sonrası gelişen hasar mekanizmaları, yukarıdan aşağıya sırasıyla RT, -60 °C ve -150 °C (Gómez-del Río vd., 2005) .....	15
Şekil 9. Termoplastik şerit serme prosesi (Kukla vd., 2017).....	17
Şekil 10. CF/PEKK plakaların AFP ile serim ve otoklav prosesi (Sukur vd., 2023) .....	19
Şekil 11. CF/PEKK numunelerin iklimlendirme kabiniinde kriyojenik şartlandırılması .....	21
Şekil 12. Kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası CF/PEKK numuneler .....	22
Şekil 13. Optik mikroskopi prosesi (numune hazırlama, görüntüleme ve görüntü işleme) ...	24
Şekil 14. AE sensörlü eğilme testi numunesi.....	25
Şekil 15. Eğilme test düzeneği.....	27
Şekil 16. CF/PEKK plakaların optik mikroskopi kesit görüntüleri .....	30
Şekil 17. CF/PEKK kompozitlerin DSC eğrileri a) ısıtma b) soğutma.....	32
Şekil 18. CF/PEKK numunelerin TGA termogramları.....	33
Şekil 19. CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası FTIR spektrumu .....	35
Şekil 20. CF/PEKK numunelerin şartlandırma öncesi ve sonrası DMA termogramları a) depolama modülü (storage modulus), b) kayıp modülü (loss modulus), c) tan delta .....	37
Şekil 21. CF/PEKK numunelerin tepe frekans verilerine karşılık gelen sayım değerleri.....	39
Şekil 22. CF/PEKK numunelerin akustik emisyon destekli eğilme eğrileri.....	39

<b>Şekil 23.</b> CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma a) öncesi ve b) sonrası eğilme gerilmesi-% strain grafikleri .....	40
<b>Şekil 24.</b> CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası eğilme gerilmesi-% strain grafikleri a) RT, b) 0 °C, c) 50 °C, d) 100 °C ve e) 150 °C.....	41
<b>Şekil 25.</b> Mikro çatlaklı ve mikro çatlaksız CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma a) öncesi ve b) sonrası eğilme gerilmesi-% strain grafikleri .....	44
<b>Şekil 26.</b> Mikro çatlaklı ve mikro çatlaksız CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası eğilme gerilmesi-% strain grafikleri a) RT ve b) 150 °C.....	45
<b>Şekil 27.</b> CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası farklı sıcaklıklardaki hasar görüntüleri a) 0 °C, RT ve c) 150 °C .....	47



## Simgeler ve Kısaltmalar Listesi

AC	: Kriyojenik Şartlandırma Sonrası
AE	: Akustik Emisyon
AFP	: Otomatik Fiber Serme
ATL	: Otomatik Bant Yerleştirme
b	: Test Edilen Kirişin (numune) Genişliği (mm)
BA	: Kriyojenik Şartlandırma Öncesi
c	: Kompozit
CF	: Karbon Fiber
CF/PEKK	: Karbonfiber/Polieterketonketon
CT	: Kriyojenik Sıcaklık
d	: Test Edilen Kirişin Yüksekliği (mm)
D	: Kiriş Merkezinin Maksimum Sehimi (mm)
DMA	: Dinamik Mekanik Analiz
DSC	: Diferansiyel Taramalı Kalorimetri
E'	: Depolama Modülü
E''	: Kayıp Modülü
f	: Fiber
FRP	: Fiber Takviyeli Polimer
FTIR	: Fourier Dönüşümlü Kızılötesi Spektroskopisi
GPa	: Gigapascal
K	: Kelvin
KHz	: Kilohertz
L	: Destek açıklığı (mm)
LT	: Düşük sıcaklık
m	: Matris
MPa	: Megapascal
N	: Newton
P	: Yük (N)
PEEK	: Polietereterketon
PEKK	: Polieterketonketon
RIM	: Reaksiyon Enjeksiyonlu Kalıplama
RPM	: Dakikadaki Devir Sayısı
RT	: Oda sıcaklığı
RTM	: Reçine Transfer Kalıplama
tan delta, $\delta$	: Kayıp Faktörü
T <sub>c</sub>	: Kristalleşme Sıcaklığı
T <sub>f</sub>	: Akma Sıcaklığı
T <sub>g</sub>	: Camsı Geçiş Sıcaklığı
TGA	: Termogravimetrik Analiz
T <sub>m</sub>	: Erime Sıcaklığı
UD	: Tek Yönlü
V	: Hacim İçeriği (%)
V	: Boşluk
W	: Ağırlık Fraksiyonu
X <sub>c</sub>	: Kristallik derecesi
$\mu\text{m}$	: Mikrometre
$\rho$	: Yoğunluk ( $\text{g}/\text{cm}^3$ )
$\Delta H_m$	: Kompozitin Erime Entalpisi
$\Delta H^\circ_m$	: %100 Kristalliliğe Sahip PEKK polimerin Erime Enta

## GİRİŞ

Birincil ve ikincil havacılık kompozit yapılarının ömür tayininde, değişen ortam koşulları (servis sıcaklığı) altındaki performanslarının bilinmesi kritik önem arz etmektedir. Son yıllarda termoset bazlı uçak bileşenlerinin birçoğu, yüksek korozyon direnci, geri dönüştürülebilirlik, depolama kolaylığı ve büyük ölçekli ve karmaşık geometrili parçaların kısa proses sürelerinde yüksek tekrarlanabilirlikle üretilmesini sağlayan otomatikleştirilmiş kompozit üretim tekniklerine uyum sağlamalarıyla termoplastik polimerlere evrilmektedir. Bu geçiş süreci yeni nesil yüksek performanslı termoplastik havacılık kompozitleri üzerine yapılan araştırmalara olan ihtiyacı da beraberinde getirmiştir. Gerçek bir uçak bileşeni uçuş ömrü boyunca kriyojenik sıcaklıklardan, camsı geçiş sıcaklığına kadar geniş bir aralıkta termal yüklemelere maruz kalmaktadır. Bu durum, kullanılan kompozit malzemelerin mekanik performanslarının kriyojenik ve yüksek sıcaklıklar arasında belirlenmesi gerekliliğini ortaya koymaktadır. Literatürde yeni nesil termoplastik havacılık kompozitlerinin farklı sıcaklıklardaki mekanik performansları üzerine yapılan çalışmalar sınırlı olmakla birlikte, uçak bileşenleri için tasarım sıcaklığı olan yüksek sıcaklık kriyojenik (-50 °C) ortamına maruz kalan yapıların uçuş döngüsü boyunca değişen sıcaklıklardaki performanslarını bütüncül olarak ele alan bir çalışma mevcut değildir. Belirtilen eksikliğin motivasyon olarak benimsendiği bu tez çalışmasının amacı; havacılık ve uzay uygulamalarında kullanılabilen yeni nesil yüksek performanslı termoplastik kompozitlerin, otomatik fiber serme prosesiyle havacılık isterlerini sağlayan minimum boşluk oranlarında başarıyla üretilmesi, mekanik performanslarının gerçek bir uçuş döngüsünü simüle eden ortam koşullarında belirlenmesidir.

Tez çalışmasında gerçekleştirilen bilimsel çalışmalar ile havacılık ve uzay endüstrisinin ihtiyaçlarına yönelik yüksek performanslı yeni nesil termoplastik kompozitlerin birincil ve ikincil uçak yapısal parçalarında güvenilirlikle kullanılabilmeleri için servis koşullarındaki mekanik performanslarının belirlenmesi ve sektörde termoplastik kompozit uygulanabilirliğinin arttırılması amaçlanmaktadır. Kompozit plakaların otomatikleştirilmiş imalat yöntemi olan AFP prosesiyle üretilmesi havacılık endüstrisinde maliyeti etkin ve sektörde rekabetçi konuma geçebilecek üretim teknolojilerinin geliştirilmesi ve kullanımının yaygınlaşmasına, kompleks geometrili ve büyük ölçekli yeni nesil kompozit yapıların yüksek performanslı üretilmesine katkı sağlayacaktır.

# BİRİNCİ BÖLÜM

## 1. KAYNAK ARAŞTIRMASI

### 1.1. Kompozit Malzemeler

Kompozit malzemeler günümüzde otomotivden havacılık ve uzay sanayine kadar çok çeşitli teknolojik alanlarda kullanılmaktadır. Daha hafif ağırlık, daha yüksek korozyon direnci ve iyileştirilmiş yapısal performans ihtiyacı, kompozitlerin kullanımını önemli hale getirmekte ve bu sebeple yeni malzemelerin araştırılmasını ve geliştirilmesini desteklemektedir (Sorathia vd., 1997).

Kompozitler, geleneksel malzemelerde bulunmayan yeni özellikleri ortaya çıkarmak için kimyasal olarak farklı iki veya daha fazla malzemenin ve birbiri içerisinde çözünmeyen fazların bir araya getirildiği malzemelerdir. Mühendislik uygulamalarında yaygın olarak kullanılmasının başlıca nedenleri, diğer malzemelere göre üstün rijitliği, korozyon direnci, mukavemeti, hafifliği, yüksek sıcaklık performansı, sertliği ve elektriksel iletkenliğidir (Chung ve Chung, 2012) .

Kompozitlerin geleneksel metalik malzemelere göre üstünlüğü, sayısız malzeme kombinasyonunda yatmaktadır. Kompozit malzemelerin bu avantajları, malzeme özelliklerinin istenildiği aralıkta değiştirilebilmesini sağlayarak farklı kombinasyonlarda birçok malzemenin üretilmesini mümkün kılmaktadır. Bu nedenle hafiflik, yüksek mukavemet, yorulma direnci, aşınma direnci, estetik görünüm, elektriksel iletkenlik, rijitlik, korozyon direnci ve ısıl iletkenlik gibi gerekli yapısal özellikler kompozit malzemelerle daha geniş bir ürün yelpazesinde elde edilebilmektedir. İyi tasarlanmış bir kompozit tipik olarak bileşenlerinin en iyi özelliklerini sunmaktadır (Eskizeybek, 2006). Kompozitler için uygun matris alaşımları, takviye elemanları, takviye geometrisi ve hacmi, takviye oryantasyonu ve imalat süreçleri ile istenen rijitlik, mukavemet, yoğunluk, termal ve elektriksel özellik değerleri elde edilebilmektedir. Bu avantajların yanı sıra imalat, işleme zorluğu, yüksek maliyet, geri dönüşüm zorluğu gibi dezavantajlar da bulunmaktadır.

Kompozit malzemeler genel olarak matris ile bu bileşen içine ilave edilmiş takviye elemanlarından meydana gelmektedir (Tsai ve Hahn, 2018). Takviye ve matris bileşenleri aralarında fark edilebilir bir ara yüzey bulunur. Bu fazlar, atomsal boyutta birleşmez, genelde birbirleri içinde çözünmeyerek inert davranış sergilerler (Jones, 2018).

## **1.2. Takviyeler**

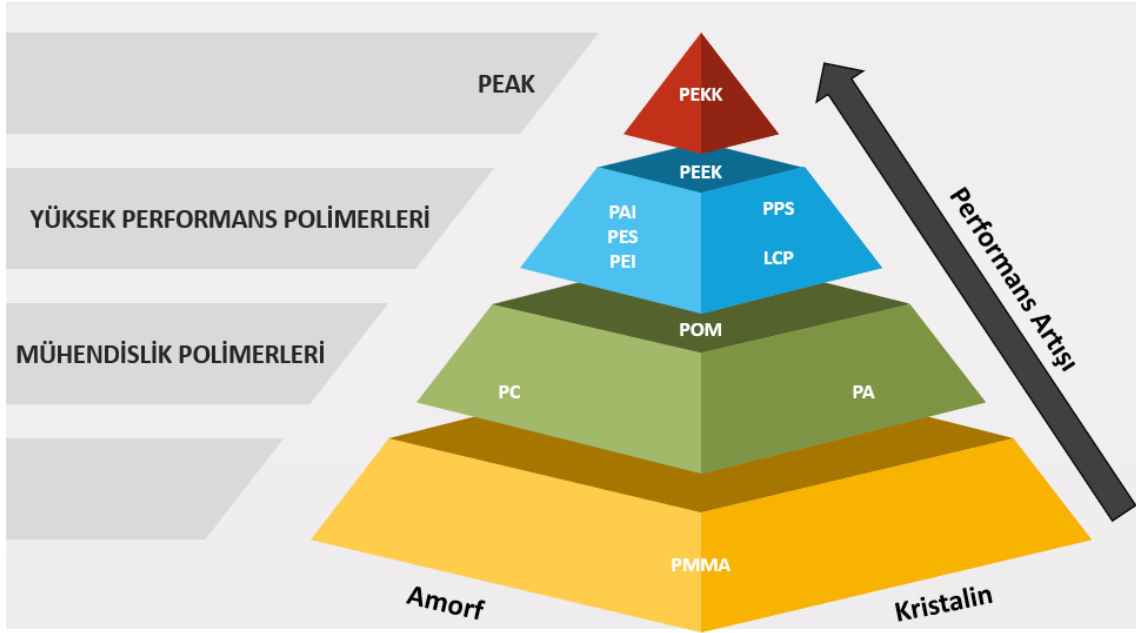
### **1.2.1. Fiber Takviyeler**

Karbon fiberler (CF'ler), yüksek özgül çekme mukavemeti, yüksek modül ve olağanüstü aşınma direnci gibi özellikleri nedeniyle gelişmiş kompozit malzemeleri güçlendirmek için yaygın olarak kullanılmaktadır. CF'ler, fiberin uzunluğuna bağlı olarak sürekli CF'ler, uzun CF'ler ve kısa CF'ler (SCF'ler) olarak sınıflandırılmaktadır. CF takviyeli polimer kompozitler düşük yoğunluklarına bağlı olarak düşük ağırlıkta gelişmiş mekanik özellikler sergilemekte ve havacılık, ulaşım ve spor malzemeleri alanlarında yaygın olarak kullanılmaktadır (Dhieb vd., 2016; Park ve Seo, 2012).

### **1.3. Reçineler**

Reçineler moleküler bağlanmalarına ve ısıl dirençlerine göre termoplastikler ve termosetler olmak üzere iki gruba ayrılır. Termoset reçineden yapılmış polimer halkalar ısı ile yumuşamaz. Bununla birlikte termoset reçineler rijittir ve tekrar tekrar kullanılamazlar. Termoplastik reçineler zayıf moleküler halkalara sahiptir, ısıtıldığında yumuşar ve soğutulduğunda sertleşir. Termoplastikler iki gruba ayrılır: amorf veya yarı kristal (semi kristalin). Amorf termoplastiklerin yüksek ergime viskozitesi ve rastgele şekillendirilmiş uzun polimer halkaları vardır. Ancak kimyasal stabilite ve yorulma dirençleri çok düşüktür. Yarı kristal termoplastiklerde amorf (düzensiz) bölgeler ve düzenli kristal moleküler yapılar bulunmaktadır (Simsiriwong vd., 2015).

Polimerler, birçok monomerik yapının bir araya gelmesiyle oluşmaktadır. Tekrarlayan monomerlere sahip polimerlere homopolimerler, iki veya daha fazla monomer içerenlere ise kopolimerler denir. Yüksek performanslı termoplastikler (Şekil 1) olarak bilinen polietereterketon (PEEK) ve polieterketonketonun (PEKK) içerisinde bulunduğu polimerler kendi içerisinde yapısal sınıflara ayrılmaktadır. Örneğin, PEEK ve PEKK lineer homopolimerlerdir. Bu polimerler doğrusal veya dallanmış formda olabilmektedir. Homopolimerlerin dallanma eğilimi genellikle sentez koşullarına bağlıdır. Polimer özellikleri genellikle polimer içeriğine ve uzunluğuna bağlı olarak değişmektedir. Özellikler ve sıcaklık duyarlılığı polimerin kimyasal yapısı ve içeriğinden etkilenmektedir (Kurtz, 2012).



Şekil 1. Polimerlerin performans gelişimi

### 1.3.1. Termoset Reçineler

Termoset reçine veya termoset polimerler olarak da adlandırılan termoset plastikler, tipik olarak oda sıcaklığında sıvı formda bulunmaktadır. Bu malzemeler ısıtıldıklarında veya kimyasal bir ajan ile muamele edildiklerinde sertleşmektedir. Genellikle reaksiyon enjeksiyonlu kalıplama (RIM) veya reçine transfer kalıplama (RTM) yöntemleriyle üretilirler ve kütleme işlemi sırasında kalıcı kimyasal bağlar oluştururlar. Malzeme içindeki monomer zincirleri arasındaki çapraz bağlar olarak adlandırılan bu kimyasal bağlar, molekülleri yerinde tutar ve malzemenin yapısını değiştirerek erimesini ve sıvı hale dönmesini engeller. Isıtıldıktan sonra form alan termoset plastiklerin aşırı ısıtılmaları sıvı faza girmeden bozulmalarına neden olabilmektedir (Wang, R. M., Zheng, S. R., Zheng, 2011).

Her termoset reçine farklı özelliklere sahiptir. Örneğin, epoksi kimyasallara karşı son derece dayanıklıdır ve ayrıca şekillendirilmesi oldukça kolaydır. Kalıplanabilir fenolik reçineler mukavemetli, sert ve kırılmandır (Goodman S.H., Dodiuk H., 1982).

### 1.3.2. Termoplastik Reçineler

Termoplastikler, oda sıcaklığında katı formda bulunmaktadır. Ancak ısıtıldıklarında yumuşarlar ve erime sıcaklığını ( $T_m$ ) geçtikten sonra akışkan hale gelirler. Termoplastiklerin işlenmesinde kimyasal bağlanma yoktur. Termoplastikler, malzeme özelliklerini etkilemeden yeniden ısıtılabilir, geri dönüştürülebilir ve yeniden kalıplanabilir. Sonuç olarak, bu

malzemeler ekstrüzyon, ısıyla şekillendirme ve enjeksiyonla kalıplama gibi işlemlerde kullanılmaktadır (Wang, R. M., Zheng, S. R., Zheng, 2011).

Hem amorf hem de yarı kristal termoplastik polimerler, kompozitlerde matris olarak kullanılabilir. Amorf termoplastikler zayıf solvent direncine sahip olma eğilimindeyken, kristalin termoplastiklerin solventlere karşı direnci daha yüksektir (Tanzi vd., 2019).

Termoplastikler, elastomerlerden farklı mekanik özelliklere sahiptir. Bir elastomerik malzeme gerilme kuvvetine maruz kalırsa (iki yana çekilirse), malzeme uzar ve üzerindeki yük kalktığında hızla eski konumuna geri döner. Ancak termoplastikleri çektiğimizde, malzeme elastikiyetini belirli bir noktaya kadar korur ve daha sonra kırılır ya da deformasyona uğrar. Elastomer çekildiğinde hemen esnemeye başlasa da, termoplastiğin esnemesi için çok yüksek kuvvetler gerekir. Termoplastik polimerler, elastomerlere göre deformasyona karşı daha dirençlidir (Selma, 2013).

### 1.3.2.1. Yüksek Performanslı Termoplastik Reçineler

PEEK, etil ve keton fonksiyonel gruplarıyla bağlantılı aromatik halka yapısına ve yarı kristalli doğrusal zincir yapısına sahip bir termoplastik homopolimerdir. Yoğunluğu 1,3-1,5 g/cm<sup>3</sup> aralığındadır. PEEK'in sahip olduğu aromatik halka yapısı, onu oksidatif, termal etkilere ve mekanik kuvvetlere karşı son derece dayanıklı kılmaktadır (Kurtz, 2012; Stawarczyk vd., 2014). Eter ve keton monomerleri, bisfenolatlardan dialkilizasyon tepkimesiyle polietereterketona dönüşür. PEEK sentezindeki bu yol 4,40-difluorobenzophenone ve difenil sülfon gibi polar bir solvent içerisindeki disodyum tuzu arasında 300°C'de gerçekleşir. Yarı kristalin bir materyal olan PEEK'in erime sıcaklığı 335°C'dir. Yüksek erime derecesinden ötürü ısıya dirençlidir ve birçok sterilizasyon yöntemine elverişlidir.

PEEK materyallerinin 4 önemli termal değişim noktası vardır (Kurtz, 2012):

1. Camı geçiş sıcaklığı ( $T_g$ ) 143 °C
2. Erime sıcaklığı ( $T_m$ ) 343°C
3. Akma sıcaklığı ( $T_f$ ) 390°C
4. Rekristalizasyon geçişi ( $T_c$ )

Camsı geçiş sıcaklığı ( $T_g$ ), polimer zincirlerinin kırılma cam davranışını sergilediği sıcaklık değerinin altında olan noktayı ifade eder.  $T_g$  değerinin altında, polimer zincirleri birbirlerinin arasından kayarak hareket etmek için yeterli enerjiye sahip değildir. Bu nedenle, mekanik stresler altında, moleküler zinciri bir arada tutan kovalent bağlar gerilip kopar.

PEEK'in camsı geçiş aşaması yaklaşık olarak 143 °C seviyesinde gerçekleşir. Bu özellik, üretim yöntemine ve test koşullarına bağlı olarak %10-60 arasında uzama gösterme potansiyeline sahip olmasını sağlar. Polietereketon (PEEK), sentetik olarak üretilen poliarileterketon ailesine ait bir polimer malzemedir (Heimer vd., 2017). Yüksek fiziksel ve mekanik özelliklere ek olarak, PEEK malzemesi aynı zamanda yüksek termal ve boyutsal stabiliteye sahiptir. Bu nedenle, endüstriyel alanda kullanılan birçok metalik malzemenin alternatifi olarak değerlendirilmektedir (Neumann vd., 2014).

PEKK matris malzemeleri, PEEK matris malzemelerinden daha düşük bir işleme sıcaklığına sahip oldukları için otoklav dışında da birleştirilebilir. İşleme özellikleri, termoplastik kompozit parçaların mekanik özelliklerinde önemli bir yere sahiptir. Matris özellikleri ve matris ile karbon fiberler arasındaki bağ, ısıl işlem döngüsüne bağlı olarak düzenlenebilir. PEKK kompozitleri yüksek sıcaklık altında (yaklaşık 360 °C) birleştirilir ve bu şekilde matrisin viskozitesi azaltılarak porozite düşürülür. Bu işlem sırasında makromoleküler zincirlerin kimyasal değişimi nedeniyle PEKK matrisinin moleküler yapısında değişiklikler meydana gelebilir. Bu değişiklikler, matris malzemesinin kimyasal ve mekanik özellikleri değiştirebilir ve bu değişiklik sonuçta kompozit parçanın mekanik özelliklerini etkileyebilir (Chan ve Venkatraman, 1986, 1987).

Termoplastik polimerlerin, havacılık uygulamalarında kullanılan geleneksel termosete göre çeşitli avantajları vardır; termoplastik polimerler kalıcı olarak sertleşmez ve birkaç kez yeniden ısıtılabilir ve şekillendirilebilir. Mevcut termoplastik malzemeler arasında, polietereketoneketon (PEKK) polimeri, yüksek camsı geçiş sıcaklığı (155 °C'den 160 °C'ye kadar), 250 °C'ye kadar yüksek bir maksimum servis sıcaklığı, yüksek çekme mukavemeti (yaklaşık 90 MPa), yüksek rijitlik (3.4 GPa'dan yüksek), düşük nem emilimi (ağırlıkça %0,2'den az) özelliklerine sahiptir (Muzzy ve Colton, 1997).

## **1.4. Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri**

### **1.4.1. Geleneksel Üretim Yöntemleri**

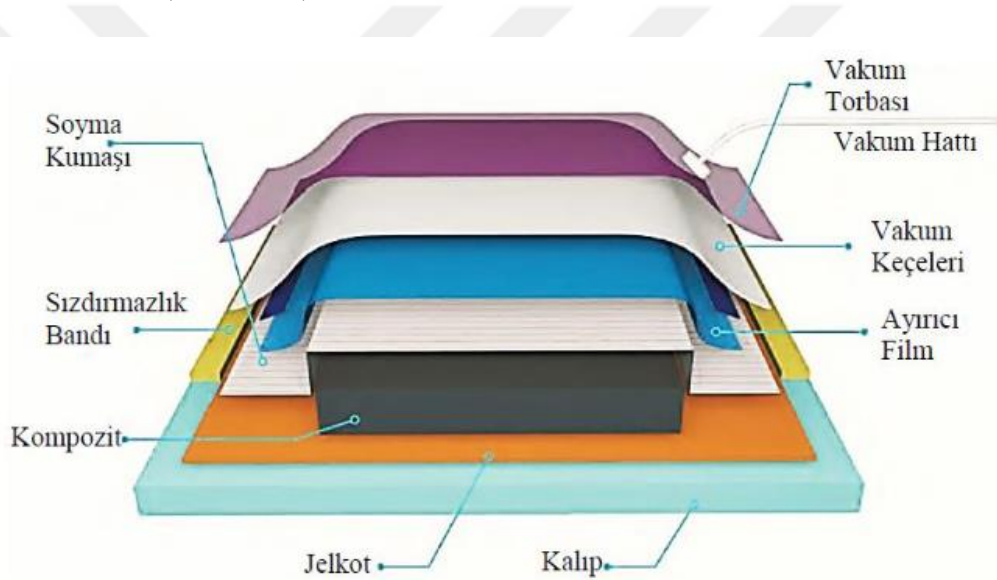
#### **1.4.1.1. El Yatırma Yöntemi**

El yatırma işlemleri düşük hacimli, orta büyüklükteki büyük parçaların üretimi için ideal üretim yöntemi olarak bildirilmektedir. Bununla birlikte, manuel üretim işlemlerinde yoğun bir çaba vardır ve parça kalitesi büyük ölçüde işçi becerisine dayanmaktadır. Literatürde prepreg, ıslak ve vakum torbalı prepreg olmak üzere üç farklı farklı el yatırma yönteminden bahsedilmektedir.

Prepreg el yatırma ve otoklav kütleme, havacılık ve uzay endüstrisinde karbon/epoksi parçalar yapmak için kullanılan en yaygın üretim yöntemidir. Islak yatırma, polyester/fiberglas parçaların üretimi için ticari endüstrilerde yaygın olarak kullanılmaktadır. Üçüncü yatırma işlemi olan vakum torbalı prepreg, yine gelişmiş karbon/epoksi parçaların üretimi için tasarlanmıştır (Bossler vd., 2010).

#### 1.4.1.2. Vakum Torbalama Yöntemi

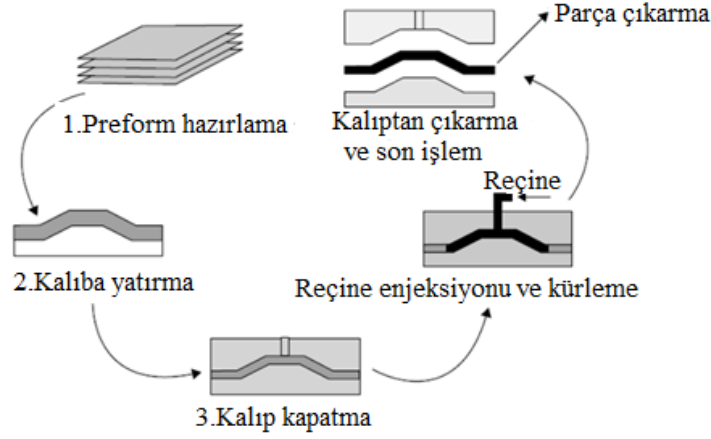
Vakum torbalama işleminin esas olarak yüksek üretim hızının değil, kompozit parça performansının önemli olduğu havacılık ve uzay endüstrisinde kullanıldığı belirtilmektedir. Tipik bir torbalama şeması Şekil 2'de gösterilmektedir. Vakum torbalama yönteminde prepregler kullanılabilir gibi, reçine ile ıslak yerleştirilmiş laminatlar da vakum torbası ile kalıplanabilmektedir (Suh, 2005).



Şekil 2. Vakum torbalama şeması (Bayraktar, 2016)

#### 1.4.1.3. Reçine Transfer Kalıplama (RTM) Yöntemi

Reçine transfer kalıplama (RTM) işlemi, düşük viskoziteli termoset reçineler ve sürekli fiberler kullanılarak yapısal parçaların yüksek hacimli üretiminde en temel üretim yöntemi olarak kabul edilmiştir. Süreksiz fiberlerin enjeksiyonu ve sıkıştırma kalıplaması ile yüksek hacimlerde kompozit yapıları üretebilir, ancak kısa fiberlerle yapısal performans elde edilemez. Bu nedenle 1980'lerin ortalarında, kompozit üretimi için reçine transfer kalıplama (RTM) yöntemi ideal üretim yöntemi olarak benimsenmiştir. RTM yöntemi yüksek hacimli ağ şeklindeki yapısal parçaların üretimi ihtiyacı olan otomotiv endüstrisinin gereksinimleriyle ortaya çıkmıştır. Şekil 3, RTM sürecinin çeşitli aşamalarının bir diyagramını göstermektedir (Advani ve Hsiao, 2012).



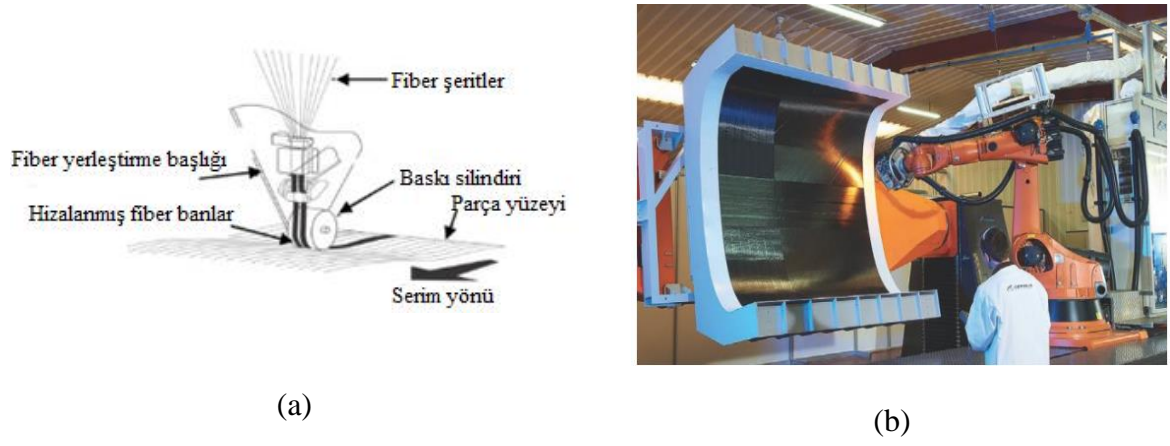
Şekil 3. Reçine transfer kalıplama prosesi (Advani ve Hsiao, 2012)

## 1.4.2. Otomatikleştirilmiş Üretim Yöntemleri

### 1.4.2.1. Otomatik Bant Yerleştirme (ATL) ve Otomatik Fiber Yerleştirme (AFP)

Kompozit yapıların otomatik üretim süreçlerinde ATL ve AFP olmak üzere iki temel üretim yöntemi ön plana çıkmaktadır. Geleneksel imalat yöntemlerine kıyasla üretim oranlarını artırmak, şekil toleranslarını iyileştirmek ve boyutsal doğruluğu artırmak için, otomatik fiber yerleştirme (AFP) ve otomatik bant yerleştirme (ATL) gibi otomatik süreçler geliştirilmiştir. ATL, nispeten büyük düz veya minimal kavisli yüzeylere geniş bantların ( $\geq 304,8$  mm) yerleştirilmesinde en etkili yöntemdir (Red, 2014). 1970'lerin başında, ATL sistemlerinin çoğu havacılık üreticileri ve araştırma kurumları tarafından geliştirilmiştir. Bu sistemlerin ana sınırlamalarından biri, düşük yerleştirme hızlarıdır ve bu da verimliliklerini sınırlamaktadır (Huber, 1981). 1980'lerde ATL teknolojisi geliştirilerek bu sınırlamalarının üstesinden gelindikçe, ATL daha sonra teknik ve daha karmaşık geometriler için kullanılmaya başlanmıştır (Lukaszewicz vd., 2012). Daha sonra, 1990'larda, karmaşık laminatların döşenmesi sırasındaki sorunların üstesinden gelmek ve büyük bileşenlerin yerleştirilmesi için yapışma kontrolü için bant ısıtması tanıtılmıştır. Doksanlı yılların ortalarından bugüne kadar ATL gelişmeleri çoğunlukla verimlilik gereksinimleriyle sınırlı kalmıştır (Lukaszewicz vd., 2012).

AFP süreci, Şekil 4'te gösterildiği gibi çok kafalı robot makineleri kullanılarak prepregleri düz veya silindirik bir mandrel üzerine yerleştiren ATL'nin dezavantajlarının üstesinden gelmek için geliştirilmiştir. AFP maliyet etkinliği açısından önemli bir kazanç, azalan işçilik maliyeti ve düşük malzeme hurda oranı sunmaktadır (Carlsson ve Kardomateas, 2011; Crosky vd., 2015).



Şekil 4. a) AFP prosesi (McIlhagger, A., Archer, E., & McIlhagger, 2020), b) AFP uygulaması (Crosky vd., 2015)

Boeing, Airbus, NASA gibi büyük kuruluşlar tarafından benimsenen AFP, havacılık ve uzay araçlarında kanat, burun konileri gövdeleri ve yük taşıyıcı itici gaz gibi son derece hassas bileşenler üretmek için yaygın olarak kullanılmaktadır (Jonsson vd., 2015; Quddus vd., 2015).

AFP, filament sarmanın ve ATL teknolojilerinin avantajlarına sahip hibrit bir prosestir. AFP hem düz hem de silindirik yapıların üretiminde kullanılabilir. AFP'de daha dar genişliğe sahip birden fazla bant kullanılabilir. Ayrıca, bantların uzunluğu daha kısa olabilmekte, bu nedenle özellikle konturlu veya kavisli yüzeylere daha kolay yerleştirilebilir. AFP; üretim doğruluğu ve üretim oranlarını iyileştirerek kaliteyi artırma potansiyeli ve malzeme/işçilik maliyetini önemli ölçüde azalması nedeniyle havacılık endüstrisi için kompozit yapıların üretiminde son yıllarda devrim yaratmıştır (August vd., 2014).

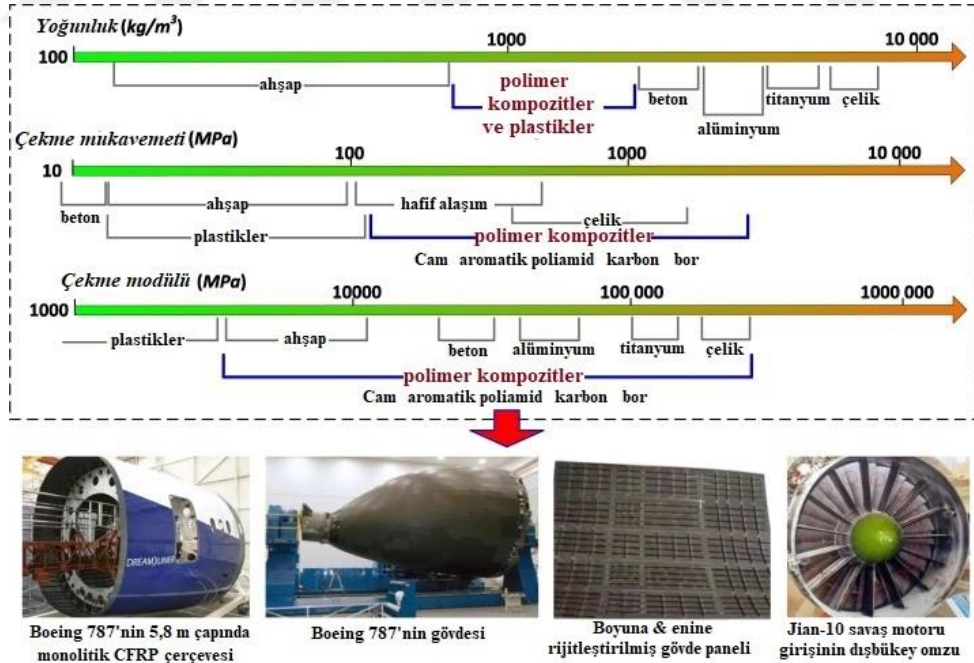
Havacılık ve uzay uygulamalarında kullanılan birçok kompozit malzeme türü vardır, bu nedenle otomatik fiber yerleştirme makineleri çok çeşitli malzemelerle entegre olarak kullanılmaktadır. Boeing 787 ve Airbus A350 uçaklarda birçok kompozit yapıda düşük viskoziteli reçineler tercih edilmektedir. Düşük viskoziteli reçineler üretim kolaylığı sağlamak ve kürlenme işleminden sonra gelişmiş yapısal özellikler sunmaktadır. Şekil 5'te gövde bölümü otomatik fiber yerleştirme yöntemiyle üretilmiş Boeing 787'nin burun konisi gösterilmiştir. Otomatik fiber yerleştirme makinelerinin ısıtma ve sıkıştırma kabiliyetinin birincil yapıların üretimi için çok önemli olduğu bilinmektedir (Güldü, 2014).



Şekil 5. AFP ile üretilen Boeing 787 gövde bölümü ve burun konisi (Chen vd., 2023)

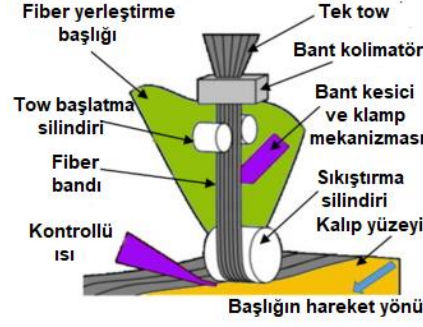
### 1.5. Tez Çalışmasının Literatürdeki Yeri

Fiber takviyeli polimer (FRP) kompozit malzemeler, hafif tasarım potansiyelleri, yüksek mukavemet/ağırlık ve rijitlik/ağırlık oranlarıyla özellikle son yıllarda büyük ölçekli havacılık yapısal parçalarının üretiminde ideal bir malzeme çözümü olarak karşımıza çıkmaktadır (Şekil 6).



Şekil 6. Kompozitlerin üstün özellikleri ve karbon fiber takviyeli kompozitlerin havacılık uygulamaları (Gao vd., 2022)

Farklı fiber ve matris kombinasyonları yüksek rijitlik ve mukavemetin yanında belirli yükleme koşulları için optimize edilmiş tasarımın yolunu açmaktadır (López-Puente vd., 2002). Ayrıca, sağladıkları bu avantajlar ile FRP'ler özgül dayanım ve özgül rijitlik isterlerini merkezine yerleştiren havacılık ve uzay araçlarında birincil ve ikincil yapısal parçalar için uygun maliyetli olarak kabul edilmektedir (Kichhannagari, 2004). Kompozit uygulamalarının giderek yaygınlaştığı havacılık ve uzay yapısal parçalarının imalatında çoğunlukla karbon fiber takviyeli termoset matrisli kompozit malzemeler tercih edilmektedir (Centea vd., 2015). Ancak, termosetlerin sınırlı raf ömrü, uzun kürlenme süreleri, nispeten düşük kırılma tokluğu, suya ve kimyasallara karşı zayıf absorpsiyon gibi kanıtlanmış olumsuz yönleri vardır. Bu nedenle, havacılık endüstrisi özellikle yeni nesil uçak parçalarının üretimi için alternatif polimer matris çözümlerine ihtiyaç duymaktadır. Yeni nesil yüksek performanslı termoplastikler, yüksek tokluk, hasar toleransı, soğuk depolamaya ihtiyaç duymadan sınırsız depolama ömrü, geri dönüştürülebilirlik, yüksek kimyasal/çözücü direnci ve karmaşık kimyasal reaksiyon veya kürlenme işlemi gerektirmediğinden nispeten daha kolay işlenebilirlik gibi önemli özellikleriyle termosetler ile kıyaslandığında havacılık endüstrisinde rekabetçi bir alternatif haline gelmiştir (Bergeret vd., 2009; Borba, N ve Amancio-Filho, 2021; Nguyen vd., 2019). Ayrıca, fiber takviyeli termoplastikler otomatik fiber yerleştirme/serme (AFP) gibi otomatikleştirilmiş üretim süreçlerine kolaylıkla uyum sağlayabilmektedir. AFP, büyük ölçekli ve karmaşık geometriye sahip yapısal kompozit parçaları yüksek üretim hacimlerinde ve tekrarlanabilir bir şekilde üretebilen otomatik bir üretim tekniğidir (Bakhshi ve Hojjati, 2019; Nguyen vd., 2019). İlaveten, AFP tekniği üretim sırasında eşzamanlı serme ve yerinde konsolidasyon imkânı sunarak, güvenlik ve kaliteden ödün vermeden malzeme ve işçilik maliyetlerini düşürmekte ve özellikle havacılık ve uzay yapısal parçalarının üretiminde otoklav süreçlerinin yerini alma potansiyeline sahiptir (Oromiehe vd., 2019; Schmidt vd., 2018; Sun vd., 2020). AFP cihazı temelde bir fiber yerleştirme kafası veya yükleme konfigürasyonlarına göre belirlenebilen farklı yönlerde fiber takviyeli polimer veya kuru fiber demetleri serileyen uç efektöründen oluşan bir robotik kola sahiptir (Lan vd., 2015). Termoplastik AFP serim sürecinde (Şekil 7), termoplastik emdirilmiş bantlar, bir ısı kaynağı ile erime sıcaklığına ısıtılırken (lokal olarak) bir alt tabaka üzerine serilir ve aynı zamanda bir sıkıştırma silindiri yardımıyla birleştirilir.



Şekil 7. AFP ile şerit serimi (Belnoue vd., 2017)

AFP ile serim işleminden sonra, otoklav, sıcak pres ve vakum torbalama gibi kompozitlerin nihai mekanik performanslarını arttıran ikincil üretim süreçleri uygulanabilir. Bununla birlikte üretim süreci sırasında oluşabilen boşluklar ve mikro çatlaklar gibi kusurlar, zorlu servis koşulları ile birleştiğinde kompozit yapının mekanik performansını düşürmekte veya hasara uğramasına neden olabilmektedir.

Üretim sürecinin kompozit yapıların mekanik performansı üzerindeki etkisine ek olarak, en kritik tasarım parametrelerinden biri olan servis koşulları (düşük/yüksek sıcaklık, nem vb.) uçak kompozit parçalarının operasyondaki performansını olumsuz etkileyebilmektedir (Borba, N ve Amancio-Filho, 2021; Shetty vd., 2016). Rutin olarak, uçak belirli bir irtifaya ulaştığında meydana gelen sıcaklık değişimleri (yüksek sıcaklık-düşük sıcaklık geçişleri), delaminasyon oluşturabilen potansiyel mikro çatlakların oluşmasına ve kararsız ilerlemesine yol açabilmektedir. FRP kompozit malzemelerin değişen ortam koşullarına maruziyeti; maruz kalma yoğunluğuna, polimer matrisinin tipine ve hizmet koşullarına bağlı olarak farklı bozunma ve hasar mekanizmalarına yol açabilmektedir. Yaşlanma olarak da tanımlanan üç ana mekanizma ve bunların sinerjik etkileri FRP kompozitlerin bozunmasını tetiklemektedir: i) kimyasal, ii) fiziksel ve iii) mekanik (Gates, 2008). Kimyasal yaşlanma, oksidasyon, hidroliz, çapraz bağlama veya zincir kopması yoluyla polimer moleküler yapısındaki geri dönüşü olmayan değişikliklerdir. Fiziksel yaşlanma ise, moleküllerin yapısal bütünlüğünü değiştirmeden malzemenin moleküler yapısındaki tersinir değişikliklerle ilgilidir (Cysne Barbosa vd., 2017; Panaitescu vd., 2019). Mekanik bozunma aynı zamanda geri döndürülemez bir süreçtir ve fiber kırılması, delaminasyon, fiber/matris ara yüzünde bağ ayrılması ve matris çatlaması yoluyla elastik modülü, mukavemeti veya tokluğu azaltmaktadır (Alsaadi ve Erklığ, 2021; Gates, 2008; Gibhardt vd., 2019; Ulus vd., 2021). Kimyasal ve fiziksel yaşlanma öncelikle nem, pH seviyesi, yüksek sıcaklık ve UV radyasyonu tarafından yönetilir ve çatlak oluşumuna, hidrolize, plastikleşmeye, şişmeye, gerilme korozyonuna ve yüzey dokusunun bozulmasına yol açar. Her ne kadar termoset matrisli kompozitler için ortam şartlarının

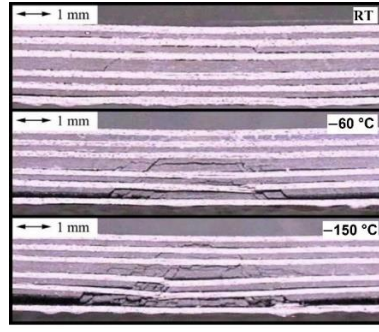
etkisiyle ortaya çıkan yaşlanma süreçlerinin gelişmesi ve mekanik performansa etkilerinin belirlenmesine yönelik kapsamlı ve sistematik çalışmalar yapılmış olsa da yeni nesil yüksek performanslı termoplastik matrisli kompozitlerin servis şartlarındaki yaşlanma cevapları ve hasar gelişimi süreçleri yeterince araştırılmamıştır. Yüksek performanslı havacılık kompozitleri için hizmet koşulları göz önüne alındığında, bahsedilen hasar mekanizmalarının anlaşılması ve servis koşullarının kompozit yapının performansı üzerindeki etkilerinin aydınlatılması havacılık endüstrisinin ihtiyaçlarına yönelik malzeme teknolojilerinin geliştirilmesinde uçuş güvenliği ve ekonomi stratejileri bakımından kritik önem arz etmektedir.

Bir uçuş döngüsü boyunca, uçak yerdeki ortam sıcaklığından yüksek irtifada uçuş sırasında çok düşük bir sıcaklığa kadar (örn. 30000 ft yükseklikte yaklaşık  $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) değişen bir termal döngüde performans göstermektedir. Uçağın yapısal bileşenlerinde kullanılan kompozitlerde, matris malzemesinin camsı geçiş sıcaklığının ( $T_g$ ) üstünde bir sıcaklık seviyesinden kaçınılmalıdır.  $T_g$ 'nin üzerinde yapısal davranış rijitlik ve mukavemet kaybıyla elastikten termo-viskoelastiğe veya termo-plastiğe değişmektedir. Öte yandan, düşük sıcaklıklar kırılabilirliğe neden olmakta, tekrarlanan sıcaklık değişiklikleri yaşlanmayı yoğunlaştırmaktadır (Petersen vd., 2001). Literatürde;  $-273\text{ }^{\circ}\text{C}$  (0 K) ila  $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$  (123 K) aralığı kriyojenik sıcaklık (CT),  $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$  (123 K) ila  $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$  (223 K) aralığı düşük sıcaklık (LT) ve  $23\text{ }^{\circ}\text{C}$  oda sıcaklığı (RT) olarak kategorize edilmektedir. Kriyojenik alanını tanımlayan belirgin bir sıcaklık noktası olmamasına rağmen, genellikle  $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$  olarak tanımlanır ve bunun altındaki sıcaklıklar oksijen, nitrojen, hidrojen ve helyumun kaynama noktalarını oluşturur.  $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$  her ne kadar düşük sıcaklık aralığında tanımlansa da "yüksek sıcaklık" kriyojeniklerinin üst sınırı olarak kabul edilmektedir ve uçak bileşenleri  $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$  /  $-57\text{ }^{\circ}\text{C}$  sıcaklıkları referans alınarak tasarlanmaktadır (Sápi ve Butler, 2020).

Kriyojenik rejimde FRP kompozitlerin kullanılmasındaki en kritik problemlerden biri matris içinde mikro çatlak yayılmasını başlatan ve malzemenin hızlı bir şekilde hasara uğramasına neden olan, fiber ve matris arasındaki farklı termal genişleme nedeniyle ortaya çıkan termal gerilmelerdir. Özellikle havacılık yapısal kompozitlerinde tercih edilen ve sıfıra yakın bir termal genişleme katsayısına sahip karbon fiberler kullanıldığında, i) fiberler ile matris arasında ve ii) farklı fiber yönelimli komşu katmanlar arasında olmak üzere iki kritik bölgede termal olarak ortaya çıkan kalıntı gerilmeler meydana gelebilir (Choi ve Sankar, 2007). Uçuş sırasında statik ve dinamik yüklere ilaveten termal kalıntı gerilmeler, kompozit parçaların hasara uğramasını tetikleyen mikroskobik seviyedeki toplam gerilmelerin şiddetinin ve çatlak yoğunluğunun eksponansiyel olarak artmasına neden olurken

delaminasyonun gelişmesini tetikleyebilir. Nihai olarak, kriyojenik sıcaklıklar FRP kompozit malzemelere kırılma katarak süneklik performansını düşürmektedir. Sıcaklık düştükçe, kompozit iç yapıda termal stresi uyardırmaya başlar, fazını değiştirir ve geçirgenliği artırır, daha kırılma bir yapıya dönüşen polimerin yük taşıma kapasitesinin azalması mekanik performansta belirgin düşüşlerle sonuçlanabilir (Damayanti vd., 2020). Tüm bu etkiler, kriyojenik sıcaklıklarda fiber takviyeli yapıların özellikle havacılık uygulamalarında kullanılabilirliğinin değerlendirilmesi için güvenilir ve doğrulanmış hasar kriterlerinin ortaya konulmasını bir gereklilik olarak karşımıza çıkarmaktadır. Polietereketon (PEEK) ve polietereketon (PEKK), yeni nesil havacılık yapılarının artan taleplerini karşılamak için son yıllarda ticari ve akademik araştırmalara konu olan yüksek performanslı termoplastik ailesinin iki önemli üyesidir. Bununla birlikte, yüksek performanslı termoplastik kompozitlerin farklı ortam koşullarındaki (kriyojenik/düşük/yüksek sıcaklık, nem vb.) mekanik performanslarına ve hasar mekanizmalarına ilişkin çok sınırlı sayıda çalışma bulunmaktadır. Grogan vd., (2015) otomatik bant yerleştirme prosesiyle ürettikleri CF/PEEK kompozitlerin kriyojenik sıcaklık altında hasar oluşumunu ve mekanik özelliklerini otoklav prosesiyle üretilen kompozitler ile kıyasladıkları çalışmalarında, otomatik yerleştirme ile üretilen kompozitlerin özellikle matrisin baskın olduğu yönlerde daha düşük mukavemet değerleri sergilediğini ortaya koymuştur (Grogan vd., 2015).

Yüklemeye koşullarının kompozit yapı içerisinde mikro çatlak oluşumunu tetikleyebildiği bilinmektedir. Bununla birlikte, dışarıdan herhangi bir yüklemeye maruz kalınmasa dahi termal artı gerilmelerin kompozit yapıda mikro çatlak oluşumu için yeterli olduğu literatürde yapılan erken dönem çalışmalarda tartışılmıştır (Adams vd., 1986; Hyer vd., 1986; Lord ve Dutta, 1988). Özellikle farklı fiber doğrultuları içeren tabakalarda, tabakalar arasındaki anizotropik termal genişleme özellikleri mikro çatlak oluşumunda önemli bir rol oynamaktadır. Grogan vd., (2014) ortam sıcaklığı ve sıvı nitrojen sıcaklığı (-196 °C) arasında termal yorulmaya tabi tutulan CF/PEEK kompozitlerin performansını araştırdıkları çalışmada benzer şekilde dış yükler olmasa dahi mikro çatlak oluşumu gözlemlemiştir (Grogan vd., 2014, 2015). Çoğu durumda, mikro çatlaklar ilk termal döngü sırasında gelişirken, sonraki döngülerde sadece birkaç mikro çatlak oluşumu gözlemlenmiştir. Bu durum mikro çatlakların matriste yorulmadan ziyade statik aşırı yüklenmeye bağlı olarak geliştiğini ifade etmektedir. Yüklemeye çeşidine ve şiddetine bakılmaksızın kriyojenik sıcaklıklara maruz bırakılan FRP kompozitlerde meydana gelen temel hasar mekanizmalarının mikro çatlak, delaminasyon ve boşluklar olduğu söylenebilir (Flanagan vd., 2017; Meng vd., 2020).



**Şekil 8.** Farklı sıcaklıklarda darbe sonrası gelişen hasar mekanizmaları, yukarıdan aşağıya sırasıyla RT, -60 °C ve -150 °C (Gómez-del Río vd., 2005)

Kriyojenik sıcaklık maruziyeti malzeme özellikleri bakımından değerlendirildiğinde, şartlandırmanın en çok matris malzemesinin tokluğu üzerinde etkili olduğu ve kompozitin hasar modlarını değiştirebildiği bildirilmiştir. Karbon fiber takviyeli polimer kompozitlerde, sıcaklık azaldıkça tek yönlü (UD) laminatların çekme özellikleri %7-16 oranında azalırken, eğilme özellikleri %50'nin üzerinde artış sergilemiştir. Termal döngü (77 K-298 K), düşük sıcaklıklara kıyasla mekanik tepki üzerinde çok az etki gösterirken (%0,2-%13), malzeme içindeki kusurlar termal döngüden sonra belirgin oranda (6 kattan fazla) artmıştır (Meng vd., 2020). Sunulan literatürde FRP termoplastik kompozitlerin mekanik özelliklerinin ve termomekanik performanslarının genellikle kriyojenik sıcaklıklar ve oda sıcaklığı aralığındaki döngülerde incelendiği görülmektedir. Ancak, havacılık yapısal bileşenleri gerçek bir uçuş döngüsü boyunca oda sıcaklığından daha yüksek sıcaklıklara maruz kalabilmektedir. Park halinde güneş ışınlarının etkisiyle gövde yüzeyi sıcaklığı 70 °C'ye ulaşabilmektedir. Bundan daha kritik olarak, bazı yapısal parçalar belirli sürelerde kritik sıcaklıklarda performans göstermektedir. Örneğin, jet motorlarını uçağın kanadına bağlayan bağlantı elemanı olarak bilinen “pylon”, hizmet süresince 150 °C'nin altında 10000 saat çalışırken, 15 dakika boyunca 180 °C sıcaklığa maruz kalmaktadır (Pedoto, 2020). Termoplastik kompozitlerde sıcaklığın polimerin kristalleşme özellikleri, termomekanik davranışları ve bozunma mekanizmaları üzerinde etkili olduğu göz önünde bulundurulduğunda, kriyojenik sıcaklıkların yanında yüksek ( $T_g$ 'ye yakın) sıcaklıklardaki mekanik performansları da araştırılmalıdır. Farklı ısıtma ve soğutma döngüleri kullanılarak üretilen bir termoplastik kompozit malzemenin kristalizasyon süreçleri nedeniyle değişen sıcaklık döngülerine farklı tepkiler verebileceğini belirtmek önemlidir. PEEK ve PEKK benzer kimyasal yapıya sahip olmalarına rağmen keton oranları farklıdır ve PEKK yaklaşık 10 °C daha düşük proses sıcaklığı (375°C) ve daha yüksek  $T_g$  (160°C)'ye sahiptir. Bu nedenle, yeni nesil yüksek performanslı bu termoplastik polimerlerin ve kompozitlerinin hizmet koşullarındaki mekanik performansları polimer

özelinde araştırılmalıdır. Son yıllarda yapılmış olan sınırlı sayıdaki araştırma CF/PEEK kompozitler üzerinde yoğunlaşmaktadır. Spesifik olarak, literatürde, AFP ile üretilen CF/PEKK kompozitlerin değişen hizmet koşulları altında (kriyojenik sıcaklık-yüksek sıcaklık döngüsü) yaşlanma davranışına ilişkin herhangi bir araştırma bulunmamaktadır.

Yeni nesil termoplastik havacılık kompozit malzemeleri üzerine yapılan mevcut sınırlı sayıdaki araştırmalarda her ne kadar kriyojenik sıcaklık altında mekanik özellikler ve deformasyon davranışlarına odaklanılmış olsa da, gerçek bir uçuş döngüsü boyunca düşük ve yüksek sıcaklıklar arasında değişen termal çevrimi temsil eden, kriyojenik sıcaklıklar sonrası artan sıcaklık değerlerinde mekanik performansın ve hasar mekanizmalarının nasıl değişeceği sorularının cevabı henüz net bir şekilde ortaya konmamıştır. Havacılık uygulamalarında kullanılacak termoplastik kompozit malzemelerin tasarımı için ihtiyaç duyulan veri tabanının geliştirilmesi ancak bu malzemelerin gerçek çalışma koşullarını simüle eden ortam şartlarında test edilmesi ile mümkündür. Bu motivasyondan yola çıkarak bu tez çalışmasında AFP prosesiyle üretilen karbon fiber takviyeli termoplastik kompozitlerin, yüksek irtifada uçuşu simüle eden kriyojenik şartlandırılmaya tabi tutulması ve kriyojenik şartlandırma sonrası kompozitlerin farklı sıcaklıklarda mekanik performanslarının belirlenmesi amaçlanmıştır.

Bu kapsamda, tez çalışmasının temel özgün değeri havacılık ve uzay endüstrisinde kullanılabilen AFP prosesiyle üretilen termoplastik kompozitlerin ömür tayininde kritik önem arz eden gerçek servis koşullarındaki mekanik performanslarının ve hasar mekanizmalarının kapsamlı bir şekilde incelenecek olmasıdır. Literatürde kriyojenik, düşük ve yüksek sıcaklıklardaki mekanik özellikler sınırlı sayıda da olsa ayrı ayrı araştırılmıştır. Ancak kriyojenik şartlandırılmış kompozitlerin artan sıcaklıklardaki mekanik performansları üzerine herhangi bir çalışma bulunmamaktadır. Bu tez çalışmasında uçak yapısal parçalarının yüksek irtifada ve park konumuna geçene kadar artan sıcaklıklardaki mekanik performansları literatürde ilk defa bütüncül olarak ele alınmış, ayrıca servis koşullarındaki mikro çatlakları temsilen kompozit numunelere load/unload testleriyle mikro çatlaklar oluşturulmuştur. Mikro çatlaklı numunelerde kriyojenik şartlandırma ve farklı test sıcaklıklarının etkileri araştırılarak, yapı içerisinde mevcut bir mikro çatlağın servis koşullarında performansı ne ölçüde etkilediği tartışılmıştır.

## İKİNCİ BÖLÜM

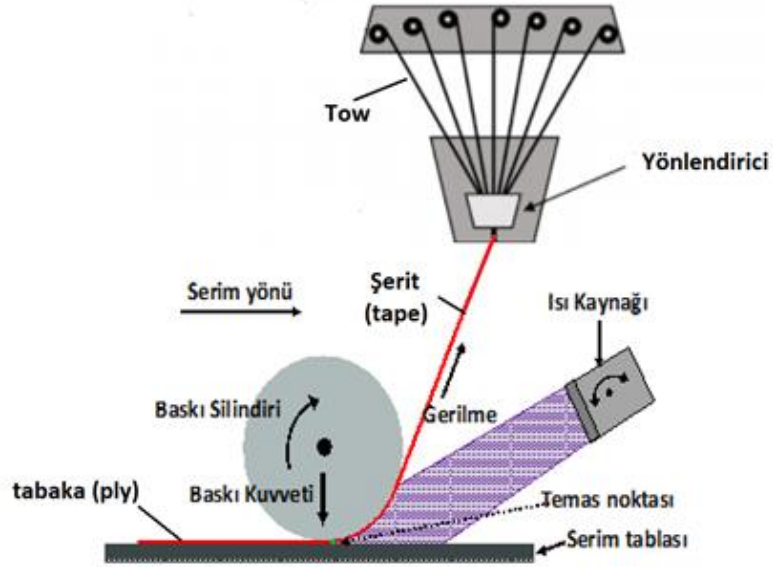
### 2. MATERYAL VE YÖNTEM

#### 2.1. Malzemeler

Bu tez çalışmasında kompozit numuneler, PEKK matrisli tek yönlü (UD) karbon fiber takviyeli termoplastik tapeler (TORAY Cetex TC1320 PEKK, AS4D UD Tape 145 g/m<sup>2</sup>, 1,4” wide slitted tape) kullanılarak üretilmiştir. Tablo 1’de kullanılan malzemenin fiziksel özellikleri verilmiştir.

**Tablo 1.** Kullanılan malzemenin fiziksel özellikleri tablosu

Özellik	Değer
Fiber alan ağırlığı	145 g/m <sup>2</sup>
Tabaka başına ağırlık	221 g/m <sup>2</sup>
Ağırlıkça reçine içeriği	%34
Konsolide tabaka kalınlığı	0,14 mm
Yoğunluk	1,59 g/cm <sup>3</sup>
Genişlik	305 mm



**Şekil 9.** Termoplastik şerit serme prosesi (Kukla vd., 2017)

## **2.2. Karbon Fiber/PEKK Kompozit Malzemelerin Üretimi**

### **2.2.1. Otomatik Fiber Serme Yöntemi ve İkincil Prosesler**

#### **2.2.1.1. Otomatik Fiber Serme (AFP)**

Otomatik fiber serme (Automated Fiber Placement, AFP) prosesi havacılık kompozit parçalarının üretiminde dijitalleşmeye açık, gelişmiş otomatik imalat sektörüne geçişe öncülük eden yöntemlerin başında gelmektedir. AFP prosesi büyük ölçekli karmaşık geometrili kompozit yapıların kısa proses sürelerinde, yüksek kalite ve tekrarlanabilirlikte üretimini mümkün kılmaktadır. AFP ile üretimin doğruluğu ve tekrarlanabilirliği yüksek olmasına rağmen, üretim esnasında proses kaynaklı serim hataları meydana gelebilmektedir. Geleneksel serim yöntemlerine kıyasla belirgin avantajlar sunan prosesin başarı yüzdesi kullanılan matris ve fiber için uygun proses parametrelerinin seçilmesiyle doğrudan ilişkilidir.

AFP prosesi belirli aşamalar doğrultusunda gerçekleştirilen bir prosestir. AFP prosesi (Şekil 10) gerçekleştirilmeden önce serim programının yazılması işlemi gerçekleştirilmektedir. Serim programı mesh ataması, koordinat sisteminin tanımlanması, kalibrasyon, serim yönü ayarlanması, tabaka ataması, şerit ataması gibi aşamalardan oluşmaktadır. Serim programının yazılması işleminden sonra programın sorunsuz çalıştığını teyit etmek amaçlı simülasyon gerçekleştirilmiştir. Sorunsuz çalıştığından emin olunduktan sonra kalıplar hazırlanmıştır. Kalıp serilecek parçanın kalıptan kolay ayrılmasını sağlayacak yüksek sıcaklıklara dayanıklı kapton termoplastik film ile kaplanmış ve vakuma alınmıştır. Kapton film ile kaplamanın bir diğer amacı özellikle yerinde konsolidasyon çalışmalarında, kalıp üzerindeki çiziklerin yakın temas ölçümlerinin derecesi üzerindeki olası etkilerini azaltmaktır. Serim süresince kalıbın sıcaklığını kontrol edebilmek için kontrol ünitesine bağlı termokupllar kalıp köşelerine yerleştirilmiştir. İdeal serim ve konsolidasyon için kalıp sıcaklığının 120 °C–130 °C'ye kadar ısıtılmasının uygun olduğunu ortaya koyan ön çalışma verilerinden yola çıkarak kalıp 130 °C'ye kadar ısıtılmış ve serime hazır hale getirilmiştir (Sukur vd., 2023). AFP ile termoplastik malzemelerin serim prosesinde sıcaklık, baskı kuvveti ve serim hızı şeritteki ilk pürüzlülüğün giderilerek başarılı bir bağlanma elde edilmesine olanak sağlamaktadır.

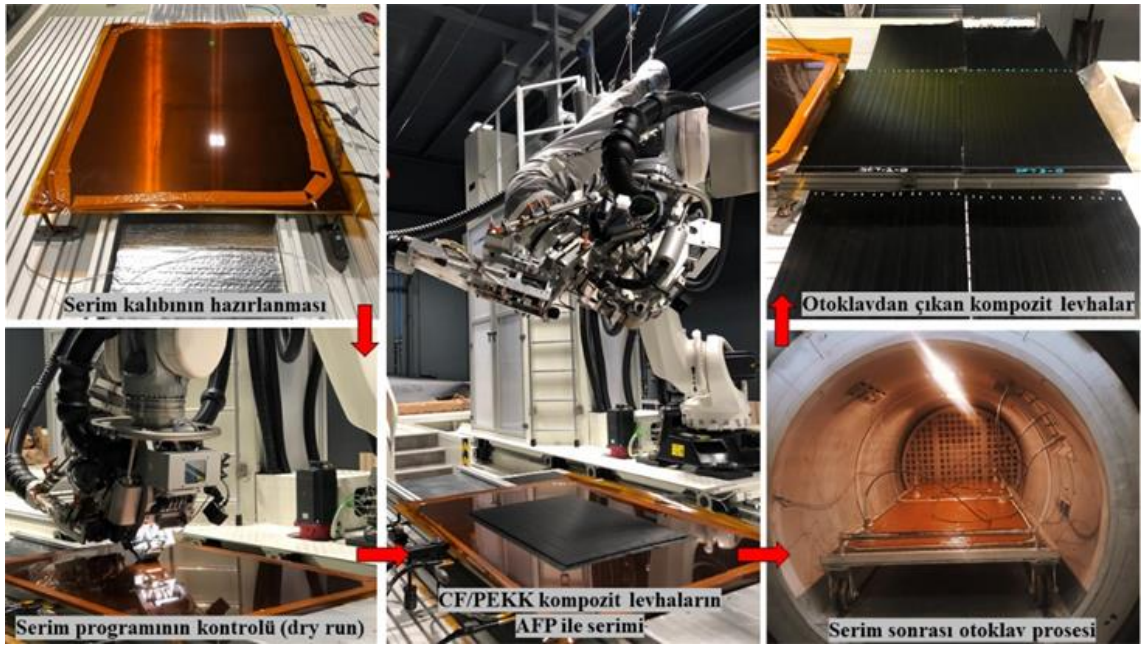
#### **2.2.1.2. Optimum Serim Hızı ve Baskı Kuvvetinin Belirlenmesi**

Literatürde farklı cihaz ve malzeme çözümleri için geniş bir yelpazede baskı kuvveti değerleri uygulanmıştır (Sun vd., 2021; Wehbe vd., 2020). Bu tez çalışmasında kullanılan baskı kuvveti cihazının sınırları, malzeme tercihleri ve güncel literatür çalışmaları değerlendirilerek 600 N olarak belirlenmiştir (Sukur vd., 2023). AFP prosesinin verimliliğinin

en büyük göstergesi olan serim hızı üretim oranlarının artması için mümkün olan en yüksek seviyeye getirilmelidir. Fakat kalite, tekrarlanabilirlik ve serim hatasızlığı isterleri yüksek serim hızlarını kısıtlamaktadır (Perner vd., 2016). Serim hızının yüksek olduğu durumlarda yüksek baskı kuvveti uygulanabilirken, serim hızının düşük olduğu üretim senaryoları için reçinenin dışa akışını (resin bleed out) önlemek için baskı kuvvetinin düşük tutulması gerektiği belirtilmiştir (Bottene vd., 2012). Literatürde düşük hızlı serim için 0.1 m/s, yüksek hızlı serim için 0.4 m/s değerleri kullanılmaktadır. Bu tez çalışmasında 600 N baskı kuvveti için literatürde optimum mekanik özelliklerin elde edildiği 0.1 m/s serim hızı tercih edilmiştir (Sukur vd., 2023).

### 2.2.1.3. İkincil Proses (Otoklav)

Havacılık uygulamalarında kompozitlerde %1'den fazla boşluk içeriğinin kompozitlerin mekanik özelliklerini etkilediği bilinmekle birlikte, kabul edilebilir kritik boşluk içeriği uygulama alanlarına bağlı olarak %1 ile %2 arasında hatta %5 arasında değişebilmektedir (Saenz-Castillo vd., 2019). Literatürde, AFP işleminden sonra boşluk içeriğini en aza indirmek ve termoplastik kompozitlerin mekanik özelliklerini iyileştirmek için tavlama, otoklav, sıcak pres ve vakum torbalama gibi çeşitli ikincil prosesler uygulanmaktadır. Daha önce yapılan ön çalışmalarda yerinde konsolidasyon (in-situ consolidation) ile üretim yapılmış ve ikincil prosesler elimine edilerek AFP sonrası nihai parçalar elde edilmiştir (Sukur vd., 2022).



Şekil 10. CF/PEKK plakaların AFP ile serim ve otoklav prosesi (Sukur vd., 2023)

Bu kapsamda öncelikle, en düşük baskı kuvveti ve hız parametreleri olan 300 N ve 0.1 m/s'de ön serimler gerçekleştirilmiştir. Serim sonrası elde edilen plakalardaki dalgalanmayı gidermek adına, plakalar PEKK 'in camsı geçiş sıcaklığının altında 120 °C'de 100 N baskı altında bir saat preslenmiştir. Bu süreçler sonrası üretilen plakaların boşluk oranları ASTM D3171/Metot B ile analiz edilmiş ve havacılık standartlarının isteri olan %1'den fazla olduğu için plakalara serim sonrası ikincil proses olarak otoklav işleminin uygulanmasına karar verilmiştir.

### **2.3. CF/PEKK Termoplastik Kompozitlerin Kriyojenik Şartlandırılması**

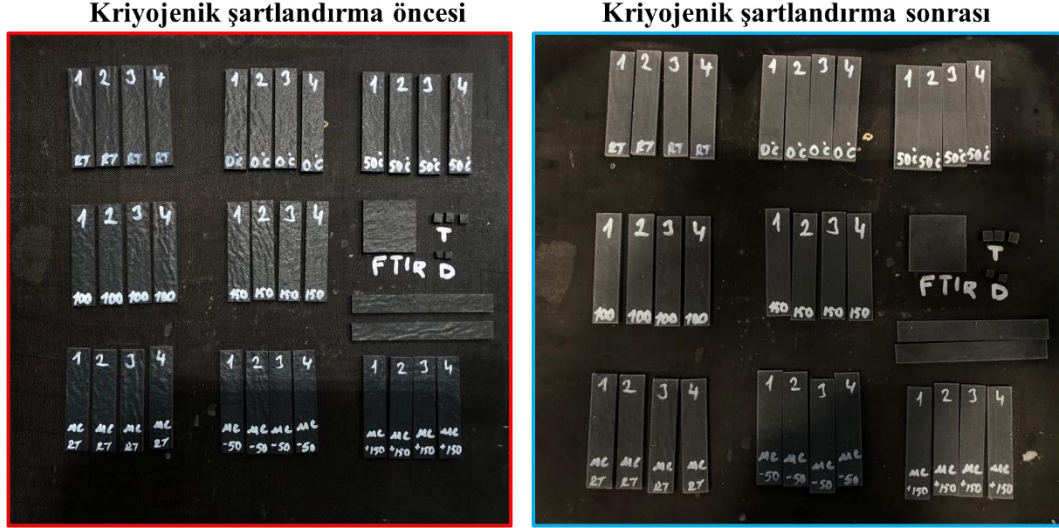
Bir uçuş döngüsü boyunca, uçak yerdeki ortam sıcaklığından yüksek irtifada uçuş sırasında çok düşük bir sıcaklığa kadar (örn. 30000 ft yükseklikte yaklaşık -50 °C) değişen bir termal döngüde performans göstermektedir. Uçağın yapısal bileşenlerinde kullanılan kompozitlerde, matris malzemesinin camsı geçiş sıcaklığının ( $T_g$ ) üstünde bir sıcaklık seviyesinden kaçınılmalıdır.  $T_g$ 'nin üzerinde yapısal davranış rijitlik ve mukavemet kaybıyla elastikten termo-viskoelastiğe veya termo-plastiğe değişmektedir. Öte yandan, düşük sıcaklıklar kırılabilirliğe neden olmakta, tekrarlanan sıcaklık değişiklikleri yaşlanmayı yoğunlaştırmaktadır (Petersen vd., 2001). Literatürde; -273 °C (0 K) ila -150 °C (123 K) aralığı kriyojenik sıcaklık (CT), -150 °C (123 K) ila -50 °C (223 K) aralığı düşük sıcaklık (LT) ve 23 °C oda sıcaklığı (RT) olarak kategorize edilmektedir (Tablo 2). Kriyojenik alanını tanımlayan belirgin bir sıcaklık noktası olmamasına rağmen, genellikle -150 °C olarak tanımlanır ve bunun altındaki sıcaklıklar oksijen, nitrojen, hidrojen ve helyumun kaynama noktalarını oluşturur. -50 °C her ne kadar düşük sıcaklık aralığında tanımlansa da "yüksek sıcaklık" kriyojeniklerinin üst sınırı olarak kabul edilmektedir ve uçak bileşenleri -50 °C/ -57 °C sıcaklıkları referans alınarak tasarlanmaktadır (Sápi ve Butler, 2020). Tez çalışmasında, havacılık kompozit yapılarının maruz kaldığı servis koşullarını simüle etmek için numuneler bir iklimlendirme kabiniinde kritik tasarım sıcaklığı olan -50 °C'de 48 saat süreyle kriyojenik şartlandırılmıştır (Şekil 11). CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası fotoğrafları Şekil 12'de verilmiştir.

**Tablo 2.** Kompozit malzemelerin incelenmesinde ilgi duyulan kriyojenik ve düşük sıcaklıklar (Sápi ve Butler, 2020)

Ortam Koşulları	K	C	Kategori
Oda Sıcaklığı	296	23	RT
Kuzey Kutbu Koşulları İçin Tasarım Sıcaklığı	223	-50	LT
Uçak bileşenleri için tasarım sıcaklığı	216	-57	LT
Katı karbondioksit (kuru buz)	195	-78	LT
Küp uydular için tasarım sıcaklığı	188	-85	LT
Dünyada ölçülen en düşük sıcaklık	184	-89	LT
Sıvı metan (LCH <sub>4</sub> ) veya doğalgaz (LNG)	111	-162	CT
Alçak dünya yörüngesindeki en düşük sıcaklık	103	-170	CT
Sıvı oksijen (LOX)	90	-183	CT
Sıvı nitrojen (LN <sub>2</sub> )	77	-196	CT
Sıvı hidrojen (LH <sub>2</sub> )	20	-253	CT
Sıvı helyum (LHe)	4,2	-269	CT
Boş uzaydaki sıcaklık	3	-270	CT
Mutfak sıfır	0	-273	CT



**Şekil 11.** CF/PEKK numunelerin iklimlendirme kabiniinde kriyojenik şartlandırılması



Şekil 12. Kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası CF/PEKK numuneler

## 2.4. Test ve Analizler

### 2.4.1. Yoğunluk Ölçümü ve Boşluk Oranı Tayini

CF/PEKK kompozit plakanın yoğunluğu ASTM D792/ Metot A'ya göre, yapı içindeki boşluğu da içeren Arşimet ilkesiyle ölçülmüştür. Fiber hacim oranları ve boşluk oranları ise ASTM D3171/Metot B'ye göre matrisin sülfirik asit muamelesiyle yapıdan uzaklaştırılması yoluyla tayin edilmiştir. Matrisin yapıdan uzaklaştırılması, karbon fiber takviyeli kompozitlerin boşluk içeriği değerlendirmesi için önerilen en kapsamlı metodolojidir (Saenz-Castillo vd., 2019). Boşluk içeriği Denklem (2.1) ile hesaplanmıştır. Boşluk içeriği hesaplamasında gerekli olan hacimce fiber ve matris içeriklerinin hesaplanmasında ise Denklem (2.2) kullanılmıştır.

$$V_v = 100 - (V_f + V_m) \quad (2.1)$$

$$V_f = \rho_c \frac{W_f}{\rho_f} \text{ ve } V_m = \rho_m \frac{W_m}{\rho_m} \quad (2.2)$$

Burada  $V$ ,  $\rho$ , ve  $W$  sırasıyla hacim içeriği (%), yoğunluk ( $\text{g/cm}^3$ ) ve ağırlık yüzdesidir. Alt indisler  $v$ ,  $f$ ,  $m$ , ve  $c$  ise sırasıyla boşluk, fiber, matris ve kompoziti tanımlamaktadır.

### 2.4.2. Boşluk Analizleri (2B)

2B analizler düzlemsel tabla hareketleri bilgisayar ile kontrol edilebilen bir ışık mikroskobu ile gerçekleştirilmiştir. Işık mikroskopisi ile elde edilen görüntülerin görüntü işleme teknikleri ile özelleştirilmesi sayesinde, numune kesitinin tamamının görüntülenmesi, kesit boyunca boşluk miktarının tayini, boşluk morfolojisi ve dağılımı belirlenebilmektedir. Analiz öncesinde

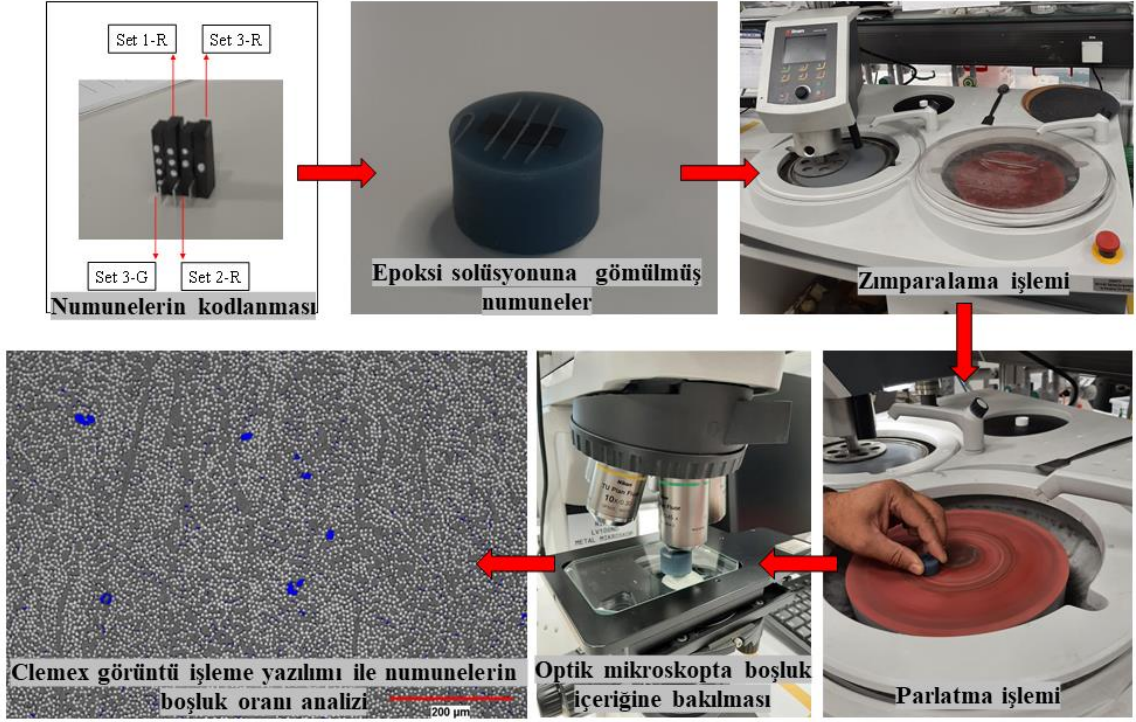
numuneler epoksi ve silikon kalıplara kalıplanmış, daha sonra numunelere yüzey parlatma işlemi uygulanmıştır. Numuneler 50X ve 100X büyütmelede görüntülenmiş, elde edilen görüntüler siyah/beyaz resimlere dönüştürülerek, boşluk miktarı ve dağılımları görüntülerden hesaplanmıştır (Gangloff vd., 2017).

Kompozit malzemelerin pürüzlü yüzeylerinden dolayı optik mikroskopta en yüksek ışık gücü bile yetersiz kalabilmektedir. Bu nedenle numuneler ancak belirli işlemlerden geçirildikten sonra mikroskopta görüntüleme işlemi başarılı olmaktadır. Şekil 13'te görüldüğü üzere hazırlanan numuneler epoksi solüsyona konmadan önce kodlanmıştır. Üretim parametrelerine göre kodlanan numuneler ağırlıkça 2:1 oranında hızlı kürlenebilir epoksi reçine ve kürlleştirici karıştırılarak, boyutlarına uygun bir kaba gömülmüştür. Kürlenme işlemi için yaklaşık 30 dakika – 1 saat arası beklenmiş, ardından numuneler epoksiye gömülü bir şekilde silikon kalıbın şeklini almış olarak çıkarılmıştır. Kalıplanan numune yüzeyi optik mikroskopta bakılacak yön tayin edilerek zımparalama cihazında otomatik olarak zımparalanmış ve ardından parlatılmıştır. Zımparalama işlemi 4 basamaktan oluşmaktadır. Bu basamaklarda en kaba tane boyutundan başlayıp (40 µm) en küçük tane boyutuna kadar (4 µm), tane büyüklüklerine göre adlandırılan 4 farklı zımparalama kâğıdı sırasıyla (P#320, P#600, P#1200, ve P#2400) kullanılmıştır. Zımparalama kâğıtlarının özelliklerine göre dört farklı programda zımparalama işlemi yapılmıştır. Kâğıt numaralarına göre işlem parametreleri Tablo 3'te verilmiştir.

Zımparalama ve parlatma prosesleri sonrası mikroskopta bakılmaya uygun hazırlanan yüzeylere optik metal mikroskobunda fiberlere dik doğrultuda her bir numunenin en uygun ışık şiddetinde görüntüleri alınmış ve Clemex görüntü analizi yazılımıyla görüntüler siyah/beyaz resimlere dönüştürülerek işlenmiş ve boşluk miktarları hesaplanmıştır.

**Tablo 3.** Zımparalama işleminde uygulanan parametreler

<b>Zımpara Kağıdı No.</b>	<b>Kuvvet (N)</b>	<b>Dönme Hızı (rpm)</b>	<b>Saat Yönü Tersi D.H. (rpm)</b>	<b>Zaman (dk)</b>
P#320	10	150	80	10
P#600	20	200	50	4
P#1200	35	200	150	5
P#2400	50	180	150	4



Şekil 13. Optik mikroskopi prosesi (numune hazırlama, görüntüleme ve görüntü işleme)

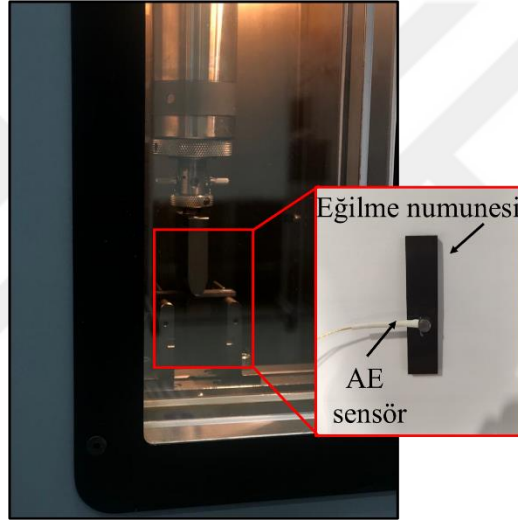
### 2.4.3. Mikro Çatlak Oluşturma ve Load/Unload Testleri

Havacılık kompozit yapıları her ne kadar yüksek mekanik performansa sahip olsa da yapı içerisinde gelişen bir mikro çatlak servis koşullarının da etkisiyle ilerleyerek makro çatlak oluşumuna ve delaminasyonlara sebebiyet verebilmektedir. Bununla birlikte uçuş boyunca kriyojenik ve yüksek sıcaklıklar arasında değişen sıcaklık döngüsü termal kalıntı gerilmeler oluşturabilmekte ve yapıda termal olarak indüklenen yeni mikro çatlaklar gelişebilmektedir. Yapıda mikro çatlak oluşumunun ekseriyetle ilk termal çevrimde meydana geldiği ifade edilmektedir (Grogan vd., 2015). Bu durumda gerçek bir uçuş döngüsünü tam anlamıyla simüle edebilmek adına CF/PEKK numunelerde mikro çatlaklar oluşturulmuştur. Mikro çatlak oluşturma aşaması, akustik emisyon (AE) destekli eğilme testleriyle gerçekleştirilmiştir (Tabrizi vd., 2019).

#### 2.4.3.1. Akustik Emisyon Yöntemi

Akustik emisyon (AE) verileri, load/unload testlerinin numunelerde mikro çatlaklara neden olduğu maksimum eğilme yükünü belirlemek için analiz edilmiştir. AE verilerini elde etmek ve kaydetmek için AEwin PCI2 yazılımlı Mistras PCI 2 akustik emisyon cihazı kullanılmıştır. Akustik sinyalleri elde etmek için numunelere bir adet piezoelektrik sensör (PICO-200-750KHz, Mistras) yapıştırılmıştır (Şekil 14). Elde edilen sinyaller bir preamplifikatör yardımıyla yükseltilmiştir. Veri toplama parametrelerini eklemek ve ayarlamak için AEwin

PCI2 yazılımı kullanılmıştır. Mikro çatlakların başlama ve yayılma aşamalarını belirlemek amacıyla, AE verilerini genlik ve tepe frekans özelliklerine göre kümelemek için MATLAB K-means++ algoritması kullanılmıştır. Akustik verilerde ayırt edici olan üç tür hasarla (matris çatlağı, arayüzey hasarı ve fiber ile ilişkili hasarlar) ilişkilendirilen frekans aralıklarında kümeler belirlenmiştir. Hasarlarla ilişkilendirilen ve kümelenen veriler eğilme testinden elde edilen mukavemet-strain grafiğiyle birlikte çizdirilmiş, grafikten mikro çatlak oluşumu için yeterli olan bir strain değeri seçildikten sonra buna karşılık gelen mukavemet değerinden yük değeri tespit edilmiştir. AE ölçümleri üç tekrarlı olarak yapılmıştır. Sonraki aşamada belirlenen yük değerinde load/unload ile numunelere mikro çatlak oluşturulmuştur. Ardından mikro çatlaklı numuneler RT, 150 °C ve kriyojenik şartlandırma sonrası RT ve 150 °C olmak üzere dört farklı sıcaklıkta eğilme testine tabii tutulmuştur.



Şekil 14. AE sensörlü eğilme testi numunesi

#### 2.4.4. Eğilme Testleri

CF/PEKK plakaların boyutları, yapılan test ve analizlere istinaden belirlenmiştir ve kesilmiştir. Eğilme test numunelerinin kesimleri su jetinde, morfolojik ve yapısal karakterizasyon analizlerinin numuneleri ise boyutlarının küçük olması sebebiyle sulu elmas testere ile kesilmiştir. Hazırlanan numuneler, standartlara uygun olarak kompozitlerin bir uçuş döngüsü boyunca maruz kalacağı sıcaklık değerlerini simüle eden ortamlarda eğilme testine tabii tutulmuştur.

CF/PEKK kompozitlerin eğilme testleri ASTM D790 Prosedür A'ya göre Instron 5982 tipi üniversal test cihazında, üç noktadan eğme konfigürasyonunda 0,8 mm/dak çapraz kafa hızında yapılmıştır (Şekil 15). Şartlandırılmış CF/PEKK kompozitlerle kıyaslama yapabilmek için numunelerin öncelikle referans mekanik değerleri oda sıcaklığında (RT) belirlenmiştir.

Sıcaklık değerlerinin kontrollü olarak uygulanabilmesi için testler izole edilmiş bir ısıtma kabini içerisinde sırasıyla 0 °C, RT, 50 °C, 100 °C ve 150 °C sıcaklıklarda yapılmıştır. Isıtma kabini test sıcaklığına ulaştığında numuneler şartlandırma ortamından alınarak test fikstürüne bağlanmış ve 15 dakika bekledikten sonra eğilme testine başlanmıştır. Test sıcaklığında bekleme süresi (15 dakika) pylon gibi parçaların bir uçuş döngüsü boyunca kritik (yüksek) sıcaklıklarda 15 dakika performans sergilemesi dolayısıyla gerçek bir uçuş prosesini temsil etmek için seçilmiştir.

Her bir numune beş tekrarlı olacak şekilde teste tabi tutulmuştur. Test sonucunda mukavemet, strain ve Chord modülü değerleri elde edilmiştir. Eğilme gerilmesi ( $\sigma_e$ , MPa) değerleri Denklem (2.3) ve strain ( $\varepsilon_e$ , mm/mm) değerleri Denklem (2.4) ile hesaplanmıştır. Chord modülü (GPa) stress-strain eğrisi üzerindeki iki nokta arasına çizilen kirişin eğimi olarak ifade edilmektedir.

$$\sigma_e = \frac{3PL}{2bd^2} \quad (2.3)$$

$$\varepsilon_e = \frac{6Dd}{L^2} \quad (2.4)$$

Denklemlerde;

P: yük (N)

L: destek açıklığı (mm)

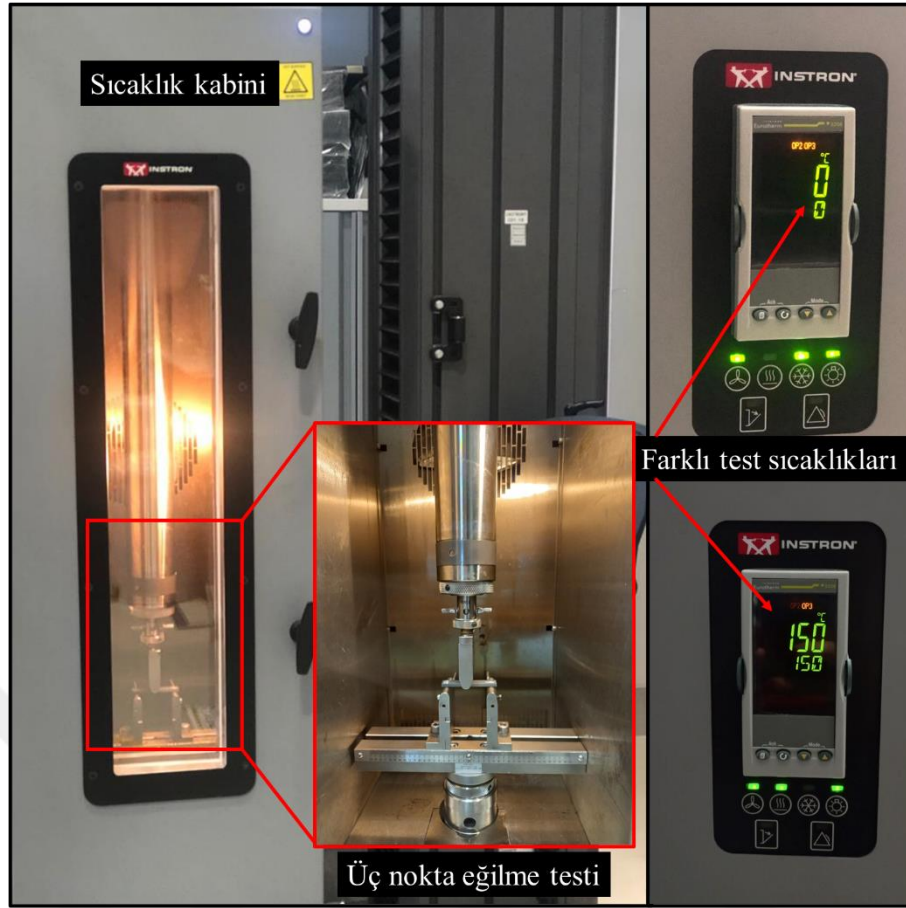
b: test edilen kirişin (numune) genişliği (mm)

d: test edilen kirişin yüksekliği (mm)

D: kiriş merkezinin maksimum sehimi (mm)

Eğilme testleri sonucunda %3-5 arasında standart sapma elde edilmiş ve hedeflenen standart sapma sağlanmıştır.

Akustik emisyon yöntemi kullanılarak, yapılan analizler sonucunda oluşturulan mukavemet-strain grafiklerinden elde edilen mikro çatlak oluşumu için yeterli strain değeri okunmuş ve bu strain değerine karşılık gelen mukavemet değerinden yük tespiti yapılmıştır. Belirlenen yük değerinde load/unload ile mikro çatlak oluşturulan numuneler RT, 150 °C ve kriyojenik şartlandırma sonrası RT ve 150 °C olmak üzere dört farklı sıcaklıkta eğilme testine tabii tutulmuştur.



Şekil 15. Eğilme test düzeneği

## 2.4.5. Termal, Morfolojik ve Yapısal Karakterizasyon

### 2.4.5.1. Dinamik Mekanik Analiz (DMA)

CF/PEKK kompozitlerin dinamik mekanik analizleri (DMA) ASTM 4065 standardına göre 80mmx13mmx3mm boyutlarında hazırlanan numuneler ile tek konsol kiriş (single cantilever) modunda, 1Hz frekansta, 5 °C artış hızında -50+300 °C aralığında gerçekleştirilmiştir. Analizler ile numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası depolama modülü, kayıp modülü ve camsı geçiş sıcaklıkları belirlenmiştir.

### 2.4.5.2. Diferansiyel Taramalı Kalorimetri (DSC)

Farklı proses parametreleriyle üretilen CF/PEKK kompozitlerin camsı geçiş sıcaklığı, erime/kristalleşme sıcaklıkları ve entalpilerini elde etmek için diferansiyel tarama kalorimetrisi (DSC) kullanılmıştır. İzotermal DSC ölçümleri Mettler-Toledo 821 DSC3+ cihazında N<sub>2</sub> atmosferi altında 50 ml/dk hava akışı ile gerçekleştirilmiştir. Analizler, 10 °C/dk ısıtma hızı ile 25 °C-400 °C sıcaklık aralığında yapılmıştır.

Kompozit numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası kristallik dereceleri Denklem (2.5) kullanılarak hesaplanmıştır (Sukur vd., 2023);

$$X_c = \frac{\Delta H_m}{\Delta H_m^\circ \times W_m} \times 100 \quad (2.5)$$

Burada  $X_c$  kristallik derecesidir,  $W_m$  ise matris ağırlık fraksiyonudur.  $\Delta H_m$  ve  $\Delta H_m^\circ$  sırasıyla kompozitin erime entalpisi ve %100 kristalliliğe sahip PEKK polimerin erime entalpisi (130 J/g).

#### **2.4.5.3. Fourier Dönüşümlü Kızılötesi (FTIR) Spektroskopisi**

CF/PEKK kompozit malzemenin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası kimyasal yapısı (moleküler değişimler) ve kriyojenik şartlandırma ile mekanik özellikler arasındaki ilişki FTIR Thermo Scientific Nicolet™ iS50 spektrometresi kullanılarak yapılan analizlerle araştırılmıştır. Spektrumlar,  $4 \text{ cm}^{-1}$  spektral çözünürlük ile  $4000\text{-}650 \text{ cm}^{-1}$  aralığında yapılan taramada 16 taramanın ortalaması olarak kaydedilmiştir.

#### **2.4.5.4. Termogravimetrik Analiz (TGA)**

CF/PEKK kompozitlerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası bozunma sıcaklıklarında meydana gelen değişim termogravimetrik analiz (TGA) ile Mettler Toledo TGA-DSC 3+ cihazında,  $25\text{-}1000 \text{ }^\circ\text{C}$  sıcaklık aralığında, azot atmosferi altında ve  $10^\circ\text{C}/\text{dk}$  ısıtma hızıyla gerçekleştirilmiştir.

#### **2.4.5.5. Optik Mikroskopi**

CF/PEKK kompozit malzemelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası farklı test sıcaklıklarında eğilme testleri sırasında meydana gelen hasar mekanizmaları Nikon SMZ800N stereo mikroskopi ile incelenmiştir.

## ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

### 3.ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

#### 3.1. Yoğunluk Ölçümü, Boşluk Oranı Tayini ve 2B Boşluk Analizi Sonuçları

600 N baskı kuvveti ve 0.1 m/s serim hızında üretilen CF/PEKK kompozit plakaların ASTM D792/ Metot A'ya göre ölçülen yoğunluk değerleri ve ASTM D3171/Metot B'ye göre belirlenen fiber hacim oranları ve boşluk oranları Tablo 4'te verilmiştir. Tez kapsamında kurgulanan yol haritasında plakaların havacılık standartlarında üretimi hedeflenmiştir. Havacılık uygulamalarında kompozitlerde hacimce %1'den fazla boşluk içeriğinin kompozitlerin mekanik özelliklerini olumsuz yönde etkilediği bilinmekle birlikte kabul edilebilir kritik boşluk içeriği hacimce % 1'in altında olup, farklı uygulama alanlarına bağlı olarak hacimce %1 ile %2 arasında hatta %5 arasında değişebilmektedir (Saenz-Castillo vd., 2019).

Yerinde konsolidasyon sürecinin doğasında bulunan iki tür boşluk vardır: İntra-laminar (şerit içi) ve inter-laminar (şeritler arası). İntra-laminar boşluk, şerit emprenye aşaması sırasında oluşurken, inter-laminar boşluk çoğunlukla şerit yerleştirme işleminin sonucudur. İntra-laminar boşluk şerit içine gömülüdür. Gruber vd., otomatik şerit yerleştirme işleminin intra-laminar boşluk içeriğini azaltmadığını ileri sürmüştür (Gruber vd., 2012). Ranganathan vd., ise boşluk oluşumunu etkileyen baskın faktörün, temas noktasını geçen boşluğun konsolidasyonu olduğunu ifade etmiştir. Bu ifadeye göre AFP ile üretilen kompozit numunelerin mevcut boşluk oranları ancak ikincil konsolidasyon prosesleriyle mümkündür. Literatürde, AFP işleminden sonra boşluk içeriğini en aza indirmek ve termoplastik kompozitlerin mekanik özelliklerini iyileştirmek için tavlama, otoklav, sıcak pres ve vakum torbalama gibi çeşitli ikincil prosesler uygulanmaktadır.

Tez çalışmasında öncelikle yerinde konsolidasyon (in-situ consolidation) ile üretim yapılarak ikincil prosesler elimine edilmiş ve AFP sonrası nihai plaka elde edilmiştir. Bu kapsamda öncelikle, literatürde tavsiye edilen düşük baskı kuvveti ve hız parametreleri olan 300 N ve 0.1 m/s'de ön serimler gerçekleştirilmiştir. Üretilen kompozit plakaların boşluk oranları ASTM D3171/Metot B ile analiz edilmiş ve % 5.13 bulunmuştur. Bu boşluk oranı havacılık standartlarına uygun kompozit üretimi için ikincil prosesleri gerekli kılmıştır ve plakalara serim sonrası ikincil proses olarak otoklav işleminin uygulanmasına karar verilmiştir. Otoklav uygulaması sonrası 600 N baskı kuvveti ve 0.1 m/s serim hızı parametreleriyle üretilen plakaların boşluk oranlarının 0.21-0.29 arasında değiştiği

görülmektedir. Bütün numunelerin boşluk içerikleri havacılık isterleri olan hacimce %1'in altındadır.

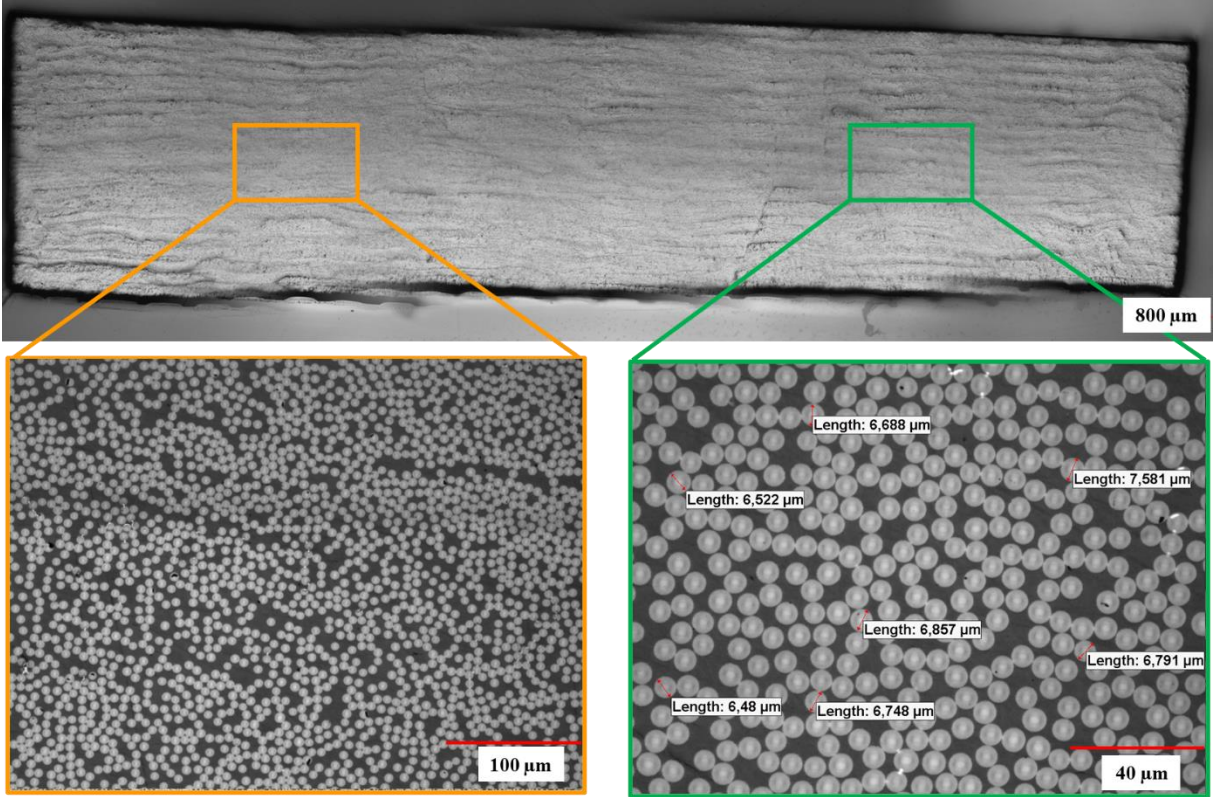
**Tablo 4.** CF/PEKK kompozit plakaların fiber hacim ve otoklav sonrası boşluk oranları

Ölçülen değerler	Numune 1	Numune 2	Numune 3	Ortalama
$W_r$	64.55	64.58	64.60	64.58
$W_m$	34.45	35.42	35.40	35.42
$V_v$	0.25	0.21	0.29	0.25
$\rho_c$	1.57	1.57	1.57	1.57

$W_r$  : fiber ağırlık oranı (%),  $W_m$  : matris ağırlık oranı (%),  $V_v$  : boşluk hacmi (%),

$\rho_c$  : kompozit yoğunluğu ( $g/cm^3$ )

600 N baskı kuvveti ve 0.1 m/s serim hızı parametreleriyle üretilen CF/PEKK kompozit plakaların optik mikroskopi analizlerinden elde edilen görüntüler Şekil 16'da verilmiştir. Optik mikroskopi ile gerçekleştirilen 2B boşluk analizleri sonuçlarında da boşluk içerikleri % 1'in altında bulunmuştur. Hem ASTM D3171/Metot B, hem de 2B analizlerden elde edilen sonuçların birbirini desteklediği görülmektedir.



**Şekil 16.** CF/PEKK plakaların optik mikroskopi kesit görüntüleri

## 3.2.Malzeme Karakterizasyonu

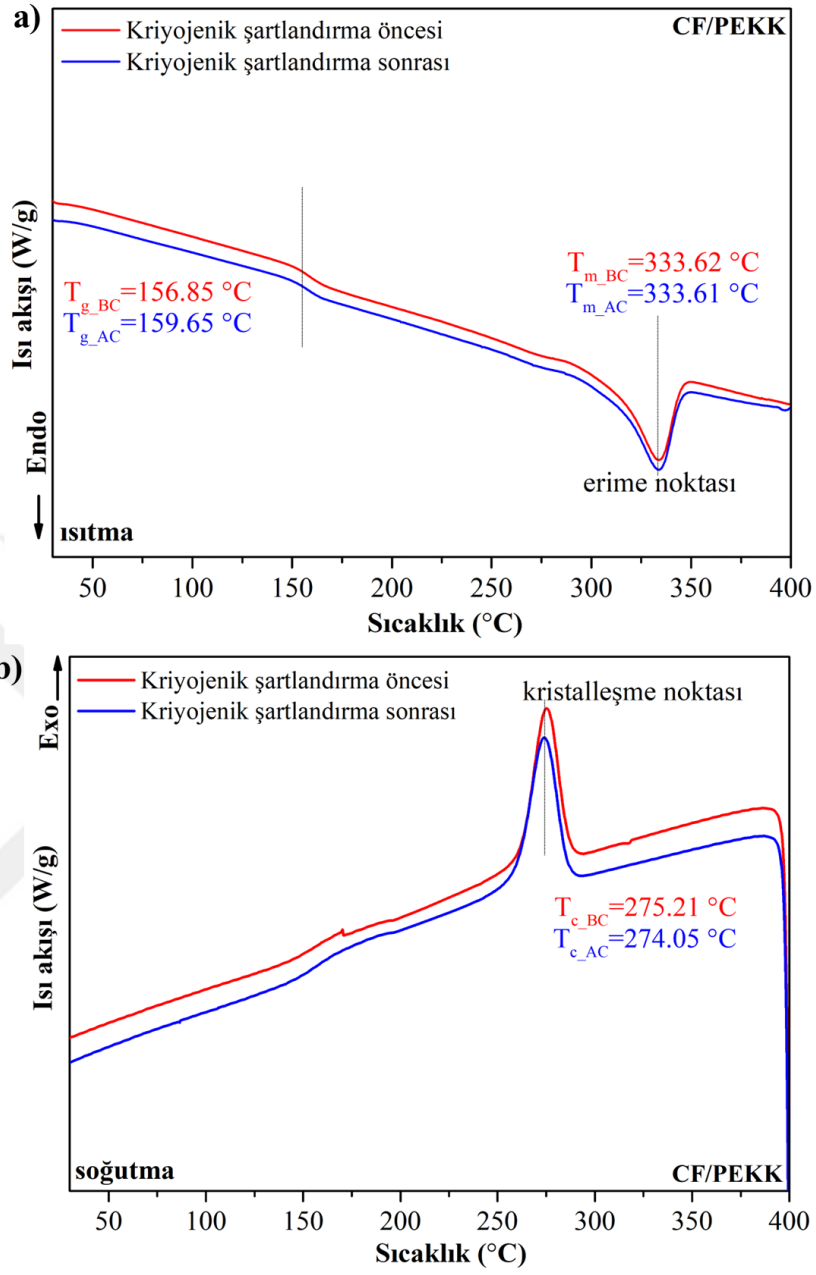
### 3.2.1. Diferansiyel Taramalı Kalorimetre (DSC) ile Isıl Analiz Sonuçları

Kriyojenik şartlandırmanın CF/PEKK kompozitlerin camsı geçiş sıcaklığı ( $T_g$ ), erime sıcaklığı ( $T_m$ ), kristalleşme sıcaklığı ( $T_c$ ), erime/kristalleşme entalpileri ve kristalleşme derecesi üzerindeki etkisini araştırmak için DSC analizleri kullanılmıştır. Şekil 17.a ve b. sırasıyla CF/PEKK numunelerin ısıtma ve soğutma eğrilerini (ısı akışı-sıcaklık eğrileri) temsil etmektedir. Malzemenin termal geçmişini değerlendirmek ve sonuç olarak kriyojenik şartlandırmanın kompozitlerin termomekanik özellikleri üzerindeki etkisi hakkında bilgi sağlamak için ilk ısıtma eğrileri kullanılmaktadır (Borba vd., 2021). Bununla birlikte, DSC analizlerinde kullanılan numunelerin miktarı (~5 mg) oldukça sınırlıdır. Bu nedenle analiz sonuçları  $T_g$  için yeterince güvenilir sonuçlar verememektedir. Şartlandırma süreçlerinin  $T_g$ 'ye etkisi DMA analizleri sonuçlarında detaylıca tartışılmıştır. Literatürde kristalleşme/erime entalpileri ve bunlara bağlı olarak kristalleşme derecesi hesaplamaları için DSC analizleri kullanılırken, hassas bir  $T_g$  değerlendirmesi için daha çok DMA analizlerinin kullanılması tavsiye edilmektedir. Grafiklerde eğrilerin pik noktalarına denk gelen sıcaklık değerlerinden de anlaşılacağı gibi proses sonunda  $T_m$  ve  $T_c$  değerlerinde belirgin farklılıklar söz konusu değildir. Ancak kriyojenik şartlandırma sonrasında  $T_g$  değerinde 3 °C'lik bir artış meydana gelmiştir.

Tablo 5'te CF/PEKK numunelerin DSC analiz sonuçları verilmiştir. 600 N baskı kuvveti ve 0.1 m/s serim hızı parametreleriyle üretilen numunelerin erime entalpi değerlerinden hesaplanan kristalleşme derecesi %23.50'dir. Şartlandırma sonrası entalpi değerleri azalmış ve buna bağlı olarak hesaplanan yeni kristalleşme derecesi %21.35 olarak hesaplanmıştır. Kriyojenik şartlandırma periyodunun sonunda numunelerin kristalleşme derecesinde %9'luk bir düşüş meydana gelmiştir. Yüksek sıcaklıklarda şartlandırılan/yaşlandırılan numuneler, kristal oluşumunun (post-kristalleşme) gerçekleşmesi amacıyla polimer zincirlerinin segmental düzenlenmesi için daha yüksek aktivasyon enerjisine sahiptir; bu nedenle daha yüksek derecede kristallik gösterirler. Düşük şartlandırma/yaşlandırma sıcaklıklarında amorf bölgenin zincir segmentleri gevşeme süreci için yeterli hareketliliğe sahip değildir, bu da daha düşük kristallik derecesiyle sonuçlanır (Farhoodi vd., 2012).

**Tablo 5.** CF/PEKK numunelerin şartlandırma öncesi ve sonrası DSC analiz sonuçları

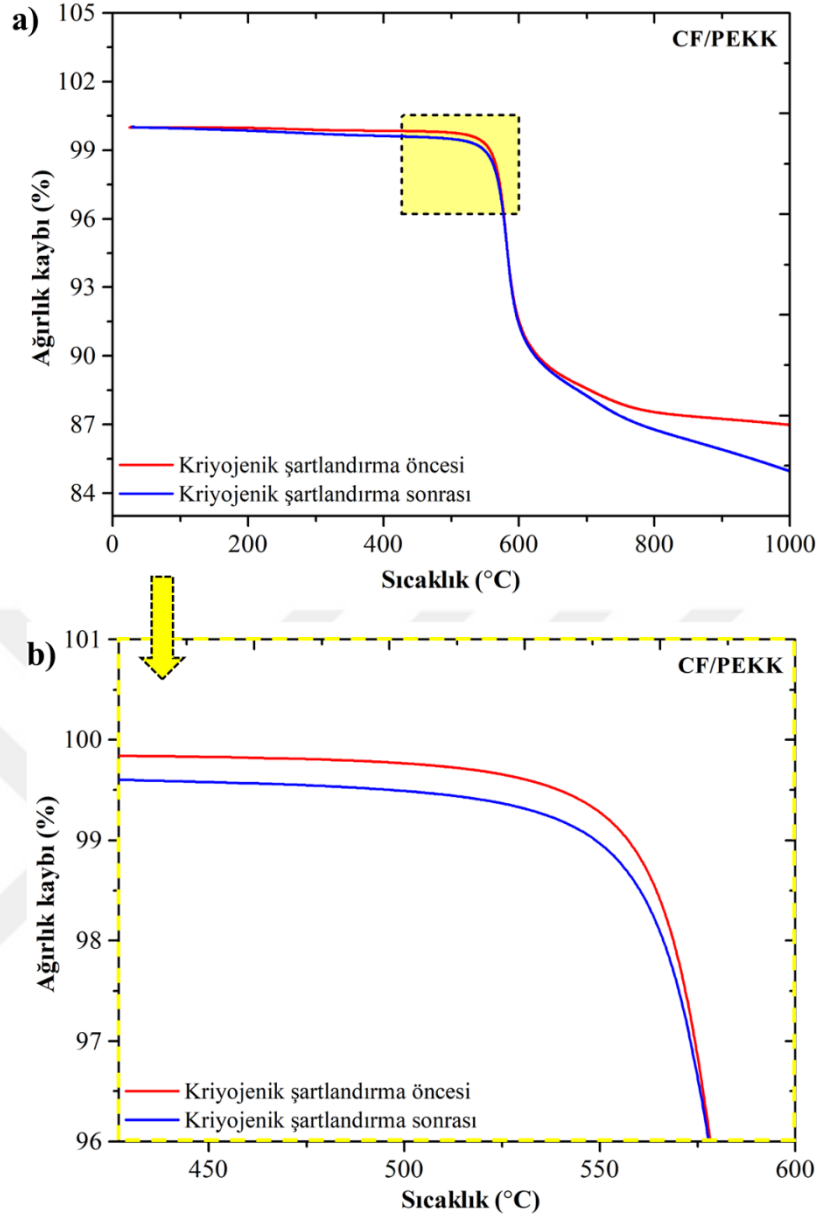
Numuneler	$T_g$ (°C)	$T_c$ (°C)	$T_m$ (°C)	Erime Entalpsi, $\Delta H_m$ , (J/g)	Kristalleşme Derecesi, X (%)	Azalış (%)
Referans	156.85	275.21	333.62	10.82	23.50	9
Şartlandırılmış	159.65	274.05	333.61	9.83	21.35	



Şekil 17. CF/PEKK kompozitlerin DSC eğrileri a) ısıtma b) soğutma

### 3.2.2. Termogravimetrik Analiz (TGA) Sonuçları

CF/PEKK kompozit numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası termogravimetrik analizlerinden elde edilen termogramlar Şekil 18’de verilmiştir. TGA termogramlarından elde edilen bazı önemli parametre değerleri ise Tablo 6’da sunulmuştur.



**Şekil 18.** CF/PEKK numunelerin TGA termogramları

Tablo 6'daki sayısal veriler karşılaştırıldığında; şartlandırma sonrası CF/PEKK kompozit numunelerde şartlandırma öncesine kıyasla %2 daha fazla kütle kaybı olduğu görülmektedir. Bunun yanı sıra CF/PEKK kompozitin şartlandırma sonrası %1 ağırlık kaybı sıcaklığının ( $T_1$  °C) 5.67 °C daha düşük olduğu gözlemlenmiştir. Sonuçlar kriyojenik şartlandırma sonrası daha fazla kütle kaybı ve  $T_1$  sıcaklığındaki düşüşe bağlı olarak termal kararlılıkta bir miktar azalmaya işaret etmektedir. Termal kararlılığın azalması, hem termal hem de hidrolitik bozunmanın etkilerine atfedilebilir (Iggui vd., 2021).

**Tablo 6.** CF/PEKK numunelerin TGA analiz sonuçları

CF/PEKK Numuneler	T <sub>1%</sub> (°C)	T <sub>5%</sub> (°C)	T <sub>10%</sub> (°C)	% Kalıntı miktarı (990 °C)
Şartlandırma öncesi	554.44	578.87	624.90	86.98
Şartlandırma sonrası	548.77	581.33	624.22	84.99

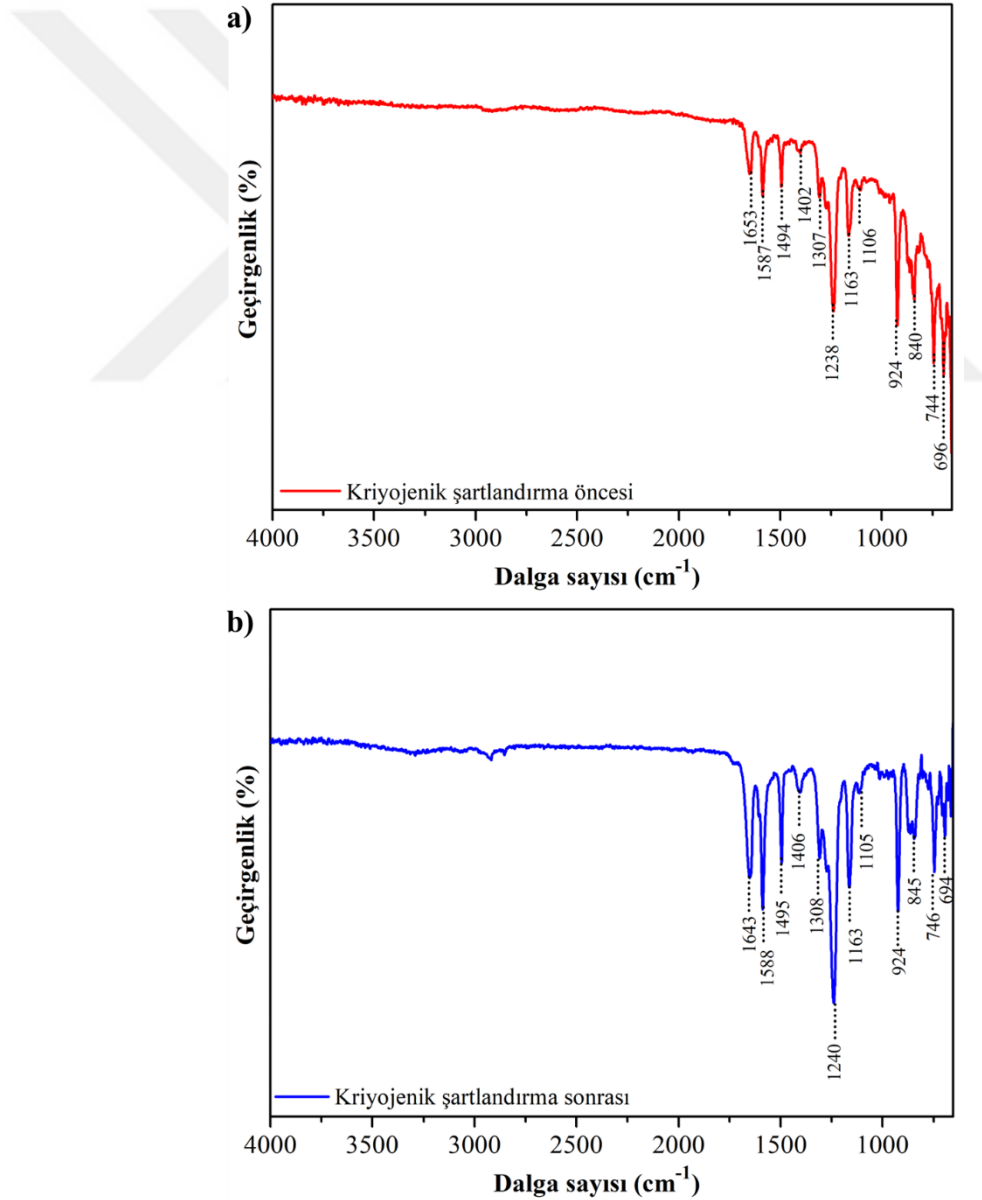
### 3.2.3. Fourier Dönüşümlü Kızılötesi (FTIR) Spektroskopisi

CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası FTIR spektrumları Şekil 19’da verilmiş, spektrumlarda dalga sayılarına atfedilen grup ve titreşimler Tablo 7’de detaylandırılmıştır. Hem polietereterketon’un (PEEK) hem de polieterketonketon’un (PEKK) poliarileterketon (PAEK) polimer ailesinin üyeleri olduğu ve keton gruplarının oranı (PEEK’te %33 ve PEKK’te %66) dışında çok benzer kimyasal yapılara sahip oldukları bilinmektedir (Coulson vd., 2018). Yüksek performanslı havacılık termoplastikleri olarak da bilinen PAEK grubu polimerler üzerine çalışmalar daha çok PEEK grubu üzerinde yoğunlaşmıştır. PEEK üzerine sınırlı sayıda da olsa şartlandırma çalışmaları mevcuttur. Benzer kimyasal yapılara sahip olan PEKK’in FTIR analizi yorumlarında bu çalışmalardan faydalanılmıştır. Literatürde, PEKK spektrumunun parmak izi bölgesinin  $1700\text{ cm}^{-1}$  ile  $650\text{ cm}^{-1}$  arasında olduğu bildirilmektedir (Dandy vd., 2015). PEKK molekülünün öne çıkan bant grupları (CH) benzen halkası, keton (C=O), aromatik halka (C=C) ve eter bağıdır (CO) (Al-Khafaji ve Hamad, 2021). Saf PEKK’in tüm karakteristik absorpsiyon zirveleri, CF/PEKK kompozitlerin hem BC (before cryogenic conditioning; kriyojenik şartlandırma öncesi) hem de AC (after cryogenic conditioning; kriyojenik şartlandırma sonrası) numunelerine ait spektrumlarında gözlenmiştir.  $1653$ ,  $1494$  ve  $924\text{ cm}^{-1}$ ’deki pikler difenilketon grubuna atfedilmektedir.  $1587\text{ cm}^{-1}$ ’deki pik aromatik halkadaki C=C gerilme titreşimleriyle ilişkilendirilmektedir. Karbonil asimetrik gerilme piklerinin C-O bağları, keton eğilme hareketi ve difenil eter grubu özelliklerine ait pikler  $1402$  ve  $1307\text{ cm}^{-1}$ ’de görülmektedir.  $1238$  ve  $1163\text{ cm}^{-1}$ ’deki pikler C-O-C bağı indiril gruplarının asimetrik gerilme titreşim piklerine aittir.  $1106\text{ cm}^{-1}$ ’de eter gruplarına ait ek pikler ortaya çıkmaktadır. C-H grupları  $840$ ,  $744$  ve  $696\text{ cm}^{-1}$ ’deki pikler ile ilişkilendirilmektedir.

Kriyojenik şartlandırma sonrası genel olarak pik şiddetlerinde (yoğunluk oranları) düşüş ve artışlar meydana gelmiş ve bazı piklerde sağa doğru kayma gözlemlenmiştir (Şekil 19).

**Tablo 7.** CF/PEKK kompozit numunelerin şartlandırma öncesi ve sonrası FTIR pik atamaları

Dalga sayısı (cm <sup>-1</sup> )		Atfedilen titreşim ve gruplar
Kriyojenik şartlandırma öncesi	Kriyojenik şartlandırma sonrası	
1653, 1494, 924	1643, 1495, 924	difenil keton grubu
1587	1588	C=C gerilme titreşimleri
1402, 1307	1406, 1308	karbonil (C=O) asimetrik gerilme, keton eğilme
1238, 1163	1240, 1163	C-O-C asimetrik gerilme titreşimi
1106	1105	eter grupları
840, 744, 696	845, 746, 694	C-H eğilme titreşimleri

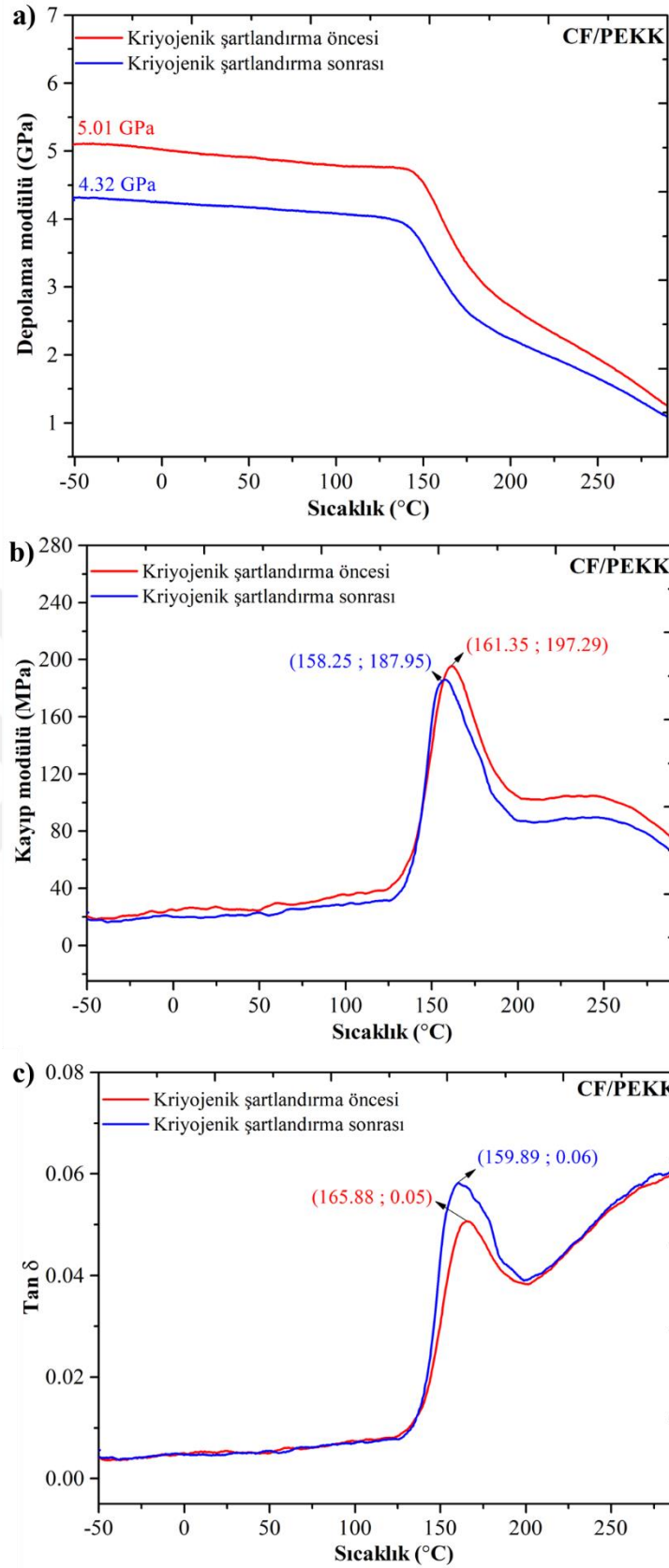


**Şekil 19.** CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası FTIR spektrumu

### 3.2.4. Dinamik Mekanik Analiz (DMA) Sonuçları

Şartlandırma öncesi ve sonrası CF/PEKK kompozitlerin DMA termogramları, depolama modülü ( $E'$ ), kayıp modülü ( $E''$ ) ve kayıp faktörü ( $\tan \delta$ ) sıcaklığın bir fonksiyonu olarak Şekil 20'de sunulmaktadır. Şekil 20.a'da görüldüğü gibi,  $E'$ , hem şartlandırma öncesi hem de şartlandırma sonrası numuneleri için camsı bölgede pozitif bir eğimle azalan bir trend izlemektedir. Şartlandırma sonrası numunelerinde bu azalma eğilimi viskoelastik bölgenin başlangıcına kadar devam ederken, referans numunelerinde viskoelastik bölgeye geçiş öncesi hafif bir artış söz konusudur. Kriyojenik şartlandırmadan sonra azalmanın viskoelastik bölge başlangıcına kadar herhangi bir değişim göstermeden devam etmesi numunede kalınlık boyunca  $T_g$  bölgesinde bir nem konsantrasyonu gradyanı olduğunun ve moleküler gevşeme sürelerinin sıcaklığa bağlı değiştiğinin göstergesidir (Mazur vd., 2014). Şartlandırmadan önce, CF/PEKK kompozitlerinin depolama modülü oda sıcaklığında yaklaşık 5.01 GPa olarak belirlenmiştir ve sıcaklık yaklaşık 147 °C'ye ulaştığında aniden azalmaya başlamaktadır. Bu da polimer zincirlerinin artan hareketliliği ile bağlantılı viskoelastik geçişi göstermektedir. Kriyojenik şartlandırılan numunelerin  $E'$  değeri 4.32 GPa ölçülmüş ve şartlandırma sonrası %14'lük bir düşüş meydana gelmiştir. Bu sonuç, CF/PEKK kompozitlerin kriyojenik şartlandırma sürecinden dolayı viskoelastik rijitliğinin azalmasına atfedilebilir (Sukur, 2023). Kristallikteki artış, daha yüksek depolama modülü ve rijitlikle sonuçlanan, polimerin lamel kalınlığında bir artışa neden olabilmektedir (Amer vd., 2015). Kriyojenik şartlandırma sonrası CF/PEKK numunelerin kristallik derecesinde meydana gelen %9'lük düşüş depolama modülündeki ve genel olarak dinamik-mekanik performanstaki azalmayı açıklamaktadır. Ayrıca, şartlandırma sonrası viskoelastik bölge daha düşük sıcaklıklarda başlamaktadır ve %10'luk bir düşüşle 130 °C'ye düşmektedir. Bu sonuç şartlandırma sürecinin kompozitin servis sıcaklık limitlerini azalttığının kanıtıdır. BC ve AC numuneleri arasındaki viskoelastik geçişin başlangıcı için 17 °C'lik sıcaklık farkının, polimer zincirleri içinde difüze olan nemin plastikleştirme etkisi ve bunun sonucunda fiber ile matris arasındaki arayüzey yapışma mukavemetinin zayıflaması ile ilgili olduğu değerlendirilmiştir. Viskoelastik bölgede, BC ve AC eğrileri, 125 °C'ye kadar sürekli bir azalma eğilimi ile benzer özellikler göstermektedir.

Kayıp modülü, malzemelerin viskoz kısmını temsil eden bir deformasyon döngüsü sırasında ısı olarak yayılan enerjinin ölçüsüdür. Kayıp modülü, şartlandırma sürecinden sonra yaklaşık %5'lik bir düşüşle 197.29 MPa'dan 187.95 MPa'ya düşmektedir. Bu sonuçlar mekanik testlerle uyumludur ve kriyojenik şartlandırma sürecinden sonra kompozit malzemenin rijitliğinin azaldığının kanıtıdır (Mazur vd., 2014).



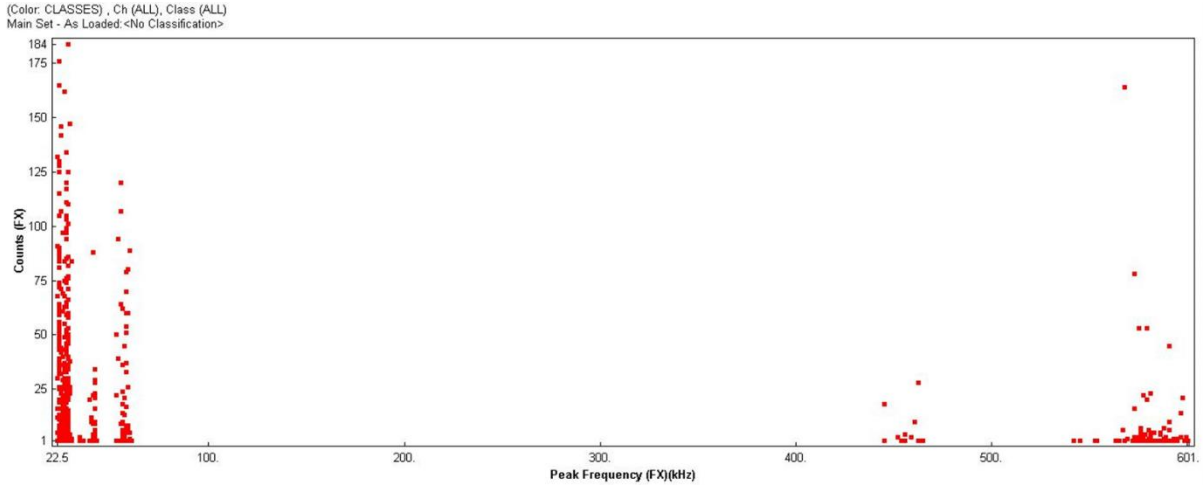
**Şekil 20.** CF/PEKK numunelerin şartlandırma öncesi ve sonrası DMA termogramları a) depolama modülü (storage modulus), b) kayıp modülü (loss modulus), c) tan delta

Termal şartlandırmaya maruz kalma, amorf fazda kimyasal değişikliklere neden olarak çapraz bağlanma, makromoleküler zincir parçalanması, molar kütle azalması, sertleşme, gevrekleşme ve makromolekül yeniden yönlmesi gibi termomekanik özellikleri etkilemektedir (Karsli vd., 2016).

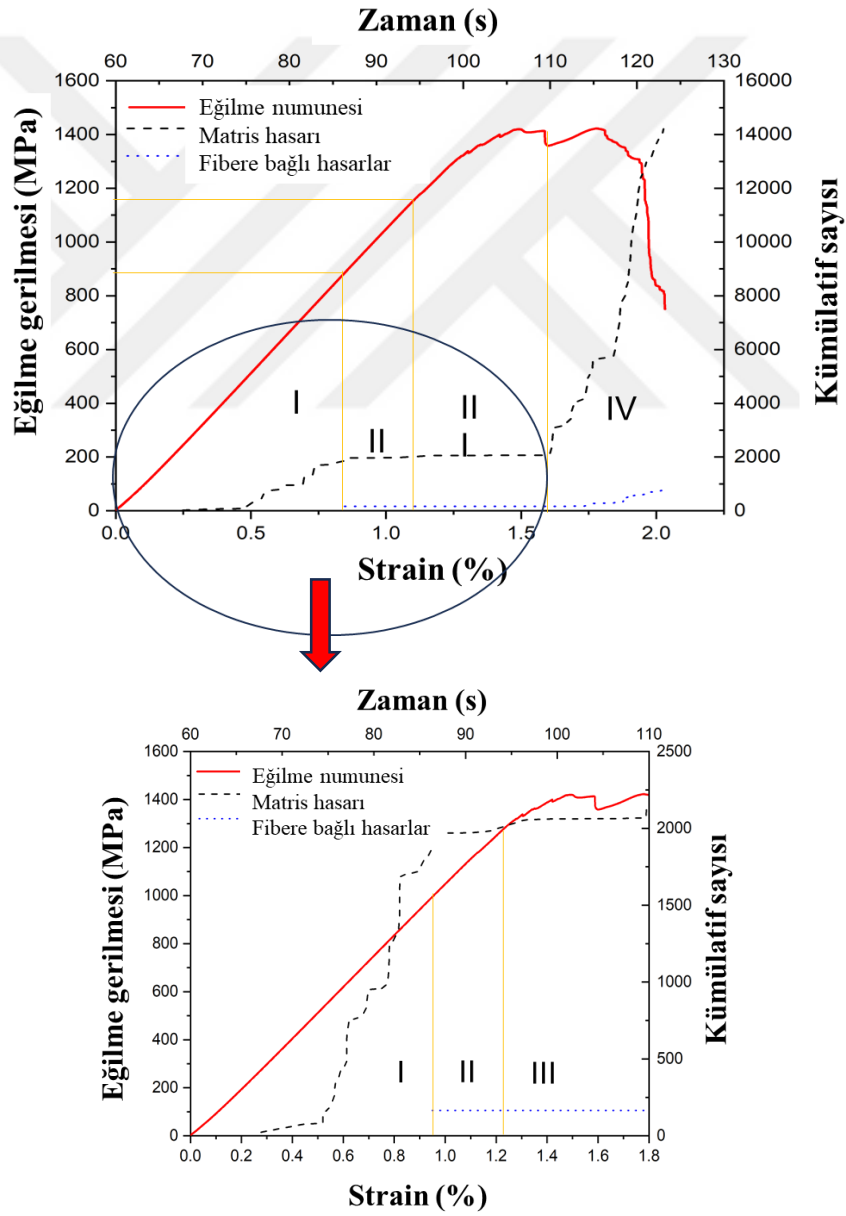
Kayıp faktörü veya sönüm genellikle moleküler hareketliliğin başlangıcının bir göstergesi olarak kabul edilir ve bir numunenin viskoelastisite derecesini nicelendirir. DMA analizlerinde tan  $\delta$ 'nın pik yaptığı tepe noktası sıcaklığı  $T_g$  olarak kabul edilmektedir. Şekil 20.c'den açıkça görülebileceği gibi, şartlandırma öncesi tan  $\delta$  yaklaşık 165.88 °C'de pik yaparken, şartlandırma sonrası bu değer 159.89 °C civarındadır. Bu da kriyojenik şartlandırma sonrası CF/PEKK numunelerin  $T_g$  değerlerinde yaklaşık %4'lük bir düşüş meydana geldiğini göstermektedir. DSC analizlerinde ise  $T_g$ 'de 3 °C'lik bir artış meydana geldiği görülmektedir. Bu da  $T_g$  değerleri için DMA ile elde edilen değerlendirmenin daha doğru ve güvenilir olduğunu ortaya koymaktadır.

### 3.2.5. Akustik Emisyon Destekli Eğilme Testi Sonuçları

CF/PEKK numunelerin eğilme sırasında meydana gelen hasar mekanizmalarını karakterize edebilmek için eğilme testleri akustik emisyon destekli olarak gerçekleştirilmiştir. Şekil 21'de eğilme testi sırasında elde edilen akustik emisyon datalarına ait tepe frekans verilerine karşılık gelen sayım değerleri görülmektedir. Veriler incelendiğinde 100 ila 400 KHz arasındaki frekans aralığında eşiği karşılayan herhangi bir akustik vuruş alınmadığı görülmektedir. DaviesBouldin ve Siluet referans alınarak yapılan sınıflandırma optimal küme sayısını iki olarak vermektedir. Burada 100 KHz'e kadar olan aralık için ilk küme, matris çatlaması (mikro çatlak) olarak tanımlanmaktadır ve [400-600] KHz için olan ikinci küme, fiberle ilgili hasarları (makro çatlaklar) göstermektedir. AE ekipman parametreleri, daha önce farklı çalışmalarda uygulamış olduğumuz veriler dikkate alınarak ayarlanmıştır. Bu tez çalışmasında farklı olarak preamplifikatör ve eşiğ değerleri sırasıyla 20 ve 40'tır. MATLAB'a göre hasarlarla ilişkilendirilecek iki küme belirlenmiştir. Kam frekans aralığına göre birinci küme matris ve arayüz hasarlarıyla, ikinci küme ise fibere bağlı hasarlarla ilişkilendirilmiştir. Hasarlarla ilişkilendirilen ve kümelenen veriler eğilme testinden elde edilen mukavemet-strain grafiğiyle birlikte çizdirildiğinde (Şekil 22), grafikten mikro çatlak oluşumu için II. bölgede stabil hale gelen matrise bağlı hasarlar bölgesinin mikro çatlak oluşumu için yeterli olacağı değerlendirilmiştir. II. bölgede %1'lik strain değeri seçilmiş, buna karşılık gelen mukavemet değerinden yük değeri 1.7 kN olarak tespit edilmiştir. CF/PEKK numunelere eğilme testinde 1.7 kN load/unload ile mikro çatlak oluşturulmuştur.



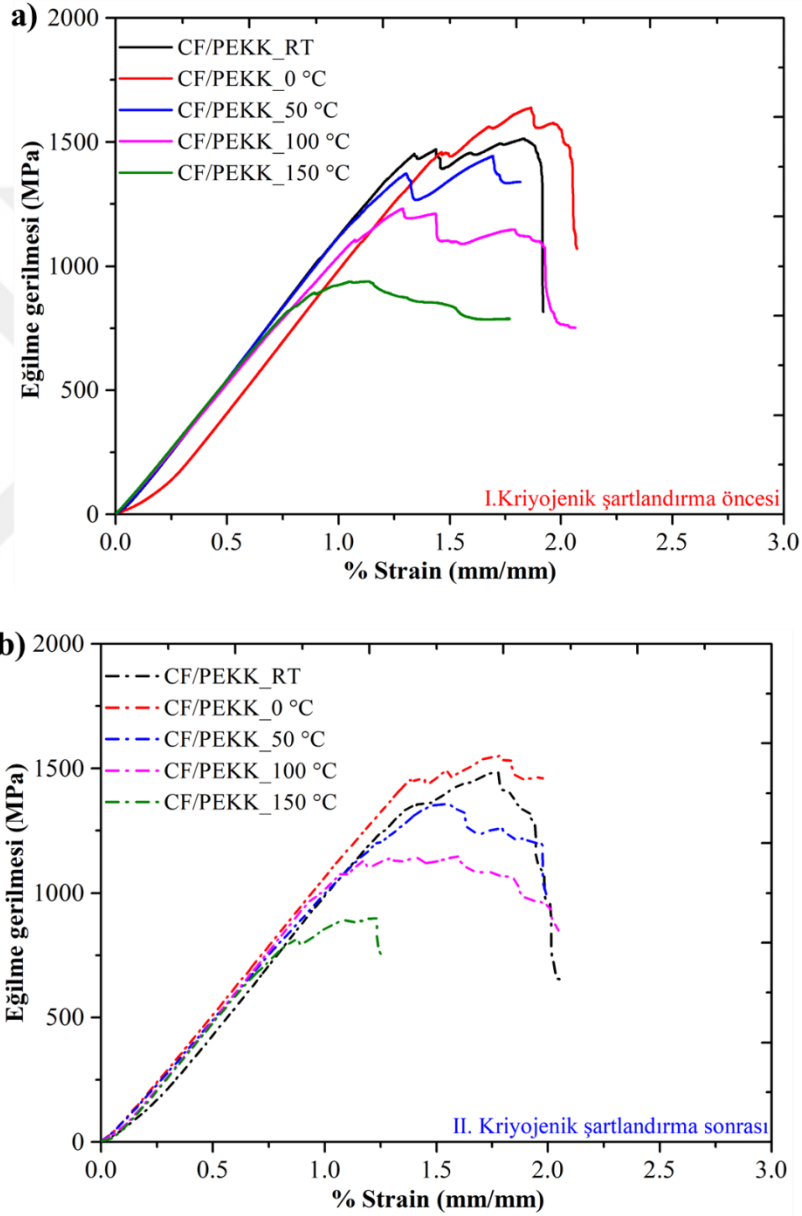
Şekil 21. CF/PEKK numunelerin tepe frekans verilerine karşılık gelen sayım değerleri



Şekil 22. CF/PEKK numunelerin akustik emisyon destekli eğilme eğrileri

### 3.2.6. Eğilme Testi Sonuçları

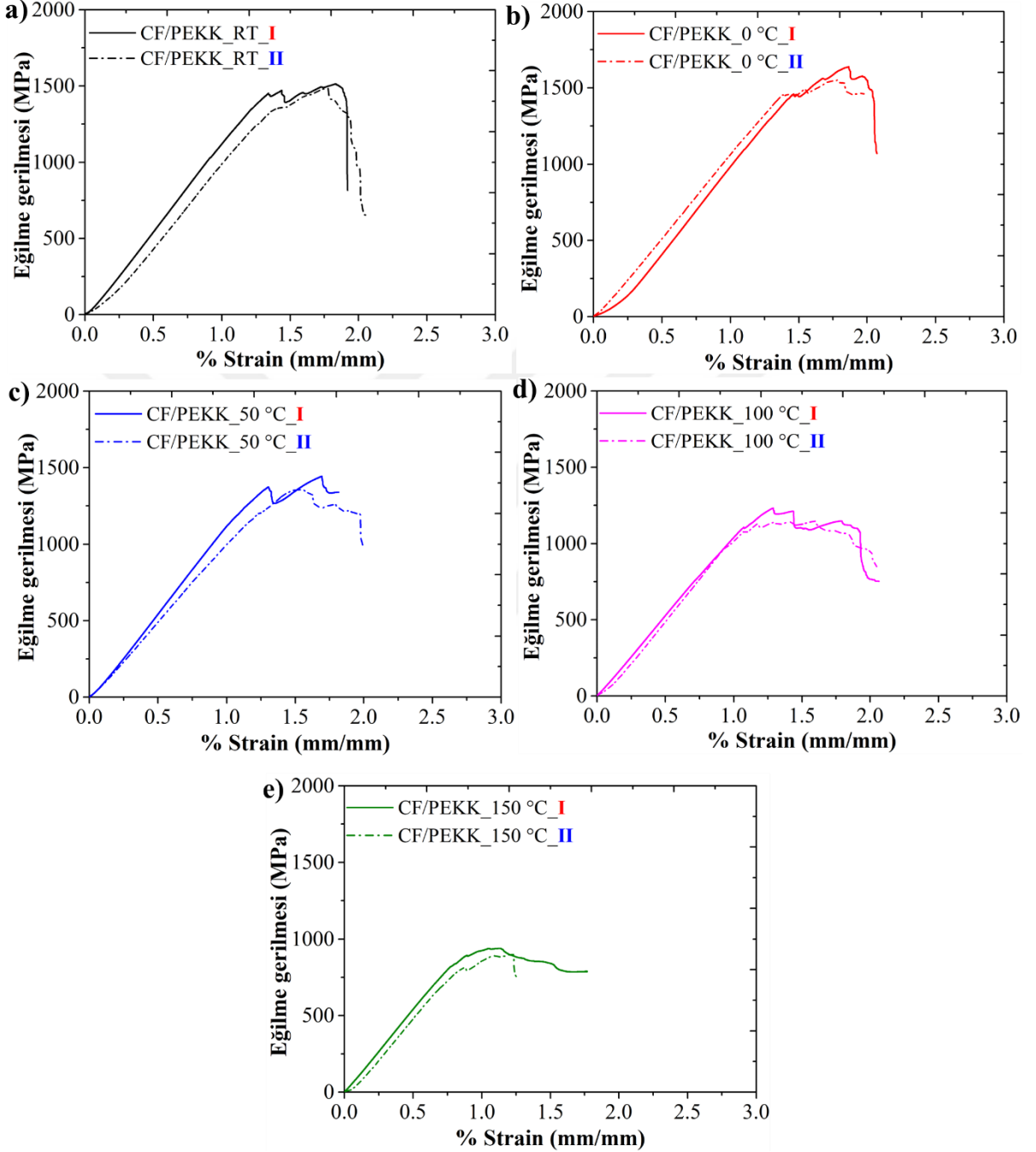
CF/PEKK kompozit numuneler kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası RT, 0 °C, 50 °C, 100 °C ve 150 °C’de sıcaklıklarında üç nokta eğilme testine tabii tutulmuş ve test sonuçlarına göre çizilen eğilme gerilmesi-% strain eğrileri Şekil 23’te verilmiştir. Grafikler değerlendirildiğinde 0 °C’de yapılan testlerde numunelerin eğilme gerilmesi değerinin arttığı, ancak artan bütün sıcaklık değerlerinde eğilme gerilmesinin azaldığı net bir şekilde görülmektedir ve bu trend kriyojenik şartlandırma sonrasında da devam etmektedir.



Şekil 23. CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma a) öncesi ve b) sonrası eğilme gerilmesi-% strain grafikleri

CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası eğilme gerilmesi-% strain eğrilerindeki farklılıkların test sıcaklıkları özelinde daha net değerlendirilebilmesi için her bir

sıcaklık değerine ait öncesi ve sonrası grafikleri Şekil 24'te verilmiştir. Grafiklerde I indisi kriyojenik şartlandırma öncesini, II indisi ise kriyojenik şartlandırma sonrası temsil etmektedir.



Şekil 24. CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası eğilme gerilmesi-% strain grafikleri  
a) RT, b) 0 °C, c) 50 °C, d) 100 °C ve e) 150 °C

CF/PEKK kompozit numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası eğilme testlerine ait; eğilme mukavemeti, % strain ve Chord modülü değerleri Tablo 8'de

sunulmuştur. CF/PEKK kompozit numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi RT sıcaklığında eğilme mukavemeti 1510 MPa iken, 0 °C’de yapılan testlerde bu değer % 8.6’lık bir artışla 1640 MPa olarak belirlenmiştir. Düşük test sıcaklıklarında mukavemet değerlerindeki artış yarı-kristalin matrisin termal büzülmesi ve takviye fazın matris tarafından sıkı bir şekilde kenetlenmesi ile ilişkilendirilmektedir (Fu, 2013). 50 °C, 100 °C ve 150 °C sıcaklıklarda yapılan eğilme testleri sonucunda ise numunelerin eğilme mukavemeti değerleri sırasıyla 1440 MPa, 1230 MPa ve 939 MPa olarak belirlenmiş, mukavemet değerlerinde sırasıyla %4.6, %18.5 ve %37.8’lik düşüş meydana geldiği tespit edilmiştir. Sonuçlar 0 °C’de malzemenin mukavemet değerinde artış meydana gelirken, artan sıcaklıkla birlikte mukavemet değerlerinin giderek azaldığını göstermektedir. Kriyojenik şartlandırılmış numunelerin RT sıcaklığında eğilme mukavemeti 1480 MPa’dır. Benzer şekilde şartlandırma öncesi numunelerinde olduğu gibi 0 °C’de yapılan testlerde %4.7’lik bir artışla eğilme mukavemeti değeri 1550 MPa olarak belirlenmiştir. 50 °C, 100 °C ve 150 °C sıcaklıklarda yapılan eğilme testleri sonucunda ise numunelerin eğilme mukavemeti değerleri sırasıyla 1360 MPa, 1150 MPa ve 906 MPa olarak belirlenmiş, mukavemet değerlerinde sırasıyla %8.1, %22.3 ve %38.8’lik düşüş meydana geldiği tespit edilmiştir. Sonuçlar kriyojenik şartlandırılmış numunelerin 0 °C’de eğilme mukavemeti değerinde daha düşük bir artış olduğunu, numunelerin eğilme mukavemetinde artan sıcaklıkla birlikte meydana gelen düşüşün ise kriyojenik şartlandırma sonrası belirgin olarak arttığını göstermiştir. Bununla birlikte CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma sonrası eğilme mukavemetlerinin RT, 0 °C, 50 °C, 100 °C ve 150 °C sıcaklıklarında sırasıyla %2, %5, %5.5, %6.5 ve %3.5 oranında azaldığı tespit edilmiştir. Genel olarak şartlandırmayla birlikte kompozit numunelerin bütün test sıcaklıklarında mukavemet ve modül değerlerinde düşüş meydana gelmiştir.

Tablo 8’de hem kriyojenik şartlandırma öncesi hem de kriyojenik şartlandırma sonrası bütün test sıcaklıklarında kompozit numunelerin Chord modülü değerlerinde %1.8 ile %43 arasında değişen düşüşler meydana gelmiştir. Bununla birlikte CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma sonrası Chord modülü değerlerinin benzer şekilde %2.6 ile %9.8 arasında değişen oranlarda azaldığı tespit edilmiştir.

Kriyojenik şartlandırma sonrası mukavemet ve modül değerlerinde meydana gelen düşüş kristalleşme derecesindeki düşüğe atfedilirken, artan test sıcaklıklarıyla meydana gelen azalma ise fiber-matris ara yüzeyindeki bağlanmanın bozulmasıyla ilişkilendirilmiştir (Sukur, 2023).

Yüksek performanslı termoplastiklerde kompozitlerin kristalleşme derecesinin kimyasal ve mekanik özellikler üzerinde etkili olduğu bilinmektedir. Kristalleşmedeki düşüş genellikle mekanik özelliklerde düşüş ve mekanik performansta azaltmayla sonuçlanmaktadır.

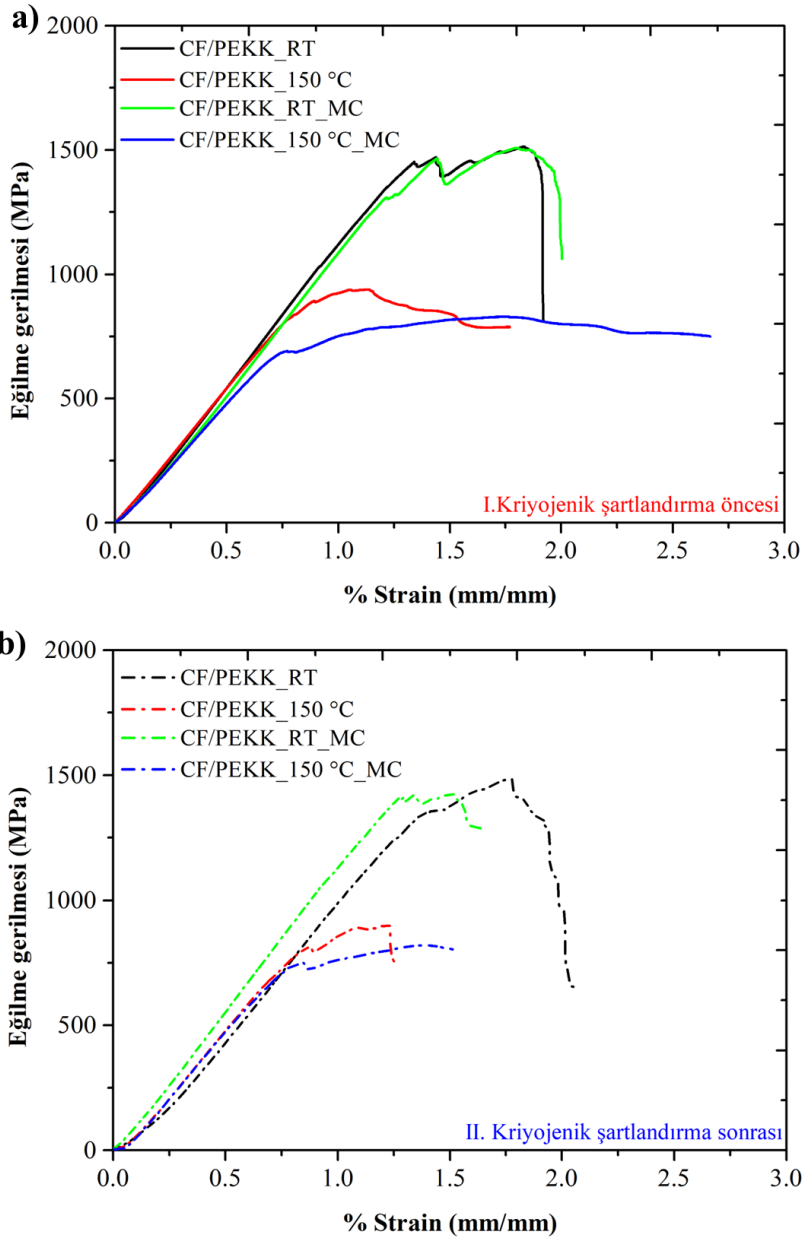
Kristalleşme derecesindeki artışın ise her ne kadar mekanik özellikleri iyileştireceği düşünülse de, farklı mekanik testlerde farklı etkiler meydana gelebilmektedir. Örneğin polimerlerin darbe dayanımı, tokluğu ve kırılma gerilimi kristalliğin artmasıyla azalmaktadır (Odrobina vd., 2020). Çünkü yarı kristal polimerlerde amorf faz darbe enerjisini absorbe etmede daha etkilidir. Bu nedenle ikincil kristalleşme gibi fenomenlerle yapıdaki amorf fazın bir kısmının daha kristalleşerek kristal fazdaki ve kristalleşme derecesindeki artış darbe enerjisini absorbe edebilme etkisini düşürmektedir. Bu değerlendirmeler kristalleşme derecesinin mekanik özellikler üzerinde farklı etkiler meydana getirebileceğini göstermektedir. Kriyojenik şartlandırma sonrası bütün test sıcaklıklarında eğilme mukavemetinde meydana gelen düşüş kristalleşme derecesinde meydana gelen düşüşle ilişkilendirilmiştir. Literatürde de karbon fiber takviyeli termoplastik kompozit malzemelerde benzer şekilde, kristalleşme derecesinin azalmasıyla eğilme mukavemeti ve modül değerlerinin azaldığı görülmektedir (Ma vd., 2023)

**Tablo 8.** CF/PEKK kompozit numunelerin şartlandırma öncesi ve sonrası farklı sıcaklıklarda eğilme testi sonuçları

Numune		Eğilme mukavemeti (MPa)	Değişim (%)	Strain (mm/mm)	Değişim (%)	Chord modülülü (0.5%-1%) (GPa)	Değişim (%)
Kriyojenik şartlandırma öncesi	CF/PEKK_RT	1510		1.830		116	
	CF/PEKK_0 °C	1640	8.6 (+)	1.865	1.9 (+)	113	2.6 (-)
	CF/PEKK_50 °C	1440	4.6 (-)	1.694	7.4 (-)	112	3.4 (-)
	CF/PEKK_100 °C	1230	18.5 (-)	1.290	29.5 (-)	105	9.5 (-)
	CF/PEKK_150 °C	939	37.8 (-)	1.135	37.9 (-)	66	43.1 (-)
Kriyojenik şartlandırma öncesi	CF/PEKK_RT	1480		1.771		112	
	CF/PEKK_0 °C	1550	4.7 (+)	1.783	0.7 (+)	110	1.8 (-)
	CF/PEKK_50 °C	1360	8.1 (-)	1.530	13.6 (-)	101	9.8 (-)
	CF/PEKK_100 °C	1150	22.3 (-)	1.597	9.8 (-)	105	6.2 (-)
	CF/PEKK_150 °C	906	38.8 (-)	1.227	30.7 (-)	75	33.0 (-)

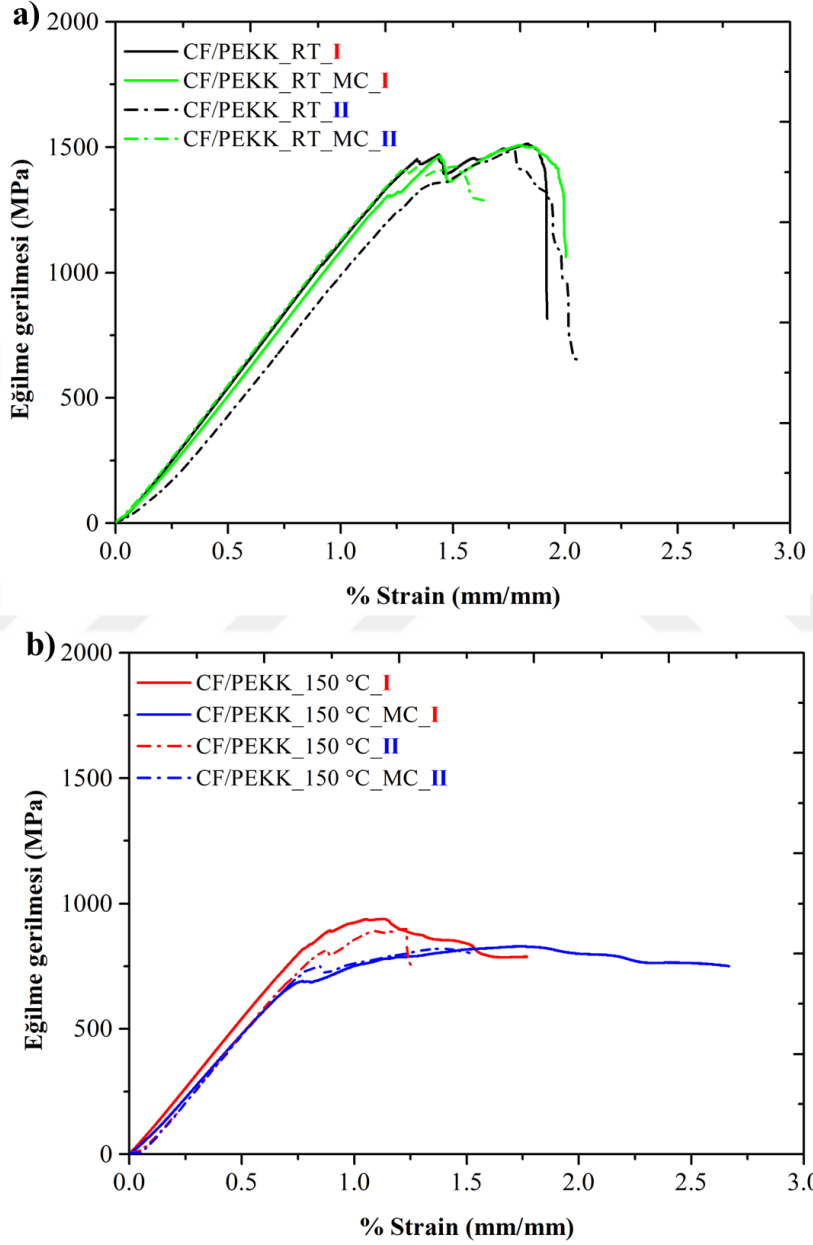
Kompozit malzemelerden yapılmış bir uçak parçasının uçuş süresince servis koşullarındaki mikro çatlakları temsilen kompozit numunelere akustik emisyon destekli load/unload testleriyle oluşturulan mikro çatlaklar sonrası CF/PEKK numuneler RT ve 150 °C sıcaklıklarda eğilme testlerine tabii tutulmuştur. Yine mikro çatlaklı numuneler referans numuneler gibi -50 °C’de kriyojenik olarak şartlandırılmıştır. Mikro çatlaklı ve mikro çatlaksız CF/PEKK kompozit numunelere ait eğilme gerilmesi-% strain eğrileri Şekil 25’te verilmiştir. MC indisi mikro çatlakları temsil etmektedir. Grafikler değerlendirildiğinde RT

sıcaklığında yapılan testlerde mikro çatlak oluşumunun numunelerin eğilme gerilmesi üzerinde herhangi bir etkiye sebep olmadığı, ancak 150 °C’de yapılan testlerde mikro çatlaklı numunelerin eğilme gerilmesi değerinin belirgin şekilde azaldığı görülmektedir. Kriyojenik şartlandırma sonrası ise hem RT hem de 150 °C sıcaklıklarında yapılan testlerde mikro çatlaklı ve mikro çatlaksız numunelerin eğilme mukavemeti değerleri azalmıştır. Mikro çatlaklar oda sıcaklığında herhangi bir etkiye neden olmazken kriyojenik şartlandırma sonrası her iki test sıcaklığında da mukavemeti azaltıcı bir etki meydana getirmiştir.



Şekil 25. Mikro çatlaklı ve mikro çatlaksız CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma a) öncesi ve b) sonrası eğilme gerilmesi-% strain grafikleri

Mikro çatlaklı ve mikro çatlaksız CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası eğilme gerilmesi-% strain eğrilerindeki farklılıkların test sıcaklıkları özelinde daha net değerlendirilebilmesi için her bir sıcaklık değerine ait öncesi ve sonrası grafikleri Şekil 26'da verilmiştir. Grafiklerde I indisi kriyojenik şartlandırma öncesini, II indisi ise kriyojenik şartlandırma sonrasını temsil etmektedir.



Şekil 26. Mikro çatlaklı ve mikro çatlaksız CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası eğilme gerilmesi-% strain grafikleri a) RT ve b) 150 °C

Mikro çatlaklı ve mikro çatlaksız CF/PEKK kompozit numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası eğilme testlerine ait; eğilme mukavemeti, % strain ve Chord modülü değerleri Tablo 9’da verilmiştir. Mikro çatlaklı CF/PEKK kompozit numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi RT sıcaklığında eğilme mukavemetinde herhangi bir değişiklik meydana gelmezken (1510 MPa), kriyojenik şartlandırma sonrası RT sıcaklığında yapılan testlerde eğilme mukavemeti 1420 MP’a düşerek yaklaşık %6’lık bir mukavemet kaybı yaşanmıştır. Kompozit yapıda oluşturulan mikro çatlaklar 150 °C test sıcaklığında yaşlandırma öncesi ve sonrası sırasıyla %11.7 ve %9.6’lık düşüş meydana getirmiştir. Benzer düşme eğilimleri Chord modülü değerlerinde de gözlemlenmiştir. Sonuçlar mikro çatlakların yüksek test sıcaklıklarında ve kriyojenik şartlandırma sonrası mukavemeti azaltıcı yönde etki yaptığını açıkça ortaya koymaktadır. Havacılık kompozit yapıları için bu sonuç oldukça kritiktir. Çünkü yapı içerisinde servis koşullarında farklı nedenlerle (kuş çarpması, dolu taşı çarpması vb.) meydana gelebilen mikro çatlakların, kompozit yapının uçuş süresince kriyojenik ve yüksek sıcaklıklar arasında maruz kaldığı termal döngüde belirgin ölçüde mukavemet kayıplarına neden olarak uçuş güvenliğini riske atabilmesi söz konusudur.

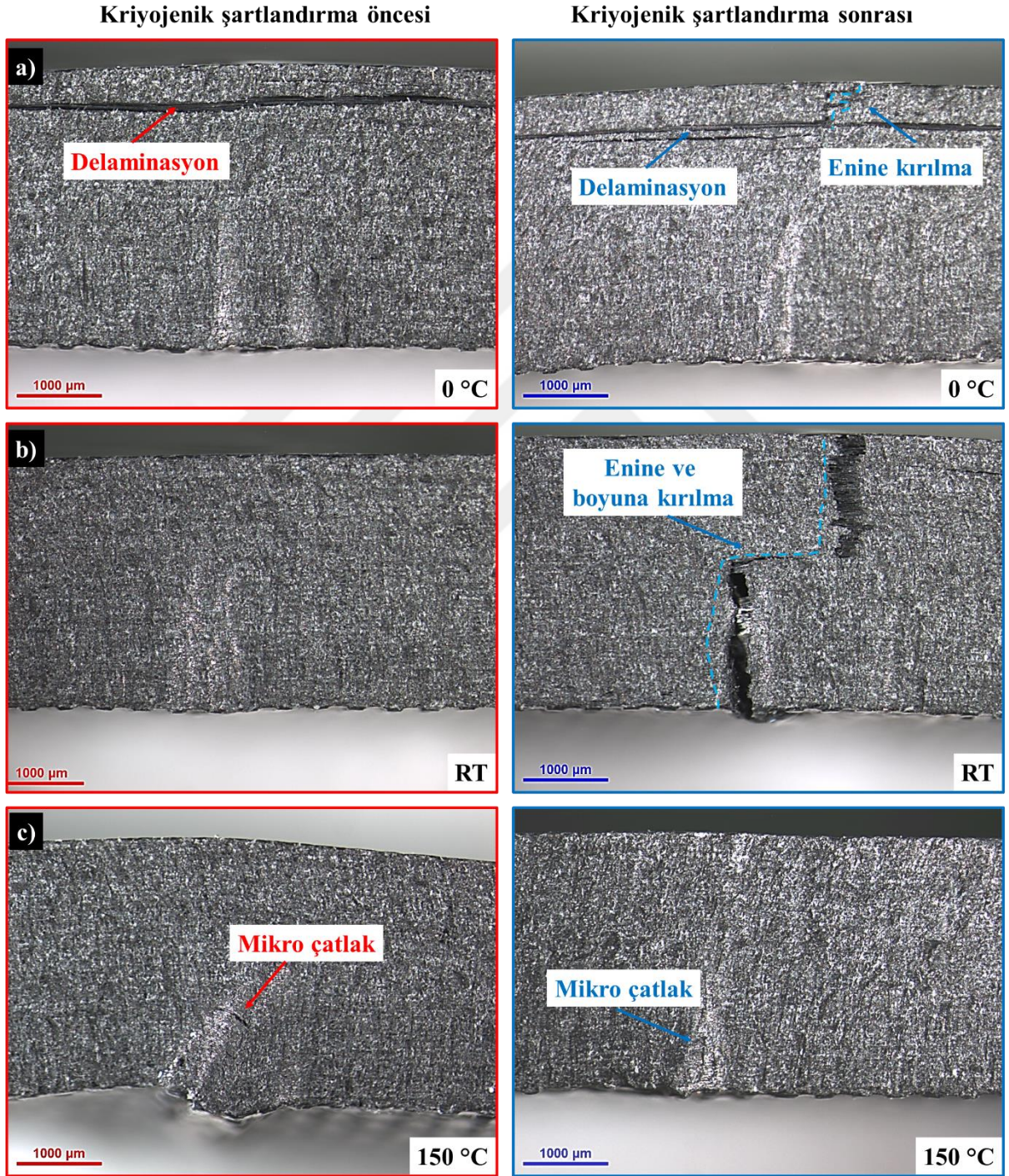
**Tablo 9.** Mikro çatlaksız ve mikro çatlaklı CF/PEKK kompozit numunelerin şartlandırma öncesi ve sonrası eğilme testi sonuçları

Numune		Eğilme mukavemeti (MPa)	Değişim (%)	Strain (mm/mm)	Değişim (%)	Chord modülü (0.5%-1%) (GPa)	Değişim (%)
Kriyojenik şartlandırma öncesi	CF/PEKK_RT	1510		1.830		116	
	CF/PEKK_RT_MC	1510	-	1.805	1.4 (-)	115	0.9 (-)
	CF/PEKK_150 °C	939		1.135		66	
	CF/PEKK_150 °C_MC	829	11.7 (-)	1.744	53.6 (+)	54	18.2 (-)
Kriyojenik şartlandırma sonrası	CF/PEKK_RT	1480		1.771		112	
	CF/PEKK_RT_MC	1420	4.0 (-)	1.517	14.3 (-)	111	0.9 (-)
	CF/PEKK_150 °C	906		1.227		75	
	CF/PEKK_150 °C_MC	819	9.6 (-)	1.376	12.2 (+)	58	22.6 (-)

### 3.2.7. Eğilme Testleri Sonrası Hasar Mekanizmaları

CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası eğilme testleriyle meydana gelen hasar mekanizmaları stereo mikroskopi ile incelenmiştir. CF/PEKK kompozit numunelerin farklı sıcaklıklardaki hasar görüntüleri Şekil 27’de verilmiştir. Şekil 27.a, b ve c sırasıyla 0 °C, RT ve 150 °C’deki hasar görüntülerini göstermektedir. Sıcaklıktan ve kriyojenik şartlandırmadan bağımsız olarak CF/PEKK kompozit numunelerde gözlenen temel

hasar mekanizmaları mikro çatlak oluşumu, kompozit tabakalarda enine ve boyuna kırılma ve delaminasyon olarak tespit edilmiştir. Kriyojenik şartlandırmanın özellikle RT sıcaklığında yapılan testlerde kompozitin hasar mekanizmasını değiştirdiği ve mikro çatlak oluşumunun yerini derin enine ve boyuna kırıkların aldığı hasar görüntülerinden net bir şekilde tespit edilebilmektedir (Şekil 27.b).



Şekil 27. CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası farklı sıcaklıklardaki hasar görüntüleri a) 0 °C, RT ve c) 150 °C

## DÖRDÜNCÜ BÖLÜM

### 4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

600 N baskı kuvveti ve 0.1 m/s serim hızı proses parametreleriyle üretilen CF/PEKK kompozit numunelerin kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası test ve analizleri bütüncül olarak ele alınmış ve yapılan bilimsel çalışmaların genel sonuçları, aşağıda maddeler halinde sunulmuştur.

- 600N ve 0.1 m/s proses parametreleriyle üretilen kompozit plakaların otoklav sonrası, hem ASTM D3171/Metot B ile hem de optik mikroskopi ile gerçekleştirilen 2B boşluk analizlerinden boşluk içeriklerinin havacılık standartlarının isteri olan hacimce % 1'in altında olduğu belirlenmiştir.
- Kriyojenik şartlandırma periyodunun sonunda CF/PEKK numunelerinin DSC analizleriyle belirlenen kristalleşme derecesinde %9'luk bir düşüş meydana gelmiştir. Kriyojenik şartlandırma prosesi sonrası CF/PEKK kompozitlerin kristallik derecesindeki düşüş, düşük sıcaklıklarda amorf bölgenin zincir segmentlerinin gevşeme süreci için yeterli hareketliliğe sahip olmaması ile açıklanmıştır.
- CF/PEKK numunelerin şartlandırma sonrası bozunma sıcaklıklarının ( $T_1$  (°C)) 11.56 °C daha düşük olduğu TGA analizleriyle ortaya konmuştur. Sonuçlar kriyojenik şartlandırma sonrası bozunma sıcaklıklarındaki düşüşe bağlı olarak termal kararlılıkta azalmaya işaret etmektedir. Termal kararlılığın azalması, hem termal hem de hidrolitik bozunmanın etkilerine atfedilmiştir.
- CF/PEKK numunelerin kriyojenik şartlandırma sonrası FTIR spektrumlarının genel olarak pik şiddetlerinde (yoğunluk oranları) düşüş ve artışlar meydana gelmiş ve bazı piklerde sağa doğru kayma gözlemlenmiştir. Ancak yeni bir pik oluşumu değerlendirilmemiştir. Bu nedenle meydana gelen değişiklikler fiziksel yaşlanma etkileriyle ilişkilendirilmiştir.
- DMA analiz sonuçları şartlandırma sonrası CF/PEKK numunelerin depolama modüllerinde, kayıp modüllerinde ve camsı geçiş sıcaklıklarında bir düşüş olduğunu ortaya koymuştur. Modül değerlerindeki düşüş CF/PEKK kompozitlerin kriyojenik şartlandırma sürecinden dolayı viskoelastik rijitliğinin azalmasına atfedilmiştir. Kriyojenik şartlandırma sonrası CF/PEKK numunelerin kristallik derecesinde meydana gelen %9'luk düşüş depolama modülündeki ve genel olarak dinamik-mekanik performanstaki azalmayı açıklamaktadır.

- Eğilme testi sonuçları kriyojenik şartlandırma öncesi ve sonrası düşük sıcaklıklarda (0 °C) eğilmeye maruz bırakılan kompozitlerin mukavemet değerlerinin arttığını göstermektedir. Düşük test sıcaklıklarında mukavemet değerlerindeki artış yarı-kristalin matrisi termal büzülmesi ve takviye fazın matris tarafından sıkı bir şekilde kenetlenmesi ile ilişkilendirilmektedir. Bununla birlikte CF/PEKK kompozit numunelerin hem kriyojenik şartlandırma öncesi hem de kriyojenik şartlandırma sonrası artan test sıcaklıklarıyla birlikte eğilme mukavemeti ve elastisite modülü değerleri azalmıştır. Bu azalma literatürle desteklenmiş ve kristalleşme derecesinde meydana gelen düşüş ve artan sıcaklık değerleriyle fiber-matris arayüzeyinin bozulmasıyla ilişkilendirilmiştir.
- Servis koşullarını simüle eden mikro çatlaklar oda sıcaklığında herhangi bir değişikliğe neden olmazken, yüksek test sıcaklıklarında ve kriyojenik şartlandırma sonrası mukavemeti azaltıcı yönde belirgin etkiler ortaya koymaktadır. Bu sonuç yapıdaki bir mikro çatlağın kriyojenik şartlandırma ve yüksek sıcaklıklarda hasar oluşumu bakımından kritik olduğunu göstermektedir.

## KAYNAKÇA

- Adams, D. S., Bowles, D. E., Herakovich, C. T. 1986. "Thermally induced transverse cracking in graphite-epoxy cross-ply laminates", *Journal of reinforced Plastics and composites*, 5(3), 152–169.
- Advani, S. G., Hsiao, K.-T. 2012. "*Manufacturing techniques for polymer matrix composites (PMCs)*". Elsevier.
- Alsaadi, M., Erkliğ, A. 2021. "UV accelerated aging and sewage sludge ash particle effects on mode I interlaminar fracture properties of glass fiber/epoxy composites", *Iranian Polymer Journal*, 30(8), 811–820.
- Amer, I., van Reenen, A., Mokrani, T. 2015. "Molecular weight and tacticity effect on morphological and mechanical properties of Ziegler–Natta catalyzed isotactic polypropylenes", *Polimeros*, 25(6), 556–563.
- August, Z., Ostrander, G., Michasiow, J., Hauber, D. 2014. "Recent developments in automated fiber placement of thermoplastic composites", *SAMPE J*, 50(2), 30–37.
- Bakhshi, N., Hojjati, M. 2019. "Time-dependent wrinkle formation during tow steering in automated fiber placement", *Composites Part B: Engineering*, 165, 586–593.
- Bayraktar, Ö. 2016. "Ön Gerilimli Karbon Elyaf Takviyeli Kompozit Üretimi İçin Sistem Tasarımı, İmalatı ve Kompozit Malzeme Üretimi", *Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, 18–24.
- Belnoue, J. P.-H., Mesogitis, T., Nixon-Pearson, O. J., Kratz, J., Ivanov, D. S., Partridge, I. K., ... Hallett, S. R. 2017. "Understanding and predicting defect formation in automated fibre placement pre-preg laminates", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 102, 196–206.
- Bergeret, A., Ferry, L., Jenny, P. 2009. "Influence of the fibre/matrix interface on ageing mechanisms of glass fibre reinforced thermoplastic composites (PA-6,6, PET, PBT) in a hygrothermal environment", *Polymer Degradation and Stability*, 94(9), 1315–1324.
- Borba, N, J. F., Amancio-Filho, S. T. 2021. "Hydrothermal aging of friction riveted thermoplastic composite joints for aircraft applications", *Composite Structures*, 255, 112871.
- Borba, N. Z., dos Santos, J. F., Amancio-Filho, S. T. 2021. "Hydrothermal aging of friction riveted thermoplastic composite joints for aircraft applications", *Composite Structures*, 255, 112871.
- Bossler, J. D., Campbell, J. B., McMaster, R. B., Rizos, C. 2010. "*Manual of geospatial science and technology*". CRC Press.
- Bottene, A. C., Nunes de Mello, W. L., Hemerly de Almeida, R. Z. 2012. "Sensitivity of automated fibre placement parameters on manufacturing defects in laminated composites", *International Journal of Vehicle Structures and Systems*, 4(4).
- Carlsson, L. A., Kardomateas, G. A. 2011. "*Structural and failure mechanics of sandwich composites*" (C. 121). Springer Science & Business Media.
- Centea, T., Grunfelder, L. K., Nutt, S. R. 2015. "A review of out-of-autoclave prepregs – Material properties, process phenomena, and manufacturing considerations", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 70, 132–154.
- Chan, C.-M., Venkatraman, S. 1986. "Crosslinking of poly(arylene ether ketone)s 1.

- Rheological behavior of the melt and mechanical properties of cured resin", *Journal of Applied Polymer Science*, 32(7), 5933–5943.
- Chan, C.-M., Venkatraman, S. 1987. "Crosslinking of poly(arylene ether ketones). II. Crystallization kinetics", *Journal of Polymer Science Part B: Polymer Physics*, 25(8), 1655–1665.
- Chen, Y., Zhang, J., Li, Z., Zhang, H., Chen, J., Yang, W., ... Li, Y. 2023. "Manufacturing Technology of Lightweight Fiber-Reinforced Composite Structures in Aerospace: Current Situation and toward Intellectualization", *Aerospace*, 10(3), 206.
- Choi, S., Sankar, B. V. 2007. "Fracture toughness of transverse cracks in graphite/epoxy laminates at cryogenic conditions", *Composites Part B: Engineering*, 38(2), 193–200.
- Chung, D. D. L., Chung, D. 2012. "*Carbon fiber composites*". Elsevier.
- Coulson, M., Cortés, L. Q., Dantras, E., Lonjon, A., Lacabanne, C. 2018. "Dynamic rheological behavior of poly(ether ketone ketone) from solid state to melt state", *Journal of Applied Polymer Science*, 135(27), 46456.
- Crosky, A., Grant, C., Kelly, D., Legrand, X., Pearce, G. 2015. "Fibre placement processes for composites manufacture", *Elsevier, UK*, 79, 92.
- Cysne Barbosa, A. P., P. Fulco, A. P., S.S. Guerra, E., K. Arakaki, F., Tosatto, M., B. Costa, M. C., D. Melo, J. D. 2017. "Accelerated aging effects on carbon fiber/epoxy composites", *Composites Part B: Engineering*, 110, 298–306.
- Dhieb, H., Buijnsters, J. G., Elleuch, K., Celis, J. P. 2016. "Effect of relative humidity and full immersion in water on friction, wear and debonding of unidirectional carbon fiber reinforced epoxy under reciprocating sliding", *Composites Part B: Engineering*, 88, 240–252.
- Eskizeybek, V. 2006. "Paslanmaz çelik elyaf takviyeli alüminyum kompozitlerde yorulma çatlak ilerlemesi", 13(Ii), 166–173.
- Farhoodi, M., Mousavi, S. M., Sotudeh-Gharebagh, R., Emam-Djomeh, Z., Oromiehie, A., Mansour, H. 2012. "A Study on physical aging of semicrystalline polyethylene terephthalate below the glass transition point", *Journal of Applied Research and Technology*, 10(5).
- Flanagan, M., Grogan, D. M., Goggins, J., Appel, S., Doyle, K., Leen, S. B., Ó Brádaigh, C. M. 2017. "Permeability of carbon fibre PEEK composites for cryogenic storage tanks of future space launchers", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 101, 173–184.
- Fu, S.-Y. 2013. "Cryogenic Properties of Polymer Materials", *Polymers at Cryogenic Temperatures* içinde (ss. 9–39). Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg.
- Gangloff, J. J., Cender, T. A., Eskizeybek, V., Simacek, P., Advani, S. G. 2017. "Entrapment and venting of bubbles during vacuum bag prepreg processing", *Journal of Composite Materials*, 51(19), 2757–2768.
- Gao, T., Li, C., Wang, Y., Liu, X., An, Q., Li, H. N., ... Wang, D. 2022. "Carbon fiber reinforced polymer in drilling: From damage mechanisms to suppression", *Composite Structures*, 286, 115232.
- Gates, T. 2008. "The physical and chemical ageing of polymeric composites", *Ageing of Composites* içinde (ss. 3–33). Elsevier.

- Gibhardt, D., Doblies, A., Meyer, L., Fiedler, B. 2019. "Effects of hygrothermal ageing on the interphase, fatigue, and mechanical properties of glass fibre reinforced epoxy", *Fibers*, 7(6), 55.
- Gómez-del Río, T., Zaera, R., Barbero, E., Navarro, C. 2005. "Damage in CFRPs due to low velocity impact at low temperature", *Composites Part B: Engineering*, 36(1), 41–50.
- Goodman S.H., Dodiuk H. 1982. "Handbook of thermoset plastics", *Plastic Design Library (PDL)*, 4-12 s.
- Grogan, D. M., Leen, S. B., Semprimoschnig, C. O. A., Ó Brádaigh, C. M. 2014. "Damage characterisation of cryogenically cycled carbon fibre/PEEK laminates", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 66, 237–250.
- Grogan, D. M., Ó Brádaigh, C. M., McGarry, J. P., Leen, S. B. 2015. "Damage and permeability in tape-laid thermoplastic composite cryogenic tanks", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 78, 390–402.
- Gruber, M. B., Lockwood, I. Z., Dolan, T. L., Funck, S. B., Tierney, J. J., Simacek, P., ... Grimsley, B. W. 2012. "Thermoplastic in situ placement requires better impregnated tapes and tows", *Proceedings of the 2012 SAMPE conference and exhibition*.
- Güldü, S. 2014. "Analysis and optimization of cylindrical structures manufactured by automated fiber placement technique". Middle East Technical University.
- Heimer, S., Schmidlin, P. R., Stawarczyk, B. 2017. "Discoloration of PMMA, composite, and PEEK", *Clinical Oral Investigations*, 21(4), 1191–1200.
- Huber, J. 1981. "Automated lamination of production advanced composite aircraft structures", *SAE Transactions*, 1794–1803.
- Hyer, M. W., Cooper, D. E., Cohen, D. 1986. "Stresses and deformations in cross-ply composite tubes subjected to a uniform temperature change", *Journal of Thermal Stresses*, 9(2), 97–117.
- Iggui, K., Kaci, M., Le Moigne, N., Bergeret, A. 2021. "Effects of hygrothermal aging on chemical, physical, and mechanical properties of poly(3-hydroxybutyrate-co-3-hydroxyvalerate)/Cloisite 30B bionanocomposite", *Polymer Composites*, 42(4), 1878–1890.
- Jones, R. M. 2018. *"Mechanics of composite materials"*. CRC Press.
- Jonsson, M., Eklund, D., Järneteg, A., Åkermo, M., Sjölander, J. 2015. "Automated manufacturing of an integrated pre-preg structure", *The Second International Symposium on Automated Composites Manufacturing*. April içinde (ss. 23–24).
- Karsli, N. G., Demirkol, S., Yilmaz, T. 2016. "Thermal aging and reinforcement type effects on the tribological, thermal, thermomechanical, physical and morphological properties of poly(ether ether ketone) composites", *Composites Part B: Engineering*, 88, 253–263.
- Kichhannagari, S. 2004. "Effects of extreme low temperature on composite materials".
- Kukla, C., Peters, T., Janssen, H., Brecher, C. 2017. "Joining of Thermoplastic Tapes with Metal Alloys Utilizing Novel Laser Sources and Enhanced Process Control in a Tape Placement Process", *Procedia CIRP*, 66, 85–90.
- Kurtz, S. M. 2012. "An Overview of PEEK Biomaterials", *PEEK Biomaterials Handbook* içinde (ss. 1–7). Elsevier.
- Lan, M., Cartié, D., Davies, P., Baley, C. 2015. "Microstructure and tensile properties of

- carbon–epoxy laminates produced by automated fibre placement: Influence of a caul plate on the effects of gap and overlap embedded defects", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 78, 124–134.
- López-Puente, J., Zaera, R., Navarro, C. 2002. "The effect of low temperatures on the intermediate and high velocity impact response of CFRPs", *Composites Part B: Engineering*, 33(8), 559–566.
- Lord, H. W., Dutta, P. K. 1988. "On the Design of Polymeric Composite Structures for Cold Regions Applications", *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 7(5), 435–458.
- Lukaszewicz, D. H.-J. A., Ward, C., Potter, K. D. 2012. "The engineering aspects of automated prepreg layup: History, present and future", *Composites Part B: Engineering*, 43(3), 997–1009.
- Ma, X., Wen, L., Wang, S., Xiao, J., Li, W., Hou, X. 2023. "Inherent relationship between process parameters, crystallization and mechanical properties of continuous carbon fiber reinforced PEEK composites", *Defence Technology*, 24, 269–284.
- Mazur, R. L., Cândido, G. M., Rezende, M. C., Botelho, E. C. 2014. "Accelerated aging effects on carbon fiber PEKK composites manufactured by hot compression molding:", <http://dx.doi.org/10.1177/0892705714564283>, 29(10), 1429–1442.
- McIlhagger, A., Archer, E., & McIlhagger, R. 2020. "*Polymer composites in the aerospace industry*". Elsevier.
- Meng, J., Wang, Y., Yang, H., Wang, P., Lei, Q., Shi, H., ... Fang, D. 2020. "Mechanical properties and internal microdefects evolution of carbon fiber reinforced polymer composites: Cryogenic temperature and thermocycling effects", *Composites Science and Technology*, 191, 108083.
- Muzzy, J. D., Colton, J. S. 1997. "The processing science of thermoplastic composites", *Advanced composites manufacturing*. John Wiley and Sons.
- Neumann, E. A. F., Villar, C. C., França, F. M. G. 2014. "Fracture resistance of abutment screws made of titanium, polyetheretherketone, and carbon fiber-reinforced polyetheretherketone", *Brazilian oral research*, 28, 1–5.
- Nguyen, M. H., Vijayachandran, A. A., Davidson, P., Call, D., Lee, D., Waas, A. M. 2019. "Effect of automated fiber placement (AFP) manufacturing signature on mechanical performance of composite structures", *Composite Structures*, 228, 111335.
- Odrobina, M., Deák, T., Székely, L., Mankovits, T., Keresztes, R. Z., Kalácska, G. 2020. "The effect of crystallinity on the toughness of cast Polyamide 6 rods with different diameters", *Polymers*, 12(2), 293.
- Oromiehie, E., Prusty, B. G., Compston, P., Rajan, G. 2019. "Automated fibre placement based composite structures: Review on the defects, impacts and inspections techniques", *Composite Structures*, 224, 110987.
- Panaitecu, I., Koch, T., Archodoulaki, V.-M. 2019. "Accelerated aging of a glass fiber/polyurethane composite for automotive applications", *Polymer Testing*, 74, 245–256.
- Park, S., Seo, M. 2012. "Carbon fiber-reinforced polymer composites: preparation, properties, and applications", *Polymer composites*, 135–183.
- Pedoto, G. 2020. "Characterization and modelling of the thermomechanical and ageing behavior of PEKK and C/PEKK composites foaircraft applications at high temperatures

- (above the glass transition temperature)". ISAE-ENSMA Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique-Poitiers.
- Perner, M., Algermissen, S., Keimer, R., Monner, H. P. 2016. "Avoiding defects in manufacturing processes: A review for automated CFRP production", *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 38, 82–92.
- Petersen, D., Rolfes, R., Zimmermann, R. 2001. "Thermo-mechanical design aspects for primary composite structures of large transport aircraft", *Aerospace Science and Technology*, 5(2), 135–146.
- Quddus, M., Brux, A., Larregain, B., Galarneau, Y. 2015. "A study to determine the influence of robotic lamination programs on the precision of automated fiber placement through statistical comparisons", *Proc. 2nd Int. Symp. Automated Composites Manuf.* içinde (ss. 23–24).
- Red, C. 2014. "The outlook for thermoplastics in aerospace composites", *High-Performance Composites*, 22(5), 54–63.
- Saenz-Castillo, D., Martín, M. I., Calvo, S., Rodriguez-Lence, F., 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.
- Sápi, Z., Butler, R. 2020. "Properties of cryogenic and low temperature composite materials – A review", *Cryogenics*, 111, 103190.
- Schmidt, C., Weber, P., Hocke, T., Denkena, B. 2018. "Influence of prepreg material quality on carbon fiber reinforced plastic laminates processed by automated fiber placement", *Procedia CIRP*, 67, 422–427.
- Selma, Ç. 2013. "Bor içeren termoplastik poliüretan kompozitler", *Marmara Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, 9.
- Shetty, K., Srihari, S., Manjunatha, C. M. 2016. "A survey on the environmental effects on aerospace fibre reinforced plastic composites", *Proceedings of 14th ISAMPE national conference on composites (INCCOM-14)* içinde .
- Simsiriwong, J., Shrestha, R., Shamsaei, N., Lugo, M., Moser, R. D. 2015. "Effects of microstructural inclusions on fatigue life of polyether ether ketone (PEEK)", *Journal of the mechanical behavior of biomedical materials*, 51, 388–397.
- Sorathia, U., Lyon, R., Gann, R. G., Gritzko, L. 1997. "Materials and fire threat", *Fire technology*, 33(3), 260–275.
- Stawarczyk, B., Bähr, N., Beuer, F., Wimmer, T., Eichberger, M., Gernet, W., ... Schmidlin, P. R. 2014. "Influence of plasma pretreatment on shear bond strength of self-adhesive resin cements to polyetheretherketone", *Clinical Oral Investigations*, 18(1), 163–170.
- Suh, N. P. 2005. *Axiomatic design and fabrication of composite structures: applications in robots, machine tools, and automobiles*. Oxford University Press.
- Sukur, E. F. 2023. "Thermally conditioned aerospace-grade carbon fiber reinforced polyether ketone ketone composites: Structure, impact response, and thermomechanical performance", *Polymer Composites*, 44(4), 2530–2544.
- Sukur, E. F., Elmas, S., Eskizeybek, V., Sas, H. S., Yildiz, M. 2023. "An experimental implication of long-term hot-wet-aged carbon fiber/polyether ketone ketone composites: The impact of automated fiber placement process parameters and process-

- induced defects", *Journal of Applied Polymer Science*, 140(29).
- Sukur, E. F., Elmas, S., Seyyednourani, M., Eskizeybek, V., Yildiz, M., Sas, H. S. 2022. "A rational study on the hydrothermal aging of AFP manufactured CF/polyetherketoneketone composites with in situ consolidation supported by acoustic emission inspection", *Journal of Applied Polymer Science*, 139(29).
- Sun, S., Han, Z., Fu, H., Jin, H., Dhupia, J. S., Wang, Y. 2020. "Defect characteristics and online detection techniques during manufacturing of FRPs using automated fiber placement: A Review", *Polymers*, 12(6), 1337.
- Sun, S., Han, Z., Zhang, J., Jin, H., Wang, Y. 2021. "Multiscale collaborative process optimization method for automated fiber placement", *Composite Structures*, 259, 113215.
- Tabrizi, I. E., Kefal, A., Zanjani, J. S. M., Akalin, C., Yildiz, M. 2019. "Experimental and numerical investigation on fracture behavior of glass/carbon fiber hybrid composites using acoustic emission method and refined zigzag theory", *Composite Structures*, 223, 110971.
- Tanzi, M.-C., Farè, S., Candiani, G. 2019. "*Foundations of biomaterials engineering*". Academic Press.
- Tsai, S. W., Hahn, H. T. 2018. "*Introduction to Composite Materials*". Routledge.
- Ulus, H., Kaybal, H. B., Eskizeybek, V., Avcı, A. 2021. "Significantly improved shear, dynamic-mechanical, and mode II fracture performance of seawater aged basalt/epoxy composites: The impact of halloysite nanotube reinforcement", *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 24(4), 1005–1014.
- Wang, R. M., Zheng, S. R., Zheng, Y. P. 2011. "Polymer matrix composites and technology", *Polymer matrix composites and technology*. Woodhead Publishing.
- Wehbe, R., Sacco, C., Baz Radwan, A., Albazzan, M., Harik, R. 2020. "Influence of process parameters in AFP fiber steering on cylinders: Constant curvature paths", *Composites Part C: Open Access*, 2, 100036.

## ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Hakkı Ayberk TASALI

Yabancı Dil : İngilizce

### Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

- 2014-2019, Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

### Bilimsel Çalışmalar:

- Tasali, H. A., Sas, H. S., and Sukur, E. F., “Investigating Low-Temperature Effects and Micro-Crack Influence on CF/PEKK Flexural Characteristics of Aerospace Composites”, 10th International Conference on Materials Science and Nanotechnology For Next Generation (MSNG-2023), 27-29 September 2023, Kayseri/Türkiye

### Kazanılan Ödüller, Teşvikler ve Burslar:

- TÜBİTAK 1002 (Proje No: 122M151), Bursiyer