



**BOYU AYARLANABİLİR TERMOPLASTİK KOMPOZİT ROD  
ÜRETİMİNİN ARAŞTIRILMASI**

**Kamran SAMET**

**DOKTORA TEZİ  
İMALAT MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**HAZİRAN 2025**

## ETİK BEYAN

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

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

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

Kamran SAMET

16/06/2025



# BOYU AYARLANABİLİR TERMOPLASTİK KOMPOZİT ROD ÜRETİMİNİN ARAŞTIRILMASI

(Doktora Tezi)

Kamran SAMET

GAZİ ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Haziran 2025

## ÖZET

Bu tez çalışmasında, havacılık uygulamaları için ayarlanabilir boy özellikli, termoplastik kompozit malzemeden üretilmiş bir kontrol rodu tasarlanmış, üretilmiş ve performans açısından değerlendirilmiştir. Çalışma dört aşamalı bir kurguyla yürütülmüştür. İlk aşamada, LM-PAEK matrisli karbon fiber takviyeli dokuma prepreg kumaş kullanılarak sıcak pres yöntemiyle tüp şekilli kompozit tüp yapıların üretilebilirliği araştırılmış, alternatif yöntemlerle kıyaslandığında daha homojen yüzey kalitesi ve düşük kusur içeriği elde edilmiştir. İkinci aşamada, üretim parametrelerinin mekanik ve mikroyapısal özellikler üzerindeki etkisini sistematik şekilde incelemek üzere Taguchi L16 deney tasarımı kullanılmıştır. Üretilen kupon numuneler üzerinde çekme, basma testleri ve yoğunluk ölçümleri ile DSC, X-ray ve SEM analizleri gerçekleştirilmiştir. Elde edilen veriler çoklu yanıt Gri İlişkilendirme Analizi (GRA) ile optimize edilmiş, en yüksek basma dayanımı 329,44 MPa ve çekme dayanımı 626,93 MPa olarak kaydedilmiştir. Bu değerler, literatürde bildirilen benzer termoplastik kompozit tüplere kıyasla oldukça yüksek bulunmuştur. Üçüncü aşamada, metal-insört ile kompozit tüp arasındaki birleştirme bölgesine yönelik üç farklı tasarım çözümü geliştirilmiş ve sonlu elemanlar analizi ile incelenmiştir. En yüksek birleşme dayanımı sağlayan tasarım kullanılarak deneme üretimi gerçekleştirilmiştir. Dördüncü ve son aşamada, belirlenen parametreler ve yöntemler doğrultusunda nihai komponent numuneler üretilmiş; çekme testinde 20,04 kN, flambaj testinde ise 6,44 kN ortalama burkulma yükü elde edilmiştir. Geleneksel metal kontrol roduna kıyasla %30,4 daha hafif bir yapı elde edilmiştir. Sonuç olarak, geliştirilen yöntem düşük maliyetli, vakum gerektirmeyen bir üretim sunmakta ve yüksek dayanım/kütle oranı ile havacılıkta yapısal uygulamalara uygunluk göstermektedir.

Bilim Kodu : 91417  
Anahtar Kelimeler : Termoplastik kompozit, LM-PAEK, tüp şekilli parça, yapıştırıcı  
Sayfa Adedi : 240  
Danışman : Prof. Dr. Çetin KARATAŞ  
İkinci Danışman : Doç. Dr. Harun KOÇAK

# INVESTIGATION OF THE PRODUCTION OF ADJUSTABLE-LENGTH THERMOPLASTIC COMPOSITE RODS

(Ph. D. Thesis)

Kamran SAMET

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

June 2025

## ABSTRACT

In this thesis study, a length-adjustable control rod manufactured from thermoplastic composite material was designed, fabricated, and evaluated in terms of its structural performance for aerospace applications. The study was conducted in four main stages. In the first stage, the manufacturability of tube-shaped composite structures using woven carbon fiber-reinforced LM-PAEK prepreg fabrics via a hot press method was investigated. Compared to alternative methods, this approach yielded more homogeneous surface quality and lower defect content. In the second stage, the effects of processing parameters on mechanical and microstructural properties were systematically investigated using the Taguchi L16 experimental design. Tensile, compressive tests and density measurement, as well as DSC, X-ray, and SEM analyses, were performed on the produced coupon specimens. The data were optimized through multi-response Grey Relational Analysis (GRA), resulting in a maximum compressive strength of 329.44 MPa and tensile strength of 626.93 MPa, which are considerably higher than those reported for similar thermoplastic composite tubes in the literature. In the third stage, three different insert-composite tube joint designs were developed and evaluated using finite element analysis. Trial production was conducted using the design that provided the highest adhesive strength. In the fourth and final stage, full-scale component samples were produced based on the optimized parameters and methods. A tensile load capacity of 20.04 kN and an average buckling load of 6.44 kN were achieved. Compared to conventional metal control rods, the developed thermoplastic composite rod demonstrated a weight reduction of 30.4%. Overall, the proposed method offers a cost-effective, vacuum-free manufacturing approach and demonstrates structural performance suitable for aerospace applications due to its high strength-to-weight ratio.

Science Code : 91417  
Key Words : Thermoplastic composite, LM-PAEK, tubular structure, adhesive  
Page Number : 240  
Supervisor : Prof. Dr. Çetin KARATAŞ  
Co-Supervisor : Assoc. Prof. Dr. Harun KOÇAK

## TEŞEKKÜR

Bu tez çalışmasının yürütülmesinde bilgi, emek ve destekleriyle katkı sağlayan herkese en içten teşekkürlerimi sunarım.

Tez sürecinde yönlendirmeleri ve bilimsel katkılarıyla her zaman yanımda olan değerli danışmanım Prof. Dr. Çetin KARATAŞ'a ve yalnızca akademik danışmanlık değil, aynı zamanda üretim süreci ve yayın çalışmalarında da yoğun emek sarf eden ikinci danışmanım Doç. Dr. Harun KOÇAK'a özel olarak teşekkür ederim.

Üretim aşamasında göstermiş oldukları teknik destek ve sabır olmasaydı bu çalışma bu noktaya gelemezdi. İş arkadaşlarım İbrahim AYDOĞAN ve Mehmet ORUÇ'a değerli katkıları için şükranlarımı sunarım. DSC analizlerinin gerçekleştirilmesinde destek sağlayan iş arkadaşım Esra ÖZÇELİK'e, tahribatsız muayene sürecinde desteğini esirgemeyen ve tecrübeleriyle yönlendiren kıymetli büyüğüm Çağlar DEMİRHAN'a ayrıca teşekkür ederim. Mekanik testlerin gerçekleştirilmesinde, sürece sorunsuz katkı sağlayan iş arkadaşlarım Yusuf ULU ve Ekrem GÖKCAN'a destekleri için teşekkür ederim.

Resmi danışman olmamakla birlikte, görüşleriyle her zaman fikir alışverişinde bulunduğum başmühendisim Özcan TURAN'a teşekkür ederim. Analiz çalışmalarının yürütülmesinde verdikleri teknik destekle sürece önemli katkılar sunan iş arkadaşlarım Dilan KUTMARAL ve Erdem DİRİK'e de ayrıca müteşekkirim. Özellikle motivasyonun düşük olduğu zamanlarda yaptığı yapıcı ve umut verici konuşmalarıyla bana moral veren iş arkadaşım Ali Tolga PETEKKAYA'ya teşekkür ederim. Ayrıca tez sürecinin çeşitli aşamalarında yönlendirme ve değerlendirmeleriyle katkı sunan müdürlerim Murat ŞAHİN ile Murat GÜNEL'e ve değerli destekleri için direktörüm Serkan ÖZBAY'a da teşekkür ederim.

Tezin en önemli destekçileri olan aileme ise en derin minnetimi sunuyorum. Doktora süresince bana zaman ve çalışma ortamı sağlayarak her daim yanımda olan değerli eşim Bilge Büşra SAMET'e ve tüm motivasyon kaynağım kızım Milay SAMET'e şükran borçluyum. Görüşleriyle bana her zaman danışman gibi yön gösteren kıymetli babam, Refik SAMET'e; manevi desteklerini her zaman hissettiren annem Pakize SAMET'e, ablam Nermin SAMET'e ve kardeşim Fidan SAMET'e gönülden teşekkür ederim.

## İÇİNDEKİLER

|                                                                                                | <b>Sayfa</b> |
|------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| ÖZET .....                                                                                     | iv           |
| ABSTRACT.....                                                                                  | v            |
| TEŞEKKÜR.....                                                                                  | vi           |
| İÇİNDEKİLER .....                                                                              | vii          |
| ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....                                                                      | xi           |
| ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....                                                                        | xiii         |
| RESİMLERİN LİSTESİ .....                                                                       | xvii         |
| SİMGELER VE KISALTMALAR.....                                                                   | xxii         |
| 1. GİRİŞ.....                                                                                  | 1            |
| 2. KOMPOZİT MALZEMELER.....                                                                    | 5            |
| 2.1. Termoset Kompozit Malzemeler .....                                                        | 9            |
| 2.1.1. Termoset matris reçinelerinin özellikleri.....                                          | 10           |
| 2.1.2. Termoset reçine türleri .....                                                           | 11           |
| 2.1.3. Üretim Yöntemleri ve otomasyon .....                                                    | 11           |
| 2.2. Termoplastik Kompozit Malzemeler .....                                                    | 19           |
| 2.2.1. Termoplastik polimerlerin kimyasal yapısı .....                                         | 21           |
| 2.2.2. Havacılıkta kullanılan yüksek performanslı termoplastiklerin<br>karşılaştırılması ..... | 23           |
| 2.2.3. Termoplastik üretim yöntemleri .....                                                    | 25           |
| 3. TERMOPLASTİK KOMPOZİT YAPILARDA BİRLEŞTİRME<br>YÖNTEMLERİ.....                              | 37           |
| 3.1. Mekanik Bağlantılar.....                                                                  | 38           |
| 3.2. Ergitme (Füzyon) Bağlantısı/Kaynağı .....                                                 | 39           |

|                                                                               | <b>Sayfa</b> |
|-------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| 3.2.1. İndüksiyon kaynağı (IW).....                                           | 40           |
| 3.3. Yapıştırıcı ile Birleştirme.....                                         | 42           |
| 3.3.1. Kompozit-metal birleştirme özellikleri .....                           | 43           |
| 3.3.2. Metal bileşene yapıştırma.....                                         | 45           |
| 3.3.3. Kompozitlerde yüzey hazırlığı .....                                    | 47           |
| 3.3.4. Yapıştırıcılar .....                                                   | 49           |
| 4. TAGUCHI YÖNTEMİ .....                                                      | 57           |
| 5. GRİ İLİŞKİLER YÖNTEMİ.....                                                 | 61           |
| 6. LİTERATÜR TARAMASI.....                                                    | 63           |
| 6.1. Tüp Şekilli Kompozit Yapıların Kullanıldığı Çalışmalar .....             | 63           |
| 6.1.1. Termoplastik kompozit malzemelerin kullanıldığı çalışmalar .....       | 63           |
| 6.1.2. Termoset kompozit malzemelerin kullanıldığı çalışmalar .....           | 79           |
| 6.2. Kompozit-Metal Yapılarda Birleştirme Yöntemleri .....                    | 85           |
| 6.2.1. Birleştirmenin yapıştırıcı kullanımı ile sağlandığı çalışmalar .....   | 86           |
| 6.2.2. Birleşmenin bağlayıcılarla veya kaynak ile sağlandığı çalışmalar ..... | 94           |
| 7. MALZEME ve YÖNTEM .....                                                    | 101          |
| 7.1. Kullanılan Malzemeler.....                                               | 101          |
| 7.1.1. Termoplastik kompozit tüp üretimi için kullanılan malzemeler .....     | 101          |
| 7.1.2. Yapıştırıcı malzemeler.....                                            | 106          |
| 7.2. Üretim Süreci .....                                                      | 109          |
| 7.2.1. Kalıp üretimi.....                                                     | 110          |
| 7.2.2. Tüp şekilli termoplastik kompozit yapılar için üretim denemeleri ..... | 112          |
| 7.2.3. İnsört ile kompozit malzemenin birleştirilmesi.....                    | 121          |
| 7.3. Deney Tasarımı.....                                                      | 126          |

|                                                                                                                                  | <b>Sayfa</b> |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| 7.4. Boşluk Oranın Belirlenmesi.....                                                                                             | 128          |
| 7.5. Mekanik Testler .....                                                                                                       | 129          |
| 7.5.1. Kupon numunelerde çekme ve basma testleri .....                                                                           | 129          |
| 7.5.2. Komponent numunelere uygulanan testler .....                                                                              | 134          |
| 7.6. DSC Testleri ile Kristal Yapı Analizi .....                                                                                 | 138          |
| 7.7. SEM ile Mikroskobik İnceleme .....                                                                                          | 140          |
| 7.8. Tahribatsız Muayene.....                                                                                                    | 142          |
| <b>8. SONUÇLAR ve TARTIŞMA .....</b>                                                                                             | <b>145</b>   |
| 8.1. Ön Deneylerin Değerlendirilmesi ve Üretilebilirlik .....                                                                    | 145          |
| 8.2. Termoplastik Kompozit Tüp Üretiminde Proses Parametrelerinin<br>Optimizasyonu ve Karakterizasyonu .....                     | 147          |
| 8.2.1. Kupon numunelerin üretimi ve gerçekleştirilen testler .....                                                               | 148          |
| 8.2.2. Mekanik test sonuçları ve yoğunluk ölçümleri .....                                                                        | 151          |
| 8.2.3. Gri ilişkisel analizi (GRA).....                                                                                          | 159          |
| 8.2.4. Optimum üretim parametrelerinin belirlenmesi .....                                                                        | 162          |
| 8.2.5. Optimum üretim parametrelerinin doğrulanması ve sonuçların<br>değerlendirilmesi .....                                     | 163          |
| 8.2.6. Termal analiz sonuçları .....                                                                                             | 167          |
| 8.2.7. Tahribatsız muayene sonuçları .....                                                                                       | 170          |
| 8.2.8. SEM incelemeleri .....                                                                                                    | 172          |
| 8.2.9. Metot değerlendirmesi ve karşılaştırması.....                                                                             | 180          |
| 8.3. Birleştirme Bölgesi için Geliştirilen Tasarım Çözümlerinin Değerlendirilmesi<br>ve Deneme Üretimine Gerçekleştirilmesi..... | 181          |
| 8.3.1. DS1 (1. Tasarım çözümü).....                                                                                              | 184          |
| 8.3.2. DS2 (2. Tasarım çözümü).....                                                                                              | 188          |
| 8.3.3. DS3 (3. Tasarım çözümü).....                                                                                              | 191          |

|                                                                                           | <b>Sayfa</b> |
|-------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| 8.3.4. Tasarım çözümlerinin değerlendirilmesi .....                                       | 195          |
| 8.3.5. DS1 tasarım çözümüne göre gerçekleştirilen birleştirme denemesi.....               | 196          |
| 8.4. Komponent Numunenin Üretilmesi ve Komponent Testleri .....                           | 200          |
| 8.4.1. Flambaj testi sonuçları.....                                                       | 202          |
| 8.4.2. Çekme testi sonuçları .....                                                        | 204          |
| 8.4.3. Muadil numune ile kütle kıyaslaması.....                                           | 211          |
| 8.4.4. Komponent numune ile gerçekleştirilen mekanik testlerin<br>değerlendirilmesi ..... | 212          |
| 9. SONUÇLAR ve ÖNERİLER .....                                                             | 215          |
| 9.1. Sonuçlar .....                                                                       | 215          |
| 9.2. Öneriler .....                                                                       | 216          |
| KAYNAKLAR .....                                                                           | 219          |
| ÖZGEÇMİŞ .....                                                                            | 239          |

## ÇİZELGELERİN LİSTESİ

| Çizelge                                                                                                                  | Sayfa |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Çizelge 2.1. Havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılan termoplastik reçineler .....                                  | 24    |
| Çizelge 7.1. PEEK reçine özellikleri .....                                                                               | 103   |
| Çizelge 7.2. Tek yönlü PEEK/CF özellikleri.....                                                                          | 103   |
| Çizelge 7.3. Lamine PEEK/CF reçine özellikleri .....                                                                     | 104   |
| Çizelge 7.4. LM-PAEK reçine özellikleri.....                                                                             | 105   |
| Çizelge 7.5. LM-PAEK/CF dokuma kumaş özellikleri .....                                                                   | 105   |
| Çizelge 7.6. Lamine LM-PAEK/CF mukavemet bilgileri .....                                                                 | 105   |
| Çizelge 7.7. Loctite HY 4090 yapıştırıcısının fiziksel ve mekanik özellikleri.....                                       | 107   |
| Çizelge 7.8. Loctite EA 9396 yapıştırıcısının fiziksel ve mekanik özellikleri .....                                      | 109   |
| Çizelge 7.9. Geleneksel yöntemler ile üretilen muadil kontrol rod ölçüleri.....                                          | 111   |
| Çizelge 7.10. Otoklav özellikleri .....                                                                                  | 116   |
| Çizelge 7.11. Proses parametreleri.....                                                                                  | 126   |
| Çizelge 7.12. Deney Tasarımı için Kullanılan Parametreler ve Seviyeler .....                                             | 127   |
| Çizelge 7.13. Taguchi L16 Deney Tasarımı .....                                                                           | 128   |
| Çizelge 7.14. Kupon numunelerin test cihazına bağlanmasına yönelik<br>gerçekleştirilen tab/yapıştırıcı uygulamaları..... | 132   |
| Çizelge 7.15. Balteau TSD225/3 X-ray cihazı teknik özellikleri .....                                                     | 144   |
| Çizelge 8.1. Deney sonuçları ve S/N oranları.....                                                                        | 152   |
| Çizelge 8.2. Çekme testi için faktör seviyelerine göre ortalama S/N oranı .....                                          | 157   |
| Çizelge 8.3. Basma testi için faktör seviyelerine göre ortalama S/N oranı .....                                          | 157   |
| Çizelge 8.4. Yoğunluk ölçümleri için faktör seviyelerine göre ortalama S/N oranı.....                                    | 158   |
| Çizelge 8.5. Normalizasyon matrisi.....                                                                                  | 160   |
| Çizelge 8.6. Katsayı matrisi, Gri ilişkisel derece değerleri (GRG) ve öncelik<br>sıralaması .....                        | 161   |

| <b>Çizelge</b>                                                                                                     | <b>Sayfa</b> |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| Çizelge 8.7. En yüksek çekme mukavemeti, basma mukavemeti ve yoğunluk için optimum parametre seviyeleri.....       | 163          |
| Çizelge 8.8. Optimize edilmiş parametreler ve test sonuçları .....                                                 | 164          |
| Çizelge 8.9. Soğutma hızının mekanik özellikler üzerindeki etkisi.....                                             | 169          |
| Çizelge 8.10. SEM ile incelenen numunelerin değerlendirme özeti.....                                               | 179          |
| Çizelge 8.11. Analiz modeline tanımlanan malzeme özellikleri .....                                                 | 183          |
| Çizelge 8.12. Yapıştırıcının rijitlik katsayıları.....                                                             | 183          |
| Çizelge 8.13. Yapıştırıcının hasar başlangıç özellikleri.....                                                      | 183          |
| Çizelge 8.14. Yapıştırıcının hasar ilerleme özellikleri.....                                                       | 183          |
| Çizelge 8.15. DS1 analiz modeli parametreleri ve ağ yapısı bilgileri .....                                         | 184          |
| Çizelge 8.16. DS2 analiz modeli parametreleri ve ağ yapısı bilgileri .....                                         | 189          |
| Çizelge 8.17. DS3 analiz modeli parametreleri ve ağ yapısı bilgileri .....                                         | 192          |
| Çizelge 8.18. Değerlendirilen tasarım çözümleri ve maksimum dayanım değerleri.....                                 | 196          |
| Çizelge 8.19. Muadil kontrol rod parçasının mekanik gereksinimleri ve test sonuçları.....                          | 201          |
| Çizelge 8.20. Yapıştırıcı türü ve tasarım çözümüne göre belirlenen konfigürasyonlara ait çekme mukavemetleri ..... | 210          |
| Çizelge 8.21. Muadil ve TPK kontrol rodun kütle kıyaslaması.....                                                   | 212          |

## ŞEKİLLERİN LİSTESİ

| Şekil                                                                                                                                       | Sayfa |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Şekil 2.1. Geleneksel monolitik malzemeler ile kompozit malzemeler arasındaki karşılaştırma .....                                           | 6     |
| Şekil 2.2. Kompozit malzeme bileşenleri .....                                                                                               | 6     |
| Şekil 2.3. Boeing 787 gövdesinde kullanılan malzemeler .....                                                                                | 7     |
| Şekil 2.4. Birkaç yaygın kumaş biçimi: (a) düz dokuma, (b) sepet dokuma, (c) 4-saten koşum, (d) 8-saten koşum .....                         | 8     |
| Şekil 2.5. Filament sarma yöntemi .....                                                                                                     | 13    |
| Şekil 2.6. ATL ve AFP makineleri için tipik dağıtım başlığı konfigürasyonu .....                                                            | 15    |
| Şekil 2.7. Bir otoklavın şematik görünümü .....                                                                                             | 17    |
| Şekil 2.8. Kompozit prepreg için örnek bir kür döngüsü.....                                                                                 | 18    |
| Şekil 2.9. Amorf termoplastikler (a), termosetler (b) ve yarı kristalin termoplastikler (c) için tipik elastik modül-sıcaklık eğrileri..... | 21    |
| Şekil 2.10. Tipik bir yarı kristalin termoplastik yapının taslağı .....                                                                     | 22    |
| Şekil 2.11. Termoplastik polimerler .....                                                                                                   | 23    |
| Şekil 2.12. Termoplastik polimerler piramidi.....                                                                                           | 23    |
| Şekil 2.13. PEKK (kopolimer) ve PEEK (homopolimer) polimer yapılarının karşılaştırılması .....                                              | 24    |
| Şekil 2.14. Termosetler ve termoplastiklerin üretim süreçleri.....                                                                          | 26    |
| Şekil 2.15. Termoform işleminin ana aşamaları .....                                                                                         | 27    |
| Şekil 2.16. PEEK/CF işleme penceresi: kristallik derecesi ile soğutma hızı arasındaki ilişki .....                                          | 28    |
| Şekil 2.17. CCM sürecinde kullanılan ekipmanın şematik gösterimi.....                                                                       | 30    |
| Şekil 2.18. Termoset ve termoplastik prepreg kompozitler için tipik pultrüzyon hattı şeması.....                                            | 31    |
| Şekil 2.19. (a) AFP şeması, (b) NOVOTECH Aerospace Advanced Technology'de (İtalya) Coriolis Lazer destekli AFP robotu .....                 | 33    |

| <b>Şekil</b>                                                                                                                                                            | <b>Sayfa</b> |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| Şekil 2.20. AFP ile yerinde konsolidasyon.....                                                                                                                          | 34           |
| Şekil 3.1. İndüksiyon kaynağının çalışma prensibi .....                                                                                                                 | 40           |
| Şekil 3.2. CETMA tarafından geliştirilen indüksiyon kaynak teknolojisinde<br>indüksiyon kaynak işleminin çalışma şeması .....                                           | 42           |
| Şekil 3.3. (a) Kromik asit ve (b) fosforik asitle alüminyumun dağlanmasıyla<br>oluşturulan yüzey yapısının şeması .....                                                 | 45           |
| Şekil 3.4. Faz ayırıcı epoksi reçine sistemi için Zaman Sıcaklık Dönüşüm<br>diyagramı .....                                                                             | 50           |
| Şekil 3.5. Faz Epoksi reçine formülasyonunda kullanılan tipik monomerler.....                                                                                           | 52           |
| Şekil 3.6. Tipik bir reaktif poliimidin şematik yapısı .....                                                                                                            | 55           |
| Şekil 3.7. Novolak metilen köprüsü oluşumunun şeması .....                                                                                                              | 55           |
| Şekil 7.1. PEEK molekül yapısı.....                                                                                                                                     | 102          |
| Şekil 7.2. Tek yönlü PEEK/CF malzemesinin mikro ölçekte görünümü (x500).....                                                                                            | 103          |
| Şekil 7.3. Poliarilketon molekül yapısı .....                                                                                                                           | 104          |
| Şekil 7.4. Üretilen parça ölçüleri .....                                                                                                                                | 110          |
| Şekil 7.5. Otoklav konsolidasyon döngüsü.....                                                                                                                           | 116          |
| Şekil 7.6. LM-PAEK/CF termoplastik kompozit tüp için geliştirilen üretim<br>planı (ölçüler mm'dir.).....                                                                | 117          |
| Şekil 7.7. Tedarikçi firmanın otoklav dışı üretim için önerdiği konsolidasyon<br>döngüsü (lamine parçalar için).....                                                    | 119          |
| Şekil 7.8. Termoplastik kompozit tüp ile rod end parçasının yapıştırıcı ile<br>birleştirilme adımlarının şematik gösterimi .....                                        | 122          |
| Şekil 7.9. Çekme Testi Numunesi (ASTM D3039).....                                                                                                                       | 130          |
| Şekil 7.10. Tab Parça .....                                                                                                                                             | 131          |
| Şekil 8.1. DN26A1 numaralı kupon numuneye ait çekme testi sırasında elde edilen<br>kuvvet-deplasman grafiği (BF=1,1; KS=360°C; BS=45dk; IH=2°C/dk;<br>SH= 12°C/dk)..... | 150          |

| Şekil                                                                                                                                                             | Sayfa |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Şekil 8.2. DN26A4 numaralı kupon numuneye ait basma testi sırasında elde edilen kuvvet-deplasman grafiği (BF=1,1; KS=360°C; BS=45dk; IH=2°C/dk; SH= 12°C/dk)..... | 151   |
| Şekil 8.3. Parametreler ve seviyelerin çekme mukavemetine etkisi .....                                                                                            | 153   |
| Şekil 8.4. Parametreler ve seviyelerin basma mukavemetine etkisi .....                                                                                            | 155   |
| Şekil 8.5. Parametreler ve seviyelerin yoğunluk üzerindeki etkisi.....                                                                                            | 156   |
| Şekil 8.6. Faktör ve seviyelerin S/N oranına etkisi (çekme testi).....                                                                                            | 158   |
| Şekil 8.7. Faktör ve seviyelerin S/N oranına etkisi (basma testi) .....                                                                                           | 158   |
| Şekil 8.8. Faktör ve seviyelerin S/N oranına etkisi (yoğunluk ölçümü).....                                                                                        | 159   |
| Şekil 8.9. Ortalama gri ilişkisel derece (GRG) değerlerine göre her bir işlem parametresi için seviye bazlı etki analizi .....                                    | 161   |
| Şekil 8.10. Termoplastik kompozit tüp üretiminde fiberler doğrultuları (a) geliştirilen üretim yöntemi ile (b) filament sarma (AFP) üretim yöntemi ile.....       | 166   |
| Şekil 8.11. Optimum parametrelerle üretilmiş DN 26 numunesi için DSC analiz sonucu .....                                                                          | 168   |
| Şekil 8.12. Yavaşlatılmış soğutma hızı ile üretilen numune (DN28) için DSC analiz sonucu .....                                                                    | 169   |
| Şekil 8.13. Metal tüp parçaya dış açılması ve rod end ile birleştirilmesi .....                                                                                   | 182   |
| Şekil 8.14. Flambaj testi sırasında elde edilen kuvvet-deplasman grafiği (DN31) .....                                                                             | 203   |
| Şekil 8.15. Çekme testi sırasında elde edilen kuvvet-deplasman grafiği (DN30B1).....                                                                              | 206   |
| Şekil 8.16. Konfigürasyon 3 (EA9396, Tasarım 2) numunesine ait çekme testi (DN30C1) .....                                                                         | 210   |
| Şekil 8.17. TPK kontrol rodunun çekme testi sonucunun mekanik ister yükleri ile karşılaştırılması.....                                                            | 213   |
| Şekil 8.18. TPK kontrol rodunun flambaj/basma testi sonucunun mekanik ister yükleri ile karşılaştırılması.....                                                    | 214   |

## RESİMLERİN LİSTESİ

| Resim                                                                                                                     | Sayfa |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Resim 7.1. Tek yönlü PEEK/CF bant .....                                                                                   | 102   |
| Resim 7.2. LM-PAEK/CF dokuma kumaş takviyesinin makro ve mikro ölçekte görünümü .....                                     | 106   |
| Resim 7.3. HY 4090 yapıştırıcısı .....                                                                                    | 108   |
| Resim 7.4. EA 9396 yapıştırıcısı .....                                                                                    | 108   |
| Resim 7.5. Kupon numuneleri için hazırlanan kalıp ve mandrel .....                                                        | 110   |
| Resim 7.6. Muadil kontrol rodu üretimi için kullanılan kalıp ve mandrel .....                                             | 111   |
| Resim 7.7. İnsört ile kompozit parçanın bileştirilmesi için hazırlanan kalıplar (kupon numuneleri için) .....             | 112   |
| Resim 7.8. İnsört ile kompozit parçanın bileştirilmesi için hazırlanan kalıp parçaları (muadil numune üretimi için) ..... | 112   |
| Resim 7.9. Sac parçanın mandrel üzerine sarılması .....                                                                   | 113   |
| Resim 7.10. Tek yönlü PEEK/CF malzemesinin mandrel üzerine sarımı .....                                                   | 113   |
| Resim 7.11. PEEK/CF malzemesinin tek katman olarak sarıldığı numune .....                                                 | 113   |
| Resim 7.12. Numunenin vakum torbasına alınması-1 .....                                                                    | 114   |
| Resim 7.13. Numunenin vakum torbasına alınması-2 .....                                                                    | 114   |
| Resim 7.14. Otoklav fırını .....                                                                                          | 115   |
| Resim 7.15. Numunenin otoklav yerleşimi ve port bağlantıları .....                                                        | 115   |
| Resim 7.16. Kumaş malzemenin mandrel üzerine sarılması .....                                                              | 118   |
| Resim 7.17. Ön şekillendirme sonrası numunenin kalıba yerleştirilmesi .....                                               | 118   |
| Resim 7.18. Kalıbın pres tezgahına yerleştirilmesi .....                                                                  | 119   |
| Resim 7.19. Dokuma prepreg kumaşın mandrele sarım aşaması .....                                                           | 120   |
| Resim 7.20. Muadil numune için sarım işlemi tamamlanmış prepreg tabakaların görüntüsü .....                               | 120   |
| Resim 7.21. Sarımı tamamlanan numunenin kalıp içerisine yerleştirilmiş hali .....                                         | 120   |

| <b>Resim</b>                                                                                                                                                              | <b>Sayfa</b> |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| Resim 7.22. Termoplastik kompozit tüpün, insört ve rod end ile birleştirme düzeni.....                                                                                    | 121          |
| Resim 7.23. Deneysel birleştirme uygulamasında kullanılan ısıtma fikstürü.....                                                                                            | 123          |
| Resim 7.24. Deneysel birleştirme uygulamasında kullanılan hidrolik presleme fikstürü .....                                                                                | 124          |
| Resim 7.25. Isıtma fikstürü üzerinde yerleştirilen kompozit t p, yüzük ve sıcaklık kontrol sisteminin detayları.....                                                      | 124          |
| Resim 7.26. Kullanılan üç parçalı kalıp sistemi (Pens-1, Pens-2, Kovan), metal insört, yüzük elemanı ve yapıştırıcı .....                                                 | 125          |
| Resim 7.27. Kalıpların presleme fikstürüne yerleştirilmiş görünümü .....                                                                                                  | 125          |
| Resim 7.28. LM-PAEK/CF kompozit t p numunesinin kütle ölçümü.....                                                                                                         | 129          |
| Resim 7.29. Çekme ve basma testleri için hazırlanan numuneler .....                                                                                                       | 130          |
| Resim 7.30. Basma testi için hazırlanmış numune boyutları (a) ve test öncesi  r n m  (b), çekme testi numunesinin boyutlandırılması (c) ve test sonrası görünümü (d)..... | 130          |
| Resim 7.31. Tab parçaların kupon numunesine yerleştirilmesi .....                                                                                                         | 131          |
| Resim 7.32. Alüminyum 6061 malzeme kullanılarak üretilen tab parçaları .....                                                                                              | 132          |
| Resim 7.33. Test numunelerinin uç bölgelerine yapıştırılan tab uygulamasının görünümü: (a) basma testi (b)  ekme testi için hazırlanan test numuneleri .....              | 133          |
| Resim 7.34. Testlerinin gerçekleştirildiği test cihazı ve cihaz mengeneleri arasında konumlandırılmış test numunesi (a) basma testi, (b)  ekme testi için.....            | 133          |
| Resim 7.35. Çekme testi için hazırlanan komponentin nihai formu (a) ve test fikstürü bağlantısı için cıvata takılmış hali (b) .....                                       | 134          |
| Resim 7.36. Çekme testi için tasarlanmış  elik adaptör parçalar (a) ve komponent numunenin adaptörlere monte edilmiş hali (b).....                                        | 135          |
| Resim 7.37. (a) komponent numunenin test cihazına bağlanması; (b) Test  ncesi eksenel hizalamanın dijital eğim ölçer ile kontrol edilmesi.....                            | 136          |
| Resim 7.38. Flambaj testi için hazırlanan numune .....                                                                                                                    | 136          |
| Resim 7.39. Flambaj testi için test cihazına bağlantı arayüzü .....                                                                                                       | 137          |
| Resim 7.40. Flambaj testi için numunenin test cihazına bağlanması .....                                                                                                   | 137          |

| <b>Resim</b>                                                                                                                                                                                     | <b>Sayfa</b> |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| Resim 7.41. DSC testleri için hazırlanan numuneler .....                                                                                                                                         | 139          |
| Resim 7.42. DSC testleri için kullanılan test cihazı.....                                                                                                                                        | 139          |
| Resim 7.43. SEM incelemeleri için hazırlanan numuneler.....                                                                                                                                      | 140          |
| Resim 7.44. Karbon kaplama işlemi için kullanılan Quorum Q150T ES cihazı .....                                                                                                                   | 141          |
| Resim 7.45. SEM görüntülemesinde kullanılan TESCAN MIRA cihazının genel görünümü .....                                                                                                           | 141          |
| Resim 7.46. Karbon kaplı kompozit numunelerin SEM örnek tablasına yerleştirilmiş hali .....                                                                                                      | 142          |
| Resim 7.47. (a) X-ray cihazı ve (b) görüntüleme plaka tarayıcısı .....                                                                                                                           | 143          |
| Resim 7.48. Kupon tüplerin X-ray pozlama düzeneğinde konumlandırılması.....                                                                                                                      | 143          |
| Resim 8.1. Konsolidasyon sonrası vakum torbasının görünümü ve konsolide edilmiş numune .....                                                                                                     | 146          |
| Resim 8.2. Otoklav yöntemi ile üretilmiş tüp şekilli numune .....                                                                                                                                | 146          |
| Resim 8.3. Sıcak pres yöntemi ile üretilen tüp şekilli termoplastik kompozit malzeme .....                                                                                                       | 147          |
| Resim 8.4. Taguchi L16 deney tasarımına göre sıcak pres kalıplama üretilen kupon numunelere ait tüp şekilli kompozit yapıların genel görünümü .....                                              | 148          |
| Resim 8.5. Çekme testine tabi tutulan kupon numunelerin test öncesi (a) ve test sonrası (b) görüntüsü.....                                                                                       | 149          |
| Resim 8.6. Basma testine tabi tutulan kupon numunelerin test öncesi (a) ve test sonrası (b) görüntüsü.....                                                                                       | 149          |
| Resim 8.7. Çekme (a) ve basma (b) testleri sonrasında kupon numunelerin kırılma bölgelerine ait detay yüzey görüntüleri.....                                                                     | 150          |
| Resim 8.8. Farklı basınç faktörleriyle üretilmiş numunelere ait radyografik görüntüler (a: 1, b: 1,03, c: 1,07, d: 1,1, e: 1,1 – optimize edilmiş parametreler ile). .....                       | 171          |
| Resim 8.9. Radyografik görüntüleme yöntemi ile tespit edilen üretim kusurları. (a) numune içinde lokal boşluk ve matris düzensizlikleri, (b) cidar kalınlık farklarının tespiti; geometrik ..... | 172          |

| <b>Resim</b>                                                                                                                                                   | <b>Sayfa</b> |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| Resim 8.10. Farklı basınç faktörleriyle üretilmiş DN2, DN6, DN9, DN16 ve DN26A1 numunelerine ait çekme testi sonrası kırılma yüzeylerinin SEM görüntüleri..... | 173          |
| Resim 8.11. DN2A5 numunesine ait farklı büyütme seviyelerinde alınmış SEM görüntüleri.....                                                                     | 174          |
| Resim 8.12. DN6A1 numunesine ait farklı büyütme seviyelerinde alınmış SEM görüntüleri.....                                                                     | 175          |
| Resim 8.13. DN9A5 numunesine ait farklı büyütme seviyelerinde alınmış SEM görüntüleri.....                                                                     | 176          |
| Resim 8.14. DN16A1 numunesine ait farklı büyütme seviyelerinde alınmış SEM görüntüleri.....                                                                    | 177          |
| Resim 8.15. DN26A1 numunesine ait farklı büyütme seviyelerinde alınmış SEM görüntüleri.....                                                                    | 178          |
| Resim 8.16. Birleştirme bölgesi için geliştirilen tasarım çözümleri.....                                                                                       | 182          |
| Resim 8.17. DS1 – tasarım detayı.....                                                                                                                          | 184          |
| Resim 8.18. DS1 için oluşturulan sonlu elemanlar modeli (katı model ve mesh gösterimi) .....                                                                   | 185          |
| Resim 8.19. DS1 için tanımlanan temas yüzeyleri, sıkı geçme bölgesi ve yükleme noktası .....                                                                   | 185          |
| Resim 8.20. DS1 modelinde toplam yer değiştirme (U, U1) ve gerilme dağılımı (S, Mises) .....                                                                   | 186          |
| Resim 8.21. Kesit alınmış modelde deplasman ve gerilme dağılımı görünümü .....                                                                                 | 186          |
| Resim 8.22. Detay büyütülmüş kesit üzerinde yüzüklü/yüzüksüz gerilme dağılımı .....                                                                            | 187          |
| Resim 8.23. Kesit alınmış modelde birleşme bölgesindeki yüzüklü/yüzüksüz deplasman ve gerilme dağılımı .....                                                   | 187          |
| Resim 8.24. Yüzük parçasının deplasman ve gerilme dağılımı.....                                                                                                | 188          |
| Resim 8.25. DS2 tasarımı – genel görünümü .....                                                                                                                | 189          |
| Resim 8.26. DS2 - tasarım detayı .....                                                                                                                         | 189          |
| Resim 8.27. DS2 için oluşturulan sonlu elemanlar modeli (katı model ve mesh gösterimi) .....                                                                   | 190          |

| <b>Resim</b>                                                                                                                            | <b>Sayfa</b> |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| Resim 8.28. DS2 için tanımlanan temas yüzeyleri, sınır şartı ve yükleme noktası .....                                                   | 190          |
| Resim 8.29. DS2 modelinde toplam yer değiştirme (U, U1) ve gerilme dağılımı (S, Mises) .....                                            | 191          |
| Resim 8.30. DS3 - tasarım detayı .....                                                                                                  | 192          |
| Resim 8.31. DS3 için oluşturulan sonlu elemanlar modeli (katı model ve mesh gösterimi) .....                                            | 193          |
| Resim 8.32. DS3 için tanımlanan ön gerilme yüzeyi, sınır şartı ve yükleme noktası ....                                                  | 193          |
| Resim 8.33. DS3 modelinde farklı adımlardaki toplam yer değiştirme (U, U1) ve gerilme dağılımı (S, Mises).....                          | 194          |
| Resim 8.34. Kesit alınmış modelde farklı adımlardaki deplasman ve gerilme dağılımı .....                                                | 194          |
| Resim 8.35. Kompozit parça üzerinde açılan kesikler.....                                                                                | 197          |
| Resim 8.36. Birleştirme bileşenlerinin Kalıp-1 içine yerleştirilmesi.....                                                               | 197          |
| Resim 8.37. Kalıplama öncesi numunenin etüv fırınına yerleştirilmesi.....                                                               | 197          |
| Resim 8.38. Presleme işlemi öncesi yerleşim düzeni .....                                                                                | 198          |
| Resim 8.39. Presleme işlemi sonrasında birleştirilmiş numune .....                                                                      | 199          |
| Resim 8.40. Rod end bağlantısı tamamlanmış nihai numune.....                                                                            | 199          |
| Resim 8.41. Komponent numune üretimi için hedeflenen konfigürasyon .....                                                                | 200          |
| Resim 8.42. Montajı tamamlanmış TPK Kontrol Rod Parçası.....                                                                            | 201          |
| Resim 8.43. Montajı tamamlanmış TPK Kontrol Rod Parçası – birleştirme bölgesi detay görüntüsü.....                                      | 201          |
| Resim 8.44. (a) geleneksel yöntemler ile üretilmiş kontrol rodu (alüminyum),<br>(b) LM-PAEK/CF termoplastik kompozit kontrol rodu ..... | 202          |
| Resim 8.45. Flambaj testi öncesi (a) ve test sırasında (b) numune geometrisi: 1. burkulma modunun gözlemlendiği eğrilik formu.....      | 203          |
| Resim 8.46. Flambaj testi sonrası gözlemlenen hasar bölgeleri (DN31).....                                                               | 204          |
| Resim 8.47. Çekme testi öncesi (a) ve sırasında (b) numune görüntüsü .....                                                              | 205          |
| Resim 8.48. Çekme testi sonrası birleşme bölgesinin görünümü .....                                                                      | 206          |

| <b>Resim</b>                                                                                                                                                  | <b>Sayfa</b> |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|
| Resim 8.49. Çekme testi sonrası elde edilen insört parçası görüntüsü .....                                                                                    | 207          |
| Resim 8.50. Birinci tasarım çözümüne göre (a) insört, (b) yüzük boyutları .....                                                                               | 208          |
| Resim 8.51. İkinci tasarım çözümüne göre (a) insört, (b) yüzük boyutları .....                                                                                | 208          |
| Resim 8.52. İkinci tasarım çözümü ve EA9396 yapıştırıcısı kullanılarak<br>birleştirilen numune .....                                                          | 209          |
| Resim 8.53. İkinci tasarım çözümü ve EA9396 yapıştırıcısı kullanılarak üretilen<br>numunelerin çekme testi öncesi (a) ve sırasında (b) numune geometrisi .... | 209          |
| Resim 8.54. Muadil ve TPK kontrol rodu kütle ölçümleri .....                                                                                                  | 211          |

## SİMGELER VE KISALTMALAR

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

### Simgeler

### Açıklamalar

|                     |                                                    |
|---------------------|----------------------------------------------------|
| $A_{\text{piston}}$ | Alan ( $\text{mm}^2$ )                             |
| $E$                 | Kompozit yapının eksenel elastik modülü (MPa)      |
| $F_{\text{kritik}}$ | Kritik burkulma yükü (N)                           |
| $F_{\text{piston}}$ | Piston kuvveti (N)                                 |
| $G_c$               | Arayüzey kırılma tokluğu ( $\text{J/m}^2$ )        |
| $I$                 | Atalet Momenti ( $\text{mm}^4$ )                   |
| $K$                 | Sınır şartı katsayısı                              |
| $L$                 | Etkin rod boyu (mm)                                |
| $n$                 | Gözlem sayısı                                      |
| $P_{\text{piston}}$ | Piston basıncı (bar/MPa)                           |
| $R_a$               | Ortalama yüzey pürüzlülüğü ( $\mu\text{m}$ )       |
| $s_y^2$             | y'nin varyansı                                     |
| $T_g$               | Camsı geçiş sıcaklığı ( $^{\circ}\text{C}$ )       |
| $T_m$               | Erime (ergime) sıcaklığı ( $^{\circ}\text{C}$ )    |
| $y$                 | Gözlemlenen veriler                                |
| $\bar{y}$           | Gözlemlenen verilerin ortalaması                   |
| $\alpha$            | Kristal yapı yüzdesi (%)                           |
| $\alpha_T$          | Termal genleşme katsayısı ( $1/^{\circ}\text{C}$ ) |
| $\rho$              | Yoğunluk ( $\text{gr/cm}^3$ )                      |
| $\sigma$            | Gerilme (MPa)                                      |
| $\phi$              | Çap (mm)                                           |
| $\Delta$            | Aralık, fark                                       |

**Kısaltmalar****Açıklamalar**

|                |                                   |
|----------------|-----------------------------------|
| <b>AFP</b>     | Otomatik Fiber Yerleştirme        |
| <b>Al</b>      | Alüminyum                         |
| <b>ATL</b>     | Otomatik Şerit/Bant Serme         |
| <b>B-RTM</b>   | Torbalı Reçine Transfer Kalıplama |
| <b>BET</b>     | Sapma Uzama Testi                 |
| <b>BF</b>      | Basınç Faktörü                    |
| <b>BS</b>      | Bekleme Süresi                    |
| <b>CCM</b>     | Sürekli Basınçlı Kalıplama        |
| <b>CF</b>      | Karbon Fiber                      |
| <b>CFE</b>     | Ezilme Mukavemeti Verimliliği     |
| <b>CFRP</b>    | Karbon Fiber Takviyeli Plastik    |
| <b>CST</b>     | Basma Kayma Testi                 |
| <b>CZM</b>     | Kohezyon Bölgesi Modeli           |
| <b>DCB</b>     | Çift Ankastre Kiriş               |
| <b>DIC</b>     | Dijital Görüntü Korelasyonu       |
| <b>DSC</b>     | Diferansiyel Taramalı Kalorimetri |
| <b>FVC</b>     | Fiber/Hacim Oranı                 |
| <b>GF</b>      | Cam Fiber                         |
| <b>GFRP</b>    | Cam Fiber Takviyeli Plastik       |
| <b>GRA</b>     | Gri İlişkiler Analizi             |
| <b>GRG</b>     | Gri İlişkisel Derece Değeri       |
| <b>HDPE</b>    | Yüksek Yoğunluklu Polietilen      |
| <b>IH</b>      | Isıtma Hızı                       |
| <b>ISC</b>     | Yerinde Konsolidasyon             |
| <b>J</b>       | Joule                             |
| <b>kN</b>      | Kilonewton                        |
| <b>KS</b>      | Konsolidasyon sıcaklığı           |
| <b>LM-PAEK</b> | Düşük Ergime Noktalı PAEK         |
| <b>LSS</b>     | Bindirme Kesme Dayanımı           |
| <b>Mak</b>     | Maksimum                          |
| <b>Min</b>     | Minimum                           |
| <b>MPa</b>     | Megapaskal                        |

**Kısaltmalar****Açıklamalar**

|               |                                                    |
|---------------|----------------------------------------------------|
| <b>N</b>      | Newton                                             |
| <b>Ni/CNT</b> | Nikel/Karbon Nanotüp                               |
| <b>OOA</b>    | Otoklav Dışı                                       |
| <b>PA6</b>    | Poliamid 6                                         |
| <b>PAEK</b>   | Poliarileterketon                                  |
| <b>PE</b>     | Polietilen                                         |
| <b>PEEK</b>   | Polietereterketon                                  |
| <b>PEEKC</b>  | PEEK bazlı 5-koşum karbon fiber takviyeli kompozit |
| <b>PEK</b>    | Polieterketon                                      |
| <b>PEKK</b>   | Polieterketonketon                                 |
| <b>PLA</b>    | Poliaktik Asit                                     |
| <b>PMK</b>    | Polimer Matrisli Kompozit                          |
| <b>PP</b>     | Polipropilen                                       |
| <b>PPS</b>    | Polifenilen Sülfid                                 |
| <b>PPSC</b>   | PPS bazlı 5-koşum karbon elyaf takviyeli kompozit  |
| <b>PU</b>     | Poliüretan                                         |
| <b>PW</b>     | Çekme Sarım Yöntemi                                |
| <b>RTM</b>    | Reçine Transfer Kalıplama                          |
| <b>S/N</b>    | Sinyal Gürültü Oranı                               |
| <b>SEA</b>    | Özgül Enerji Sönümleme                             |
| <b>SEM</b>    | Taramalı Elektron Mikroskobu                       |
| <b>SH</b>     | Soğutma Hızı                                       |
| <b>SLST</b>   | Tek Bindirme Kayma Testi                           |
| <b>SPCC</b>   | Soğuk Haddelenmiş Çelik                            |
| <b>TPK</b>    | Termoplastik Kompozit                              |
| <b>TPO</b>    | Termoplastik Poliolefin                            |
| <b>TPU</b>    | Termoplastik Poliüretan                            |
| <b>UD</b>     | Tek Yönlü                                          |
| <b>UV</b>     | Ultraviyole                                        |
| <b>VARTM</b>  | Vakum Destekli Reçine Transfer Kalıplama           |
| <b>VIP</b>    | Vakumla Reçine İnfüzyonu                           |
| <b>XPS</b>    | X-Işını Fotoelektron Spektroskopisi                |

## 1. GİRİŞ

Havacılık endüstrisinde daha hafif, daha güçlü ve daha dayanıklı yapılara olan artan talep, malzeme bilimi alanında sürekli yenilikleri teşvik etmektedir. Geleneksel olarak, alüminyum alaşımları ve termoset matrisli kompozitler, sahip oldukları yüksek özgül mukavemet nedeniyle uçak yapılarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Ancak, yeni nesil termoplastik kompozitler; geri dönüştürülebilirlik, hızlı üretim süreci, sıcaklık altında tekrar şekillendirebilirlik ve kaynak yapılabilirlik gibi önemli avantajlar sunarak bu alanda umut vadeden bir alternatif olarak öne çıkmaktadır. Bu özellikler, termoplastik kompozitleri yalnızca havacılıkta geleneksel malzemelerin yerine geçebilecek bir çözüm değil, aynı zamanda enerji, elektronik ve otomotiv mühendisliği gibi farklı sektörlerde de rekabetçi bir seçenek hâline getirmektedir [1-4].

Havacılık bileşenleri arasında, tüp şeklindeki yapısal elemanlar kritik bir öneme sahiptir [5]. Bu bileşenler; kontrol çubukları, aktüatörler ve rotor bağlantıları gibi sistemlerde birincil yük taşıyıcı elemanlar olarak görev yapar ve hem düşük ağırlık hem de yüksek eksenel mukavemet, performans ve güvenilirlik açısından hayati öneme sahiptir. Bu nedenle, tüp biçimli termoplastik kompozit yapıların araştırılması giderek artan bir ilgi görmektedir.

Tüp üretimi kapsamında önceki çalışmalar genellikle, otomatik fiber yerleştirme (AFP) ve çekme sarım yöntemi (PW) gibi tekniklerle üretilen termoset bazlı kompozit tüpler üzerine yoğunlaşmıştır; ancak bu yöntemler mekanik ve uygulamaya yönelik bazı kısıtlamalar içermektedir [6-9]. Bu yöntemler, boru ve tank gibi içi boş, dairesel ya da prizmatik bileşenlerin üretimine olanak tanımaktadır. Süreç; ıslak ya da kuru liflerin döner bir mandrel üzerine sürekli olarak sarılması ile gerçekleşmektedir [10,11]. Ancak bu tekniklerin bazı sınırlamaları bulunmaktadır. Öncelikle, liflerin tüp boyunca düzgün bir şekilde serilememesi eksenel yük taşıma kapasitesini azaltmaktadır. İkinci olarak, özellikle büyük ve karmaşık bileşenlerde mandrel üretim maliyetleri oldukça yüksektir. Ayrıca, dış yüzeylerin doğrudan kalıplanamaması yüzey düzensizliklerine neden olmaktadır. Üçüncü olarak, PEEK ve PAEK gibi havacılık sınıfı termoplastik kompozitlerin üretiminde yaygın olarak gerekli olan vakum torbalama ve otoklavla pekiştirme işlemleri; yüksek sıcaklığa dayanıklı sarf malzemeler (vakum torbaları, hava yolları ve sızdırmazlık bantları) gerektirdiğinden ciddi zorluklar oluşturmaktadır. Bu sarf malzemeleri pahalı olmanın yanı sıra sınırlı bulunabilirliğe sahiptir.

Son olarak, bu yöntemlerde yaygın olarak kullanılan düşük viskoziteli reçineler mekanik özellikleri azaltmakta ve çevresel ve güvenlik açısından bazı endişelere yol açabilmektedir.

AFP ve PW ötesinde, termoplastik kompozit tüpler torbalı reçine transfer kalıplama (B-RTM) ve kaynaklı birleştirme yöntemleriyle de üretilmektedir [12-14]. Ancak, reçine transfer kalıplama (RTM) süreci reçine akışındaki kararsızlıklar nedeniyle boşluk oluşumu ve katmanlar arası zayıflamalara yol açabilmektedir [15,16]. Kaynaklı birleştirme yöntemlerinde ise artık ısı gerilmeler ve mikro yapısal bozulmalar yaygın olup, bu durum birleşim bölgelerinde mekanik performansın düşmesine ve delaminasyona neden olmaktadır [17,18].

Literatürdeki tüp biçimli kompozit çalışmalarının çoğu termoset reçine sistemlerine odaklanmış olsa da [19-21], termoplastik matrisli tüpler giderek daha uygulanabilir hâle gelmektedir. Örneğin, Yazdani ve Hojjati [7] AFP yöntemiyle helikopter iniş takımları için termoplastik kompozit tüpler geliştirmiştir. Araştırmacılar, düz kompozit tüplere saf eğilme momenti uygulayarak iniş takımı yapılarını temsil eden bu elemanlar üzerinde yeni bir yüksek mertebeli analitik yöntem geliştirmiştir. Limaye ve diğerleri [22], termoformlama sırasında fiber yönelimindeki değişikliklerin ve kalınlık farklılıklarının üç noktalı eğme ve darbe performansı gibi mekanik özellikleri önemli ölçüde etkilediğini göstermiştir. Benzer şekilde, Bhudolia ve diğerleri [23], Elium bazlı tüp kompozitlerin epoksi sistemlere kıyasla daha iyi sönümleme ve darbe dayanımı sağladığını ortaya koymuştur.

Bunun yanı sıra, poliüretan, bambu takviyeli biyoplastikler ve rastgele yönlendirilmiş parçacık termoplastiklerle yapılan son deneysel çalışmalar, termoplastik sistemlerin enerji absorpsiyonu ve eksenel yük direnci açısından yüksek potansiyele sahip olduğunu göstermektedir [14,24,25].

Tüm bu gelişmelere rağmen, havacılık sınıfı matrislerle (özellikle düşük erime sıcaklıklı poliarileterketon – LM-PAEK) üretilmiş termoplastik kompozit tüplerin eksenel çekme ve basma performansına ilişkin literatürde önemli bir boşluk mevcuttur. LM-PAEK, yüksek ısı kararlılığı, üstün mekanik özellikleri ve kimyasal direnci sayesinde yüksek performans gerektiren havacılık uygulamaları için ideal bir malzeme olmasına rağmen, yüksek pekiştirme sıcaklığı (>320°C) geleneksel şekillendirme ve kalıplama yöntemleri açısından zorluk yaratmaktadır.

Tez çalışması kapsamında incelenen diğer bir konu, geliştirilen kontrol rodunun boyunun ayarlanabilir olmasıdır. Bu özellik, sistem entegrasyonunda esneklik sağlamakla birlikte, parça geometrisinin farklı konfigürasyonlara (uzunluklara) uyarlanabilir olmasını da mümkün kılar. Geliştirilen kontrol rodu parçasında en kritik bileşenlerden biri, kompozit gövde ile metal insört parçanın oluşturduğu birleştirme bölgesidir. Bu arayüz, sadece yük aktarımının gerçekleştiği bölge olmakla kalmayıp, aynı zamanda geometrik uyum, yapıştırıcı dağılımı, yüzey pürüzlülüğü ve malzeme uyumluluğu gibi çok sayıda parametrenin performansı doğrudan etkilediği karmaşık bir yapıdır. Özellikle eksenel yüklemelere maruz kalan sistemlerde, birleştirme bölgesinde oluşan soyulma ve kesme gerilmeleri, yapının bütünlüğü açısından kritik önem taşımaktadır [26,27].

Literatürde, kompozit–metal birleştirme yöntemleri sıklıkla epoksi esaslı yapıştırıcılarla gerçekleştirilmekte, bu tür bağlantıların çoğu düz yüzeyli ve sabit boyutlu yapılarda test edilmektedir. Buna karşın, montaj sırasında boyu ayarlanabilen, iç içe geçmeli hibrit yapılara dair yapışma davranışı, yük aktarımı karakteristiği ve dayanım ömrü gibi kritik parametrelere ilişkin deneysel veri oldukça kısıtlıdır [28,29].

Özellikle LM-PAEK gibi yüksek sıcaklık dayanımlı ve havacılık sınıfı termoplastik matrislerle üretilmiş kompozit yapıların, alüminyum alaşımları gibi metal altlıklarla EA9396 benzeri yüksek performanslı epoksi yapıştırıcılar kullanılarak birleştirildiği yapılar hâlen az sayıda çalışmaya rastlanmaktadır [29, 30]. Bu çalışmalarda ise genellikle klasik tek bindirmeli birleşim geometrisi tercih edilmekte ve montaj uyumlu özel tasarım koşulları (örneğin iç içe geçme, açılı yük aktarımı, birleşme yüzeyinde baskı dağılımı) yeterince incelenmemektedir. Geometrik olarak özelleştirilmiş hibrit bağlantı tasarımlarında, yapıştırma yöntemlerinin potansiyelinin, sınırlarının ve uzun dönem performanslarının anlaşılabilmesi için daha kapsamlı deneysel, sayısal ve uygulamalı araştırmalara ihtiyaç duyulmaktadır.

Bu çalışmada, karbon fiber takviyeli LM-PAEK kompozit tüplerin üretimi için vakum veya harici basınç gerektirmeyen, basit ve tek adımlı bir sıkıştırırmalı kalıplama yöntemi geliştirilmiştir. Eksenel mukavemet üzerindeki işlem parametrelerinin etkisi, Taguchi L16 ortogonal deney tasarımı ve Gri İlişkilendirme Analizi (GRA) kullanılarak sistematik biçimde analiz edilmiştir. Tasarlanan deney planına göre üretilen tüp numuneler tahribatsız muayene yöntemleriyle incelenmiş; kristal yapı oranının belirlenmesi için Diferansiyel

Taramalı Kalorimetri (DSC) testleri gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, çekme testleri sonrası kırık yüzey morfolojileri Taramalı Elektron Mikroskobu (SEM) ile analiz edilmiştir.

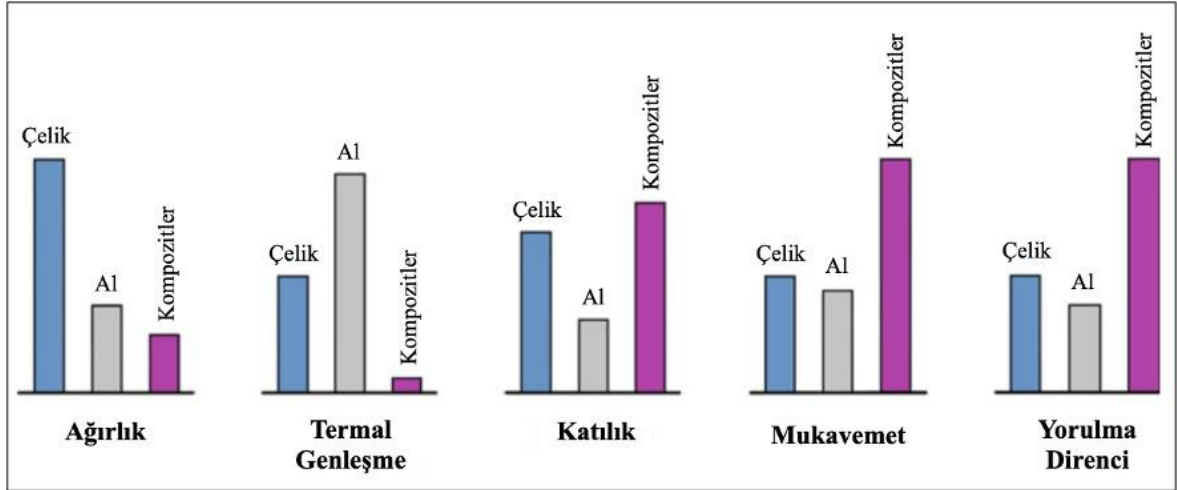
Çalışmanın ikinci aşamasında, kompozit tüp ile metal insört parçanın birleştiği arayüz bölgesi üzerine odaklanılmış, farklı birleştirme tasarımları Sonlu Elemanlar Yöntemi (FEA) ile değerlendirilmiştir. Bu analizler sonucunda, sistemin mekanik isterlerini karşılayan optimum birleşim tasarımı belirlenmiştir. Elde edilen sonuçlara dayanarak, geleneksel yöntemlerle üretilmiş bir kontrol rodu referans alınmış; aynı geometrik boyutlarda LM-PAEK kompozit tüp ve alüminyum insört parçası birleştirilerek üretim gerçekleştirilmiştir. Prototip yapılar, flambaj ve çekme testlerine tabi tutulmuş ve performans kriterlerine uygunlukları doğrulanmıştır. Ayrıca, geleneksel metal kontrol rodu ile bu çalışmada geliştirilen kompozit versiyonun kütle karşılaştırması yapılarak ağırlık avantajı ortaya konmuştur.

Elde edilen bulgular, LM-PAEK kompozit tüplerin üretim parametrelerinin optimize edilmesine ve bu yapıların, özellikle yüksek eksenel mukavemet ve ağırlık verimliliği gerektiren havacılık uygulamalarında yapısal eleman olarak kullanılabilirliğine dair önemli veriler sunmaktadır. Geliştirilen üretim yöntemi, tüp biçimli parçalarda dokuma elyaf kullanımını mümkün kılmakta; böylece eksenel yön boyunca yerleştirilen lifler sayesinde daha yüksek çekme dayanımı elde edilmektedir. Tüp üretim süreci, yalnızca sıcak şekillendirme presi ve kalıp gerektirmesi bakımından diğer yöntemlere göre daha basit, ekonomik ve uygulaması kolaydır. Ayrıca, yüksek sıcaklığa dayanıklı vakum torbası, hava kanalları ve sızdırmazlık bantları gibi ilave sarf malzemelerine gereksinim duyulmaması yöntemin pratikliğini artırmaktadır.

## 2. KOMPOZİT MALZEMELER

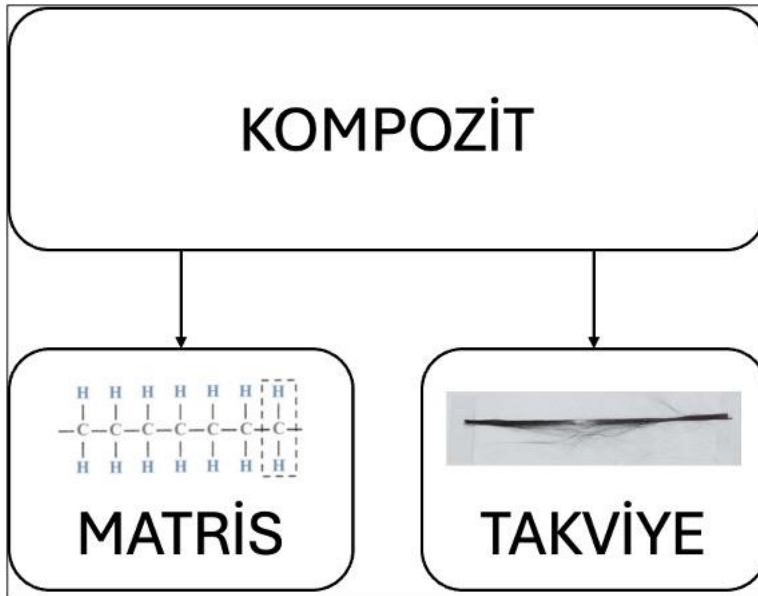
Kompozit malzemeler, bileşenlerinin tek başına sahip olmadığı üstün mekanik özellikler sergileyerek, yüksek mukavemet, hafiflik, dayanıklılık ve korozyon direnci gibi avantajlar sunar. Geleneksel malzemelere kıyasla, kompozit malzemeler, özellikle havacılık, otomotiv, denizcilik ve inşaat sektörlerinde devrim niteliğinde yenilikler getirmiştir. Örneğin, karbon fiber kompozitler, uçakların yapısal bileşenlerinde kullanılarak hem ağırlığı azaltmakta hem de yakıt verimliliğini artırmaktadır. Cam elyafı kompozitler ise otomotiv sektöründe araçların çarpışma dayanıklılığını artırarak güvenliği sağlamaktadır.

Kompozit malzemeler, makroskobik ölçekte homojen bir yapı oluşturmak amacıyla iki ya da daha fazla malzemenin bir araya getirilmesiyle oluşan sistemlerdir. Tanım gereği, kompozit malzemeler belirli bir amaca yönelik olarak tasarlanmış ve oluşturulmuştur; bu sayede yalnızca alternatif malzemelere değil, aynı zamanda bileşenlerine kıyasla daha üstün mekanik, kimyasal veya fiziksel özellikler sunarlar. Günümüzde özellikle enerji verimliliğinin ön plana çıktığı uygulamalarda, malzeme seçiminde ağırlık azaltımı ve dayanım artışı gibi kriterler büyük önem kazanmıştır. Taşımacılık, savunma ve havacılık gibi sektörlerde yakıt tüketimini azaltmak, taşıma kapasitesini artırmak ve yapısal güvenliği sağlamak adına daha hafif ancak güçlü yapı malzemelerine olan ihtiyaç giderek artmaktadır. Bu bağlamda, kompozit malzemeler geleneksel malzemelere kıyasla çok daha avantajlı çözümler sunmaktadır. Şekil 2.1, temsili olarak, alüminyum ve çelik gibi geleneksel malzemeler ile kompozit malzemeler arasında bir karşılaştırma yapmaktadır. Bu şekil, kompozit malzemelerin kullanımıyla geleneksel malzemelere kıyasla elde edilebilecek iyileştirme olanaklarını göstermektedir. Bu yönüyle, kompozit malzemeler alanında gösterilen yoğun çabanın arkasındaki itici gücü açık bir şekilde ortaya koymaktadır [1,31].



Şekil 2.1. Geleneksel monolitik malzemeler ile kompozit malzemeler arasındaki karşılaştırma [1]

Kompozit bir malzemenin temel bileşenleri matris ve takviye fazıdır. İki farklı malzemenin bir araya getirilmesiyle, ayrı ayrı kullanıldıklarından daha yüksek bir mukavemet elde edilir. Takviye fazı, anlamına uygun şekilde matrise destek sağlayarak yapının dayanım kazanmasına katkıda bulunur. Matris ise takviye elemanlarının yerleştirildiği ortamı oluşturur. Kompozit malzeme bileşenleri Şekil 2.2'de gösterilmiştir.

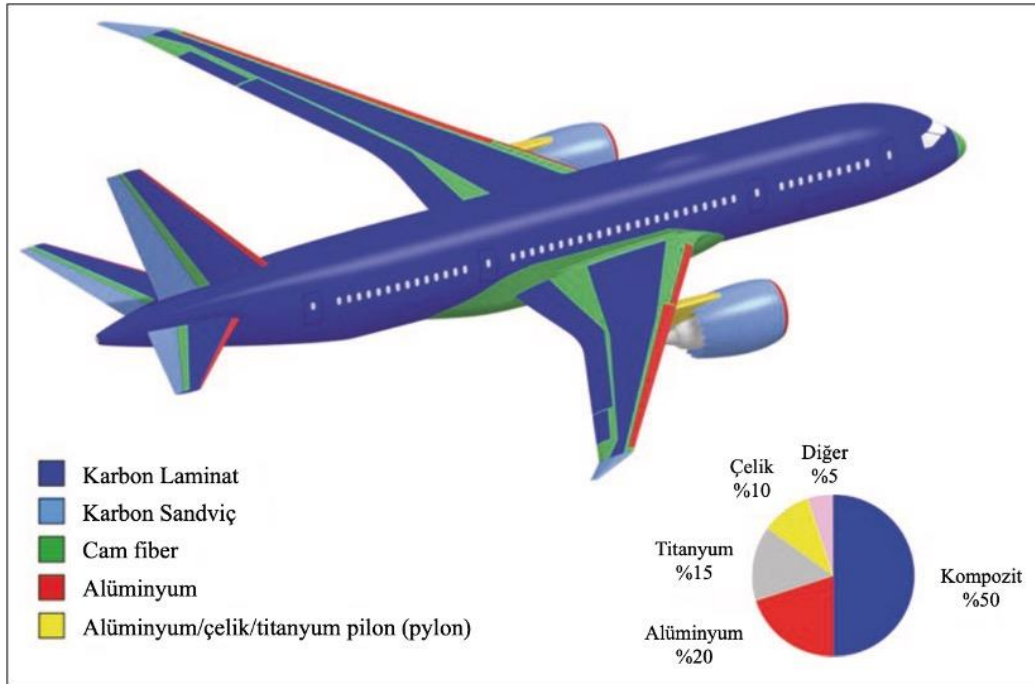


Şekil 2.2. Kompozit malzeme bileşenleri

Genel bir açıklama ile matris, yükleri takviye elemanlarına iletme ve aynı zamanda bu takviyeleri çevresel koşullardan koruma görevini üstlenir. Ayrıca, kompozit parçaların

belirli tokluk seviyeleri ve yoğunluk, erime, kristalleşme ve cam geçiş sıcaklığı ( $T_g$ ) gibi fiziksel özelliklerinin belirlenmesinde de matris önemli bir rol oynar. Diğer yandan, takviye elemanları yük taşıyıcı sistemlerdir ve kompozit parçanın çekme, basma, kesme ve yorulma dayanımı gibi mekanik performanslarına katkıda bulunur.

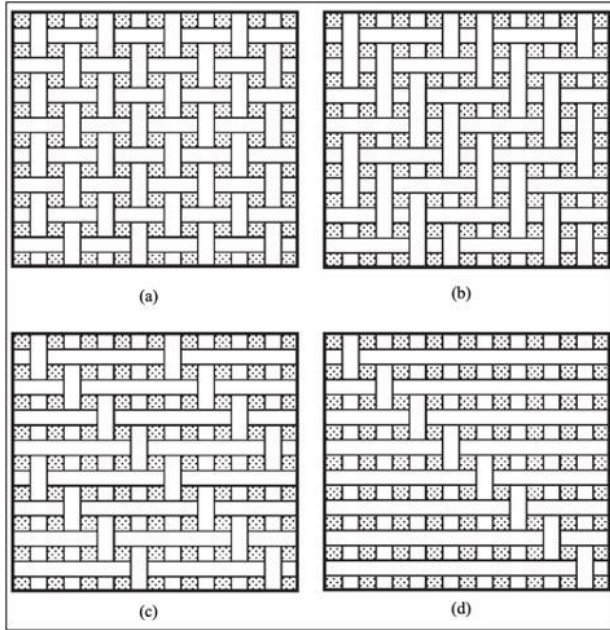
Kompozit malzemeler genellikle yapıdaki matris ve takviye türüne göre sınıflandırılır. Polimer matrisli kompozitler (PMK) söz konusu olduğunda, bu malzemeler son derece düşük ağırlıkları ve diğer kompozit alternatiflerle (örneğin metalik ve seramik kompozitlerle) kıyaslandığında rekabetçi mekanik özellikleri sayesinde kullanım alanlarını her geçen gün genişletmektedir. Polimerik kompozit malzemeler, yüksek özgül rijitlikleri, özgül çekme ve yorulma dayanımları, düşük yoğunlukları ve diğer üstün mühendislik özellikleri sayesinde özellikle havacılık ve uzay endüstrilerinde vazgeçilmez hale gelmiştir. Boeing, Airbus, Bell ve Lockheed Martin gibi havacılık sektörünün önde gelen firmaları, müşteri taleplerini karşılayabilmek adına mühendislik çalışmalarını polimerik kompozitler ve bunlara ilişkin ileri üretim yöntemleri üzerine yoğunlaştırmaktadır. Örneğin, kompozit malzemeler ilk olarak Boeing 757 uçağında kapılar, paneller, irtifa dümeni, dümen, hava freni (spoiler) ve kanatçık (flap) gibi parçaların üretiminde kullanılmıştır [32]. Ayrıca, Boeing 787 uçağının gövde yapısının %50'si kompozit malzemelerden oluşmaktadır; bu durum Şekil 2.3'te gösterilmiştir.



Şekil 2.3. Boeing 787 gövdesinde kullanılan malzemeler [33]

Havacılık endüstrisi polimerik kompozit malzemelere oldukça aşındırıcıdır ve bu tür malzemeler genellikle matris tipine göre (termoset veya termoplastik) sınıflandırılmaktadır. Polimerik kompozitlerin takviye malzemeleri genellikle karbon, cam veya aramid türevleri gibi fiber (elyaf) formundadır.

Karbon/karbon kompozitlerin özellikleri; kullanılan karbon fiberin türüne (yüksek modüllü veya yüksek mukavemetli), fiber hacim oranına, fiber dağılımına ve gözeneklilik miktarına bağlı olarak değişmektedir. Tek, iki veya üç boyutlu dokunmuş karbon fiber (kumaş) tercih edilebilmektedir. Karbon fiber, iki ya da daha fazla boyutta takviye sağlamak amacıyla çeşitli dokuma desenlerinde üretilebilmektedir. Başlıca iki temel dokuma tipi düz dokuma ve saten dokumadır. Düz dokuma, en basit formda olup, bir çözgü ipliğinin bir atkı ipliğinin altından ve üstünden geçmesiyle oluşur. Saten tipi dokumalar ise daha esnek yapıda olup, karmaşık geometrilere daha kolay uyum sağlayabilmektedir [1]. Şekil 2.4'te iki boyutlu (2D) düz dokuma, sepet dokuma ve saten dokuma örnekleri gösterilmektedir. Üç boyutlu (3D) ortogonal dokumanın temel formu, farklı elyaf yönleri kullanılarak 5, 7 veya 11 yönlü varyasyonlarla modifiye edilebilmekte ve bu sayede yüksek derecede izotropik özellikler sunan nihai kompozit yapılar elde edilebilmektedir [34]. Örneğin, Şekil 2.4c'de gösterilen beş bağlantılı saten dokumada bir çözgü ipliği üç atkı ipliğinin üzerinden ve bir atkı ipliğinin altından geçerek dokuma yapısını oluşturmaktadır.



Şekil 2.4. Birkaç yaygın kumaş biçimi: (a) düz dokuma, (b) sepet dokuma, (c) 4-saten koşum, (d) 8-saten koşum [31].

Havacılık ve uzay uygulamalarında, sürekli elyaflarla güçlendirilmiş PMK'lar yaygın olarak tercih edilmektedir. Bu tür kompozitler, sahip oldukları yüksek özgül dayanım ve rijitlik değerleri nedeniyle "ileri düzey kompozit malzemeler" olarak da adlandırılmakta ve modern hava araçlarında yapısal bileşenlerin üretiminde önemli rol oynamaktadır.

Elyafların prensipleri ve çalışma mekanizmaları, termoset ve termoplastik kompozit sistemlerde temelde aynıdır. Bir kompozitin termoplastik ya da termoset olarak adlandırılmasını sağlayan unsur, matriste kullanılan reçine türüdür. Günümüze kadar, termoset kompozitler hem yapısal hem de yapısal olmayan uçak bileşenlerinde baskın olarak kullanılmıştır. Ancak, malzeme bilimi ve termoplastik malzemelerin üretim yöntemlerindeki ilerlemeler sayesinde, bu malzemelerin kompozit formda kullanımı giderek artmış ve termosetlerin yerini almaya başlamıştır. Bir sonraki iki başlıkta yaygın olarak kullanılan termoset ve termoplastik kompozit malzemeler anlatılmıştır.

## **2.1. Termoset Kompozit Malzemeler**

Termoset kompozitler, PMK sınıflandırması içinde en yaygın kullanılan alt grubu oluşturur ve üretim sırasında moleküler çapraz bağlanma ile geri dönüşümsüz bir sertleşme sürecinden geçen termoset matris polimerlerini içerir. İşlenmeden önce, bu reçineler genellikle bağımsız makromoleküllerden oluşur ve ısıtıldıklarında sıvı ya da viskoz yapışkan bir halde serbestçe akabilirler. Ancak, yüksek sıcaklık ve basınç altında—çoğu zaman kimyasal bir katalizör eşliğinde—gerçekleşen çapraz bağlanma reaksiyonu (kürleşme) sonrasında sertleşerek yeniden şekillendirilemeyen bir yapıya döndürürler. Kürleşme süreci, termoset matrisin üç boyutlu bir ağ yapısı kazanmasını sağlar ve bu yapı, takviye elyafları ile birlikte kompozit sistemin mekanik dayanımını belirler. Uçak uygulamalarına yönelik güvenilir bir kompozit yapı tasarlayabilmek için, hem matris reçinelerin hem de takviye elyaflarının özelliklerinin ve bu iki bileşenin etkileşimlerinin, kompozitin genel performansına olan katkıları bakımından detaylı şekilde anlaşılması gerekmektedir [33].

Termoset esaslı kompozit malzemeler, havacılık ve uzay mühendisliği başta olmak üzere birçok ileri mühendislik uygulamasında yaygın şekilde kullanılmakta olup, yüksek mukavemet, sertlik, yorulma dayanımı ve ağırlık azaltma potansiyeli gibi üstün yapısal avantajlar sunmaktadır. Bu özellikleri sayesinde, uçak gövdesi panelleri, kanat kutuları ve kirişleri, kuyruk yüzeyleri (rudder, elevator), iniş takımı kapakları, kaplama parçası (fairing),

radar burunları ve kabin içi fenolik bazlı parçalar gibi çeşitli havacılık bileşenlerinde sıklıkla tercih edilmektedir. Özellikle Boeing 787 ve Airbus A350 gibi modern yolcu uçaklarında, gövde ve kanat gibi birincil yapısal elemanların %50'den fazlasının termoset kompozitlerden üretilmiş olması, bu malzeme grubunun sektördeki kritik rolünü açıkça göstermektedir. Bu geçiş, yalnızca yapısal avantajlarla sınırlı kalmayıp, aynı zamanda yakıt verimliliği, bakım gereksinimlerinin azalması ve yaşam döngüsü maliyetlerinde düşüş gibi operasyonel faydalar da sağlamaktadır [33].

### 2.1.1. Termoset matris reçinelerinin özellikleri

Termoset reçineler, yüksek moleküler ağırlıklı ve genellikle petrokimya kaynaklı uzun polimer zincirlerinden oluşmaktadır. Bu reçinelerin kürlenme süreci sırasında zincirler arasında kovalent çapraz bağlar oluşur ve bu bağlar, yapının geri dönüşümsüz şekilde katılaşmasını sağlar. Bu yapı sayesinde termoset kompozitler yüksek sıcaklıklarda bile erimez; bu da yangına karşı direnç, boyutsal kararlılık ve ısı bozulmaya karşı direnç gibi avantajlar kazandırır. Ancak aynı çapraz bağlanma özelliği, termosetlerin yeniden işlenmesini ve geri dönüşümünü zorlaştırmaktadır [33].

Kürlenmiş termoset polimerlerin genel avantajları şunlardır [33]:

- Yüksek özgül dayanım ve rijitlik
- Mükemmel sürünme direnci
- Yüksek boyutsal kararlılık
- Elyaflarla iyi ıslanma ve güçlü ara yüzey bağları
- Yangına dayanım ve damlama yapmama
- Düşük viskozite nedeniyle kolay işlenebilirlik

Bununla birlikte aşağıdaki dezavantajları da dikkate alınmalıdır [33]:

- Uzun kürlenme süreleri
- Yüksek sıcaklık ve/veya katalizör ihtiyacı
- Uçucu gaz salınımı ve potansiyel boşluk oluşumu
- Geri dönüştürülemezlik
- Soğukta saklama ve sınırlı raf ömrü

### 2.1.2. Termoset reçine türleri

Termoset kompozit sistemlerde en yaygın kullanılan reçine türleri aşağıda özetlenmiştir [33]:

*Epoksi Reçineler:* Uçak yapılarında en yaygın kullanılan reçinelerdir. Yüksek mekanik dayanım, kimyasal direnç ve modifiye edilebilirlik özellikleri sayesinde hem birincil hem ikincil yapısal uygulamalarda tercih edilirler.

*Fenolik Reçineler:* Özellikle yangın güvenliği ve düşük duman üretimi gerektiren kabin içi uygulamalarda kullanılır. Mekanik özellikleri epoksilere göre daha düşüktür.

*Vinil Ester ve Poliester Reçineler:* Denizcilik ve kimyasal depolama alanlarında düşük maliyet ve kimyasal dayanım nedeniyle tercih edilirler; ancak havacılık uygulamalarına uygun değildirler.

*Siyanat Esterler:* Yüksek sıcaklık stabilitesi, düşük dielektrik kayıpları ve nem emme oranları nedeniyle radar burunları (radom) gibi özel bölgelerde kullanılır.

*Bismaleimid (BMI) ve Poliimid Reçineler:* Yüksek sıcaklık ve oksidatif ortamlar için uygundur. Jet motor parçaları, fırlatma sistemleri ve savaş uçaklarında tercih edilirler.

*Benzoksazin Reçineler:* Yeni nesil reçineler arasında yer alan benzoksazinler, epoksi benzeri mekanik özellikleri daha iyi yangın dayanımı ile birleştirmekte, ayrıca hibrit kullanıma da olanak sağlamaktadır.

### 2.1.3. Üretim yöntemleri ve otomasyon

Kompozit malzeme üretim süreçleri, genellikle nihai kompozit bileşenin performansını ve kalitesini belirleyici niteliktedir. Yüksek performans ve güvenlik gerekliliklerini karşılamak zorunda olan uçak yapıları için, uygun bir üretim yaklaşımının tasarımı bu nedenle son derece kritik öneme sahiptir [33].

Genel olarak, kompozit malzeme üretim süreçleri üç ana adımdan oluşur: malzeme yerleştirme, şekillendirme ve kütleme. Çoğu yöntem, süreci basitleştirmek amacıyla şekillendirme aşamasını malzeme yerleştirme ile eş zamanlı olarak gerçekleştirir. Geleneksel olarak, ileri düzey kompozit yapılar, otoklavda kürlenmiş tek yönlü Önceden reçineyle emdirilmiş elyaf (prepreg) katmanlarının üst üste serilmesiyle üretilmiştir. Bu yöntem, yüksek düzeyde süreç kontrolü, güvenilirlik ve parça kalitesi sağlaması açısından tercih edilmektedir. Boyut, maliyet ve üretim hacminin daha az öneme sahip olduğu askeri uçak uygulamalarında, otoklavda kürlenmiş prepreg laminalar halen geçerliliğini korumaktadır. Ancak ticari uçak üretiminde, rekabetçi maliyetli bir hava aracı için büyük hacimlerde ve yüksek kalitede yapıların üretilmesi gerektiğinden, üretim stratejisi çok daha kritik hale gelmektedir. Bu nedenle, ticari havacılık sektörü, kompozit üretimindeki yeniliklerin büyük bölümünü yönlendirmekte olup bu yeniliklerin önemli bir kısmı süreçlerin daha fazla otomasyonu üzerine odaklanmaktadır. Bu bölümde, havacılık endüstrisinde kompozit üretim teknolojilerinin evrimi ve güncel uygulamaları ele alınmaktadır [33].

### Malzeme yerleştirme

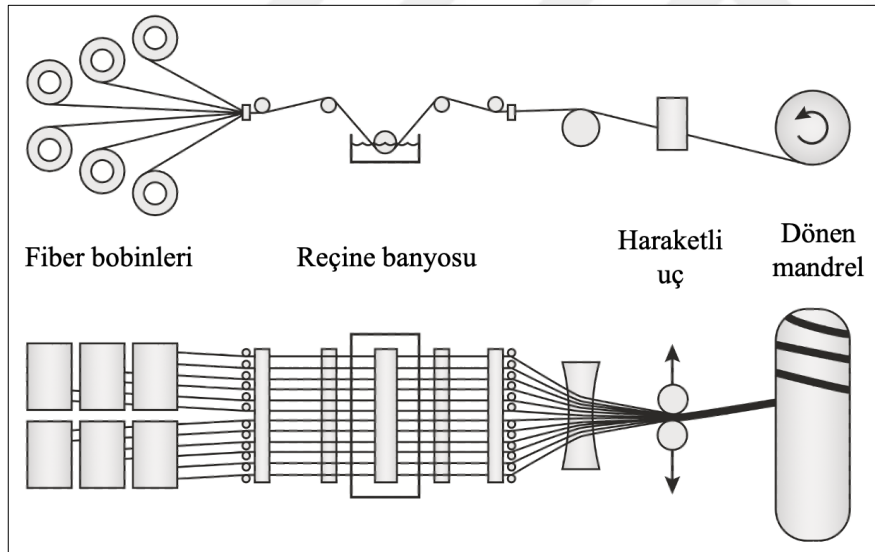
#### *Elle serim*

Geleneksel olarak, elle serim yöntemi kompozit malzeme yerleştirme süreçlerinde en yaygın kullanılan yöntem olmuştur. Bu yöntemde takviye katmanları, belirli boyutlarda kesilerek deneyimli operatörler tarafından taşınır ve kalıp üzerine yerleştirilir. Her bir kompozit katmanı sırasıyla yerleştirilmekte olup, aralarda uygulanan vakum altında yapılan ara sıkıştırma işlemleri ile katmanlar konsolide edilir ve hapsolmuş hava uzaklaştırılır. Bu yöntem, orta büyüklükte, karmaşık geometriye sahip ve farklı türde takviye malzemeleri içeren yapılar için oldukça etkilidir. Başlangıç yatırım maliyeti düşüktür; ancak üretim ölçeği büyüdükçe, yüksek iş gücü gereksinimi nedeniyle maliyetler önemli ölçüde artabilmektedir. Pek çok durumda, kompozit malzemeler doğrudan rijit bir kalıp üzerinde elle şekillendirilebilmektedir; ancak kesim, taşıma, yerleştirme ve şekillendirme adımlarının tamamı operatörün becerisine bağlıdır ve hata riski taşımaktadır. Günümüzde, kesim ve taşıma işlemlerinin otomasyon yoluyla gerçekleştirilmesi, insan hatalarının ortadan kaldırılmasına yönelik önemli ilerlemeler sağlamaktadır. Sonuç olarak, büyük ölçekli ticari uçak yapılarında, gerekli üretim hacimlerinde çok daha verimli, güvenilir ve ekonomik

alternatif tekniklerin bulunması nedeniyle, elle serim yönteminin kullanımı oldukça azalmıştır [33].

### *Filament sarma*

Alternatif bir malzeme yerleştirme yöntemi olan filament sarma tekniğinde, elyaf besleme sistemine yerleştirilmiş makaralarda sarılı olan fiber demetleri, bir reçine banyosundan geçirilerek (ya da önceden reçine ile emprenye edilmiş şekilde) döner bir mandrel üzerine otomatik olarak sarılır (Şekil 2.5). Bu yöntem, özellikle silindirik şekilli yapılar için uygundur. Örneğin, Avrupa Uzay Ajansı'nın Vega ve Ariane 6 fırlatma araçlarının roket motor gövdeleri filament sarma yöntemi ile üretilmektedir [33]. Filament sarma işlemi görece hızlı bir süreçtir; basit geometrilere sahip parçalar için malzeme yerleştirme hızı dakikada 23 kg'a kadar çıkabilirken, karmaşık havacılık parçaları için bu oran 1,5 kg/dakika seviyesindedir [35].



Şekil 2.5. Filament sarma yöntemi

Ayrıca bu yöntemde kuru fiber demetleri kullanılması, geleneksel prepreg tabanlı yöntemlerle karşılaştırıldığında soğuk depolama ihtiyacını ve malzeme maliyetlerini azaltma avantajı sunar. Yapının nihai formu, malzemenin sarımı esnasında doğrudan oluştuğu için, ikincil şekillendirme işlemlerine ihtiyaç duyulmaz. Bununla birlikte, bu yöntemde genellikle önemli miktarda boşluk oluşumu gözlemlenir (tipik olarak %3

oranında) [35]. Ayrıca döner mandrel kullanımı nedeniyle, mandrelin dönüş eksenine yönünde (yani  $0^\circ$  fiber yerleşimi) sarım yapılamaz [33].

Basınç kapları ve roket motoru gövdeleri gibi uygulamalarda yaygın olarak kullanılsa da, filament sarma yöntemi uçak yapılarında sınırlı bir kullanım alanına sahiptir. Bunun temel nedeni, daha yeni malzeme yerleştirme teknolojilerinin daha az atık üretmesi ve daha çeşitli yapısal geometrilerin üretimine olanak sağlamasıdır [33].

#### *Bant serim makineleri*

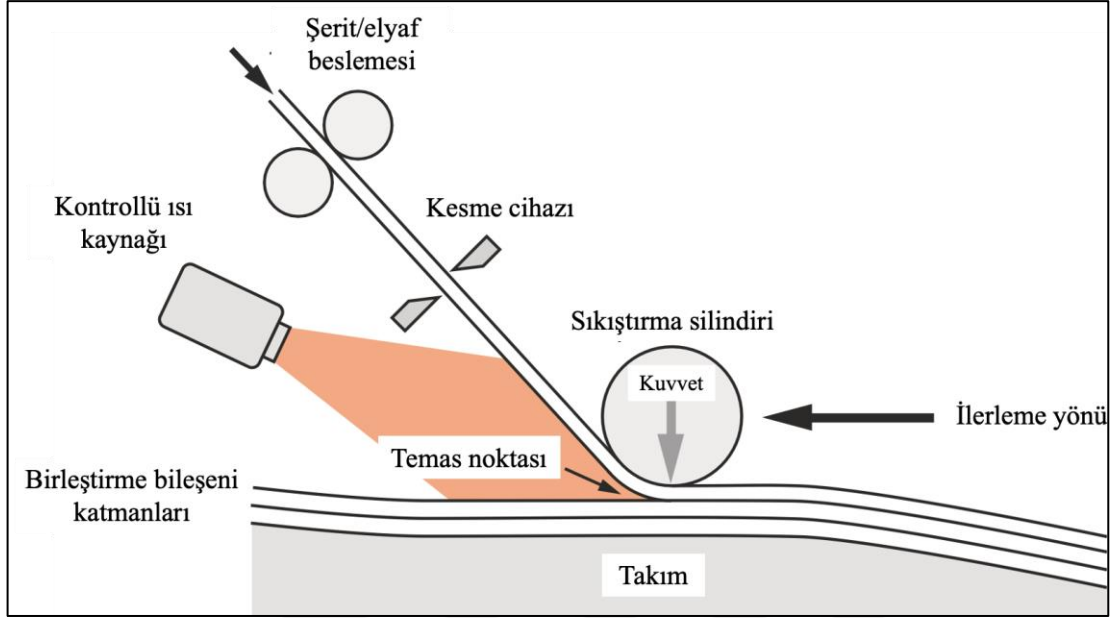
Otomatik bant serim (ATL) makineleri, büyük ve görece basit kompozit parçaların üretim maliyetlerini önemli ölçüde düşürebilmektedir. Bu makineler, genellikle 75–300 mm genişliğinde, reçine ile ön emprenye edilmiş (prepreg) tek yönlü bantları besleme rulolarından kalıp yüzeyine veya mevcut takviye katmanlarının üzerine serer. Bant yerleştirilirken, yeterli basınç uygulanarak bant yüzeye tutturulur ve ara sıkıştırma işlemi gerçekleştirilir; bu da nihai parçada %1'in altında boşluk içeriği elde edilmesini sağlar. Ayrıca, makine prepreg banttı taşıyıcı film ve koruyucu kâğıdı otomatik olarak ayırır [33].

Bantlar, farklı yönelimlerde ardışık olarak serilerek nihai ön şekil verilmiş lamina yapı oluşturulur. Bu sayede, yaklaşık net şekilli parçalar tek bir otomatik süreçle yerleştirilip şekillendirilebilir. ATL yöntemi görece hızlı bir üretim yöntemidir; çünkü bu makineler, eş zamanlı sıkıştırma işlemiyle birlikte dakikada 25 metrenin üzerinde serim hızı sunabilmektedir. Her bant geçişi sonunda yapılan otomatik kesim işlemi, atık miktarını minimuma indirir [33].

Ancak ATL teknolojisinin bazı sınırlamaları da bulunmaktadır. Bunlar arasında yüksek ilk yatırım maliyeti, önemli düzeyde kurulum işçiliği gereksinimi ve karmaşık yüzey geometrilerine sınırlı uyum yeteneği sayılabilir [33].

Şekil 2.6, ATL ve AFP makineleri için yaygın olarak kullanılan bir serim başlığını göstermektedir. Bu sistemde, bant kalıp yüzeyine ya da önceki katmanların üzerine beslenerek, ısı ve sıkıştırma etkisiyle sıkıştırma noktasında yüzeye sabitlenir. Bant beslenirken, entegre bir kesim mekanizması her bant şeridini istenen uzunlukta keser ve bir sonraki serim için otomatik olarak konumlanır. Bu tür serim başlıkları, genellikle çok

serbestlik derecesine sahip robot kolları veya büyük köprü sistemlerine monte edilerek, büyük ve karmaşık kompozit havacılık yapılarının üretiminde kullanılır [33].



Şekil 2.6. ATL ve AFP makineleri için tipik dağıtım başlığı konfigürasyonu

Son yıllarda, ATL makineleri reçine ile ön emprenye edilmemiş kuru malzemelerin serimini gerçekleştirebilecek şekilde de geliştirilmiştir. Bu gelişim, serim esnasında yeterli yapışkanlık sağlamak amacıyla, ısıtıldığında katmanları geçici olarak bir arada tutan ince termoplastik bağlayıcı ağların eklenmesiyle mümkün olmuştur. Aksi takdirde, kuru lifler birbirleri üzerinden kolayca kayar, döner ve ayrılır; bu da konsolide bir lamina oluşumunu engeller. Kuru malzeme kullanımı sayesinde, bu makineler soğuk depolama ihtiyacını ortadan kaldırmakta ve sıvı reçine ile üretim yöntemlerine olanak sağlamaktadır [33].

#### *Fiber yerleştirme makineleri*

AFP makineleri, çalışma prensibi açısından ATL makinelerine benzerdir; ancak bant serimi yerine, her biri ayrı ayrı kontrol edilen ve genişliği 3 ila 6 mm arasında değişen en fazla 32 adet fiber demetini aynı anda bir yol boyunca yerleştirirler. Bu makineler, dakikada 60 metreye kadar serim hızlarına ulaşabilmektedir [33].

Ticari uçak endüstrisinde, AFP yöntemi Boeing 787 Dreamliner gövdesinin üretiminde ve daha birçok büyük ölçekli havacılık yapısının imalatında yaygın olarak kullanılmaktadır.

Dar yerleştirme başlıkları sayesinde, AFP makineleri ATL'ye kıyasla daha karmaşık yüzey konturlarına sahip parçaların üretiminde avantaj sağlar; ancak yine de kalıp geometrisinin genel anlamda nispeten basit olması gerekmektedir [33].

AFP (ve ATL) makinelerinde sağlanan yüksek hassasiyetli kontrol ve entegre ara sıkıştırma işlemi sayesinde, düşük boşluk içeriğine sahip, yüksek kaliteli kompozit yapılar elde edilir. Aynı zamanda, üretim süreci minimum malzeme israfı ile tamamlanır [33].

### Şekillendirme ve kütleme süreçleri

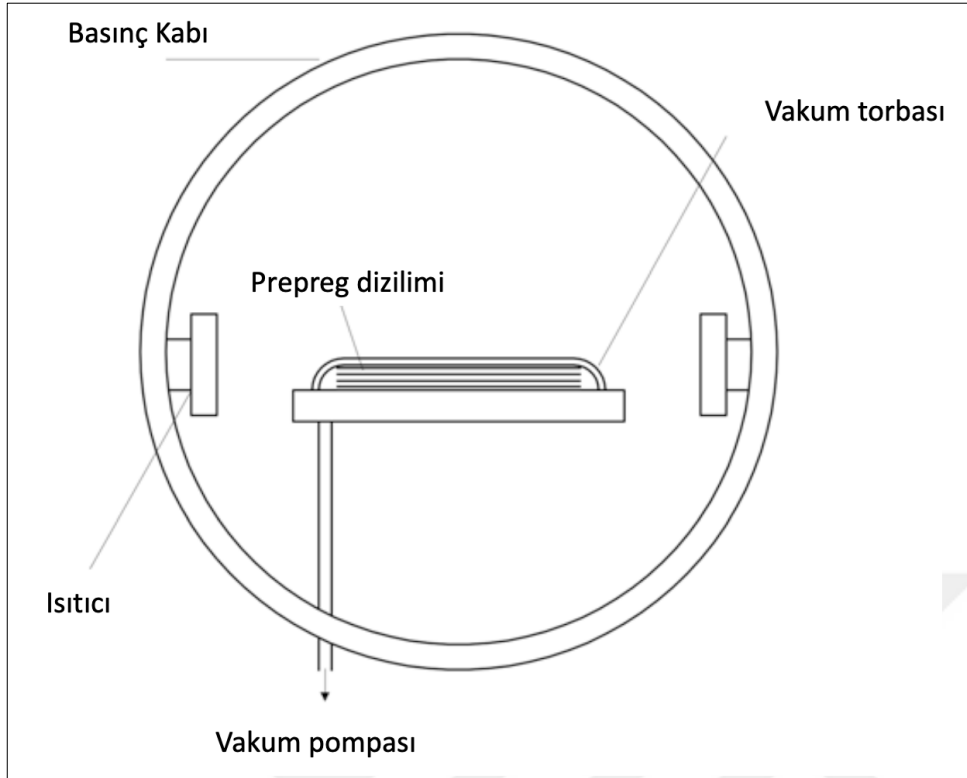
Üretim hızları, maliyet hedefleri ve elde edilmek istenen kompozit parça kalitesine bağlı olarak farklı şekillendirme yöntemleri tercih edilebilmektedir. Bu bölümde, kompozit uçak yapılarının büyük çoğunluğunda kullanılan otoklav tabanlı yöntemlere odaklanılmakta, bunun yanında son yıllarda önemli ölçüde ilgi gören ve yaygınlık kazanan otoklav dışı (OOA) yöntemler ele alınmaktadır. Ayrıca, diğer bazı şekillendirme tekniklerine de kısaca değinilmektedir [33].

#### *Vakum torbalı / otoklav şekillendirme*

Otoklavda şekillendirme tekniğidir. Bu yöntemde, kompozit “yığın” veya “katman montajı” genellikle bir polimer film ile kaplanır ve sistem içerisine vakum uygulanarak, malzeme içinde hapsolmuş hava ve uçucu maddeler uzaklaştırılır. Ardından otoklav basıncı devreye girer ve ısıtma işlemi ile termoset matris malzemesi eriyip kurluşir [33].

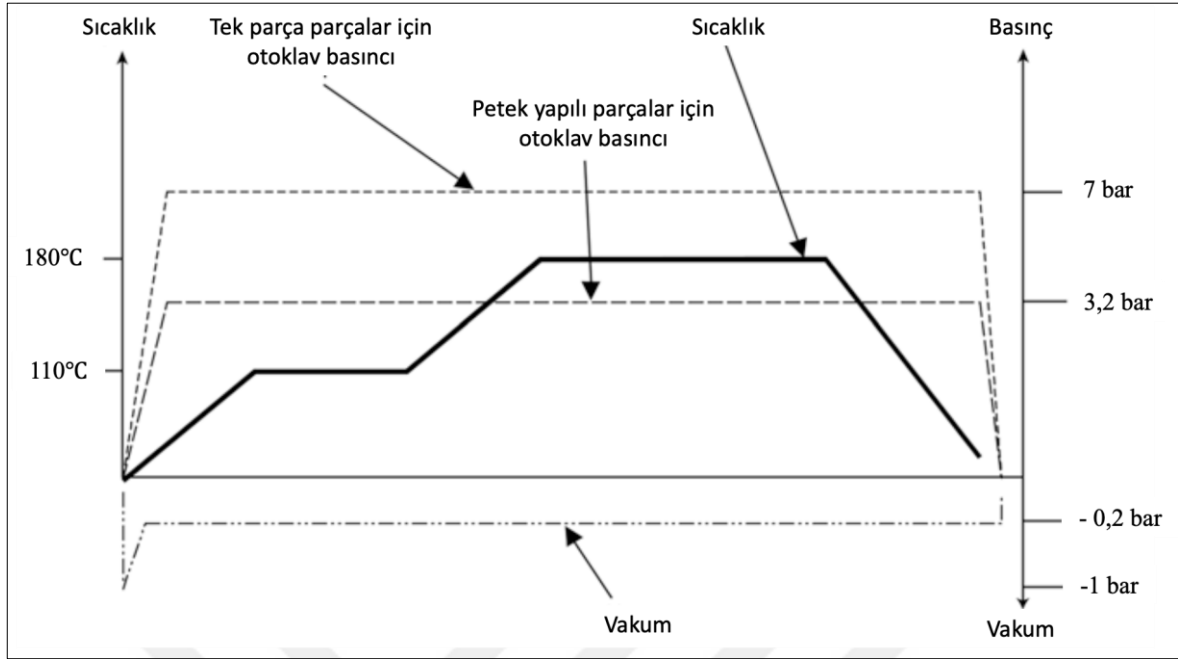
Bu yöntem, değişken kalınlığa sahip hem düz hem de karmaşık geometriye sahip büyük ölçekli yapılar için uygundur. Otoklav içerisinde basınç ve sıcaklığın homojen şekilde uygulanması, nihai kompozit parçanın boyutsal stabilitesini önemli ölçüde artırır [33].

Ancak, bu yöntemin başarıya ulaşması büyük ölçüde tüketilebilir vakum torbalama malzemelerinin doğru şekilde hazırlanmasına bağlıdır; bu malzemelerde yapılacak hatalar üretim hatalarına yol açabilir. Şekil 2.7, otoklavın şematik yapısını göstermektedir [33].



Şekil 2.7. Bir otoklavın şematik görünümü

Öte yandan, otoklav tabanlı üretim uzun çevrim sürelerine sahiptir; bu nedenle yalnızca düşük üretim hızlarında uygulanabilir. Ayrıca, otoklav sistemlerinin ilk yatırım maliyetleri, özellikle üretilecek parçanın boyutu büyüdükçe, oldukça yüksektir. Şekil 2.8, epoksi bazlı tipik bir kompozit sistem için kullanılan standart kür döngüsünü göstermektedir [33].



Şekil 2.8. Kompozit prepreg için örnek bir kür döngüsü

#### Otoklav dışı yöntemler

Otoklav kullanımı yerine, birçok kompozit yapı ortam koşullarında veya yalnızca bir fırın içerisinde şekillendirilebilmektedir. Bu tür yöntemler, literatürde OOA yöntemleri olarak adlandırılır ve genellikle bir adet tek taraflı (erkek ya da dişi) kalıp ile birlikte bir tür şekil verilebilir (deforme olabilir) üst kalıp elemanı içerir. Geleneksel olarak bu üst kalıp, tüketilebilir vakum torbalama malzemesi gibi ince bir polimer filminden oluşmaktadır; ancak günümüzde bu yöntemin daha dayanıklı versiyonları olan yarı rijit üst torbalar gibi yeni yaklaşımlar da geliştirilmektedir. OOA yöntemleri, çoğunlukla prepreg yerine kuru ön şekillendirme malzemeleri ile uygulanır. Bu malzemeler, istenilen parça geometrisine uygun şekilde şekillendirilir ve ardından sıvı reçine infüzyonu gerçekleştirilir. Reçineyle doyurulmuş ön şekillendirilmiş elyaf yapıları daha sonra bir fırında veya bazı durumlarda doğrudan ortam koşullarında kürlenebilir. Bu işlem genellikle vakum altında yapılır ve ortam basıncı, kompozit yapının alt kalıba karşı düzgün bir şekilde sabitlenmesini sağlar. OOA yöntemlerinde genellikle otoklava kıyasla biraz daha düşük fiber hacim oranı (FVC) elde edilir. Ayrıca, otoklavlı yöntemlerde olduğu gibi bu yöntemlerde de tüketilebilir malzeme atıkları ve vakum torbası kaynaklı hatalar söz konusu olabilir [33].

### *Diğer şekillendirme yöntemleri*

Kompozit malzemelerle uçak parçalarının üretiminde birçok farklı üretim yöntemi kullanılabilmektedir; ancak bu yöntemler genellikle ölçek ve kalite gereksinimlerinin daha düşük olduğu diğer sektörlerde daha yaygın şekilde tercih edilmektedir. Örneğin, RTM yöntemi, orta düzey üretim hacmi için uygundur. Bu yöntemde, lif preformu kapalı bir kalıp içerisine yerleştirilir ve yaklaşık 700 kPa basınç altında reçine ile enjeksiyon yapılır. RTM süreci hem üst hem de alt tarafı rijit olan kalıpların kullanımını gerektirir. Bu durum, tüketilebilir malzemelere olan ihtiyacı ortadan kaldırırsa da, kalıp maliyetini önemli ölçüde artırır [33].

RTM yöntemi, karmaşık geometri ve ince yüzey detaylarına sahip parçaların üretimi için uygundur. Kuru ön şekillendirilmiş malzemelerin kullanımı sayesinde, soğuk depolama gereksinimi genellikle ortadan kalkar. Ayrıca bu yöntemde kullanılan net şekilli kalıplama yaklaşımı, kürlleme sonrasında yalnızca minimum düzeyde son işlem yapılmasını gerektirir. Ancak bu yaklaşım, aynı zamanda kalıpların oldukça hassas toleranslarla üretilmesini zorunlu kılar [33].

## **2.2. Termoplastik Kompozit Malzemeler**

Son yıllarda, taşıma sektöründe kompozit malzemelerin kullanımında önemli bir artış yaşanmış, bu gelişme araç tasarım ve üretim süreçlerinde köklü değişikliklere yol açmıştır. Geleneksel malzemelere kıyasla, kompozitler karmaşık geometrilerin tasarımında sınırsız esneklik, üretim süreçlerinde yüksek verimlilik, operasyonel maliyetlerde azalma ve kayda değer ağırlık tasarrufu gibi avantajlar sunmaktadır. Özellikle havacılık sektöründe, çevresel etkilerin azaltılmasına yönelik hedefler doğrultusunda yeni malzemelerin ve üretim süreçlerinin geliştirilmesi büyük önem kazanmıştır. Bu kapsamda, Avrupa Havacılık Araştırmaları ve İnovasyon Danışma Konseyi (ACARE), 2000 yılına kıyasla yolcu başına düşen CO<sub>2</sub> emisyonlarında %75 oranında azalma hedeflemektedir [33].

Airbus A350, Boeing 787 Dreamliner ve Bombardier C-Series CS-100 gibi güncel havacılık programlarında, motorlar hariç toplam yapısal ağırlığın %50–53'ünün kompozit malzemelerden oluşması, bu dönüşümün açık bir göstergesidir. Termoplastik kompozitlerin havacılık uygulamalarındaki ilk kullanımı, 1980'lerde ABD'nin F-22 savaş uçağının iniş

takımı ve silah bölmesi kapaklarında gerçekleşmiş olsa da, üretim süreçlerinin maliyet etkinliği ile ilgili zorluklar nedeniyle geniş çapta kullanım henüz sınırlı kalmıştır. Günümüzde ise Airbus A380'in ana kanat ön kenarları ve Gulfstream G650 gibi modern hava araçlarının bazı kritik yapısal parçalarında termoplastik kompozitler başarıyla kullanılmaktadır [33].

Havacılık sektöründeki gelişmelere paralel olarak, otomotiv endüstrisi de kompozit kullanımında önemli adımlar atmıştır. BMW, 2013 yılında, CFRP yolcu hücresi kullanan ve günde 100 adet üretilen seri üretim ilk araç olan i3 modelinde termoplastik matrisli kompozitlerin kullanımını başlatmıştır [33].

Kompozit dünyasında, üretim süreçlerinde manuel yaş veya prepreg serim yöntemlerinden otomatik teknolojilere (ATL ve AFP gibi) doğru bir geçiş yaşanmaktadır. Termoset reçinelerin kürlleme sürecinde otoklav kullanımı bir darboğaz oluştururken, endüstri OOA üretim yöntemlerini geliştirmeye yönelmektedir. Bu noktada, termoplastiklerin sunduğu termoform edilebilme ve kaynaklanabilirlik gibi işlem avantajları sayesinde önemli maliyet tasarrufları sağlanabileceği öngörülmektedir. Ayrıca, termoplastik prepreglerin soğuk depolama gerektirmemesi ve sınırsız raf ömrü gibi özellikleri, taşıma ve depolama maliyetlerini azaltmakta ve malzeme yönetimini kolaylaştırmaktadır [33].

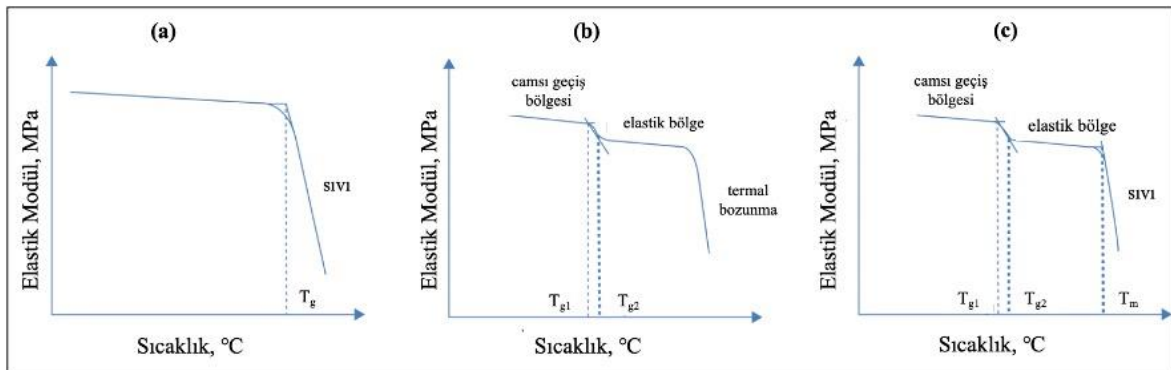
Bununla birlikte, termoplastiklerin bazı zorlukları da bulunmaktadır. Özellikle, düşük yapışkanlık ve düşük şekillendirme kabiliyeti nedeniyle karmaşık geometrilerde elle serim süreci zordur. Ayrıca, işleme sıcaklıklarının yüksek olması (örneğin PEEK için ~380 °C) daha karmaşık ve maliyetli ekipman kullanımını gerektirmektedir. Amorf termoplastiklerde çevresel dayanımın termosetlere göre daha düşük olması da kullanım alanlarını sınırlayabilmektedir [33].

Bütün bu avantajlar ve sınırlamalar göz önüne alındığında, termoplastik kompozitler, özellikle yüksek hasar toleransı, hızlı üretim süreçleri ve geri dönüştürülebilirlik avantajları sayesinde, havacılık ve otomotiv sektörlerinde geleceğin önemli malzeme çözümleri arasında yer almaktadır [33].

### 2.2.1. Termoplastik polimerlerin kimyasal yapısı

Polimerik malzemelerin moleküler yapısı, uzun zincirlerin varlığı ile karakterize edilir ve bu yapı, polimerlerin tüm temel kimyasal, fiziksel ve mekanik özelliklerini belirler. Zincirlerin polimerizasyon sırasında nasıl oluştuğuna bağlı olarak, polimerler termoplastikler ve termosetler olmak üzere iki ana gruba ayrılır. Termoplastik polimerlerde, zincirler doğrusal olarak büyür ve aralarında moleküler çapta bağlar bulunmaz; yalnızca zayıf elektrostatik kuvvetler (van der Waals kuvvetleri) ve geçici düğümlenmeler ile etkileşim söz konusudur. Düşük sıcaklıklarda bu kuvvetler makromolekülleri bir arada tutar ve malzeme katı özellik gösterir [33].

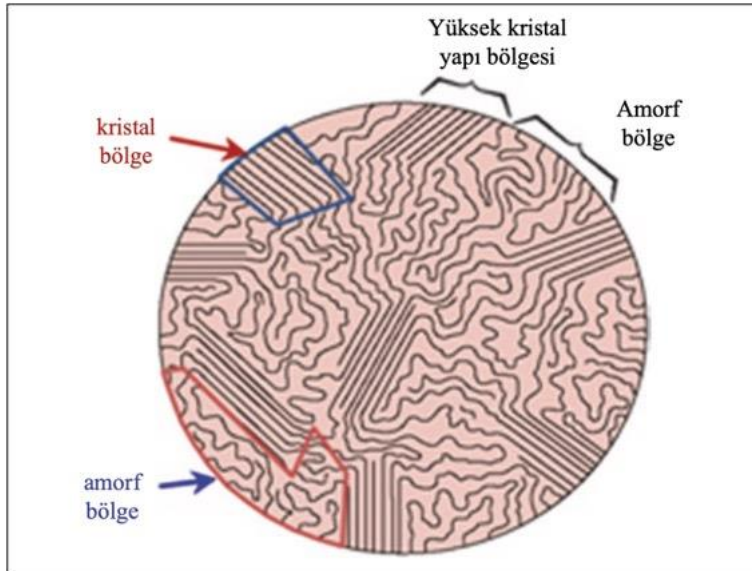
Sıcaklık artışıyla moleküler hareketler artar ve belirli bir sıcaklıktan sonra zincirler serbestçe hareket edebilir hale gelir. Bu dönüşüm camsı geçiş sıcaklığı olarak adlandırılır ve ilgili sıcaklık  $T_g$  ile ifade edilir. Cam geçiş sıcaklığı bir geçiş bölgesi içinde başlar ve sona erer. Termoset polimerlerde ise, zincir büyümesi sırasında dallanma ve çapraz bağlar oluşur. Bu yapı, yüksek sıcaklıklarda bile zincirlerin akışını engelleyerek malzemenin "elastik modülünde" azalma yaratsa da akışın tamamen önlenmesini sağlar. Termoplastikler ve termosetlerin sıcaklığa bağlı elastik modül değişimleri Şekil 2.9'te gösterilmiştir [33].



Şekil 2.9. Amorf termoplastikler (a), termosetler (b) ve yarı kristalin termoplastikler (c) için tipik elastik modül-sıcaklık eğrileri

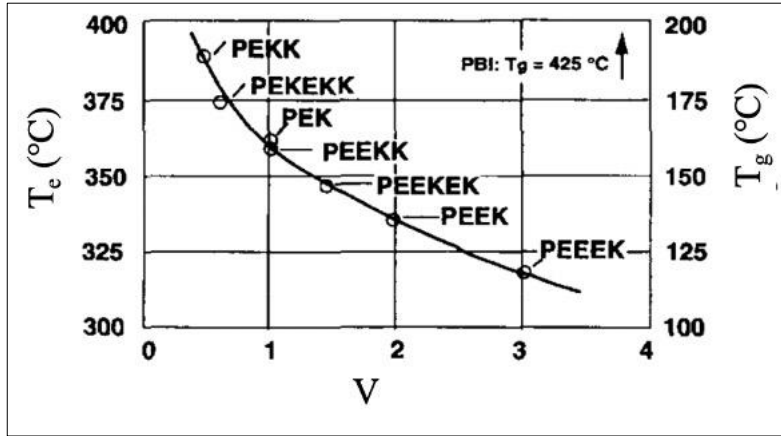
Termoplastikler amorf ve yarı kristal yapı gösterebilir. Amorf termoplastiklerde makromoleküller düzensizdir, ancak bazı termoplastiklerde moleküler zincirlerin bir kısmı düzenli bir kristal yapı oluşturur. Bu yarı kristal termoplastiklerin şematik yapısı, Şekil 2.10'da sunulmaktadır. Kristal yapı, genellikle lamel yapıların (ince kristal tabakaların) radyal biçimde birleşmesiyle oluşan küresel kristal yapılar şeklinde düzenlenir. Kristallik

orani ise soğuma hızına ve polimerin moleküler yapısına bağlıdır. Tam kristal bir yapı elde etmek zordur; bu nedenle kristallik genellikle %100'den düşüktür. Kristalin faz, cam geçiş sıcaklığından ( $T_g$ ) çok daha yüksek olan bir erime sıcaklığına ( $T_m$ ) sahiptir. Yarı kristal termoplastiklerin sıcaklığa bağlı elastik modül değişimi de Şekil 2.9c'de gösterilmiştir [33].



Şekil 2.10. Tipik bir yarı kristalin termoplastik yapının taslağı

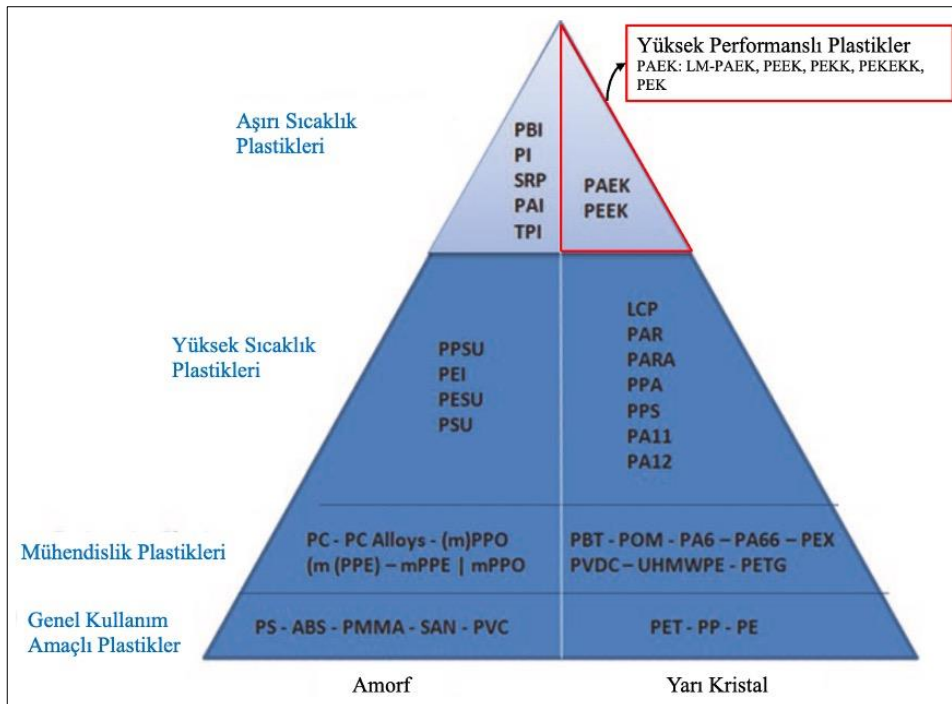
Yüksek performanslı termoplastikler arasında, Poliarileterketon (PAEK) ailesi ve türevleri özel bir öneme sahiptir. PAEK'ler, eter ve keton gruplarının belirli oranlarda birleştirilmesiyle elde edilir ve bu grupların oranı, polimerin erime sıcaklığını doğrudan etkiler. PAEK'ler geniş bir sıcaklık aralığında çalışabilen, yüksek mukavemet, rijitlik ve hidroklorik ortamlara karşı direnç özellikleri gösteren yarı kristal termoplastiklerdir. Polietereterketon (PEEK), polieterketon (PEK), polieterketonketon (PEKK) vb. gibi PAEK'ler benzer kristal yapıya sahiptir ancak keton içerikleri farklıdır (Şekil 2.11).



Şekil 2.11. Termoplastik polimerler [36]

### 2.2.2. Havacılıkta kullanılan yüksek performanslı termoplastiklerin karşılaştırılması

Termoplastik polimerler için performans sınıflandırması Şekil 2.12'de verilmiştir. Havacılık sektöründe en yaygın kullanılan PAEK türevi ise Polietereterketon (PEEK) olup, iki eter ve bir keton grubunun tekrarından oluşan bir yapıya sahiptir. Aromatik halkalar ve ketonlar yapıya rijitlik kazandırırken, eter grupları bu rijitliği kısmen yumuşatarak PEEK'in PEK (Polieterketon) ve PEKK (Polieterketonketon) gibi diğer türevlerine göre daha düşük bir erime sıcaklığına sahip olmasını sağlar [33].



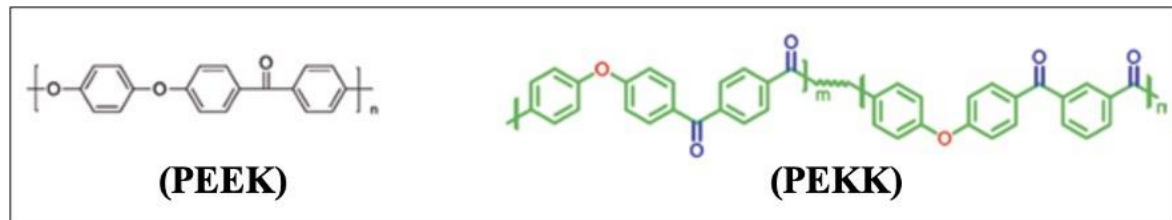
Şekil 2.12. Termoplastik polimerler piramidi [33]

Çizelge 2.1, havacılık alanında yapısal uygulamalar için yaygın olarak kullanılan termoplastik reçinelerin temel özelliklerini ve maliyetlerini özetlemektedir [33].

Çizelge 2.1. Havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılan termoplastik reçineler

| Kimyasal Adı                              | T <sub>g</sub> (°C) | T <sub>e</sub> (°C) | Kristal Yapı   | Ana Özellikler                                        | Maliyet (€/Kg) | Kullanım Alanı               |
|-------------------------------------------|---------------------|---------------------|----------------|-------------------------------------------------------|----------------|------------------------------|
| PEI (Poli eter imid)                      | 215                 | -                   | Amorf          | Mükemmel FST özellikleri; sınırlı kimyasal direnç     | 15–20          | Havacılık iç yapıları        |
| PES (Poli eter sülfid)                    | 220                 | -                   | Amorf          | Dayanıklılık; düşük yoğunluk                          | 1–3            | LFT; esnek borular           |
| PAEK sınıfı - PEEK (Poli eter eter keton) | 140–145             | 334–343             | Yarı Kristalin | Mükemmel kimyasal direnç; yüksek sıcaklık performansı | 60–80          | Havacılık; tıbbi uygulamalar |
| PPS (Poli fenil sülfid)                   | 85–90               | 275–290             | Yarı Kristalin | Mükemmel kimyasal direnç                              | 15–25          | Havacılık; endüstriyel       |

Son yıllarda, Polieterketonketon (PEKK)'de PAEK ailesi içinde öne çıkan bir polimer olarak dikkat çekmektedir. PEKK, OOA üretim süreçlerinde (örneğin: sürekli basınçlı kalıplama (CCM) ve yerinde konsolidasyon (ISC)) kullanılabilecek potansiyele sahiptir. PEEK ve PEKK'in farklı yapıları nedeniyle sahip oldukları farklı özellikler (Şekil 2.13), PEKK'in PEEK'e kıyasla %80'e kadar daha fazla basma mukavemeti sunmakta ve daha geniş bir işleme parametre aralığına sahiptir. Erime sıcaklığı 280–390 °C, cam geçiş sıcaklığı ise yaklaşık 150–165 °C arasında değişmektedir. Ayrıca PEKK'in kimyasal yapısının ayarlanabilir olması, metal ve diğer polimerlerle kaynaşma açısından önemli avantajlar sağlamaktadır.



Şekil 2.13. PEKK (kopolimer) ve PEEK (homopolimer) polimer yapılarının karşılaştırılması

Bununla birlikte, bu çalışmada kullanılan LM-PAEK, PEKK'e göre daha düşük işleme sıcaklıkları (147 °C camsı geçiş sıcaklığı; 305 °C erime sıcaklığı) sayesinde özellikle enerji

tüketimi, kalıp malzemeleri üzerindeki termal yük ve üretim süresi açısından avantaj sunmaktadır. PEKK'in erime sıcaklığı ise yapısal formülasyonuna bağlı olarak 280 °C ile 390 °C arasında değişmekte olup, bu durum üretim süreçlerinde daha yüksek sıcaklık gereksinimlerine ve dolayısıyla daha fazla enerji tüketimine neden olmaktadır. LM-PAEK, daha düşük viskozitesi ve dar işleme sıcaklık aralığında yüksek üretim hızlarına ulaşabilmesi sayesinde, AFP gibi otoklavsız üretim teknikleri açısından daha verimli bir alternatif oluşturmaktadır [37-39]. Bu yönleriyle LM-PAEK, PEKK'e kıyasla üretim süreçlerinde daha düşük maliyetli ve enerji açısından daha sürdürülebilir bir seçenek sunmaktadır.

### 2.2.3. Termoplastik üretim yöntemleri

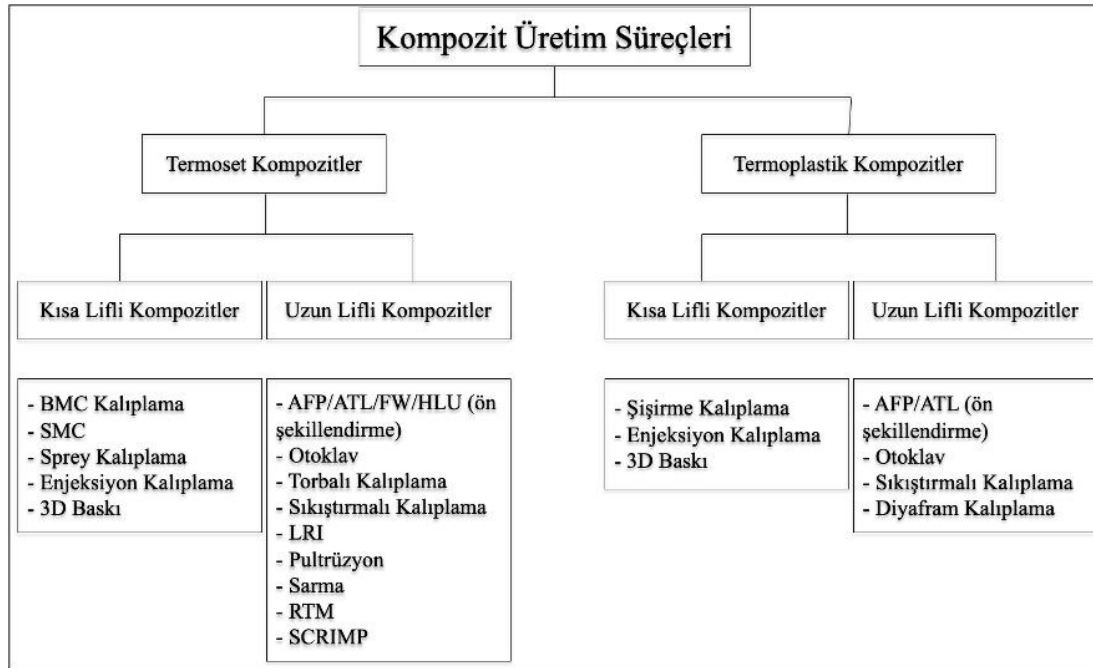
Bu bölümde, havacılık sektöründe yapısal takviyeli termoplastik kompozitlerin üretiminde kullanılan ve geliştirilmeye devam eden en yenilikçi üretim süreçleri ele alınmaktadır. Öncelikle, termoset ve termoplastik kompozitlerin işlenme özellikleri arasındaki temel farklar özetlenmekte, ardından güncel üretim teknikleri tanıtılmaktadır.

Şekil 2.14, termoset ve termoplastik kompozitler için kullanılan üretim süreçlerini, kısa fiberli ve sürekli uzun fiberli kompozitler şeklinde sınıflandırarak özetlemektedir. Termoset kompozitler için en yaygın kullanılan üretim süreci, prepreg tabakalarının manuel serimi ve ardından otoklavda kürlendirme işlemidir. Bu yöntemde, şekillendirme işlemi henüz kürlenmemiş, dolayısıyla yapışkan ve kolay şekil alabilen prepreg malzeme ile gerçekleştirilir. Daha sonra, belirli bir sıcaklık ve basınç çevrimi altında otoklavda kürlendirme yapılır. Kürlendirme sırasında, reçine viskozitesinin sıcaklığa bağlı değişimini kontrol etmek amacıyla kontrollü bir ısıtma hızı uygulanması gereklidir. Uygun bir polimerizasyon seviyesine ulaşmak için sabit sıcaklıkta uzun bir bekletme süresi (genellikle 1–2 saat) gerekir. Bu sebeple, termoset üretim çevrimleri hem uzun sürmekte hem de yüksek basınç gerektirdiği için maliyetli olmaktadır [33].

Buna karşılık, termoplastik kompozitler genellikle önceden polimerize edilmiş formda satın alınır; bu nedenle yapışkan değildir ve işlenebilmesi için reçinenin akışkan hale gelebilmesi adına, amorf termoplastikler için  $T_g$ 'nin üzerinde, yarı kristal termoplastikler için ise  $T_m$ 'nin üzerinde sıcaklıklara ulaşılması gerekir. Termoplastiklerde yüksek sıcaklıkta kalma süresi yalnızca şekillendirme ve konsolidasyon için gerekli olup, polimerizasyon için ek bir süreye ihtiyaç yoktur. Bu nedenle çevrim süreleri daha kısa olabilir. Ayrıca, soğutma işlemi de

genellikle hızlı yapılabilir; ancak ısıl deformasyon ve kristallenme oranı gibi faktörler özellikle yarı kristal termoplastikler için dikkatle yönetilmelidir [33].

Bu bağlamda, uygun üretim tekniklerinin geliştirilmesi koşuluyla (termoform yöntemi, kaynak ile birleştirme gibi), termoplastik kompozitlerin üretimi termoset kompozitlere kıyasla daha hızlı ve potansiyel olarak daha düşük maliyetli hale gelebilir [33].



Şekil 2.14. Termosetler ve termoplastiklerin üretim süreçleri [33]

### Termoform yöntemi

Termoplastik kompozit malzemelerin üretim süreci üç ana adımdan oluşmaktadır:

- Polimer matrisin eritilmesi için ısıtma,
- Konsolidasyon ve şekillendirme için basınç uygulama,
- Katı hâle geçiş için soğutma.

Termoplastik kompozitlerin şekillendirilmesi ve konsolide edilmesi sırasında üç temel mekanizma etkilidir [33]:

- Polimer sızması (polymer percolation): Katmanlar arasında reçine akışı,
- Enine akış (transverse flow): Liflerin basınç altında yayılması,
- Katman içi kayma (intraply shear): Şekillendirme esnasında katman hareketi.

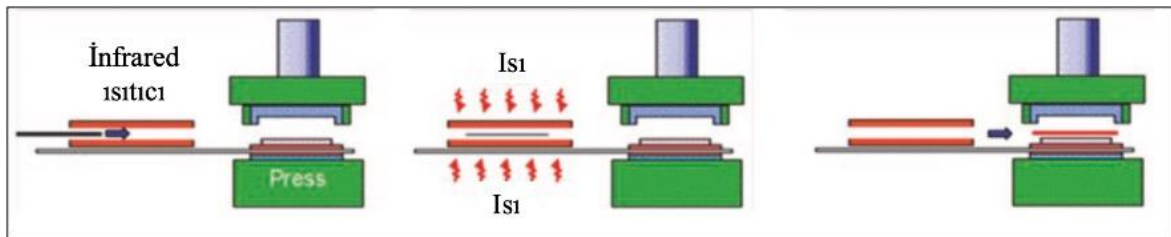
Termoform işlemi, iki boyutlu bir panelin hızlı bir şekilde üç boyutlu bir şekle dönüştürülmesine olanak sağlayan, kısa çevrim sürelerine sahip cazip bir üretim yöntemidir. Genellikle bu süreç, ön konsolide edilmiş levhalar kullanılarak gerçekleştirilir. Bu levhalar, termoplastik kompozit malzemenin rulo formundan kesilerek, belirli bir istifleme dizisine göre kenarlarından lehimlenmesiyle oluşturulur. Günümüzde bu süreçler, sayısal kontrol sistemleri ve otomatik taşıyıcı yerleştirme istasyonları kullanılarak otomatikleştirilmektedir.

Ön konsolidasyon işlemi otoklav veya pres ile gerçekleştirilebilir; her iki durumda da sıcaklığın, kullanılan malzemenin erime sıcaklığının (Çizelge 2.1) üzerinde olması gerekmektedir. Örneğin, PEKK malzemesi için otoklav konsolidasyonu 380 °C sıcaklıkta 20–30 dakika süreyle ve 7–10 bar basınç altında gerçekleştirilir. Bu aşamada, levhanın kalınlığına bağlı olarak tutma süresi belirlenir ve bu süre gecikmeli termokupl ölçümleri ile izlenir [33]. Yapılan deneysel çalışmalar ön konsolidasyonun, termoform sonrası parça kalitesi üzerinde doğrudan etkili olduğunu göstermiştir [40, 41].

Ön konsolidasyon tamamlandıktan sonra levhalar depolanabilir, taşınabilir ve kesilerek son şekillendirme aşamasına hazırlanır. Şekillendirme süreci iki ana ekipman içerir [33]:

- Paneli yumuşatarak erime sıcaklığına getiren kızılötesi (IR-infrared) fırın,
- Panelin şekillendirilmesini sağlayan ısıtılmalı pres.

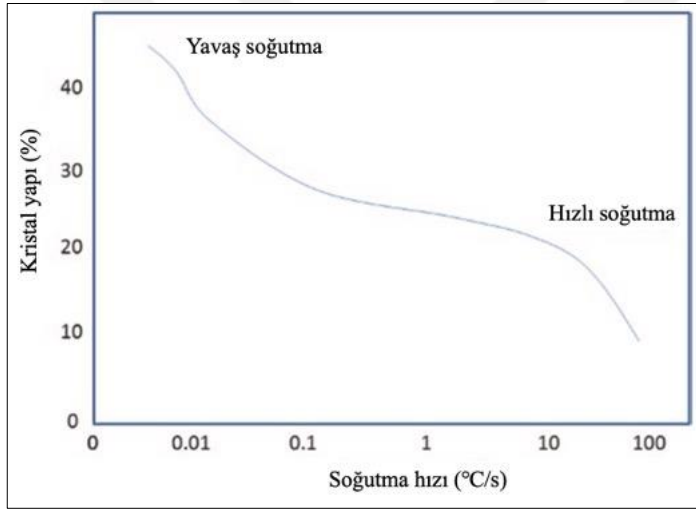
Termoform işleminin ana aşamaları Şekil 2.15'da gösterilmektedir. IR fırından prese transfer süresi, kristallenme oranının kontrolü açısından kritik öneme sahiptir. Örneğin PEKK için, kalıp sıcaklığı yaklaşık 240 °C'ye ayarlanmalı ve uygun kristallenme oranı için parça bu sıcaklıkta tavlmalıdır. Pres basıncı genellikle 20–30 bar aralığındadır ve uygulama süresi parça geometrisine göre değişir [33].



Şekil 2.15. Termoform işleminin ana aşamaları [33]

Son ürünün kalitesi, porozite seviyesi, kristallenme oranı ve ara katman bağ dayanımı gibi özelliklerle belirlenir ve bu özellikler yerel sıcaklık ve basınç koşullarından etkilenir [33]. Yapılan çalışmalar ön konsolide levhanın kalitesinin porozite seviyesini doğrudan etkilediğini, kristallenme oranının ise soğuma hızına bağlı olduğunu göstermiştir [42, 43].

Şekillendirme sürecinde sıcaklık ve basınç parametrelerinin mekanik özellikler üzerindeki etkisini daha iyi anlamak amacıyla, takviyeli PEEK esaslı bir kompozit malzeme referans alınarak işleme penceresi oluşturulmuştur (Şekil 2.16) [33]. Yapılan çalışmalar, 360–390 °C sıcaklık aralığında konsolide edilen laminaların daha homojen matris emdirilmesi ve daha yüksek eğilme mukavemeti gösterdiğini ortaya koymuştur [44-46].



Şekil 2.16. PEEK/CF işleme penceresi: kristallik derecesi ile soğutma hızı arasındaki ilişki

Yüksek soğuma hızları, kristallenme oranını düşürmekte ve boşluk içeriğini artırmaktadır. Ayrıca, yüksek soğuma basıncı uygulandığında Mod II kırılma tokluğunda artış gözlenmiştir. 380–400 °C arasında şekillendirilen laminaların, daha iyi kompozit ara yüzey dayanımı sayesinde hem Mod I hem de Mod II kırılma tokluğunda belirgin artışlar elde edilmiştir. Ancak, sıcaklığın sürekli artırılması her zaman malzeme özelliklerini iyileştirmez; aşırı sıcaklıklar zarar verici olabilir [33].

Sonuç olarak, kalıp tasarımı ve işlem parametrelerinin parça kalitesi üzerindeki etkilerini tahmin etmek amacıyla sayısal modelleme araçları kullanılabilir. Özellikle, şekillendirilen levhanın sıcaklığı ve bu sıcaklığın dağılımı, parça et kalınlığı dağılımı üzerinde kritik bir rol oynamaktadır [47].

### Sürekli basınçlı kalıplama yöntemi

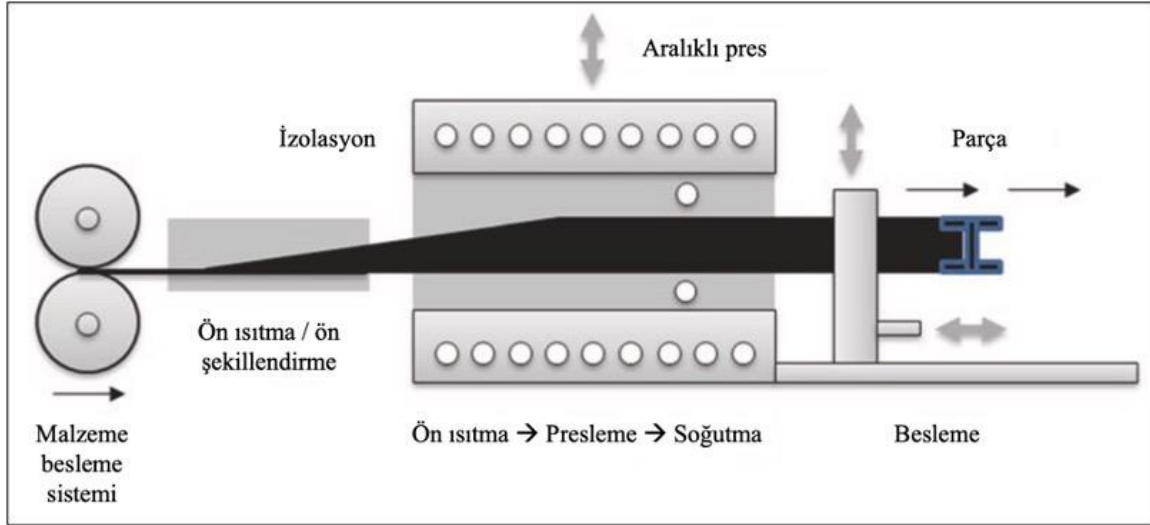
Sürekli Basınçlı Kalıplama (CCM), geleneksel termoform yöntemlerinde karşılaşılan *ısıtıl geçmiş yönetimi* problemlerini aşmak amacıyla geliştirilmiş yenilikçi bir üretim tekniğidir. Geleneksel termoform yöntemlerinde, şekillendirme işlemi sıcak pres ile gerçekleştirilir ve amorf termoplastikler için cam geçiş sıcaklığının ( $T_g$ ), yarı kristal termoplastikler için ise erime sıcaklığının ( $T_e$ ) üzerinde bir sıcaklık gereklidir. Şekillendirilen malzemenin, pres açılmadan önce katı hâle geçmesi için soğutulması gerektiğinden, her üretim çevrimi uzun ısıtma ve soğutma süreleri gerektirir ve bu da yüksek enerji tüketimine yol açar [33].

Bu dezavantajları azaltmak amacıyla geliştirilen yöntemlerden biri, ön konsolide edilmiş katmanların ısıtıldıktan sonra, soğuk kalıplı bir preste şekillendirilmesidir. Bazı uygulamalarda, hızlı soğumanın neden olduğu iç gerilmeleri azaltmak ve amorflaşmayı önlemek amacıyla, ön ısıtılmış ancak oda sıcaklığının üzerinde sıcaklığa sahip kalıplar kullanılmaktadır. Ancak, bu yöntemlerde üretilebilecek parça boyutu, kalıp ve presin boyutlarıyla sınırlıdır [33].

Buna karşılık, CCM süreci neredeyse sınırsız uzunlukta düz paneller veya yüksek şekil verilmiş profiller üretmeye olanak tanır. Bilgisayar kontrollü bu süreç, tek bir operatör tarafından çalıştırılabilir ve üretim hızı, şekillendirilmiş profiller için saatte 40 metreye, düz paneller için ise saatte 91 metreye kadar ulaşabilir [48].

Açı yönelimli laminalar (örneğin yarı-izotropik yerleşim) üretmek için, dokuma veya tek yönlü (UD) malzemelerden kesilen şeritler birleştirilebilir ve çok katmanlı, konsolide edilmemiş paneller oluşturulabilir. Bu tür ön şekillendirilmiş elyaf yapıları, ayrıca AFP/ATL makineleri kullanılarak da üretilebilir, bu sayede tüm üretim sürecinin yüksek düzeyde otomasyonu sağlanabilir [33].

CCM süreci, bir tarafı yüksek sıcaklıkta başlayıp diğer tarafa doğru sıcaklığı kademeli olarak azalan bir preste gerçekleştirilir. Şekillendirilecek parça, pres plakaları boyunca ilerletilerek, açılıp kapanan pres hareketi sırasında kademeli olarak soğutulur. Şekil 2.17, CCM sürecinde kullanılan ekipmanın şematik yapısını göstermektedir. Parçanın daha soğuk bölgelere doğru hareketi sayesinde kademeli soğuma sağlanmaktadır [33].



Şekil 2.17. CCM sürecinde kullanılan ekipmanın şematik gösterimi [33]

Malzemenin soğuma hızı, pres boyunca sıcaklık değişim oranına ( $^{\circ}\text{C}/\text{dk}$ ) ve parçanın pres içindeki hareket hızına ( $\text{m/s}$ ) bağlıdır. Bu iki parametrenin birleşimi, soğuma hızını ( $^{\circ}\text{C/s}$ ) belirler ve süreç parametreleriyle ayarlanabilir. Bu yöntemle elde edilen başlıca avantajlar şunlardır [33]:

- Soğuma hızının hassas kontrolü,
- Pres sıcaklığının uzunlamasına değişmesine rağmen zaman içinde sabit tutulması,
- Geleneksel termoform yöntemlerine göre önemli ölçüde enerji tasarrufu sağlanması.

Bu yöntemle üretilen parçalar, sabit kalınlıkta, sabit yerleşim diziliminde, sabit kesit geometrisine sahip, teorik olarak sınırsız uzunluktadır. Üretilen yapılar düz olmakla birlikte, sabit yarıçaplı kavisli parçaların üretimi üzerine de çalışmalar devam etmektedir. Mevcut teknolojiyle, değişken kalınlık ve değişken kavis yarıçapı üretimi mümkün değildir, ancak bu konuda araştırmalar sürmektedir [33].

CCM sürecinin önemli bir avantajı, üretim devam ederken, yalnızca besleme malzemesini değiştirerek katman sayısının artırılabilmesi veya azaltılabilmesidir. Böylece üretim kesintiye uğramadan lamina yapısında değişiklik yapılabilir [33].

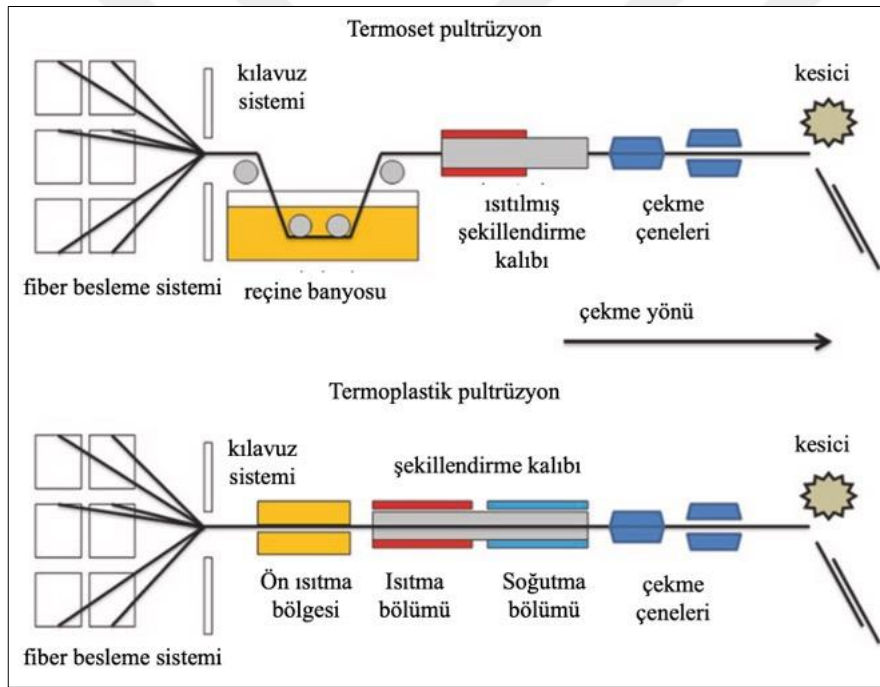
### Pultrüzyon

Pultrüzyon, sabit kesite ve düz eksene sahip kompozit profillerin sürekli ve otomatik şekilde yüksek üretim hızlarında üretilmesini sağlayan bir teknolojidir. Termoset matrisli (epoksi,

vinil ester, polyester) pultrüzyon süreçleri olgunlaşmış bir teknoloji olup dört temel aşamadan oluşmaktadır [33]:

1. Sürekli elyafların (matris ve fiber) bir kılavuz sisteminden geçirilmesi,
2. Elyafların bir reçine banyosuna girerek emdirilmesi (impregnasyon),
3. Elyafların ısıtılmış bir kalıptan geçirilerek fazla reçine ve havanın uzaklaştırılması ve kütleme sürecinin (sürekli çapraz bağ oluşumu) başlaması,
4. Nihayetinde, üretilen kompozit profilin çekilerek istenen uzunlukta kesilmesi.

Termoset ve termoplastik prepreg kompozitler için kullanılan tipik bir pultrüzyon hattının şematik gösterimi Şekil 2.18'de sunulmaktadır [33].



Şekil 2.18. Termoset ve termoplastik prepreg kompozitler için tipik pultrüzyon hattı şeması

Termoplastik pultrüzyon, görece yeni bir süreçtir ve bu alanda yapılmış araştırmalar henüz sınırlıdır. Bunun başlıca nedeni, termoplastik matrislerin işlenmesinde karşılaşılan yüksek sıcaklık gereksinimi ve yüksek eriyik viskozitesi (termosetlere kıyasla 2–3 kat daha yüksek) gibi zorluklardır. Ancak, son gelişmelerle birlikte; önceden sıkıştırılmış bantlar, hibrit iplikler ve reçine kaplı elyaf demetleri (towpregler) gibi ön şekillendirilmiş yapıların kullanımı, termoplastik çekme yöntemiyle üretime olan ilgiyi artırmıştır [49].

Termoplastik esaslı kompozit profillerin üretiminde, önceden emprenye edilmiş malzemeler önce bir ön ısıtma fırınına alınarak hedef sıcaklığa kadar ısıtılır. Ardından, ısıtılmış kalıptan geçirilerek şekil verilir ve konsolide edilir, son aşamada ise soğutma kalıbında katılaşmaları sağlanır.

Pultrüzyon işleminde impregnasyon kalitesi birçok değişkene bağlıdır. Elyaf demetleri, belirli bir kuvvet veya hız altında kalıptan çekilerek geçirilir. Belirli bir geometrik konfigürasyon için:

- Çekme hızı artırıldığında, temas süresi azalır ve emdirme kalitesi düşebilir.
- Çekme hızı azaltıldığında ise, proses verimi düşer ve ekonomik açıdan cazip olmaktan çıkar.

Bu nedenle, pultrüzyonun fiziksel mekanizmalarının iyi anlaşılması, impregnasyon kalitesini artırmak ve üretim süresi ile maliyetleri azaltmak için kritik öneme sahiptir [50].

#### Lazer Destekli AFP / ATL ve ISC

AFP ve ATL teknolojileri, havacılık sektöründe birincil ve ikincil yapısal parçaların üretiminde üretim maliyetlerini azaltmak amacıyla geliştirilmiştir. Bu teknolojiler sayesinde, manuel serime göre yaklaşık 4 kat daha yüksek yerleştirme hızları, yüksek buy-to-fly oranları (bir parça için kullanılan ham madde (satın alma) ile bitmiş parçanın (uç) ağırlığı arasındaki ağırlık oranı), tasarım ve üretim arasındaki kesintisiz geçiş ve yüksek süreç tekrarlanabilirliği sağlanmaktadır [33].

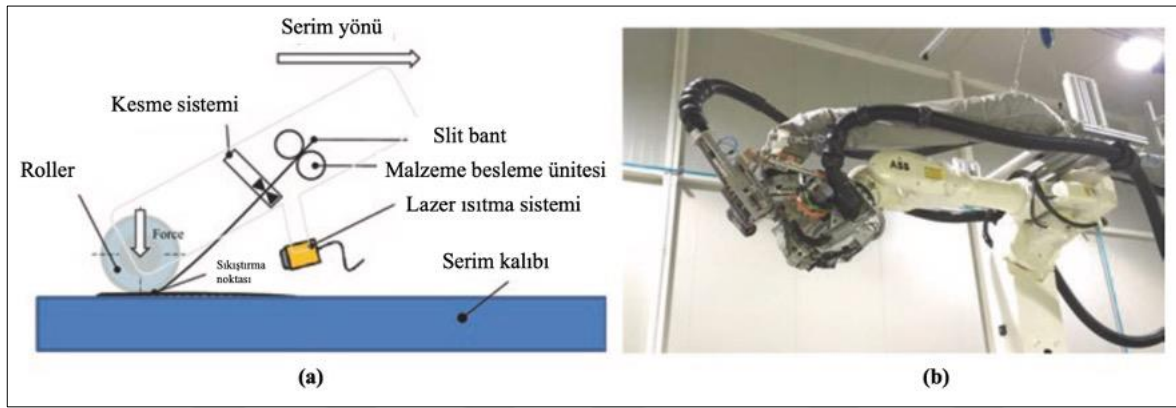
AFP ve ATL teknolojilerinin temel prensibi benzerdir; uç efektör, bir bant besleme sistemi, bir kesim mekanizması, bir sıkıştırma silindiri ve bir ısıtma kaynağı içerir. Kullanım tercihleri, parçanın geometrisine ve serim karmaşıklığına göre değişir [33]:

- ATL, düz ve az konturlu yüzeylerde daha hızlıdır,
- AFP yöntemi, dar şeritlerle çalışabilme avantajı sayesinde karmaşık yüzeylere sahip ya da yerel olarak güçlendirilmesi gereken parçalarda daha başarılı sonuçlar verir.

Termoset prepreg bazlı AFP/ATL süreçleri hâlihazırda Boeing 787 ve Airbus A350 XWB gibi uçakların gövde bölümlerinin üretiminde kullanılmaktadır. Son dönemde AFP/ATL

makineleri, ön konsolide edilmiş levhaların üretiminde de kullanılarak, geleneksel manuel serim süreçlerine kıyasla hurda oranını %20–50’den %5’in altına düşürmüştür [33].

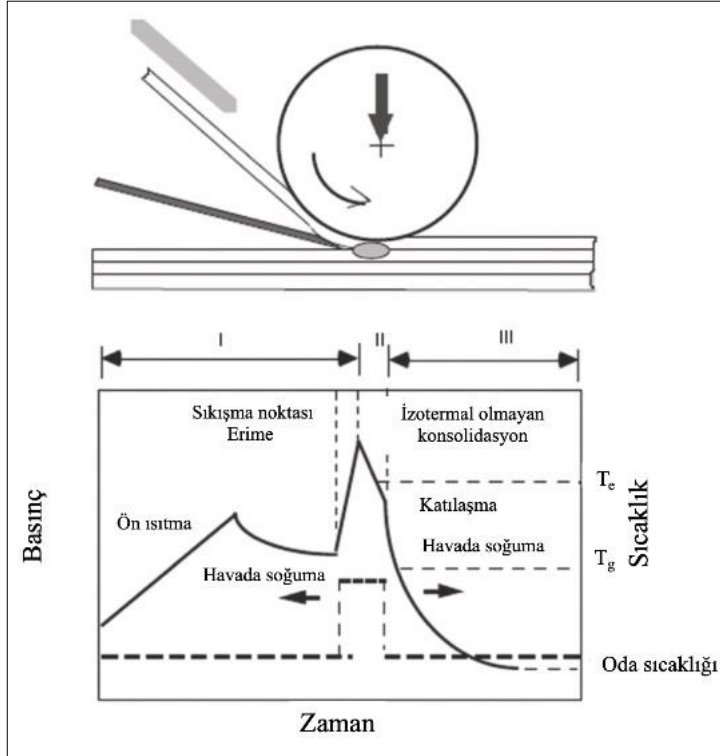
Termoplastiklerin yerleştirilmesinde, termosetlerden farklı olarak, uç efektör (robot kolunun ucundaki işlem birimi) genellikle diyet lazerle donatılır. Ayrıca, IR kameralar yardımıyla, malzemenin ısıtılma davranışı izlenir ve sıkıştırma noktası (bant ile kalıp arasındaki temas bölgesi) sıcaklığı kontrol edilir (Şekil 2.19a). Şekil 2.19b, lazer destekli AFP başlığının bir endüstriyel robota entegre edilmiş uygulamasını göstermektedir [33].



Şekil 2.19. (a) AFP şeması, (b) NOVOTECH Aerospace Advanced Technology'de (İtalya) Coriolis Lazer destekli AFP robotu

Fiber yerleştirme işlemi, kalıp ve makine kafası arasında gerçekleştirilen bir kalibrasyon sonrası başlar. Yerleştirme işlemi sırasında bantlar, belirlenen jeodezik eğrilere uygun şekilde serilir, sıkıştırma silindiri ve lazer ısısı yardımıyla hafifçe eritilerek uygun yapışkanlık sağlanır. Katmanlar arasındaki boşlukların önlenmesi ve optimum serim kalitesi için, yerleştirme stratejisi özel yazılımlar kullanılarak önceden programlanır. Bu yazılımlar ayrıca fiber yönelimi, boşluk/örtüşme kontrolü, yönelme sapmaları gibi analizleri yaparak serim kalitesini optimize eder [33].

Mevcut durumda, termoplastik kompozit yapısal parçaların üretiminde en büyük zorluk, parçaların üretilebilirliğinden ziyade, üretim süreçlerinin maliyet etkinliğini sağlamak olmuştur. Geleneksel AFP/ATL süreçlerinde, büyük parçaların konsolidasyonu için halen yüksek sıcaklık ve basınçlı otoklavlar gereklidir. Ancak ISC teknolojisi, fiber serimi sırasında doğrudan konsolidasyon sağlayarak ilave otoklav/pres konsolidasyonu ihtiyacını ortadan kaldırmayı hedeflemektedir (Şekil 2.20).



Şekil 2.20. AFP ile yerinde konsolidasyon

ISC sürecinde:

- Konsolidasyon sıcaklığı, amorf polimerlerde  $T_g$ 'nin en az 150–200 °C, yarı kristal polimerlerde ise  $T_m$ 'nin yaklaşık 100 °C üzerine çıkmalıdır.
- Termoplastik bant, serim sırasında eritilerek katmanlar arası yapışma ve konsolidasyon sağlanır.
- Ekstra bir kürlleme veya otoklav aşamasına ihtiyaç duyulmaz.
- Malzemenin kalite seviyesi (özellikle reçine açısından zengin yüzey yapısı) süreç performansında kritik öneme sahiptir.
- Boşluk oluşumu, tabakalar arasında yeterli yüzey teması sağlanamamasından kaynaklanır. Bu nedenle yerleştirilen malzemenin ara yüzeyinde kısa sürede (saniyeler içinde) uygun erime ve sıkıştırma gerçekleşmelidir.
- Soğuma hızı, kalıp ve ortam sıcaklığı tarafından belirlenir.

Ancak, ISC süreçlerinin geniş ölçekli ticari kullanımı önünde hâlen bazı engeller bulunmaktadır:

- Süreçle üretilen parçaların mekanik özelliklerine ve güvenilirliğine dair yeterli veri bulunmamaktadır.

- Özellikle bütünsel katılaştırılmış (rijitleştirilmiş) paneller gibi yapılar için süreç parametrelerinin sağlamlığının gösterilmesi gerekmektedir.
- Uygulanan basınç, kritik bir değerin altında kalırsa de-konsolidasyon (katman ayrılması), üzerinde olursa yeniden konsolidasyon meydana gelir.

Sonuç olarak, ISC yaklaşımının başarılı olabilmesi için, fiber serim makinelerinin parametreleri ile malzeme davranışının ısıtma altındaki değişiminin optimize edilmesi gerekmektedir [33].





### 3. TERMOPLASTİK KOMPOZİT YAPILARDA BİRLEŞTİRME YÖNTEMLERİ

Bir havacılık uygulaması için malzeme seçimi büyük ölçüde, nihai yapının montaj sürecinin süresine bağlıdır [51, 52]. Bu durum, özellikle termoplastik kompozitler için daha da önemlidir; zira bu malzemelerin en önemli avantajları yüksek hasar toleransı ve hızlı işlenebilirliktir [4]. Dolayısıyla, bu tür malzemeler için hızlı ve güvenilir montaj yöntemlerinin geliştirilmesi, hedeflenen üretim hızını karşılamak açısından temel bir gerekliliktir.

Buna ek olarak, termoplastik kompozitlerde üretilebilecek geometrilerin karmaşıklığı açısından daha yüksek sınırlar söz konusudur. Bu nedenle tasarımcılar çoğu zaman, daha basit geometrilere sahip alt bileşenlerden oluşan çok parçalı yapılar tasarlamayı tercih etmektedir. Termoplastik kompozitler, termoset kompozitlerden farklı olarak, eriyebilir ve yeniden şekillendirilebilir niteliktedir. Bu sayede, delaminasyon ve benzeri hasarlar, matrisin ısıtılması ve konsolidasyon basıncı uygulanması yoluyla yeniden kaynaklanarak onarılabilir. Aynı zamanda, karmaşık bir bileşen, birden fazla alt parçanın belirli bölgelerinin eritilip birleştirilmesi yoluyla oluşturulabilir. Bu çalışma, farklı malzemelerin birleştirilmesini ele aldığı için aşağıdaki başlıklar farklı malzemelerin birleştirmesine yönelik bilgi vermektedir.

Kompozit malzemeler için birçok birleştirme yöntemi bulunmaktadır ve bunların bazıları özellikle termoplastikler için geliştirilmiştir. Tüm bu yöntemler üç ana grupta sınıflandırılabilir:

*Mekanik bağlantılar:* Cıvatalı bağlantılar üretim kolaylığı, düşük maliyet ve denetlenebilirlik açısından avantajlıdır. Ancak, delikler gerilme yoğunlaşması oluşturarak yapıyı zayıflatır [53].

*Ergitme ile birleştirme (kaynak yöntemi):* Bu yöntemde, termoplastik matrisin erime sıcaklığının üzerindeki sıcaklıklara ısıtılarak ve aynı anda basınç uygulanarak birleştirme sağlanır [54].

*Yapıştırıcı ile birleştirme:* Bu yöntemde yüzey hazırlığı ve yapıştırıcı uygulaması dikkatli ve kontrollü prosedürler gerektirir. Termoplastik matrisler, termosetlere kıyasla daha düşük yüzey enerjisine sahiptir; bu da yapıştırıcının yüzeyi ıslatmasını ve yüksek mekanik mukavemetli bir bağ oluşturmalarını zorlaştırır [55].

### 3.1. Mekanik Bağlantılar

Mekanik birleştirme, birleştirilecek yüzeyler arasında füzyon olmaksızın ek sabitleme elemanları (civata, perçin vb.) kullanılarak bağlantı oluşturulan bir yöntemdir [56]. Bu yöntemde, bazı perçin türleri için geçerli olmak üzere, perçinlerin bağlantıdan önce ısıtılarak montaj sonrasında soğuma ile büzüşmesi sayesinde sıkı bir tutturma elde edilir [57]. Mekanik birleştirme işlemleri genellikle, delik delinmesi, dış açılması gibi özel mekanik hazırlık işlemleri gerektirir [58,59].

Yöntemin basitliği nedeniyle, mekanik birleştirme günümüzde hâlâ en yaygın kullanılan yöntemlerden biridir. Başlangıçta yalnızca metal-metal birleşimleri için geliştirilmiş olan bu teknik, günümüzde polimer-polimer ya da metal-polimer birleşimlerinde de kullanılmaktadır. Ancak bu yöntem, ek ağırlık, bağlantı noktalarında gerilme yoğunlaşması ve korozyon riskleri gibi bazı sınırlamalara sahiptir. Metal-polimer birleşimleri için çeşitli mekanik birleştirme teknikleri mevcut olmakla birlikte, güvenilirlik açısından perçinleme hâlen en çok tercih edilen yöntemdir [60].

Bağlantı şeklinin belirlenmesinde genellikle servis koşulları belirleyici olmaktadır. Örneğin, sızdırmazlık ihtiyacı, ya da montaj sırasında farklı termal genleşme katsayılarının tolere edilmesi gibi gereksinimler, bağlantı tasarımını etkiler. Bazı durumlarda bağlantılar, birleştirme yönüne dik doğrultuda parçaların serbestçe hareket edebilmesine imkân tanıyacak şekilde tasarlanabilir. Settineri, Atzeni ve Ippolito [61] tarafından yürütülen bir çalışmada, metal-polimer birleşimleri için kendinden delici perçinleme yöntemi incelenmiş ve bağlantı performansının, perçin geometrisi (örneğin sac kalınlığı, kalıp tasarımı) ve perçinleme kuvvetine bağlı olduğu gösterilmiştir. Bu süreçte en fazla deformasyon alt levhada olduğundan, metal levhanın alta, polimer levhanın ise üste yerleştirilmesi önerilmektedir [62].

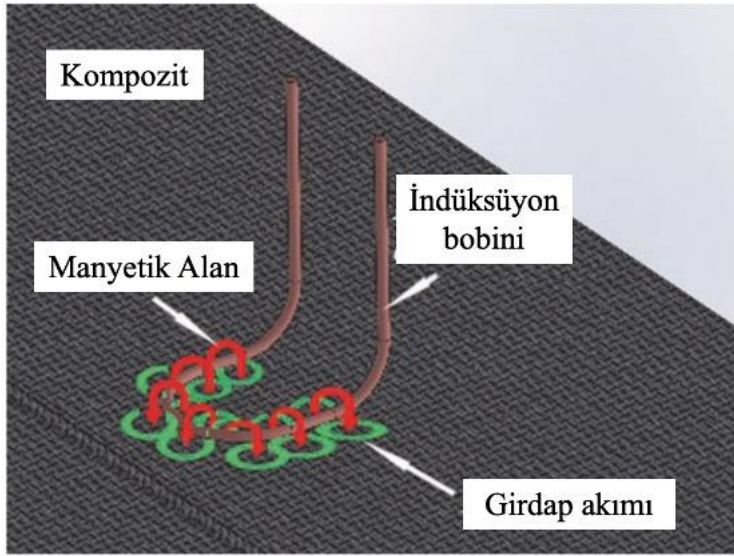
Metal–polimer hibrit birleşimler, ağırlık azaltımı, tasarım ve üretim esnekliği gibi avantajlar sunar. Bununla birlikte hem mekanik birleştirme hem de yapıştırıcı ile birleştirme yöntemleri, gerekli bağlantı mukavemetini sağlayabilmek için bindirmeli (overlap) bağlantı konfigürasyonları gerektirir. Bu da bağlantı bölgesinde ağırlık, kalınlık ve gerilme yoğunlaşmasını artırarak tasarımı sınırlandırır [63]. Bu nedenle, yapıştırıcı ve mekanik birleştirme yöntemlerine göre daha yüksek tasarım esnekliği ve üretim hızı sunabilecek, özellikle farklı malzemelerin birleştirilmesine uygun yeni birleştirme tekniklerinin geliştirilmesi önem arz etmektedir [64].

### 3.2. Ergitme (Füzyon) Bağlantısı/Kaynağı

Ergitme (füzyon) ile birleştirme (kaynak) yönteminde, termoplastik malzemelerin eritilip yeniden şekillendirilebilme özelliğinden yararlanılarak birleştirme sağlanır. Matrisin eritilmesi için ısıtının nasıl uygulandığına bağlı olarak farklı kaynak teknikleri bulunmaktadır [33]:

- *Sürtünme ısısı ile kaynak (dönerek kaynak, titreşim kaynağı, ultrasonik kaynak):* Bu yöntemde matrisin ısıtılması, iki yapışma yüzeyinin sürtünmesi ile sağlanır. Ancak bu işlem sırasında yapışma yüzeylerinin hareketi, mikroyapısal bozulmalara neden olabilir (örneğin, lif kırılmaları). Ayrıca, bu ısıtma prensibinde kaynak yapılabilecek yüzey alanı sınırlıdır. Ultrasonik kaynak, bu dezavantajlardan daha az etkilenmesi nedeniyle havacılık uygulamaları açısından özellikle dikkat çekicidir.
- *Sıcak plaka kaynağı:* Bu yöntemde ısıtma işlemi, yapışma yüzeyleri ile temas ettirilen bir sıcak plaka ile gerçekleştirilir ve kaynak işlemi öncesinde bu plakanın yüzeyden uzaklaştırılması gerekir. Bu teknik, tüm birleştirme yüzeyinin tek seferde ısıtılması gerekliliği nedeniyle, kaynaklanabilir bileşen boyutu açısından sınırlamalar taşır.
- *Direnç kaynağı:* Bu yöntemde matris, yapışma yüzeyleri arasına yerleştirilen bir rezistans elemanı sayesinde Joule etkisiyle ısıtılır. Ancak, bu yöntemin bazı sınırlamaları vardır: Direnç elemanı birleşim bölgesinde gömülü kalır, bu da mekanik performansta azalmaya yol açabilir. Ayrıca, karbon kompozitlerde akım sızıntısı riski bulunmaktadır.
- *İndüksiyon kaynağı:* Bu teknikte, malzeme yüksek frekanslı bir alternatif manyetik alan (plastik malzemeler için genellikle 100 kHz–1 MHz aralığında) ile ısıtılır. Manyetik alan, indüksiyon bobini tarafından üretilir. Bu alan, iletken kompozit malzeme içinde

girdap akımları (eddy currents) oluşturarak, Joule etkisiyle ısı üretir (Şekil 3.1). Kaynağın konsolidasyonu genellikle konsolidasyon silindiri ile uygulanan basınç sayesinde gerçekleştirilir. Bu yöntemle kaynaklanabilen malzemeler arasında karbon takviyeli kompozitlerin yanı sıra, birleştirme yüzeyine yakın iletken katmanlar içeren cam takviyeli kompozitler de bulunmaktadır (örneğin, metal örgüler veya karbon kumaş katmanları).



Şekil 3.1. İndüksiyon kaynağının çalışma prensibi [33]

İndüksiyon kaynak teknolojisi çeşitli havacılık uygulamaları için yüksek bir kullanım potansiyeline sahiptir. Bu nedenle aşağıdaki başlık altında detaylandırılmıştır.

### 3.2.1. İndüksiyon kaynağı (IW)

İndüksiyon kaynağı, termoplastik kompozitlerin birleştirilmesinde en umut verici tekniklerden biri olarak değerlendirilmektedir [65, 66]. Bunun başlıca nedenleri şunlardır:

- *Yüksek mekanik performans:* Hem statik hem de dinamik yükler altında üstün dayanım sunar. Gelişmiş termoplastik kompozitlerde (PEEK, PEKK, PPS ve PEI esaslı karbon kompozitler) tek bindirmeli kayma dayanımı 30–50 MPa arasında elde edilebilmektedir.
- *Yüksek güvenilirlik ve süreç kontrolü:* İndüksiyon ısı transferi, doğadaki en verimli ısıtma yöntemlerinden biridir; bu sayede malzeme hızlı ve yüksek hassasiyetle ısıtılabilir.

- *Sürecin tamamen otomatikleştirilebilme potansiyeli:* Robotik kollar yardımıyla karmaşık geometrilerin sürekli kaynakla birleştirilmesini sağlayan otomatik İndüksiyon Kaynak sistemleri geliştirilmiştir [67].

Bununla birlikte, termoplastik kompozitlerin indüksiyon kaynağı sürecinde karşılaşılan temel zorluklardan biri, birleştirme bölgesi boyunca sıcaklık dağılımının optimize edilmesidir. Özellikle indüksiyon bobinine doğrudan maruz kalan yüzeylerde aşırı ısınma ve kenar bölgelerinde girdap akımlarının yoğunlaştığı “uç etkisi” nedeniyle lokal aşırı sıcaklıklar oluşabilir. Bu olumsuzlukları önlemek amacıyla farklı yaklaşımlar geliştirilmiştir:

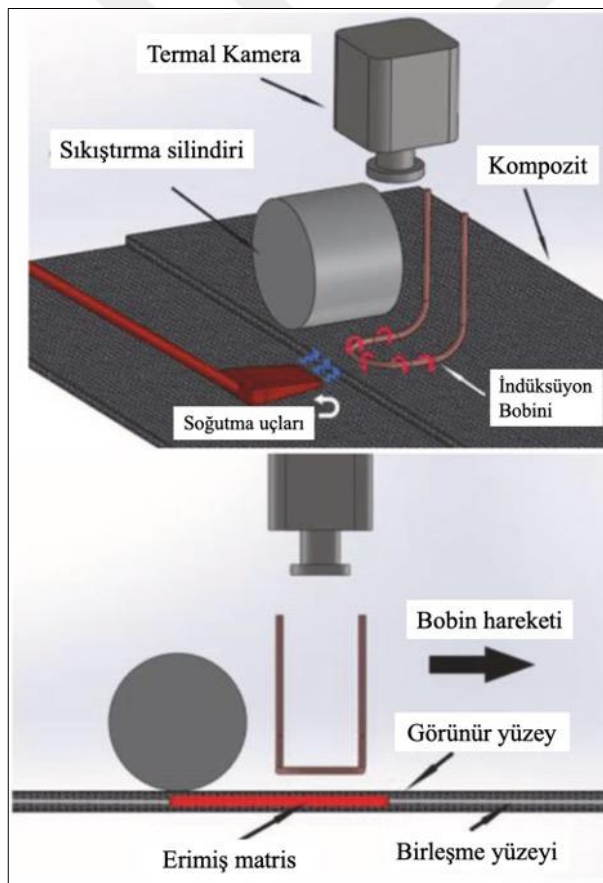
- Birleştirme ara yüzeyine metal örgü yerleştirerek ısı yoğunlaştırmak,
- Yüzeyde düşük erime noktalı film kullanmak,
- İndüksiyon bobini altında soğutma sistemleri uygulayarak sıcaklığı düşürmek.

Şekil 3.2, CETMA tarafından geliştirilen bir indüksiyon kaynak makinesinin çalışma prensibini göstermektedir [33, 67, 68]. Bu sistemde, indüksiyon bobinine ek olarak, soğutma nozulu yardımıyla birleşim yüzeyine ya da kenarlara hava akışı yönlendirilerek kaynak sırasında termal gradyan optimize edilir. Soğutma süreci yazılım ile kontrol edilirken, üst yüzey sıcaklığı termal kamera ile izlenir. Bu sayede sadece birleşim ara yüzeyinde matrisin erimesi sağlanır, üst yüzeyin erimesi ve kenar bölgelerde aşırı ısınma önlenmiş olur (Şekil 3.2). İndüksiyon kaynağı teknolojisinin potansiyelini anlamaya yardımcı olan temel parametreler şunlardır:

- 400 °C’ye ısıtma süresi (oda sıcaklığından): 3–5 saniye
- Tipik havacılık yapıları için maksimum kaynak hızı (örneğin: skin ve stringer): 2–5 mm/s
- Maksimum çalışma gücü: 3,3 kWh
- Maksimum tek bindirme kesme dayanımı: 30–50 MPa (matris türüne bağlı olarak)
- Tam otomatik indüksiyon kaynak ekipman maliyeti (robotik kollu sistem): 200 000–300 000 €

İndüksiyon kaynağında birleşim, yalnızca bir konsolidasyon silindiri yardımıyla sağlandığı için, kaynak sırasında kullanılan kalıpların maliyeti düşüktür; çünkü bu kalıpların sadece alt bileşenleri doğru konumda tutmaları yeterlidir (ekstra basınç sistemleri gerekmez).

Havacılık sektöründe önde gelen şirketler, indüksiyon kaynağı üzerine THS 3'ten THS 9'a kadar farklı teknoloji hazırlık seviyelerinde aktif araştırma ve geliştirme çalışmaları yürütmektedir. Kaynak sırasında birleştirme bölgesi boyunca termal gradyanı optimize etmek, performansı artırmak ve boşluk ya da delaminasyon gibi kusurları en aza indirmek amacıyla farklı yöntemler araştırılmaktadır. Uygulanan yaklaşım ne olursa olsun, temel hedef aynıdır: yüksek performans sağlayan, güvenilir ve verimli indüksiyon kaynak prosedürleri geliştirmek. Yazarın görüşüne göre, bu kritik adım, sürekli kaynak sürecinin gerçekçi sonlu eleman modellemeleri ile desteklenmesi ve kaynaklanacak bileşenlerin tasarımını optimize eden “birleştirme için tasarım” prensiplerinin tanımlanması sayesinde mümkün olabilir.



Şekil 3.2. CETMA tarafından geliştirilen indüksiyon kaynak teknolojisinde indüksiyon kaynak işleminin çalışma şeması [33]

### 3.3. Yapıştırıcı ile Birleştirme

Yapıştırıcı ile birleştirme, yüzeyler arasında polimerik bir yapıştırıcının kimyasal veya fiziksel reaksiyonla bağ oluşturduğu katı hal birleştirme yöntemidir [69]. Yapısal yapıştırıcı

teknolojilerindeki son gelişmeler (örneğin epoksi, akrilik ve ürethan bazlı sistemler), mekanik bağlantı elemanları, perçinler veya kaynak işlemleri gerektirmeden yapısal bütünlük sağlayan hafif ve estetik çözümlerin geliştirilmesini mümkün kılmıştır [70]. Bu yapıştırıcılar, plastikler, metaller ve kompozitler gibi çok çeşitli yüzeylerde yüksek performans gösterebilmekte, hatta geçmişte sadece mekanik ya da kaynakla birleştirilebilen düşük yüzey enerjili (LSE) termoplastikler (TPO, PP, PE gibi) dahi özel yapısal yapıştırıcılarla etkin şekilde bağlanabilmektedir [70].

Kompozit malzemelerin ya da farklı malzemelerin birleştirilmesinde, mekanik bağlantı yöntemleri kullanılabilse de bu teknikler çoğu zaman gerilme yoğunlaşmaları, matris yapısında süreksizlikler ve dolayısıyla mukavemet kayıpları yaratır. Ayrıca delik açılması, laminanın yerel dayanımını azaltır ve nihai bağlantı mukavemeti, temel laminanın ancak yarısı kadar olabilir [71]. Buna ek olarak, bu tür bağlantılar ağırlık artışı ve zayıf estetik görünüm gibi istenmeyen sonuçlara da yol açar. Isı ve sürtünme temelli kaynak yöntemleri ise yüksek enerji gereksinimi, karmaşık takım ihtiyaçları ve birleştirme geometrisi sınırlamaları gibi kısıtlamalar içerir [70].

Yapısal yapıştırıcılar ise, yalnızca güçlü ve hafif bağlar oluşturmakla kalmaz; aynı zamanda gerilmenin tüm bağ yüzeyine eşit dağılımını sağlayarak mikro çatlakların oluşmasını önler, galvanik korozyon riskini ortadan kaldırır ve bağlantı yüzeyinin tam sızdırmazlığını sağlar [70]. Ayrıca, bu yöntemle oluşturulan birleşim bölgeleri bitirme işlemi gerektirmeyen, temiz görünümlü çözümler sunar. Ancak, yapışma kalitesi çevresel etkilere (örneğin nem, sıcaklık) karşı hassas olabilir ve en büyük sınırlayıcı unsur, birleştirme dayanımının uzun vadeli öngörülebilirliğindeki belirsizliktir [72]. Diğer taftan, tahribatsız muayene yöntemlerinin sınırlılığı ve bağların çoğu zaman ani şekilde hasar alarak kırılması, mühendislik uygulamalarında dikkat edilmesi gereken önemli faktörlerdir.

### **3.3.1. Kompozit-metal birleştirme özellikleri**

Kompozit–kompozit ve metal–metal yapıların yapıştırıcı ile birleştirilmesi günümüzde oldukça iyi anlaşılmış bir konudur [73, 74]. Yapıştırıcı ile birleştirme, karmaşık geometrilere sahip hafif yapılar oluşturulmasına olanak tanır. 40 yılı aşkın süredir yürütülen kapsamlı araştırmalar sonucunda, benzer malzemelerin yapıştırılmasıyla ilgili temel sorunlar artık

büyük ölçüde anlaşılmıştır [1, 74, 75]. Başarılı bir yapıştırma bağlantısı elde edebilmek için üç temel koşulun sağlanması gerekir [76]:

- Yapıştırıcı ile birleştirme bileşenleri arasında kuvvetli bir bağ oluşmalıdır.
- Yapıştırıcı, birleştirme bileşenleri arasında yük transferini sağlayabilecek mekanik dayanıklılığa sahip olmalıdır.
- Yapıştırıcı, kendisi ile bağlı olduğu parçalar arasındaki termal genleşme farklarını tolere edebilmelidir. Özellikle metal–kompozit birleşimlerinde bu son madde büyük önem taşır.

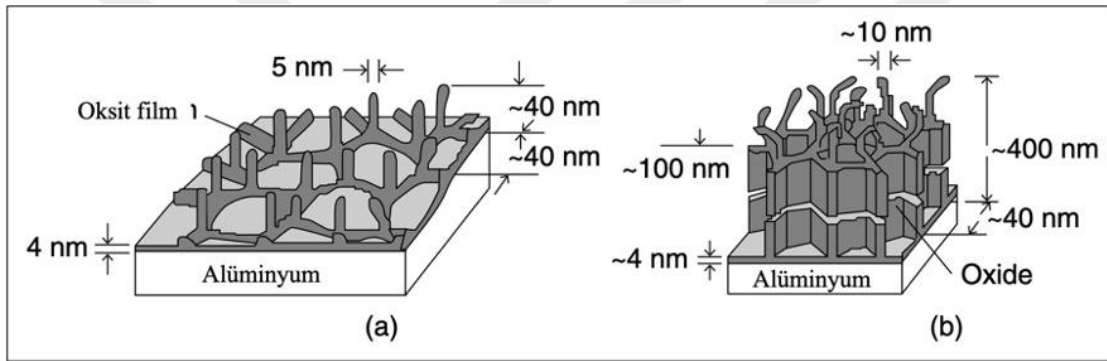
Bağlantı hataları, ya yapıştırıcı içinde çatlak ilerlemesi sonucu oluşan yapıştırıcı içi kırılma (kohezyonel), ya da yapıştırıcının birleştirme bileşenleri ile bağını kaybetmesiyle oluşan ara yüzey kırılması (adezyonel) şeklinde meydana gelebilir. Nadiren de olsa birleştirme bileşenlerinin kendisinde bir kırılma görülebilir; ancak bu genellikle zayıf tasarımın bir sonucudur. Kohezyonel kırılma durumunda, çatlak yapıştırıcının içinde ilerler ve kırılma sonrasında her iki yüzeyde de yapıştırıcı kalıntıları gözlenir. Buna karşın, adezyonel veya ara yüzey kırılmalarında, yapıştırıcı birleştirme bileşeninden ayrılır ve bağlantı yüzeyinde temiz birleştirme alanları oluşturulur.

Uygulamada kırılma türleri çoğunlukla yalnızca kohezyonel veya yalnızca adezyonel olmaz; karma kırılma daha yaygındır. Bu durumda çatlak, yapıştırıcı içinde ilerlerken bazen altlığa atlar ve kırılma karakteri değişir. Eğer yapıştırıcı, bağlı olduğu birleştirme bileşenine göre daha tok bir yapıya sahipse, kırılmanın yalnızca birleştirme bileşenlerinde sınırlı kalması da mümkündür [76].

Birleştirme bileşenleri farklı malzemelerden oluştuğunda, yeni problemler ortaya çıkar. Bu durumda, özellikle sıcaklık çevrimleri, bağlantı güvenliği açısından kritik hale gelir. Birleştirme bileşenlerinin termal genleşme katsayıları ( $\alpha_T$ ) farklıysa—örneğin metal–kompozit birleşimlerinde olduğu gibi—kesme gerilmeleri bağlantı yüzeyinde ayrılmalara neden olabilir. Genel olarak, yapıştırıcıların termal genleşme katsayıları, metaller veya kompozitlere göre daha yüksektir. Ayrıca, yapıştırıcılar ve kompozitler,  $T_g$  civarında doğrusal olmayan genleşme davranışı sergileyebilir [74]. Örneğin, epoksi reçinelerin genleşme katsayısı  $50 \times 10^{-6}$  ile  $100 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$  arasında değişirken, poliester reçineler için bu değerler  $100 \times 10^{-6}$  ile  $200 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$  aralığındadır; bu değerler, metallerin veya kompozitlerin genleşme katsayılarının üzerindedir [77].

### 3.3.2. Metal bileşene yapıştırma

Metaller söz konusu olduğunda, yüzey işlemleri genellikle oksit tabakalarının oluşumunu teşvik etmek veya yüzey pürüzlülüğünü artırmak amacıyla uygulanır [78]. Oluşan oksit tabakası, yapıştırıcı ile kimyasal bağ oluşumuna olanak sağlayabilir; ayrıca, yüzeyde meydana gelen pürüzlülük, anahtar-kilit mekanizmasına benzer bir kilitlenme etkisi yaratarak ara yüzey bağ dayanımına katkı sağlar. Havacılıkta yaygın olarak kullanılan alüminyum alaşımları, yapıştırma işleminden önce genellikle özenli dağlama ve anodizasyon süreçlerine tabi tutulur (Şekil 3.3). Bu süreçlerle oluşan oksit tabakası, kullanılan üretim yöntemine bağlı olarak kendine özgü bir yüzey topografyasına sahiptir.



Şekil 3.3. (a) Kromik asit ve (b) fosforik asitle alüminyumun dağlanmasıyla oluşturulan yüzey yapısının şeması [76]

Alüminyum bileşenler için yaygın olarak kullanılan işlemler arasında fosforik asit ile krom/sülfürik asit temelli işlemler yer alır (Şekil 3.3). Her iki işlem de oksit tabakasının büyümesini teşvik etmekle birlikte, oluşturulan yüzey topografisinin derinliği ve karakteri açısından farklılık gösterir. Aşındırma ve anodizasyon işlemleriyle elde edilen, yumurta kabı benzeri yüzey yapısı, yapıştırma dayanımını artıran mekanik kilitlenme etkisi açısından son derece etkilidir. Ancak bu yapının içerisine yapıştırıcının etkin şekilde yayılabilmesi için, yapıştırıcının düşük yüzey gerilimi ve düşük viskoziteye sahip olması gerekir. Bu sayede yapıştırıcı, oksit yapısını yeterli düzeyde ıslatarak yüzeyle etkili bir temas sağlayabilir [74].

#### Alüminyum yüzey ön işlemi

Yüzey ön işleminin amacı, dağlama ve anodizasyon işlemlerinin bir kombinasyonu ile iyi tanımlanmış bir oksit tabakası oluşturmaktır. Bu işlemle elde edilen hassas oksit tabakası,

genellikle düşük mol kütleli yapıştırıcı türevi bir astar (primer) ile korunur. Kimyasal bağlanmayı kolaylaştırmak ve ara yüzey dayanımını artırmak amacıyla, silanlar, zirkonyum ve titanyum organik bileşikler içeren çeşitli yüzey işlemleri geliştirilmiştir [74, 75, 79]. Bu bileşiklerin, yapıştırıcı ile oksit arasında doğrudan bağlayıcılık sağladığı düşünülmektedir [76].

Ancak pratikte, bu işlemler sırasında karmaşık sol-jel reaksiyonları meydana gelir ve bu reaksiyonlar, yapıştırmayı kolaylaştıran, oksit tabakasını hidrolizden koruyan ve aynı zamanda reçineyi tokluğunu artıran dokulu bir yüzey oluşturur [80]. Uygun bağ dayanımı elde edebilmek amacıyla, havacılıkta kullanılan alüminyum alaşımları sıklıkla saf alüminyumla kaplanmış olarak kullanılır. Buna karşılık, kaplamasız alüminyum malzemeler, bakır ve magnezyum alaşım elementlerinin mikro-segregasyonuna bağlı olarak heterojen bir yüzey yapısı geliştirir [81].

#### Titanyum yüzey ön işlemi

Titanyum alaşımlarında yapıştırıcı ile birleştirme uygulamalarında, yüzeyde oluşturulan oksit tabakasının mikro ve makro pürüzlülük özellikleri bağ dayanımını doğrudan etkilemektedir. Yapılan çalışmalar, yalnızca makro-pürüzlülük oluşturan işlemlerin orta düzeyde; mikro-pürüzlülüğü yüksek işlemlerin ise en yüksek dayanımı sağladığını göstermektedir [82]. En etkili yüzey hazırlıkları, kumlama gibi fiziksel işlemlerin, kimyasal ya da elektrokimyasal yöntemlerle birlikte kullanılmasıyla elde edilir [75].

Yüzeyin uygun şekilde hazırlanması için genellikle alümina ile hafif aşındırma ve ardından MEK ile temizlik uygulanır. Bu süreçte klorlu çözücüler ve deterjanlar önerilmez, zira yüzeyde kalıntı oluşturarak bağ kalitesini düşürebilirler. Ayrıca aşırı kumlama, yüzeyde katlanmalara neden olarak bağ hattında boşluk oluşumuna yol açabilir [83].

Alümina ve florosilik asit ile yapılan aşındırma işlemini takiben, nitrik asitle gerçekleştirilen ikinci aşama yüksek dayanımlı bağlantı yüzeyleri oluşturmuştur. Alternatif olarak; alkali peroksit, trisodyum fosfat-potasyum florür-hidroflorik asit çözeltileriyle uygulanan işlemler sonucunda, anataz yapıda kararlı titanyum dioksit tabakaları elde edilmiştir. Ancak bu yapı, zamanla rutile dönüşerek hacim kaybına ve ara yüzeyde gerilme birikimine neden olabileceğinden, sodyum sülfat gibi katkılarla kararlılığının sağlanması önerilmektedir.

Ayrıca, TURCO tipi anotlama yöntemiyle elde edilen yüzeyler, yüksek düzeyde pürüzlülük sunmakta ve hidrojen gevrekleşmesi riski olmadan uygulanabilmektedir. Pasajell 107 yöntemiyle oluşturulan anataz yapı ise 175 °C'ye kadar kararlılığını korumakta; bu yöntemin fırçayla uygulanabilir olması, uygulama açısından önemli bir pratiklik sağlamaktadır [76].

### Astarlar

Astarlar, yapıştırma işlemi öncesinde birleştirilecek yüzeyleri korumak, yüzeyin ıslanabilirliğini artırmak, korozyon oluşumunu engellemek ve yüzeye kimyasal bağ oluşumunu desteklemek amacıyla kullanılır [79]. Özellikle silan bazlı bağlayıcı maddeler bu amaçla yaygın olarak tercih edilmektedir. Bu bileşiklerin genel kimyasal yapısı  $R^*-Si(OR')_3$  şeklindedir; burada  $R^*$ , yapıştırıcı ile kimyasal reaksiyona girebilen epoksi veya amin fonksiyonlu bir gruba,  $R'$  ise genellikle etil, metil ya da asetil gibi alkil gruplarını temsil eder.

En yaygın kullanılan silan bileşiği, aminopropil trietoksisilandır ( $\gamma$ -APS); bu madde uçucu bir çözücü içerisinde %1 oranında çözelti hâlinde uygulanmakta ve titanyum alaşımı (Ti-6Al-4V) ile epoksi reçine arasındaki yaş bağ dayanımını %50'ye kadar artırabilmektedir. Bazı uygulamalarda, amin grubu yerine epoksi fonksiyonel gruba içeren glisidoksisipril metoksisilan ( $\gamma$ -GPS) kullanımı tercih edilebilir [76]. Astarların etkisi yalnızca kimyasal bağ oluşturmaya dayanmaz; aynı zamanda sol-jel yöntemi ile nano boyutlu parçacıkların oluşumuna da katkı sağlar. Bu parçacıklar, özellikle yüzeye yakın bölgelerde meydana gelerek, epoksi ara yüzeyin tokluğunu ve dayanımını artırır. Bu yapı, yapıştırıcı bağların uzun vadeli dayanıklılığı üzerinde olumlu bir etki yaratır [80]. Özellikle yüzeye yakın bölgelerde oluşan bu parçacıklar, yapıştırıcı bağların uzun vadeli dayanıklılığı üzerinde olumlu etki gösterir [76].

### **3.3.3. Kompozitlerde yüzey hazırlığı**

Kompozit yüzeylerin yapıştırıcı ile güçlü bir bağ oluşturabilmesi için yüzeyin pürüzlü olması gereklidir. Literatürde, kompozit yüzeylerde etkili yapıştırma için önerilen ortalama yüzey pürüzlülüğü değeri  $R_a \approx 0,8-3 \mu m$  aralığında olup, bu aralıkta hem mekanik kilitlenme hem de yüzey enerjisi açısından optimal yapışma sağlandığı bildirilmiştir [84, 85]. Bu amaçla, üretim sürecinde kompozit yüzeye entegre edilen ve yapıştırma öncesinde çıkarılan

soyulabilir yüzey örtüsü (peel ply) veya yırtılabilir film tabakası gibi yüzey işlem yöntemleri kullanılmaktadır. Bu işlemler, yüzeyde kontrollü bir pürüzlülük oluşturarak yapıştırma için uygun bir yüzey hazırlarken, özellikle yüzey enerjisi düşük olan (örneğin silikon veya flor içeren) kirleticilerin tamamen uzaklaştırılması gerekmektedir. Aksi takdirde, bağ dayanımı önemli ölçüde azalabilir [75]. Bu amaçla aşındırma veya özel çözücülerle temizlik önerilmektedir.

Farklı türlerde yüzey örtüsü (soyulabilir kumaş) malzemeleri bulunmaktadır. Naylon esaslı yüzey örtüleri, genellikle kalıptan ayırıcı bir kimyasal maddenin kullanımını gerektirirken; poliester esaslı olanlar ise ısı ile kolayca çıkarılabilmelerine rağmen, yüzeyde düzgün (pürüzsüz) bir yapı bıraktıkları için zayıf bağ dayanımı sergiler [86, 87]. Yüzeyde pürüzlülük oluşturmak amacıyla en yaygın kullanılan yöntemler arasında; zımparalama, kumlama, soyulabilir yüzey örtüsü (ayırma kumaşı) uygulamaları, korona deşarjı, plazma veya alevle yüzey işleme ile lazerle yüzey kazıma (ablasyon) yer almaktadır. Korona, plazma ve alev işlemleri, yüzeyde hidroksil ve karbonil grupları oluşturarak yapışma kabiliyetini artırır [76].

Kompozit yüzeylerin yüzey enerjisi, CFRP için yaklaşık  $560 \text{ mJ/m}^2$ , GFRP için ise  $70 \text{ mJ/m}^2$  olarak tahmin edilmektedir ve bu değerler, epoksi veya poliester reçinelerin kolayca ıslanabilmesini sağlar [88, 89]. Ancak, özellikle termoset bazlı kompozitlerde yüzeyde reçine açısından zengin kırılğan bir tabaka veya jel kaplama bulunabilir. Bu kırılğan katmanlar, aşırı yüklenme altında ani ve katastrofik kırılmalara yol açabileceğinden, yükü geniş bir alana dağıtan, yüksek uyumlu yapıştırıcıların kullanılması önerilir.

Yüzeylerin fiziksel olarak temas ettiği ancak gerçek bir yapışma meydana gelmeyen bu tür zayıf birleşimler (yalancı temas bağlantısı olarak da adlandırılan ‘kissing bond’), üretim sürecinde tespit edilmesi güç olup, servis koşullarında ciddi yapısal riskler oluşturabilir [90]. Bu zayıf bağlar genellikle hava hapsi, nem, ya da yüzeyde ıslanmayı engelleyen bileşenlerin göçü ile ilişkilidir. Özellikle nem kaynaklı problemler, laminanın içinde su buharı olarak kalması veya yüzeyde yoğunlaşma şeklinde ortaya çıkabilir. Bu durum, genellikle yapıştırıcının uygun şekilde depolanmaması, çözündürülmemesi ya da laminasyon odasında uzun süre açıkta bırakılması ile ilgilidir. Soyulabilir yüzey örtüleri suyu hapsedebilir, bu nedenle tüm yüzeylerin işlem öncesinde tamamen kurutulması şiddetle tavsiye edilir [91].

Ayrıca, farklı kür özelliklerine sahip yapıştırıcı film ve matris reçinelerinin birlikte kullanımı, arayüzey dayanımı neredeyse sıfır olan “kuru bağ”lara neden olabilir. Tasarım açısından, kompozit yapıdaki yüzeye bitişik  $90^\circ$  lif katmanlarının kırık ilerlemesini yönlendirmesi sebebiyle, kademeli bindirmeli eklerde  $90^\circ$  liflerin doğrudan yapıştırıcıya komşu olmaması tercih edilir. Vakum torbasında su buharı sıkışması, kütleme sırasında nemin zararlı etkilerine yol açabilir.

### 3.3.4. Yapıştırıcılar

Yapıştırıcı seçimi, esas olarak uygulamanın türüne ve karşılaşılabilecek servis koşullarına bağlıdır. Örneğin, bir metal etiketi kompozit bir yapıya yapıştırmak için yapısal bir yapıştırıcıya ihtiyaç duyulmayabilir; ancak çözücü içeren tipik bir basınca duyarlı yapıştırıcının kullanılması, çevresel gerilim çatlaklarına neden olabilir. Bu nedenle, kullanılan yapıştırıcının ilgili uygulama için uygunluğunun mutlaka kontrol edilmesi gerekir [76].

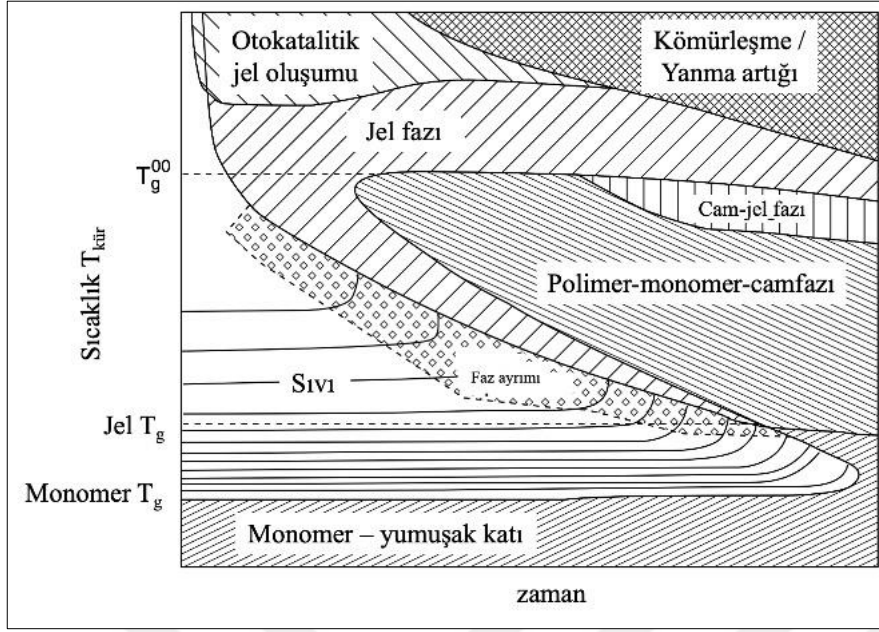
Uygun yapıştırıcının seçimi, oluşturulacak bağın dayanım düzeyi, çalışma sıcaklık aralığı ve karşılaşılabilecek çevresel koşullar (örneğin: sıcak ve nemli, soğuk ve kuru, çözücü veya nem ile kontaminasyon gibi) dikkate alınarak yapılmalıdır. Yapıştırıcılar genel olarak iki ana sınıfa ayrılır [76]:

- Yapısal yapıştırıcılar, genellikle termoset reçine bazlıdır.
- Yapısal olmayan yapıştırıcılar, çoğunlukla termoplastik reçine bazlıdır.

Yüksek sıcaklığa dayanıklı bazı termoplastikler,  $T_g$  yeterince yüksek olduğu sürece, yapısal uygulamalarda da kullanılabilir. Ancak, termoplastik yapıştırıcılar eritilmiş fazdan uygulanmak zorundadır ve bu durum da uygulama açısından kendi içinde bazı zorluklar doğurabilir [76].

### Termoset reçineler

Termoset reçineler, adından da anlaşılacağı üzere, sıvı halden katı hale dönüşüm sırasında geri dönüşümsüz üç boyutlu ağ yapıları oluşturan polimer sistemleridir (Şekil 9.6). Reçinenin boyutsal kararlılığı, sıvı fazdan jel fazına geçiş anında sabitlenir ve kütleme işleminin devamı ile bu lastiğimsi jel yapı, cam benzeri (sert) bir malzemeye dönüşebilir.



Şekil 3.4. Faz ayırıcı epoksi reçine sistemi için Zaman Sıcaklık Dönüşüm diyagramı

Ortaya çıkan katı malzeme,  $T_g$  değerine kadar iyi mekanik özellikler sergiler. Bazı polimerlerde  $T_g$ , oda sıcaklığının altında olup bu durumda malzeme kauçuk formunda kalır. Bu tür malzemeler, yapısal uygulamalarda kullanılabilecek kadar yüksek elastik modüle sahip değildir; ancak esnek bağlantılar, dolgu malzemeleri ve benzeri uygulamalarda kullanılabilirler.

Termosetlerde kürleme işlemi, reaktif monomerlerin üç boyutlu ve kararlı bir polimer matrisine kimyasal dönüşümünü içerir. Bu yapı, önemli ölçüde sürünme göstermeyen bir sistemdir [74]. Kürleme; genellikle ısı, radyasyon, ışık, nem, aktivatör ya da katalizör ile gerçekleştirilir.

Termoset reçineler, aşağıdaki temel kimyasal sistemlere dayanmaktadır [76]:

- a) Fenol-formaldehit
- b) Üre-formaldehit
- c) Melamin-formaldehit
- d) Polyesterler
- e) Epoksiler
- f) Silikonlar

Yapıştırıcı sistemlerinin büyük bir kısmı epoksi (e) veya silikon (f) bazlıdır. Bu tercihler, sert (yapısal) ya da esnek (yapısal olmayan) yapıştırıcı gereksinimlerine bağlı olarak yapılır. Termoset yapıştırıcılar, yüksek derecede çapraz bağlı yapılara sahip olmaları nedeniyle ısıya ve çözücülere karşı yüksek direnç, ayrıca yük altında termoplastiklere kıyasla daha az elastik deformasyon gösterme gibi avantajlar sunar [76].

#### Epoksi ve poliamid yapıştırıcılar

Epoksi yapıştırıcılar, yaygın olarak kullanılan sistemlerdir ve iki farklı türde olabilir: tek bileşenli (sertleştirici önceden karıştırılmış) veya iki bileşenli, yani sertleştirici kullanım öncesinde kullanıcı tarafından eklenir. Tek bileşenli sistemler, genellikle takviye içermeyen prepreg benzeri film formunda ya da macun kıvamında temin edilebilir [74]. Bağ hattının kalınlığını sabit tutmak amacıyla, bazı yapıştırıcılar naylon örgü üzerine uygulanarak sunulur. Oda sıcaklığında kürlenene sistemler olduğu gibi, yüksek sıcaklıkta kürlenme gerektiren sistemler de mevcuttur. Ancak oda sıcaklığında kürlenene yapıştırıcılar, genellikle yüksek sıcaklıklarda iyi mekanik özellikler kazanabilmek için sonradan kürlenme gerektirir. Kürlenme süreleri, parçanın büyüklüğüne ve performans gereksinimlerine bağlı olarak birkaç dakikadan 12 saate kadar değişebilir [76, 92, 93].

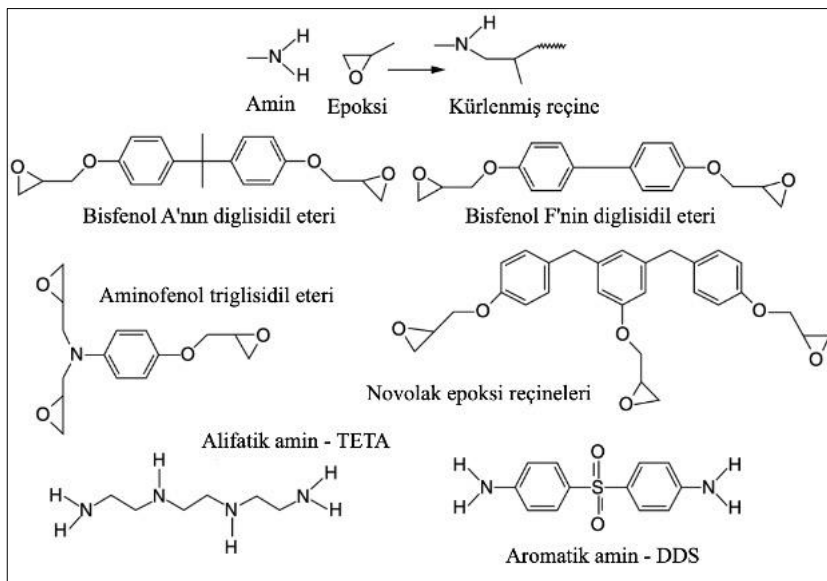
Epoksi reçineler, kullanılan sertleştiriciye bağlı olarak  $-50$  ila  $260\text{ }^{\circ}\text{C}$  aralığında kullanılabilir. Çok fonksiyonlu epoksi reçineler, genellikle yaklaşık  $225\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'ye kadar kullanılabilir. Kayma dayanımları tipik olarak  $35\text{--}70\text{ MPa}$  arasındadır. Bununla birlikte, epoksiler genellikle  $175\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'nin üzerinde kimyasal yeniden düzenlenmeler nedeniyle mukavemet kaybı yaşarlar [94].

Novolak epoksi reçineleri, genellikle katı formdadır; ancak bisfenol bazlı epoksiyle karıştırıldığında viskoz sıvılar elde edilebilir. Sertleştirici olarak aminlerin kullanımı ile kürlenme başlatılır; ancak örneğin 1,4-diaminodifenil sülfon (DDS) gibi maddelerle çalışıldığında, kürlenme yalnızca DDS'nin erime sıcaklığına ulaşıldığında gerçekleşir. Epoksi sistemler genellikle düşük soyulma dayanımı, sınırlı esneklik, neme ve yüzey kirlene duyarlılık, düşük sıcaklıklarda gevreklik ve yavaş kürlenme hızı gibi sınırlamalara sahiptir. Jelasyon (jel oluşumu/jelleşme) genellikle 8–10 saat içinde gerçekleşirken, tam kürlenme 2–7 gün sürebilir [74]. Havacılıkta kullanılan epoksi yapıştırıcılar  $215\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'ye kadar

mukavemetlerini koruyabilir, ancak 3000 saatlik yaşlandırma sonrası %20'ye varan dayanım kaybı görülebilir [92].

FM-R300 film yapıştırıcısı, hava araçlarında kullanılan tipik bir yapısal yapıştırıcıdır ve DDS'nin düşük reaktivitesi, daha aktif aminlerle karıştırılarak aşılmıştır. Bu sistem, F-18 savaş uçağında kanat kökü birleşimlerinde, titanyumun grafit epoksi ile birleştirilmesinde ve çeşitli metal-kompozit bağlantı noktalarında kullanılmıştır. Kürleme için  $120 \pm 3$  °C'de 30 dakika jelasyon, ardından 90 dakika tam kürleme uygulanır. Genellikle  $0,28 \pm 0,03$  MPa basınç uygulanarak güçlü bir bağ elde edilir. Bu görece düşük sıcaklıkta kürleme dahi, metal ve kompozit arasındaki termal genleşme katsayı farkı nedeniyle önemli termal gerilmelere yol açabilir. FM-R300'ün farklı türevleri, 120–170 °C arasında tam kürleme sağlayacak şekilde formüle edilmiştir. Daha aktif aminlerin kullanımı, kürleme sıcaklığını düşürse de, nihai matris malzemesinin cam geçiş sıcaklığını da düşürür [76, 95].

Yüksek sıcaklık gerektiren havacılık uygulamaları için epoksi-fenolik ve poliamid bazlı yapıştırıcılar tercih edilir (Şekil 3.5); bu sistemler 290 °C üzerindeki sıcaklıklarda çalışabilir. Ancak polimerik yapıştırıcılar yalıtkan oldukları için, özellikle uçakları yıldırım darbelerine karşı korumak amacıyla kullanılan sistemlerde iletken yol oluşturma riski taşırlar. Bu sorun, reçineye metal parçacıklarının eklenmesiyle aşılabılır ve bu aynı zamanda mekanik dayanımı da artırabilir [76].



Şekil 3.5. Faz Epoksi reçine formülasyonunda kullanılan tipik monomerler [76]

Poliamid sistemlerin başlıca dezavantajları, uzun kürleme süreleri ve yüksek uçucu bileşen içeriğidir: dolgu içeren yapıştırıcılarda %12'ye, dolgusuz sistemlerde %30'a kadar çıkabilir. Buna rağmen, FM34-R tipi poliamid yapıştırıcı, 540 °C'ye kadar kullanılabilir, epoksi-fenolik HT-R 424 ile benzer mekanik özellikler gösterir ve 260 °C'de 40 000 saat boyunca önemli bir mukavemet kaybı yaşamaz [76].

#### Sıcak ergitmeli yapıştırıcılar

Oda sıcaklığında katı halde bulunan termoplastik malzemeler, sıcak ergitmeli yapıştırıcılar olarak kullanılabilir. Bu malzemeler çapraz bağlı yapıda olmadıkları için, yüksek sıcaklıklarda uzun süreli kullanıldıklarında sürünme gösterebilirler ve bu nedenle kritik yapısal birleştirmeler için uygun değildirler. Erimiş hâlde birleştirme bileşeni yüzeyine uygulanan yapıştırıcı, soğudukça esnek bir katı film hâline gelir.

Genel olarak termoplastikler, iyi soyulma dayanımı ve çevresel etkilere karşı direnç gösterirler. Ancak erime sıcaklıklarına yaklaşıldığında hızla eriyip akma eğilimi gösterirler [74, 75].

Yaygın olarak kullanılan sıcak ergitmeli yapıştırıcılar arasında şunlar yer alır: poliamidler, poli(etilen-ko-vinil asetat), naylon, poliasetal (delrin), vinil polimerleri, polikarbonatlar. Metal esaslı bileşenlerin yüzeyi, seyreltilmiş bir fenolik reçine çözeltisi ile astarlanarak bu yapıştırıcıların yapışma kabiliyeti artırılabilir [96, 97].

#### Akrilik bazlı termoplastik yapıştırıcılar

Akrilik yapıştırıcılar, esnek özelliklere sahiptir ve genellikle iki veya daha fazla akrilik monomerin (örneğin, metilmetakrilat ve akrilik asit) kombinasyonu ile formüle edilir [98].

Monomerlerin çoğu sıvı formdadır. Elde edilen yapıştırıcılar:

- Işık kaynaklı bozunmaya karşı dayanıklıdır [99],
- Yüksek kayma dayanımı sunar,
- Plastikler, metaller ve kompozitler dahil olmak üzere birçok farklı malzemeye yapışabilir,
- Hatta yağlı veya kirli yüzeyler üzerinden bile etkin bağ oluşturabilir [100].

Bu reçineler, cam laminalarının üretiminde yaygın olarak kullanılmıştır. Akrilik bazlı termoplastik yapıştırıcılar, oda sıcaklığında epoksi yapıştırıcılarla karşılaştırılabilir mekanik dayanım sunar; ancak yüksek sıcaklıklarda mukavemetleri düşüktür [76].

#### Siyanokrilat yapıştırıcılar

Siyanokrilatlar, yaygın olarak bilinen adıyla "japon yapıştırıcısı" ya da süper yapıştırıcılar, hızlı kürlenme özellikleriyle tanınır. İz miktarda nem, genellikle kürlenme hızını artırır [99, 100]. Siyanokrilatlar hem sıvı hem de jel formunda mevcuttur ve yüksek çekme dayanımı gösterir. Ancak düşük soyulma dayanımı ve sınırlı yüksek sıcaklık performansı sergilerler. Anaerobik akrilik yapıştırıcılar, hava ortamı dışlandığında kürlenir ve genellikle somunların sabitlemesi gibi uygulamalarda kullanılır [100]. Ayrıca, birleştirme bileşeni olarak bulunan demir veya bakır, kürleme sürecini katalize eder.

Bununla birlikte, siyanokrilatların kullanım sıcaklığı 149 °C'nin altında sınırlıdır. Endüstriyel uygulamaları şunları kapsar:

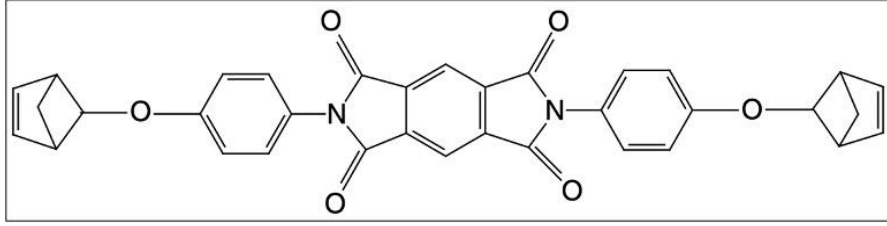
- Geçme işlemleri (örneğin, rulmanların yuvalara yerleştirilmesi),
- Kilitleme (örneğin, cıvatalara somun sabitleme),
- Sızdırmazlık (örneğin, sıvı conta uygulamaları),
- Tutma (örneğin, millerin göbeklere sabitlemesi),
- Yapıştırma (örneğin, flanşlı bağlantı elemanları).

Ancak tüm bu özelliklerine rağmen, siyanokrilatlar yapısal yapıştırıcılar değildir [76].

#### Katılma reaksiyonlarıyla kürlenen poliamid yapıştırıcılar

İlk kuşak poliamid yapıştırıcı sistemleri, kondensasyon reaksiyonlarına dayanarak kürlenmekteydi. Ancak bu tür sistemlerde açığa çıkan uçucu maddeler, yapıda boşluk oluşumuna yol açabilmektedir. Bu sorunu önlemek amacıyla, katılma reaksiyonları ile kürlenen yeni nesil poliamid sistemleri geliştirilmiştir (Şekil 3.6).

Bu sistemlerde genellikle 1,4 MPa basınç uygulanarak malzeme konsolidasyonu sağlanır. Kürleşme, tipik olarak bir radikal başlatıcı (örneğin peroksit) kullanılarak gerçekleştirilir.

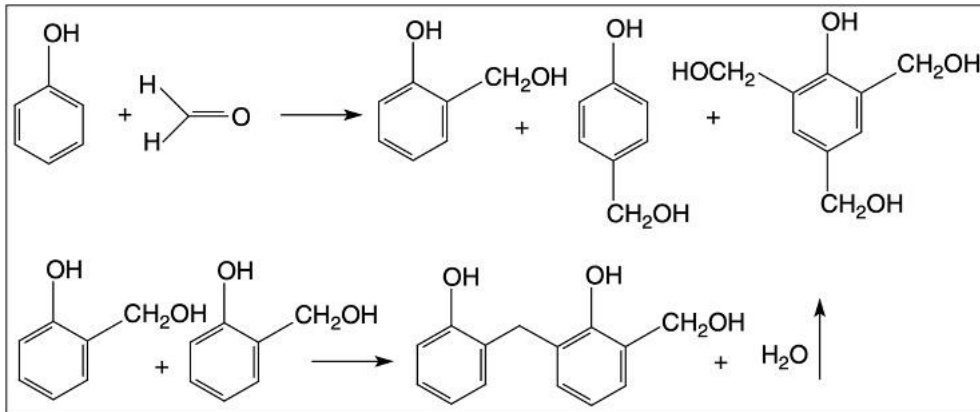


Şekil 3.6. Tipik bir reaktif poliimidin şematik yapısı [76]

### Diğer reaktif yapıştırıcılar

Fenolik ve diğer formaldehit kondensasyon polimerleri, havacılık uygulamalarında kullanılan ilk yapıştırıcı sistemler arasında yer almaktadır ve bu gruba Redux yapıştırıcı serisi de dahildir. Redux serisi, başlangıçta Comet uçağı için geliştirilmiş olup, novolak ve rezol kimyasına dayanan kondensasyon reaksiyonlarını temel alır (Şekil 3.7) [76, 77].

Bu sistemlerde, metilen köprüsü oluşumu reaksiyonu birçok kez tekrar edilebilir ve nihayetinde üç boyutlu bir ağ yapısı meydana gelir. Bu ağ yapısı, su açığa çıkarılarak oluşturulur ve yapıştırma sırasında iki yüzeyin sabit tutulması gerekir. Elde edilen nihai yapı göreceli olarak apolar olduğundan, çevresel etkiler karşısında yüksek stabiliteye sahiptir. Bu yöntemle elde edilen bağlar yüksek dayanıklılık gösterir. Ancak, bağlantı sürecine ilişkin zorluklar, bu tür yapıştırıcı sistemlerini epoksi reçineli sistemlere kıyasla daha az cazip hâle getirmiştir [76].



Şekil 3.7. Novolak metilen köprüsü oluşumunun şeması [76]



## 4. TAGUCHI YÖNTEMİ

Taguchi metodu, Japon mühendis ve istatistikçi Dr. Genichi Taguchi tarafından geliştirilen bir kalite geliştirme ve deney tasarımı yöntemidir. Temel amacı, bir ürün ya da sürecin kalite performansını artırmak için parametrelerin optimize edilmesidir. Taguchi metoduna göre, kalite sadece ürün üretildikten sonra değil, tasarım aşamasında inşa edilir. Bu nedenle ürün ya da süreç tasarımı yapılırken, kontrol edilemeyen çevresel etkiler (gürültü faktörleri) altında dahi kararlı çalışabilecek sistemlerin tasarlanması hedeflenir [101]. Japonya'nın savaş sonrası sanayileşme sürecinde, kaynakların kısıtlı olduğu bir ortamda, daha az maliyetle daha yüksek kalite hedefi bu yöntemin doğmasına neden olmuştur.

Taguchi felsefesi, yalnızca teknik bir yöntemden öte, üretim endüstrilerinde kaliteyi ön planda tutan bambaşka bir mühendislik düşüncesi yaratmıştır. Ford Motor Şirket'i gibi öncü firmalar, 1990'larda tüm mühendislerini bu yöntemle eğitime kararlılığı göstermiştir. Taguchi yaklaşımının temelinde üç sade ama çok etkili ilke vardır [102]:

- Kalite, ürün tasarımına dahil edilmelidir; sonradan denetimle sağlanamaz.
- Kalite, hedef değerden sapmanın minimize edilmesiyle sağlanır. Ürünler, çevresel koşullara karşı duyarsız hale getirilmelidir.
- Kalite maliyeti, bu sapmanın tüm sistem üzerindeki etkileriyle hesaplanmalıdır.

Bu ilkelerden yola çıkan Taguchi, kalite problemlerinin büyük oranda (%85) üretim sürecine bağlı olduğuna inanarak, tasarım aşamasında kaliteyi yerleştirmeye odaklanmıştır. Taguchi'ye göre, kaliteyi denetim yoluyla yapmak yerine, tasarım sürecinde oluşturmak gereklidir. Hedef değerden sapmaların azaltılması, ürün ömrünü ve performansını anlamlı ölçüde iyileştirir. Bu yaklaşımda sapmalar yalnızca teknik bir sorun değil, aynı zamanda maliyetli bir kayıp olarak görülür [102].

Taguchi ayrıca deney tasarımında da devrim niteliğinde yenilikler getirmiştir. Ortogonal diziler sayesinde az sayıda deneyle çok sayıda değişkenin etkisi gözlemlenebilir. Dışsal (kontrol edilemeyen) gürültü faktörlerinin etkisini analiz etmek için "outer array" yapısını kullanarak çevresel etkilerden en az etkilenen tasarımlar geliştirilmesini sağlamıştır. Taguchi'nin "kaliteyi tasarımla sağlama" vizyonu, üç aşamalı süreçle desteklenir [102]:

- *Sistem tasarımı*: Malzeme ve parça seçimi gibi genel tasarım kararlarını kapsar.

- *Parametre tasarımı*: Performansı maksimize edecek optimum faktör seviyeleri belirlenir.
- *Tolerans tasarımı*: Kritik faktörlerin toleransları daraltılarak nihai kalite artışı sağlanır.

Sistem tasarımı aşamasında mühendis, temel işlevsel bir prototip tasarımı oluşturmak için bilimsel ve mühendislik bilgisini uygular; bu tasarım, ürün tasarımı ve süreç tasarımı aşamalarını içerir. Ürün tasarımı aşamasında; malzeme ve bileşen seçimi, geçici ürün parametre değerlerinin belirlenmesi gibi adımlar yer alır. Süreç tasarımı aşamasında ise işlem sıralarının analizi, üretim ekipmanlarının seçimi, geçici süreç parametrelerinin belirlenmesi gibi adımlar söz konusudur. Sistem tasarımı, işlevsel olarak başlangıç niteliğinde bir tasarım olduğundan, kalite ve maliyet açısından optimumdan uzak olabilir [103].

Parametre tasarımının amacı, performans karakteristiklerini iyileştirmek için süreç parametre değerlerinin ayarlarını optimize etmek ve bu optimum süreç parametre değerleri altında ürün parametrelerini belirlemektir. Ayrıca, parametre tasarımından elde edilen optimum süreç parametrelerinin çevresel koşullar ve diğer gürültü faktörlerinden etkilenmemesi beklenir. Bu nedenle, parametre tasarımı, Taguchi yönteminde maliyeti artırmadan yüksek kaliteye ulaşmanın temel adımıdır [104].

Klasik parametre tasarımı, Fisher tarafından geliştirilmiş olmakla birlikte [105], oldukça karmaşık ve kullanımı zordur. Özellikle süreç parametrelerinin sayısı arttığında çok sayıda deneyin yapılması gerekir. Bu sorunu çözmek adına, Taguchi yöntemi, tüm parametre uzayını yalnızca az sayıda deneyle inceleyebilmek için özel olarak tasarlanmış ortogonal dizilimleri kullanır. Deneysel değer ile hedef değer arasındaki sapmayı hesaplamak için bir kayıp fonksiyonu tanımlanır. Taguchi, performans karakteristiğinin hedef değerden sapmasını ölçmek için bu fonksiyonun kullanılmasını önermektedir. Kayıp fonksiyonu değeri daha sonra bir sinyal-gürültü oranına (S/N oranı) dönüştürülür. Genellikle S/N oranı analizinde üç tür performans karakteristiği yer alır: daha küçük daha iyidir, daha büyük daha iyidir ve nominal değer en iyidir. Süreç parametrelerinin her seviyesi için S/N oranı analizine dayalı olarak hesaplanır. Performans karakteristiği hangi kategoriye ait olursa olsun, S/N oranının büyük olması daha iyi performansa karşılık gelir. Bu nedenle, süreç parametrelerinin optimal seviyesi, en yüksek S/N oranına sahip olan seviyedir. Buna ek olarak, hangi süreç parametrelerinin istatistiksel olarak anlamlı olduğunu görmek amacıyla

bir varyans analizi (ANOVA) gerçekleştirilir. S/N ve ANOVA analizleriyle, süreç parametrelerinin en uygun kombinasyonu tahmin edilir. Son olarak, parametre tasarımıyla elde edilen optimal süreç parametrelerini doğrulamak için bir doğrulama deneyi yapılır [103, 106].

S/N oranı, varyasyonu azaltarak ortalama performansı maksimize eden bir ölçüdür. Hedeflenen kalite türüne göre üç temel formülü vardır [102]:

- Daha büyük daha iyi (larger-the-better):

$$S/N = -10 \log \left( \sum \left( \frac{1}{y^2} \right) / n \right) \quad (4.1)$$

- Daha küçük daha iyi (smaller-the-better):

$$S/N = -10 \log (\sum (y^2) / n) \quad (4.2)$$

- Hedef değere en yakın (nominal-the-best):

$$S/N = 10 \log \left( \frac{\bar{y}}{s_y^2} \right) \quad (4.3)$$



## 5. GRİ İLİŞKİLER YÖNTEMİ

Gri İlişkiler Yöntemi (GRA), Deng Julong tarafından geliştirilen Gri Sistem Teorisi'ne dayalı birçok kriterli karar verme tekniğidir. Bu yöntem, özellikle belirsiz, eksik veya küçük örneklemli veri setleriyle çalışmak zorunda kalınan durumlar için geliştirilmiştir. GRA, sistemin davranışını açıklamak ve alternatifler arasındaki göreceli benzerliği (ilişkiselliği) sayısal olarak değerlendirmek amacıyla kullanılmaktadır [107].

GRA'nın öne çıkan avantajlarından biri, klasik istatistiksel yöntemlere göre daha az veriye ihtiyaç duyması ve verinin normal dağılma, büyük örneklem gibi varsayımlara uyması gerekmeyen çalışabilmesidir. Bu sayede mühendislik, tarım, sağlık, finans, kalite kontrol gibi çok çeşitli alanlarda başarılı şekilde uygulanmaktadır [108, 109].

Yöntemin temel felsefesi, bir dizi alternatifin ideal (referans) çözüm ile olan benzerliğini ölçmek üzerine kuruludur. Bu benzerlik, "gri ilişkisel dereceler" olarak ifade edilir ve karar vericinin hangi alternatifin en yakın çözüm olduğunu sayısal olarak görmesine imkân tanır. GRA, belirsizlik ve karmaşıklık taşıyan sistemlerin analizinde karar vericilere sade, hızlı ve güvenilir bir çözüm yolu sunar [110]. Ayrıca GRA, çok performanslı optimizasyon gerektiren mühendislik süreçlerinde de etkin olarak kullanılmaktadır. Örneğin, Taguchi yönteminin çıktıları üzerinde GRA uygulanarak çoklu kalite kriterleri tek bir karar ölçütüne indirgenebilir [111].

### Adım 1: veri normalizasyonu

İlk aşamada, deney sonuçları 0 ile 1 aralığında normalize edilir. Normalizasyon sırasında dikkat edilmesi gereken temel unsur, istenen yönün belirlenmesidir. GRA yönteminde, performans kriterine bağlı olarak uygun normalizasyon yaklaşımının seçilmesi gerekir. Örneğin, eğer değerlendirilen performans karakteristiğinde düşük değerler tercih ediliyorsa, düşük değerlere sahip örnekler 1'e yakın normalize edilirken, yüksek değerli örnekler 0'a yakın sonuçlar alır [112]. "*Daha büyük-daha iyi*" kriteri esas alındığında, normalizasyon işlemi aşağıdaki formül kullanılarak gerçekleştirilir [113]:

$$x_i(k) = \frac{x_i^0(k) - \min x_i^0(k)}{\max x_i^0(k) - \min x_i^0(k)} \quad (5.1)$$

“Daha düşük daha iyi” yaklaşımı için aşağıdaki formülle ifade edilir.

$$x_i(k) = \frac{\max x_i^0(k) - x_i^0(k)}{\max x_i^0(k) - \min x_i^0(k)} \quad (5.2)$$

“İdeal değer en iyi” yaklaşımı için Eş. 5.3 kullanılır.

$$x_i(k) = \frac{|x_i^0(k) - x^0|}{\max x_i^0(k) - x^0} \quad (5.3)$$

#### Adım 2: gri ilişkisel katsayıların (GRC) hesaplanması

n uzunluğundaki bir seride k, k. konumu temsil etsin. k. noktadaki gri ilişkisel katsayı  $\varepsilon(x_0(k), x_i(k))$ , aşağıdaki formüller kullanılarak hesaplanır:

$$\varepsilon(x_0(k), x_i(k)) = \frac{\Delta_{\min} + \xi \Delta_{\max}}{\Delta_{0i}(k) + \xi \Delta_{\max}} \quad (5.4)$$

$$\Delta_{0i}(k) = |x_0(k) - x_i(k)| \quad (5.5)$$

$$\Delta_{\min} = \min_j \min_k |x_0(k) - x_j(k)| \quad (5.6)$$

$$\Delta_{\max} = \max_j \max_k |x_0(k) - x_j(k)| \quad (5.7)$$

Burada,  $\xi$  ayırt edicilik katsayısını ifade eder ve genellikle 0,5 olarak alınır [114]. Bu katsayı  $\Delta_{0i}$  ve  $\Delta_{\max}$  arasındaki karşıtlığı (kontrastı) ayarlamak için kullanılır.

#### Adım 3: gri ilişkisel derecenin (GRG) hesaplanması

Her bir deneye ait genel performansı temsil eden Gri İlişkisel Derece (GRG), Eş. 5.8 kullanılarak hesaplanır:

$$\gamma(x_0, x_i) = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \varepsilon(x_0(k), x_i(k)) \quad (5.8)$$

Daha yüksek bir GRG değeri, ideal performans profiline daha güçlü bir benzerlik olduğunu gösterir. GRG değeri 1 olan bir durum, ideal performansla tam benzerlik anlamına gelir.

## 6. LİTERATÜR TARAMASI

Bu başlık altında, tez çalışmasının temelini oluşturan tüp şekilli yapılar ve kompozit malzemeler ile metal malzemelerin birleştirilmesi ile ilgili önceki çalışmalar özetlenmiştir.

### 6.1. Tüp Şekilli Kompozit Yapıların Kullanıldığı Çalışmalar

Günümüzde hafiflik, yüksek mekanik dayanım ve korozyon direnci gibi avantajları nedeniyle tüp formundaki kompozit yapılar, özellikle havacılık, otomotiv, savunma ve spor ekipmanları gibi çeşitli mühendislik alanlarında geniş bir kullanım alanı bulmuştur. Bu tür yapılar, eksenel ve çevresel yüklemelere karşı gösterdikleri üstün performans nedeniyle taşıyıcı elemanlar, aktarma milleri ve enerji absorplayici sistemler gibi uygulamalarda tercih edilmektedir [22, 23]. Literatürde, tüp şekilli kompozit yapıların üretimi ve performans analizine yönelik çok sayıda çalışma yer almakta olup, bu çalışmalarda hem termoset hem de termoplastik matrisli kompozit malzemeler kullanılmıştır. Söz konusu malzemelerin üretim teknikleri, mekanik davranışları ve uygulama alanları farklılık gösterdiğinden, bu bölümde yapılmış çalışmalar, kullanılan matris sistemine göre alt başlıklarda ayrı ayrı ele alınacaktır.

#### 6.1.1. Termoplastik kompozit malzemelerin kullanıldığı çalışmalar

Priem, Othman, Rozycki ve Guillon tarafından gerçekleştirilen çalışmada, 2.5D örgü yapısına sahip termoplastik kompozit tüplerin çarpışma enerji sönmleme performansı deneysel olarak araştırılmıştır. Üretimde iki farklı sistem kullanılmıştır: cam elyaf takviyeli polipropilen (GF/PP) ve karbon elyaf takviyeli poliamid (CF/PA). Tüpler, 120 mm çaplı bir mandrel üzerinde 2,5D örgü tekniğiyle şekillendirilmiş ve hava boşluklu vakum torbası içinde fırında konsolide edilmiştir. Konsolidasyon sıcaklığı cam/PP için 210 °C, karbon/PA için ise 260 °C'dir. Elyaf yönelimi, tüp boyu ve çap oranı, darbe açısı ve tetikleme tipi gibi parametrelerin etkisi değerlendirilmiştir. Cam/PP tüplerde gözlenen baskın göçme modları sarmalanma ve ilerlemeli buruşma iken, karbon/PA tüpler fragmentasyon davranışı sergilemiştir. Spesifik enerji absorpsiyon değeri cam/PP tüpler için en fazla 36 kJ/kg ( $\pm 75^\circ$  elyaf yönelimi ile), karbon/PA tüpler içinse 61 kJ/kg olarak rapor edilmiştir. Ayrıca cam/PP tüplerde örgü açısının artması SEA değerini artırırken, karbon/PA tüplerde bu değer

azalmaktadır. Çalışma, 2,5D örgülü termoplastik tüplerin, hem metalik hem de termoset takviyeli eşdeğerleriyle karşılaştırıldığında yüksek enerji absorpsiyon potansiyeline sahip olduğunu ortaya koymaktadır [6].

Matsuo ve diğerleri, rastgele yönlendirilmiş karbon fiber takviyeli termoplastik kompozit tüplerin eksenel basma altında enerji soğurma davranışını hem deneysel hem sayısal olarak incelemişlerdir. Çalışmada kullanılan malzeme, asit modifiye polipropilen (PP) matrisiyle emdirilmiş ve %50 hacim oranında karbon fiber içeren tek yönlü (UD) bantların rastgele yönlendirilmiş ve 35 mm uzunluğunda doğranarak sıcak presleme ile konsolide edildiği bir yapıya sahiptir. Üretim aşamasında, bu rastgele yönlendirilmiş levhalar 220 °C'ye kadar IR ısıtıcıda ısıtıldıktan sonra 130 °C sıcaklıktaki kalıplarda 40 MPa basınçla sıkıştırılarak şekillendirilmiş ve iki yarım kesit titreşim kaynak yöntemiyle birleştirilerek tüp formu elde edilmiştir. Deneysel olarak 400 mm uzunluğundaki tüpler, 50 km/s hızla düşen 897 kg'lık kütle ile çarpma testine tabi tutulmuştur. Malzemenin çekme dayanımı 320 MPa, basma dayanımı 247 MPa ve çekme elastik modülü 33 GPa olarak belirlenmiştir. Elde edilen sonuçlar, tüplerin yüksek özgül enerji soğurma kapasitesine sahip olduğunu ve bu kapasitenin, özellikle eksenel yönde ilerleyen delaminasyon ve yerel burkulma gibi dış düzlem hasar mekanizmalarından kaynaklandığını göstermiştir. Ayrıca, sayısal modelde yer alan ara katmanlara kohezyon elemanları atanarak hasar ilerlemesi başarıyla modellenmiş, deneysel ve sayısal sonuçlar yüksek oranda örtüşmüştür [14].

Bhudolia, Gohel, Kantipudi , Leong ve Gerard çalışmalarında, akrilik bazlı termoplastik reçine Elium® kullanılarak üretilmiş ince dikdörtgen kesitli karbon fiber takviyeli tüp şekilli kompozitlerin düşük hızda darbe ve eğilme altındaki mekanik performansını incelemişlerdir. Tüplerin üretiminde, dört kat 12K 2x2 dimi dokuma karbon kumaş ve %58 fiber hacim oranı kullanılmış, B-RTM yöntemiyle üretim gerçekleştirilmiştir. Üretim sürecinde, oda sıcaklığında enjeksiyon yapılmış ve ardından parçalar 65 °C'de 45–60 dakika süreyle fırınlanarak post-kürlenmiştir. Üretilen tüpler ASTM D7136 standardına uygun olarak darbe testlerine ve üç nokta eğilme testlerine tabi tutulmuştur. Test sonuçları, termoplastik Elium® matrisli tüplerin, karşılaştırmalı olarak kullanılan termoset epoksi tüplere göre %12,5 daha yüksek tepe yükü ve %55'e kadar daha fazla enerji soğurma kapasitesine sahip olduğunu ortaya koymuştur. Eğilme dayanımında da Elium® matrisli tüplerin yaklaşık %10 oranında daha iyi performans sergilediği ve daha fazla plastik deformasyon yeteneği gösterdiği

gözlemlenmiştir. Yük taşıma kapasitesindeki artış, termoplastik matrisin sünek yapısından kaynaklanan yaygın deformasyon alanları ile ilişkilendirilmiştir [12].

Bhudolia, Gohel, Kantipudi , Leong ve Gerard bir diğer çalışmalarında, Elium® 150 termoplastik matris sistemi kullanarak karbon fiber takviyeli tübüler kompozit yapıların üretimini ve mekanik davranışlarını incelemişlerdir. Çalışmada, el yatırması yöntemi ile üretilen tübüler numunelerin sönümleme, darbe dayanımı ve eğilme özellikleri deneysel olarak değerlendirilmiştir. Numuneler, farklı elyaf yönlenmeleri ( $\pm 55^\circ$  ve  $\pm 45^\circ$ ) ile üretilmiş ve ardından oda sıcaklığında UV ile kürlenmiştir. Elde edilen sonuçlar,  $\pm 55^\circ$  oryantasyonlu numunelerin sönümleme kapasitesinin daha yüksek olduğunu,  $\pm 45^\circ$  dizilimin ise darbe dayanımı ve eğilme dayanımında üstünlük sağladığını göstermiştir. Ayrıca çalışma, oda sıcaklığında kürlenebilen reaktif termoplastiklerin havacılık uygulamaları için uygun bir alternatif oluşturabileceğini ortaya koyarak, üretim sürecinin otoklav gerektirmemesi sayesinde maliyet ve zaman avantajı sunduğunu vurgulamaktadır [13].

Hamada, Coppola, Hull, Maekawa ve Sato tarafından yapılan çalışmada, karbon fiber takviyeli epoksi ve termoplastik matrisli PEEK tüplerin eksenel basma altında enerji soğurma davranışları karşılaştırılmıştır. Tüpler,  $0^\circ$ ,  $\pm 30^\circ$  ve  $\pm 45^\circ$  fiber yerleşim açısına sahip olacak şekilde tekyönlü prepregler kullanılarak üretilmiştir. Karbon/epoksi tüpler mandrel sarımı ile hazırlanmış,  $125^\circ\text{C}$  sıcaklıkta ve  $0,71\text{ MPa}$  basınçta otoklavda kürlenmiştir. Karbon/PEEK tüpler ise içten genleşebilen bir mandrel yardımıyla sarılarak harici kalıba yerleştirilmiş ve  $400^\circ\text{C}$  sıcaklıkta konsolide edilmiştir. Bu yöntem, düşük boşluk oranı ve boyutsal tekrarlanabilirlik sağlamıştır. Yapılan eksenel basma testlerinde,  $0^\circ$  yönelimli karbon/PEEK tüplerin  $283\text{ MPa}$  ortalama basma gerilmesiyle  $180\text{ kJ/kg}$  gibi son derece yüksek bir spesifik enerji soğurma kapasitesine sahip olduğu görülmüştür. Bu değer, literatürde o döneme kadar raporlanmış en yüksek değerdir ve yüksek laminalara arası tokluk özelliklerine bağlanmaktadır. Buna karşılık karbon/epoksi tüplerin  $0^\circ$  yönelimli numuneleri, erken çatlamalar nedeniyle düşük yüklerde kırılmıştır. Sonuç olarak, PEEK matrisli termoplastik tüplerin, özellikle enerji sönümleme uygulamaları için yüksek potansiyel sunduğu ortaya konmuştur [115].

Hamada, Ramakrishna ve Satoh, karbon fiber takviyeli PEEK kompozit tüplerin eksenel basma altında enerji soğurma davranışını deneysel olarak incelemişlerdir. Çalışmada tüplerin üretimi, %61 hacim oranında karbon fiber içeren APC-2/AS4 prepreglerinin

değişken çaplı PTFE mandrel üzerine sarılması, ardından dış kalıba yerleştirilip 380 °C’de 2 saat konvansiyonel fırında konsolide edilmesi ve su ile soğutulmasıyla gerçekleştirilmiştir. Tüplerin tüm lifleri boylamasına hizalanmış olup iç çapları 50 mm ve et kalınlıkları yaklaşık 2,65 mm'dir. Numunelere 45°'lik pah açılarak aşamalı kırılma tetiklenmiş ve testler 1 mm/dk hızla uygulanmıştır. Çalışma, kırılma bölgesindeki mikroyapısal süreçleri incelemek için adım-adım kırılma yöntemi kullanarak yürütülmüştür. Sonuçlar, karbon/PEEK tüplerin 180 kJ/kg düzeyinde çok yüksek özgül enerji soğurma kapasitesine sahip olduğunu göstermiştir. Bu yüksek performans, malzemenin yüksek kırılma dayanımına, iç ve dış duvarların ince kırımlar halinde ayrılmasına ve yoğun lif kırılmasına bağlanmaktadır. Dış duvarlarda, iç duvarlara kıyasla daha fazla lif kırılması gözlemlenmiş; bu durumun, daha küçük eğrilik yarıçaplarına ve daha kalın yapılara sahip olmalarıyla ilişkili olduğu düşünülmektedir. Bu çalışma, karbon/PEEK tüplerin belirli bir kırılma düzeniyle çarpışma anında enerjiyi etkili şekilde soğurabileceğini göstermektedir [116].

Hamada, Ramakrishna, Maekawa ve Hull, termoplastik matrisli kompozit tüplerin eksenel ezilme davranışlarını, fiber yönelimi ve katman düzeninin etkilerini deneysel olarak incelemişlerdir. Üretim yöntemi olarak, karbon fiber/PEEK prepregler, çeşitli fiber yerleşim stratejilerine göre sarılarak metal kalıplar etrafına sarılmış, ardından 400°C sıcaklıkta 30 dakika boyunca 1,5 MPa basınç altında otoklav içinde konsolide edilmiştir. Tüplerin iç çapı 25 mm, uzunluğu 100 mm ve cidar kalınlığı yaklaşık 2 mm olacak şekilde tasarlanmıştır. Deneysel çalışmada hem simetrik hem de açılı ( $\pm 15^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ ,  $\pm 60^\circ$ ) fiber yerleşimleriyle hazırlanan tüplerin darbe sonrası eksenel basma dayanımları test edilmiştir. Sonuçlar, fiber yöneliminin kırılma modlarını ve enerji soğurma kapasitesini belirgin şekilde etkilediğini ortaya koymuştur.  $\pm 45^\circ$  yerleşimli tüpler, stabil burkulma davranışı gösterirken;  $\pm 15^\circ$  ve  $\pm 60^\circ$  gibi açılarda kırılmaların lokal ve ani olduğu gözlemlenmiştir. Maksimum basma yükü,  $\pm 45^\circ$  konfigürasyon için 16 kN civarındadır. Çalışma, fiber oryantasyonunun yalnızca mekanik dayanım üzerinde değil, enerji absorpsiyon karakteristikleri üzerinde de kritik rol oynadığını ortaya koymuştur [117].

Huang ve Wang tarafından yürütülen çalışmada, karbon elyaf takviyeli termoplastik kompozit tüplerin çarpma enerjisi sönmleme performansları üzerine odaklanılmış ve yeni bir tetikleme geometrisi olarak taç biçimli yapı önerilmiştir. Tüpler, T700 karbon elyafı ve BMI (QY8911) reçinesi kullanılarak prepreg sarımıyla paslanmaz çelik bir mandrel üzerine sarılmış ve otoklavda kürlenmiştir. Katman dizilimi (+45/-45/90/0/0/90/0)<sub>s</sub> şeklinde

belirlenmiştir. Tüplerin iç çapı 50 mm, dış çapı yaklaşık 53,7 mm ve yüksekliği 100 mm'dir. Üretim parametrelerine ilişkin olarak otoklav kürleme prosedürü detaylandırılmasa da, literatürdeki benzer çalışmalar temel alınmıştır. Çalışmada, tetikleyici geometrisinin enerji sönümleme kapasitesi üzerindeki etkisi araştırılmış; taç biçimli tetikleyici geometrisinin, geleneksel 45° açılı eğimli tetikleyiciye kıyasla %18,4 daha düşük özgül tetikleme gerilmesi ve %21,2 daha yüksek yük verimliliği sunduğu gösterilmiştir. Tüm tüpler gevrek ezilme modunda kırılmış; içten dışa doğru üç katmana ayrılan duvar yapısı, kırılma ve katman ayrılması (delaminasyon) mekanizmalarıyla enerji sönümlenmiştir. Ortalama özgül enerji sönümleme (SEA) değeri, taç biçimli tetikleyici için 62,06 J/g, eğimli tetikleyici için 62,73 J/g, tetikleyicisiz numuneler için ise 66,48 J/g olarak ölçülmüştür. Bu sonuçlar, düşük tetikleme yükü ile birlikte yüksek enerji sönümleme verimliliği sunması sayesinde, taç biçimli tetikleyici geometrisinin özellikle havacılık ve otomotiv sektörlerinde darbe güvenliği uygulamaları açısından uygun bir seçenek olduğunu ortaya koymaktadır [118].

Kanter ve Leijten tarafından geliştirilen çalışmada, petrol ve doğalgaz sektörüne yönelik yenilikçi bir termoplastik kompozit boru sistemi incelenmiştir. Tüpler, sürekli sarım yöntemiyle, aynı termoplastik matrsten (örneğin polipropilen, HDPE, PEEK gibi) oluşan iç astar, takviye katmanları ve dış kaplamadan üretilmiştir. Tüm katmanlar üretim sırasında kaynaklanarak tam bağlanmış bir yapı oluşturulmuş; bu sayede katmanlar arası yüksek ara yüzey dayanımı sağlanmış ve ani gaz boşalması gibi riskler önlenmiştir. Çalışmada kullanılan tüplerin çoğu  $\pm 55^\circ$  açılı cam fiber/PP yapıdadır. Geliştirilen analitik modelde Tsai-Hill, maksimum gerinim, fiber burkulması gibi birçok hasar kriteri dikkate alınarak çekme, basma ve iç/dış basınç yüklemeleri analiz edilmiştir. Üretilen tüpler için uygulanan çekme testlerinde yaklaşık %1 gerinim sonrasında model ile test verileri arasında sapmalar gözlemlenmiş, bunun fiber kayması ve geometrik değişimden kaynaklandığı belirtilmiştir. Kompresyon testlerinde %1,5 gerinim sonrası belirgin sapmalar izlenmiş, fiber burkulması önemli bir hasar modu olarak tespit edilmiştir. İç basınç testlerinde, fiber kırılması asıl hasar modu olarak belirlenmiş ve bu parametreyle test sonuçları arasında güçlü bir korelasyon sağlanmıştır. Elde edilen bulgular doğrultusunda, lif hacim oranı ve boru ovalitesi gibi üretimden kaynaklanan değişkenlerin mekanik dayanım üzerindeki etkileri de kapsamlı biçimde değerlendirilmiştir [119].

Bhudolia ve diğerlerinin geliştirdiği çalışmada, karbon fiber takviyeli Elium® 591 reçinesinden üretilen tübüler kompozit yapılar, çevresel sıcaklıkların mekanik performansa

etkisini incelemek amacıyla değerlendirilmiştir. Tüpler, AFP yöntemiyle sarıldıktan sonra oda sıcaklığında oda havasında kürlenmiştir. Sonrasında 80 °C, -20 °C ve 0 °C koşullarında termal yaşlandırmaya maruz bırakılmıştır. Deney örnekleri üzerinde eksenel çekme ve üç nokta eğilme testleri uygulanmıştır. Üretim sürecinde özel bir konsolidasyon aşaması bulunmamakla birlikte, ortam sıcaklığı ve işlem sonrası koşullandırma belirleyici faktör olmuştur. Bulgular, -20 °C'deki yaşlandırmanın eğilme dayanımını %30'a kadar artırdığını; ancak 80 °C'deki yaşlandırmanın hem çekme hem eğilme özelliklerini azalttığını göstermiştir. Ayrıca mikro yapı analizleri, düşük sıcaklık yaşlandırmasının matris-elyaf arayüzeyinde daha güçlü bir bağ oluşumunu desteklediğini ortaya koymuştur. Çalışma, termoplastik matrisli tübüler yapılar için çevresel dayanımın kritik rolünü vurgulamaktadır [120].

Bhudolia, Gohel, Vasudevan, Leong ve Gerard çalışmalarında, ince tabakalı karbon fiber takviyeli Elium® termoplastik matrisli tübüler kompozit yapıların eğilme davranışlarını incelemiştir. Üretim yöntemi olarak, ince tabakalı kumaşların yerleştirildiği ve Elium® reçinesinin sıvı halde enjekte edildiği B-RTM prosesi tercih edilmiştir. TPC/EL (İnce Katman Karbon/Elium®) tüplerin üretiminde 1,4 mm kalınlıkta ve %54 hacimsel fiber oranına sahip yapı elde edilmiş; enjeksiyon işlemi oda sıcaklığında gerçekleştirilmiş, ardından 65 °C'de 1 saat kürlenmiştir. Epoksi bazlı karşılaştırmalı numuneler ise 50 °C'de enjeksiyon, 100 °C'de 10 dakikalık kür ve oda sıcaklığında soğutma ile üretilmiştir. Üç nokta eğilme testleri sırasında destek açıklığı ve yükleme geometrisi optimize edilerek eğilme davranışı değerlendirilmiştir. Sonuçlar, TPC/EL tüplerin epoksi bazlı tüplere göre %10,4 daha yüksek maksimum eğilme dayanımı (522,4 MPa) sergilediğini göstermiştir. Ayrıca termoplastik tüplerin daha yüksek deformasyon yeteneğine sahip olduğu, bu durumun Elium® matrisin plastisite özelliğinden kaynaklandığı belirtilmiştir. Mikroskobik analizlerde, termoplastik matrisli tüplerde lif-matris arayüzey çatlakları ve lif ayrılması gibi yayılmacı hasar modları gözlenmiş, buna karşılık epoksi tüplerde daha kırılğan ve ani hasar modları saptanmıştır. Bu yönüyle çalışma, termoplastik reçinelerin tübüler yapılarda mekanik performans ve hasar toleransı açısından avantaj sağladığını göstermektedir [121].

Butenegro ve diğerleri, PA11 ve PA12 poliamid matrislerine karbon fiber takviyeli epoksi (CFRP) kompozit atık çubukları eklenerek geri dönüştürülmüş termoplastik kompozitler geliştirmiş ve karakterize etmişlerdir. Üretim yöntemi olarak sıcak presleme uygulanmış; matrisler, önceden sıcak preslenmiş poliamid levhalar olarak hazırlanmış ve üzerine 40 mm

uzunluğundaki geri dönüştürülmüş CFRP çubukları homojen şekilde yerleştirilerek ikinci bir sıcak presleme gerçekleştirilmiştir. Konsolidasyon parametreleri PA11 için 188,5 °C ve PA12 için 178,05 °C eritme sıcaklığı temel alınarak gerçekleştirilmiş, presleme döngüsü sıcaklık ve basınç kontrollü olarak yürütülmüştür. Mikro-BT ( $\mu$ CT) analizleri, çubukların malzeme boyunca homojen şekilde dağıldığını göstermiştir. Teorik (karışım kuralı) ve  $\mu$ CT temelli ölçümlerle %24,8–25,4 aralığında fiber hacim fraksiyonu elde edilmiştir. Mekanik testlerde, PA11 ve PA12 matrisli kompozitlerin nihai çekme dayanımları sırasıyla 106,1 MPa ve 109,9 MPa, elastik modülleri ise 21,4 GPa ve 23,2 GPa olarak bulunmuştur. Yorulma testlerinde ise her iki kompozit düşük çevrim sayılarında dahi ani kırılmalar göstermiştir; bu durum düşük ıslanabilirlik (yaklaşık 145° temas açısı) ve takviye-matris arayüzündeki boşluklara bağlanmıştır. Dinamik mekanik analiz (DMA) sonuçlarına göre, PA11 kompozitlerinde  $T_g$  5,3–5,8 °C, PA12 kompozitlerinde ise 3,1–4,8 °C artış göstermiştir. Sonuçlar, termoplastik matrisle, önceki termoset matrisin uzaklaştırılmasına gerek kalmadan yapılan geri dönüştürülmüş takviyeli kompozitlerin mekanik olarak yeterli performans sergileyebileceğini ve çevresel sürdürülebilirliğe katkı sağlayabileceğini göstermektedir [122].

Volk, Wong, Arreguin ve Ermanni tarafından yürütülen çalışmada, Ø5 ila Ø40 mm arasında değişen çaplara sahip büyük kesitli katı çubukların üretimi amacıyla, cam elyaf takviyeli amorf PET (GF/PET) esaslı ön karıştırılmış ipliklerden termoplastik kompozit çubuklar çekme yöntemiyle imal edilmiştir. Üretim, geleneksel sürekli çekme yöntemi yerine, şeffaf kalıplar kullanılarak geliştirilen yenilikçi ve partili bir çekme sistemiyle gerçekleştirilmiş; bu yöntem, sürecin optik olarak izlenmesini ve düşük maliyetli üretimi mümkün kılmıştır. Isıl yönetim, sonlu elemanlar yöntemine (FEM) dayalı çok fiziksel modelleme ile optimize edilmiştir. Üretim parametreleri, 260 °C kalıp sıcaklığı, 30 °C soğutma kalıbı sıcaklığı ve 150–240 °C aralığındaki ön ısıtma sıcaklıkları ile 25–200 mm/dk arasında değişen çekme hızlarında belirlenmiştir. Çubukların iç sıcaklık dağılımı, ısı iletimi ve reçine akışı detaylı olarak simüle edilerek doğrulanmış ve deneysel üretim sonuçlarıyla uyumlu olduğu gösterilmiştir. Ø40 mm çapındaki çubuklarda ölçülen boşluk oranı %2'nin altında kalmış; mikroyapı analizlerinde ise reçinenin iyi nüfuz ettiği ve elyafların düzenli yönlendiği belirlenmiştir. Elde edilen bulgular, uygun kalıp tasarımı ve proses kontrolü ile büyük kesitli termoplastik çubukların yüksek kaliteyle çekme yöntemiyle üretilebileceğini ortaya koymaktadır [123].

Singh ve çalışma arkadaşları, örgü açısının mekanik performans üzerindeki etkisini incelemek amacıyla, E-cam elyafı takviyeli Poliamid 6 (E-glass/PA6) esaslı ön karıştırılmış ipliklerden üretilmiş tüp formundaki termoplastik kompozit kirişler üzerinde üç noktalı eğme testleri gerçekleştirmiştir. Üretimde, 25 mm çaplı kalıplar üzerinde 30°, 45° ve 60° örgü açılarıyla hazırlanan üç katmanlı ön şekillendirilmiş örgü yapılar kullanılmış; bu yapılar hızlı değişken sıcaklıklı kalıplama (RVM) yöntemiyle birleştirilmiştir. Birleştirme işlemi, 240 °C sıcaklık ve 20 bar basınç altında 15 dakika boyunca sürdürülmüş; ön ısıtma 150 °C’de, soğutma ise 50 °C’ye kadar gerçekleştirilmiştir. Test sonuçları, örgü açısı arttıkça rijitlik ve maksimum taşıma kapasitesinin yükseldiğini göstermiştir. Özellikle 60° örgü açısına sahip numuneler, 30° ve 45° açıdaki numunelere kıyasla sırasıyla %36 ve %14 daha yüksek rijitlik sergilemiştir. Lokal ezilme deformasyon oranları ise 30°, 45° ve 60° için sırasıyla %63, %45 ve %19 olarak ölçülmüş; düşük açılı yapılarda toplam deformasyonun büyük kısmının yerel ezilmeye bağlı olduğu belirlenmiştir. Dijital görüntü eşleştirme verileri bu bulguları desteklemiş ve düşük açılı numunelerin alt bölgelerinde daha sınırlı çekme deformasyonu gözlemlenmiştir. Çalışma, örgü açısının yalnızca mekanik dayanım değil, aynı zamanda şekil değiştirme davranışları üzerinde de belirleyici bir rol oynadığını ortaya koymaktadır [124].

Guo ve çalışma arkadaşları, sürekli cam elyaf takviyeli polipropilen (GFRTTP) matrisli, çok kademeli petek çekirdek yapısına sahip silindirik sandviç tüplerin üretimini gerçekleştirmiş ve bu yapıların aksenal basma altındaki mekanik davranışlarını deneysel olarak incelemiştir. Tüplerin dış ve iç yüzeyleri elyaf sarma yöntemiyle oluşturulmuş, ardından otoklav ortamında şekillendirme işlemi uygulanmıştır. Tüplerin orta katmanındaki hiyerarşik petek çekirdek yapı ise, birbirine geçmeli (kilitlemeli) montaj yöntemiyle tasarlanmıştır. Konsolidasyon sıcaklığı, basıncı ve süre gibi detaylı parametreler makalede yer almamakla birlikte, otoklavda uygulanan basınçlı ve ısı kontrollü form verme süreci tarif edilmiştir. İki farklı yüzey yerleşim dizilimi kullanılmıştır: (0°)<sub>4</sub> ve (90°/0°/90°/0°). Üretilen tüplerin aksenal basma dayanımları karşılaştırıldığında, ortogonal yönelime sahip yapı (OHTCHCSS) 68.08 kN ile daha yüksek taşıma kapasitesi göstermiş, SEA (özellik enerji sönümlenme) değeri ise 8.81 J/g olarak ölçülmüştür. Tek yönlü yerleşimli tüpün (UHTCHCSS) dayanımı 30,14 kN ve SEA değeri 4.07 J/g olarak bulunmuştur. Her iki yapı da çıplak çekirdek yapıya göre (3,80 kN, SEA = 1,21 J/g) belirgin üstünlük göstermiştir. Ayrıca, deneysel gözlemler lokal burkulma ve yüzey ezilmesi gibi baskın hasar modlarını ortaya koymuştur. Bu çalışma, termoplastik kompozit sandviç silindirik yapıların hem enerji

absorpsiyon hem de taşıma verimliliği açısından termoset esaslı yapılara göre daha üstün performans gösterebildiğini ortaya koymaktadır [125].

Naito ve Oguma çalışmalarında, karbon ve cam elyaflarının hibritlenmesiyle elde edilen, termoplastik epoksi matrise sahip yeni nesil kompozit çubukların üretimini ve mekanik performansını değerlendirmişlerdir. Üretilen çubuklar, merkezde yönlendirilmiş PAN-tabanlı T700SC karbon fiber demetlerinin, örgü yapısındaki E-cinsi cam fiberle çevrenmesiyle elde edilmiş olup, çekirdek-kılıf yapısında tasarlanmıştır. Termoplastik epoksi reçinesi, metil etil keton çözeltisi ile elyaf sistemine emdirilmiş ve 150 °C’de kurutularak kürlene yapılmıştır. Üç farklı karbon/cam oranına sahip hibrit çubuk (24K1P, 24K2P, 24K3P) üretilmiş ve her biri için hacim fraksiyonları ile mekanik özellikler detaylı şekilde incelenmiştir. Çekme testleri sonucunda, çubukların elastisite modülleri sırasıyla 65, 87 ve 91 GPa; çekme dayanımları ise 1,42, 1,80 ve 1,84 GPa olarak raporlanmıştır. Ayrıca, karbon fiber hacim fraksiyonundaki artışın, mekanik özelliklerde anlamlı iyileşmelere yol açtığı gözlemlenmiştir. Weibull modülü ile yapılan istatistiksel analizler, dayanım dağılımının karbon fiber içeriği ile daha dar bir aralığa sıkıştığını göstermiştir. Çalışma sonucunda, bu tip termoplastik hibrit çubukların özellikle yüksek dayanım gereksinimi olan yapılarda potansiyel kullanım alanlarına sahip olduğu vurgulanmıştır [126].

Derisi, Hoa, Xu, Hojjati ve Fewes, karbon elyaf takviyeli PEKK termoplastik matrisli kompozit tüplerin bükme yükü altındaki mekanik davranışını, helikopter iniş takımı uygulamalarına yönelik olarak incelemişlerdir. Tüpler, fiber yerleştirme yöntemiyle  $((90_{10}/0_{10})_3/\pm 45_{25})$  diziliminde 110 katmanlı olarak üretilmiş ve 600 °C civarında kısa süreli ısıtma ile konsolide edilmiştir. Üretilen tüplerin iç ve dış çapları sırasıyla 56 mm ve 78 mm, toplam duvar kalınlığı ise 10,8 mm’dir. Üç noktalı eğme testleri kapsamında eksenel ve çevresel gerinmeler ölçülmüş; deneysel veriler ANSYS ile yapılan sonlu eleman analizleriyle desteklenmiştir. Çalışma, yükleme noktası altındaki yüksek ara katman normal gerilmelerinin tabakalar arasında delaminasyona neden olduğunu, ayrıca 90° yönelime sahip iç katmanların ovalleşmeye karşı yeterli direnci sağlayamadığında içe doğru burkulma ve ani yük düşüşü yaşandığını göstermiştir. Sonuçlar, enerji soğurma kapasitesinin, yüksek gerinim sınırına sahip katmanların stratejik yerleşimine bağlı olduğunu ve bu bağlamda çevresel yöndeki rijitliğin artırılmasının önemli olduğunu ortaya koymuştur [127].

Doan ve Mertiny çalışmalarında, cam elyaf takviyeli yüksek yoğunluklu polietilen (GFR-HDPE) matrisli tüp şekilli kompozitlerin sünme davranışını deneysel olarak incelemişlerdir. Numuneler, ticari bir filament sarma sistemi kullanılarak üretilmiş ve boyutsal ölçümler, kırılma testleri ve mikro yapı analizleri ile kalite kontrolü sağlanmıştır. Tüp üretimi sırasında GFR-HDPE bantlar sarılarak silindirik form elde edilmiştir. Sünme testleri, yalnızca çevresel yöndeki çekme (10 MPa) ve yalnızca eksenel yöndeki basma (5 MPa) yükleri altında gerçekleştirilmiş; deformasyon takibi, gerinim ölçerler ve dijital görüntü eşleştirme yöntemi kullanılarak yapılmıştır. Elde edilen deneysel veriler, Findley kuvvet yasası ve Burgers sünme modeli ile sayısal olarak modellenmiştir. Bulgular, GFR-HDPE kompozitlerin düşük yükler altında dahi belirgin sünme davranışı sergilediğini göstermektedir. Ayrıca üretim partileri arasında farklılıklar gözlenmiş, bu durumun işlem sıcaklığı gibi üretim parametrelerinden kaynaklandığı belirtilmiştir. Çalışma, hem eksenel hem de çevresel yükleme altındaki sünme özelliklerine dair önemli bilgiler sunarak, bu tür termoplastik kompozitlerin uzun süreli yapısal uygulamalardaki potansiyelini ortaya koymuştur [128].

Gabrion, Placet, Trivaudey ve Boubakar çalışmalarında, yüksek sıcaklık dayanımına sahip termoplastik poliamid (TPI) matrisli ve T700S karbon elyaf takviyeli kompozit tüplerin termo-mekanik davranışını deneysel olarak incelemişlerdir. Kompozit plakalar, 400 °C’de 6 bar altında 1 saat süreyle sıcak pres yöntemiyle üretilirken; tübüler yapılar, yaklaşık 450 °C alev sıcaklığına sahip gaz torç sistemi ve ısıtılmış başlıklı termoplastik filament sarım yöntemiyle imal edilmiştir. İki farklı tüp örneği (6 ve 18 katlı) 1,55 mm ve 4.6 mm kalınlıklarda üretilmiştir. Çekme testlerinde, elyaf yönündeki mukavemet 23 °C’de 1890 MPa ve 200 °C’de yaklaşık 1730 MPa olarak raporlanmıştır. Ayrıca, 2 milyon çevrimde %65 dayanımı koruyan (1390 MPa) yüksek yorulma performansı gösterilmiştir. Ancak, laminalar arası kayma dayanımı 23 °C’de 28 MPa iken, 200 °C’de 11,2 MPa’a düşmüştür. Cam geçiş sıcaklığı 250–255 °C, termal bozunma ise inert ortamda 500 °C üzerinde başlamaktadır. Sonuçlar, TPI matrisli termoplastik tüplerin yüksek sıcaklık altında yapısal bütünlüğünü büyük oranda koruyabildiğini ve metalik sistemlere alternatif olabileceğini ortaya koymuştur [129].

Böhm ve diğerleri çalışmalarında, rastgele yönlendirilmiş cam elyaf takviyeli PA6 matrisli kompozit tüpleri, dinamik eksenel ezilme yüklemesi altında deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Tüpler, PA6 film ve rastgele yönlü cam elyaf kesitlerinden oluşan hibrit

matların üst üste konulup iğneleme sonrası çift bantlı hat üzerinde eritilerek konsolide edilmesiyle üretilmiştir. Fiber hacim oranı %45'tir. Üretilen tüplerin eksenel çarpma altında enerji soğurma performansı; tüp şekli (yarım ve tam dairesel), et kalınlığı, tetik açıları ve uzunluk gibi parametreler dikkate alınarak değerlendirilmiştir. Tüm konfigürasyonlarda, ezilme süreci boyunca kararlı biçimde ilerleyen ve baskın olan lamina ayrılması ve bükülmesine dayalı kırılma mekanizması (splaying modu) gözlemlenmiştir. Ezilme testleri, 5–8 m/s hız aralığında çalışan düşey darbe düzeneği ile gerçekleştirilmiş; iç ve dış yüzeylere uygulanan çapraz pah tasarımlarının, kuvvet-tepe değerleri üzerindeki etkileri değerlendirilmiştir. En yüksek enerji sönümleme kapasitesi, ince cidarlı (%12–19 daha düşük tepe kuvveti) ve düşük açılı tetikleyici yapı kullanılan örneklerde elde edilmiştir. Sayısal modellemelerde, her bir kompozit katmanı temsil eden yüksek doğruluklu üç boyutlu katı modelleme yaklaşımı kullanılmış; katmanlar arası ara yüz etkileşimleri, yapışma elemanları ile temsil edilmiştir. Modellemede LS-DYNA yazılımı kullanılmış olup, elde edilen sonuçların deneysel bulgularla yüksek düzeyde uyum gösterdiği belirlenmiştir [130].

Boria, Scattina ve Belingardi, hem takviye hem de matrisin tamamen termoplastik malzemelerden oluştuğu yeni bir kompozit tüp malzemesinin mekanik özelliklerini ve çarpma enerjisi sönümleme kapasitesini deneysel olarak incelemişlerdir. PURE teknolojisiyle üretilen PP bazlı bu malzeme, önce 53 katmanlı olarak 6.9 mm kalınlığında levha haline getirilmiş, ardından su jeti ile kesilerek mekanik test numuneleri hazırlanmıştır. Dairesel kesitli ince cidarlı tüplerin üretimi ise Von Roll firması tarafından gerçekleştirilmiştir. Konsolidasyon işlemi sırasında uygulanan sıcaklık aralığı 130–180 °C arasında olup, bu değer PURE malzemenin mühendislik özelliklerini koruyarak şekillendirilmesini mümkün kılmaktadır. Mekanik karakterizasyon kapsamında ASTM standartlarına uygun olarak çekme, basma, üç nokta eğme ve makaslama testleri gerçekleştirilmiştir. Çekme dayanımı 217,8 MPa, elastik modülü 3,4 GPa ve uzama oranı %5,9 olarak ölçülürken, basma dayanımı 17,5 MPa, eğilme dayanımı 76.4 MPa ve makaslama dayanımı 21,6 MPa bulunmuştur. Enerji sönümleme analizinde 50, 80 ve 100 mm iç çapa ve 2, 3, 4 mm cidar kalınlığına sahip tüpler kullanılmış; hem statik hem de dinamik eksenel ezilme testleri gerçekleştirilmiştir. En yüksek özgül enerji sönümleme değeri (SEA) statik testlerde 22,46 kJ/kg, dinamik testlerde ise 21,72 kJ/kg olarak elde edilmiştir. Ayrıca, cidar kalınlığının iç çapa oranı ( $t/D_i$ ) 0,04–0,06 aralığında olduğunda daha kararlı ve yüksek sönümleme performansı gözlemlenmiştir. Termoset esaslı tüplere kıyasla SEA değeri yaklaşık 3-4 kat daha düşük olsa da, bu tamamen termoplastik yapı geri

dönüştürülebilirlik ve üretim hızı açısından hafif yapılar için avantajlı bir alternatif sunmaktadır [131].

Böhm ve diğerleri çalışmalarında, cam elyaf takviyeli polipropilen (GF/PP) hibrit ipliklerden üretilmiş tüp şeklindeki termoplastik kompozitlerin aksel ezilme davranışını hem deneysel hem sayısal olarak incelemişlerdir. Üretim yöntemi olarak, altı kat 2/2 dimi dokuma GF/PP kumaş katmanları bir çekirdek üzerine sarılmış, ardından vakum torbasına alınıp çelik kalıp içinde otoklavda 0,6 MPa basınç ve 200 °C sıcaklıkta konsolide edilmiştir. Numunelerin uçlarına 45°'lik eğimle tetik mekanizması uygulanmıştır. Tüplerin dış çapı 114,5 mm, kalınlığı 3,3 mm ve uzunluğu 250 mm'dir. Deneylerde, bir numune düşük hızda (5 mm/dk) test edilmiş, ardından üç numune yaklaşık 10 m/s darbe hızıyla yüksek hızlı testlere tabi tutulmuştur. Deneysel sonuçlar, GF/PP tüplerin ezilme sırasında stabil ve ilerleyici bir kırılma davranışı sergilediğini; başlangıçta delaminasyon, ardından aksel çatlak ve petal oluşumu ile enerji sönümlendiğini göstermiştir. Quasi-static testte maksimum kuvvet 70,7 kN, toplam enerji absorpsiyonu 8,6 kJ iken, yüksek hızlı testlerde ortalama kuvvet 89,6 kN ve özgül enerji absorpsiyonu 39,1 kJ/kg olarak ölçülmüştür. Sayısal modellemelerde ABAQUS/Explicit ve kullanıcı tanımlı malzeme modeli kullanılarak tetik mekanizması ve delaminasyonlar başarıyla simüle edilmiştir. Sonuçlar, PP matriksin düşük mekanik özellikleri nedeniyle enerji absorpsiyonunun sınırlı kaldığını, daha yüksek performans için farklı termoplastik reçinelerin tercih edilebileceğini ortaya koymuştur [132].

Memon ve Nakai, çalışmalarında jüt eğrilmiş iplikleri ile Polilaktik Asit (PLA) matrisli, örgü yapıda tüp formundaki kompozit yapıların üretimini gerçekleştirmiş ve bu yapıların mekanik performansını değerlendirmiştir. Üretimde, PLA elyafları ile jüt liflerinin önceden karıştırıldığı ara malzeme kullanılmış; bu malzeme, örgü makinesiyle 30–38° aralığında değişen açılarla tüp biçiminde örülmüştür. Çekme yöntemiyle üretim (pultrüzyon) işlemi, dört bölge ısıtmalı bir kalıptan 18 mm/dk hızla gerçekleştirilmiştir. Kalıp boyunca konsolidasyon sıcaklığı 165–195 °C aralığında değişmekte olup, en yüksek mekanik performans 205 °C'de elde edilmiştir. Bu sıcaklıkta üretilen örneklerde dört nokta eğme testine göre elastik modül 9,64 GPa, eğilme mukavemeti ise 29,96 MPa olarak ölçülmüştür. Ayrıca, takviye oranı (% dolguluk) artırıldığında makro boşlukların azaldığı ve reçine yayılımının iyileştiği gözlemlenmiş; %120 doluluk oranında 10,4 GPa elastik modül ve 31,83 MPa eğilme mukavemeti elde edilmiştir. Bu çalışma, düşük maliyetli biyokompozit tüplerin üretiminde çekme yöntemiyle üretimin etkinliğini ortaya koymaktadır [133].

Sakaguchi, Nakai, Hamada ve Takeda çalışmalarında, uzun elyaf takviyeli termoplastik kompozitlerin üretiminde yaşanan yüksek viskozite kaynaklı emprenye zorluklarını aşmak amacıyla “mikro-örme iplik” tabanlı yeni bir üretim yaklaşımı geliştirmişlerdir. Çalışmada, cam elyaf/PA6 matrisli tek yönlü kompozit tüpler, mikro-örme ipliklerin sıkıştırılmalı kalıplama yöntemiyle şekillendirilmesiyle üretilmiştir. Dört farklı örme yapısına sahip iplik kullanılmış ve 250 °C kalıp sıcaklığında farklı sürelerde basınç uygulanmıştır. Emprenye kalitesi, boşluk içeriği ölçümleri ile değerlendirilmiş; daha kısa elyaf-matris mesafesine sahip mikro-örme ipliklerin daha düşük boşluk oranı ve daha kısa sürelerde tam emprenye sağladığı görülmüştür. Elde edilen sonuçlara göre, 5 dakikalık tutma süresiyle %45 cam elyaf içeren M5 tipi yapı, en düşük boşluk oranına (%1,5 civarında) ve en yüksek eğilme dayanımına ulaşmıştır. Eksenel ve enine eğilme testleri sonucunda eksenel dayanımın boşluk oranıyla güçlü korelasyon gösterdiği, ancak enine dayanımın fiber demeti dağılma düzeyinden daha fazla etkilendiği belirlenmiştir. Araştırma, kısa emprenye mesafesi sağlayan mikro-örme iplik yapılarının yüksek kaliteli termoplastik kompozit üretimi için uygun bir seçenek sunduğunu göstermektedir [134].

Laberge-Lebel ve Van Hoa tarafından yürütülen çalışmada, karbon/PA12 (poliamid 12) içeren önceden karıştırılmış ipliklerden üretilmiş örgü takviyeli termoplastik kompozitlerin üretim süreçleri ve mekanik özellikleri incelenmiştir. Çalışmada, karbon ve naylon liflerden oluşan önceden karıştırılmış iplikler örgüleme tekniği ile tübüler yapı formunda ön şekillendirilmiş, ardından sıkıştırma kalıplama yöntemiyle konsolide edilmiştir. Konsolidasyon parametreleri  $220 \pm 5$  °C sıcaklık, 1 MPa basınç ve 10 dakika süre olarak belirlenmiş, soğutma işlemi kalıptan çıkarma sıcaklığına (30–40 °C) kadar sürdürülmüştür. Üretim sonucunda farklı örgü açıları (30°–78°) elde edilen laminaların çekme ve eğilme testleri yapılmış; maksimum çekme dayanımı 35° yönelimi ile 213,9 MPa, minimumu ise yaklaşık 72° yönelimi ile 51,0 MPa olarak kaydedilmiştir. Eğilme dayanımı açısından en yüksek değer, 30S72 konfigürasyonunda 4446 MPa olarak elde edilmiştir. Mikroskopik analizlerde ise tüm laminalarda gözeneksizlik oranı %1’in altında bulunmuş, dolayısıyla yüksek konsolidasyon kalitesi doğrulanmıştır. Bu çalışma, örgüleme tekniğiyle üretilen önceden karıştırılmış termoplastik kompozitlerin hem üretim verimliliği hem de mekanik performansı açısından yüksek potansiyele sahip olduğunu ortaya koymaktadır [135].

Niez ve çalışma arkadaşları, otomotiv sektöründe darbe enerjisinin sönmelenme performansını iyileştirmek amacıyla, cam elyaf takviyeli akrilik esaslı termoplastik

kompozitlerden üretilmiş tüp yapıların enerji emilim kapasitesini hem deneysel hem de sayısal yöntemlerle incelemiştir. Tüpler, esnek membran kullanılarak RTM yöntemiyle üretilmiştir. Kullanılan kompozit malzeme,  $\pm 45^\circ$  yönde dokunmuş, kırışmasız cam elyaf takviyesi ile güçlendirilmiş termoplastik akrilik matris sisteminden oluşmaktadır. Mekanik karakterizasyon kapsamında EN ISO 527-4 ve EN ISO 14126 standartlarına uygun olarak çekme ve basma testleri gerçekleştirilmiş; elde edilen sonuçlarda  $+45^\circ$  yönünde sözde plastik (yalancı plastik) davranış gözlemlenmiştir. Çekme dayanımı 160 MPa, basma dayanımı 112 MPa olarak elde edilmiştir. Kare ve dairesel kesitli tüpler üzerinde gerçekleştirilen düşük ve yüksek hızdaki eksenel ezilme testlerinde, dairesel kesitli tüplerin spesifik enerji sönümleme kapasitesinin daha yüksek olduğu ve yük-tepki eğrilerinin daha kararlı bir seyir izlediği görülmüştür. Ayrıca, konik tetikleyici kullanımı ile başlangıç yük zirvesinin azaltılabildiği ve enerji sönümleme performansının artırılabilirdiği deneysel olarak gösterilmiştir. Sayısal simülasyonlar ABAQUS yazılımında gerçekleştirilmiş, deneysel bulgularla uyumlu olarak daha karmaşık kesit geometrilerinin SEA değerlerini artırabileceği ancak üretim zorlukları ve başlangıç yük piklerinin devam ettiği belirtilmiştir. Bu çalışma, termoplastik kompozit tüplerin darbe sönümleyici uygulamalardaki potansiyelini göstermektedir [136].

Maron ve diğerleri, karbon fiber takviyeli termoplastik kompozit tüplerin şekillendirilmesine yönelik deneysel ve sayısal yaklaşımları incelemiştir. Tüplerin üretimi, ön konsolide edilmiş PA6 matrisli tek yönlü karbon fiber bantların  $45^\circ$  açıyla örülmesi ve ardından pultrüzyon yöntemiyle üç katmanlı, yaklaşık 0,75 mm kalınlığında tüplerin üretilmesiyle gerçekleştirilmiştir. Çalışmada, bu tüplerin flanşlı bileşenlere şekillendirilme potansiyeli incelenmiş ve şekillendirme sırasında oluşan kırışıklıklar, elyaf kaymaları ve deformasyon davranışları deneysel olarak ve Abaqus/Explicit yazılımı kullanılarak simüle edilmiştir. Form verme sıcaklığı 230–240 °C aralığında tutulmuş ve şekillendirme işlemleri, IR radyatörlerle lokal ısıtılmış metal konik aparatlarla gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, ısı süreçlerinde meydana gelen makro düzeydeki deformasyonlar, sapma-uzama testi (BET) ve bükme deneyleri ile karakterize edilmiş; elde edilen sıcaklığa bağlı makaslama verileri, sayısal modele aktarılmıştır. Sonuçlar, deneysel ve sayısal yaklaşımların özellikle maksimum çap genişlemesi ve kırışıklık oluşumu açısından benzer çıktılar verdiğini, ancak sınır bölgelerdeki makaslama açısı tahminlerinde bazı sapmalar olduğunu göstermektedir. Bu sapmalar, kullanılan sayısal modelin (FABRIC) elyaf iplik kesişim noktalarını sabit kabul etmesinden kaynaklanmaktadır. Çalışma, termoplastik

tüplerin endüstriyel şekillendirme süreçlerine uygunluğunu ve sayısal modellemenin süreç tasarımındaki etkinliğini ortaya koymaktadır [137].

Kim, Jeong, Böhm, Richter ve Modler çalışmalarında, cam elyaf mat takviyeli PA6 matrisli tüplerin eksenel yöndeki statik ve dinamik ezilme davranışlarını deneysel olarak araştırmışlardır. Tüpler, yaklaşık %45 hacim oranına sahip PA6/cam elyaf çok katmanlı hibrit (MLH) laminalar kullanılarak üretilmiş, iki yarım silindirin termoform edilip ısı ile birleştirilmesiyle imal edilmiştir. Konsolidasyon işlemi, PA6 film ve cam elyaf matların katmanlı dizilimi ve ısıtılarak preslenmesiyle gerçekleştirilmiştir. Üretilen tüplerin duvar kalınlığı yaklaşık 2,3 mm'dir. Termoform sonrası kenar flanşlar, PA6 film takviyesiyle birleştirilmiş ve ILSS (laminalar arası kayma dayanımı) testleriyle birleştirmenin başarısı doğrulanmıştır. Ezilme testleri, 0,001 m/s ile 10 m/s arasında değişen hızlarda, hem yüksek hızlı hidrolik test cihazı hem de düşme kule testi ile uygulanmıştır. Testlerde, düşük hızlarda orta bölgeden göçme modları gözlenirken, yüksek hızlarda açılma ve lamina kırılması gibi ilerleyici hasar modları baskın olmuştur. Çekme ve basma dayanımları sırasıyla 250 MPa ve 174 MPa olarak ölçülmüştür. Enerji soğurma kapasitesi, düşük hızda 42 J/g iken, yüksek hızda 52 J/g'ye kadar artmış; ortalama ezilme yükü de 38 kN'den 46,8 kN'ye yükselmiştir. Ayrıca, ezilme hızının 1 m/s'yi aşması durumunda, enerji soğurma performansında belirgin bir değişiklik gözlenmemiştir. Bu durum, lamina kırıklarının eğilme yarıçapı ve mikroyapısal parçalanmalarla ilişkilendirilmiştir [138].

Liu, Yan, X. Peng, F. Peng ve Wang çalışmalarında, dokuma cam elyaf takviyeli termoplastik kompozit tüplerin çarpışma dayanımı özelliklerini incelemişlerdir. Tüpler, cam elyaf/PP (polipropilen) prepreg tabakalarının pultrüzyon yöntemiyle şekillendirilmesi ve ardından ultrasonik kaynak ile birleştirilmesiyle üretilmiştir. Prepregler, 0/90°, 15/75°, 30/60° ve 45/45° gibi farklı elyaf yerleşim açılarına sahip olacak şekilde hazırlanmış, daha sonra tüpler 40 mm ve 80 mm uzunluklarında imal edilmiştir. Konsolidasyon sırasında 453 K sıcaklık, 0,4 MPa ilk baskı, ardından 0,7 MPa sıkıştırma basıncı ve 298 K soğutma sıcaklığı uygulanmıştır. Dört farklı sıcaklıkta (298, 358, 398 ve 453 K) gerçekleştirilen eksenel yöndeki yarı statik basma testleri sonucunda; katlanma, saçılma ve kaynak bölgesi çatlaması olmak üzere üç tip kırılma davranışı tespit edilmiştir. Test sonuçlarına göre, en yüksek tepe yükleri ve özgül enerji absorpsiyonu 0/90° elyaf yönelimli kısa tüplerde ve 298 K sıcaklıkta elde edilmiştir. Test sıcaklığı yükseldikçe malzeme yumuşayarak taşıma

kapasitesini yitirmiştir. Fiber yönelimi, sıcaklık ve boy/çap oranı, kırılma modları ve çarpışma dayanımı parametreleri üzerinde belirleyici olmuştur [139].

Striewe, Reuter, Sauerland ve Tröster çalışmalarında, kumaş takviyeli termoplastik kompozitlerin çarpışma performansını termoform yöntemiyle şekillendirilmiş yapılar üzerinde incelemeler gerçekleştirmişlerdir. Malzeme olarak, çift yönlü dokuma cam elyafı ve poliamid 6 (PA6) matrisli organik levhalar kullanılmıştır. Üretilen 0,5 mm kalınlığındaki katmanlar %47 hacimsel elyaf oranına sahiptir. Sekiz katmandan oluşan lamine yapı, 270 °C sıcaklıkta 10 saniyelik transfer süresiyle kalıba alınmış, 12 bar basınç altında 80 °C sıcaklıkta 60 saniye süreyle konsolide edilmiştir. Üretilen üç boyutlu hat profilleri, eksenel darbe yüklemesi altında düşme kule testleri ile değerlendirilmiştir. Testlerde 0° ve 90° lif yönelimli numunelerin özgül enerji soğurma kapasiteleri sırasıyla 24 kJ/kg ve 17 kJ/kg olarak ölçülmüştür. 0° yönelimli profillerde daha yüksek enerji soğurma performansı elde edilmiştir ve bu durum ilerleyici ezilme mekanizması ile ilişkilendirilmiştir. Ayrıca, LS-Dyna yazılımı kullanılarak gerçekleştirilen çok katmanlı kabuk modellemeleri, deneysel kuvvet-yer değiştirme eğrileriyle yüksek uyum göstermiştir. Çalışma, kumaş takviyeli termoplastik kompozitlerin enerji soğurucu otomotiv yapılarında kullanılabilirliğini ve kısa çevrim süreleriyle üretim uygunluğunu ortaya koymaktadır [140].

Hwang ve Chang çalışmalarında, karbon fiber kumaş ile poliüretan (PU) reçineden oluşan termoplastik kompozit tüpleri RTM yöntemiyle üretmişlerdir. Üretimde 430 örgü açısına sahip karbon fiber kumaşlar kullanılmış ve %50 lif hacmi oranına ulaşılmıştır. Reçine transferinden sonra numuneler 180 °C sıcaklıkta ve 800 psi (~5,5 MPa) basınç altında bir saat konsolide edilmiştir. Üretilen tüpler, hem eksenel statik basma hem de darbe yükleri altında test edilmiştir. Deneysel verilerle uyumlu bir kırılma simülasyonu gerçekleştirmek amacıyla, kısa kiriş ve eğri kiriş testleriyle laminalar arası kayma (54 MPa) ve çekme dayanımları (8,8 MPa) belirlenmiş, bu değerler doğrultusunda sonlu eleman analizinde ilerleyici hasar modeli ve delaminasyon kriteri uygulanmıştır. Gerçekleştirilen simülasyonlar, özgül enerji soğurma kapasitesi (SEA) açısından deneysel sonuçlarla yüksek oranda uyum göstermiştir. Statik testlerde ortalama SEA 74,4 J/g iken simülasyon değeri 66,7 J/g olarak hesaplanmış, dinamik testlerde ise simülasyon SEA'sı 40,8 J/g olup deney ortalaması olan 44,9 J/g'ye oldukça yakındır. Çalışma, örgülü termoplastik tüplerin enerji soğurma performansının hem deneysel hem de sayısal olarak doğru şekilde modellenebildiğini ortaya koymaktadır [25].

Singh ve çalışma arkadaşları, örgü açısındaki değişimlerin termoplastik kompozit kiriş yapıların eğilme performansı üzerindeki etkilerini incelemiştir. E-cam elyafı takviyeli Poliamid 6 (E-glass/PA6) esaslı ön şekillendirilmiş örgü yapılar, başla-dur örgüleme yöntemi ile belirli eksenel bölgelerde farklı örgü açıları ( $45^\circ/60^\circ/45^\circ$ ) verilerek üretilmiş ve hızlı değişken sıcaklıklı kalıplama yöntemiyle bütünleştirilmiştir. Üretilen TBrA (eksensel örgü açısı farklılığına sahip) ve TBrR (radyal örgü açısı farklılığına sahip) numuneler, üç nokta eğme testine tabi tutulmuş ve sonuçlar sabit açılı UBr45 ve UBr60 numuneleri ile karşılaştırılmıştır. TBrA numuneleri, UBr60'a kıyasla %24 daha hafif olmalarına rağmen benzer eğilme dayanımı ve enerji sönümleme performansı göstermiştir. Ayrıca, TBrA numuneleri UBr45'e göre daha düşük lokal ezilme oranı ve daha yüksek özgül rijitlik sergilemiştir. Mikroyapı analizleri, örgü geçiş bölgelerinde elyaf burulması ve reçine birikimi gözlenen alanların oluştuğunu ortaya koymuştur. Elde edilen bulgular, eksensel yönde örgü açısının farklılaştırılmasının, düşük ağırlıkla yüksek mekanik performans elde etmede etkili olduğunu ve sürekli örgü geçişleriyle bu performansın daha da iyileştirilebileceğini göstermektedir [141].

Literatür çalışmaları incelendiğinde, termoplastik kompozit malzemeler üzerine çok sayıda araştırma bulunmasına rağmen, LM-PAEK bazlı sistemlere yönelik çalışmaların oldukça sınırlı olduğu görülmektedir. Mevcut çalışmalarda genellikle PEEK ve PEKK gibi yüksek sıcaklıkta işleme gerektiren PAEK türevleri tercih edilmiştir. Bu durum, üretim süreçlerinde daha yüksek enerji tüketimi ve karmaşık ekipman ihtiyacı gibi sınırlamalara yol açmaktadır. Bu çalışmada ise LM-PAEK'in, düşük konsolidasyon sıcaklığı sayesinde üretim açısından sağladığı avantajların yanı sıra, yapısal uygulamalar için gerekli yüksek mekanik dayanım potansiyelinin değerlendirilmesi amaçlanmıştır. Böylece hem üretim süreçlerini sadeleştiren hem de performans beklentilerini karşılayan yeni nesil bir termoplastik kompozit çözümünün ortaya konması hedeflenmiştir.

### 6.1.2. Termoset kompozit malzemelerin kullanıldığı çalışmalar

Hamada, Coppola ve Hull, cam kumaş takviyeli epoksi kompozit tüplerin eksenel ezilme davranışı üzerindeki yüzey işlem etkilerini araştırmışlardır. Tüpler, mandrel etrafına sarılmış prepreg tabakalarla üretilmiş olup, 2,5 mm et kalınlığına ve 50 mm iç çapa sahiptir. Prepregler, amino silan ve akril silan kaplamalı cam kumaşlardan elde edilmiştir. Konsolidasyon işlemi sıcak pres yöntemiyle gerçekleştirilmiştir ancak sıcaklık, basınç ve

süre gibi parametrelere dair detay verilmemiştir. Deneysel çalışmalar kapsamında çekme, eğilme, ara tabaka kayma ve mod I kırılma tokluğu testleri yapılmış; ardından tüpler, 1 mm/dk hızla eksenel olarak ezilmiştir. Sonuçlara göre amino silan ile işlem görmüş tüpler, ortalama 108.4 MPa ezilme gerilmesi ve 66.6 kJ/kg özgül enerji absorpsiyonu ile akril silanlı tüplerden %25 daha yüksek performans göstermiştir. Ayrıca, amino grubu içeren yüzey işleminde ezilme davranışı parçalanarak saçılma (splaying), akril grubu içeren işlemde ise parçalanma (fragmentation) modu şeklinde gözlemlenmiştir. Bu farkın, cam elyaf ile epoksi matris arasındaki ara yüzey bağının gücünden kaynaklandığı belirtilmiştir [142].

McGregor, Vaziri, Poursartip ve Xiao tarafından gerçekleştirilen bu çalışmada, karbon fiber takviyeli epoksi vinil ester (Hetron 922) reçinesinden imal edilen 1, 2 ve 4 katmanlı örgü kompozit tüplerin eksenel basma altındaki hasar yayılımını ve enerji soğurma kapasitelerini deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Tüpler, Fortafil #556 karbon fiberlerin ( $0/\pm 30$ ) örgü düzeniyle oluşturulmuş olup fiber hacim oranı %45'tir. Üretim yöntemi olarak örgü sarım tekniği kullanılmıştır. Dinamik ezilme deneyleri General Motors düşme kulesinde gerçekleştirilmiş ve tüplerin 140 kg kütle ile 2,54 m yükseklikten düşürülmesiyle yaklaşık 3,53 kJ'lık çarpma enerjisi uygulanmıştır. Çalışmada ayrıca, eksenel basma altında ilerleyici hasarın modellenmesi için LS-DYNA içinde kullanıcı tanımlı olarak geliştirilen fizik-tabanlı bir süreksiz hasar mekanik modeli (CODAM) kullanılmıştır. Deneysel verilerle doğrulanan sayısal model, hasar yayılımı, kırılma morfolojisi ve SEA değerleri açısından tatmin edici sonuçlar üretmiştir. Tek katmanlı tüplerin SEA değeri başlatıcı eklentisiz durumda 24 J/g'ye ulaşırken, dört katmanlı tüplerde bu değer 30 J/g'ye kadar çıkmıştır. Çalışma sonucunda örgü mimarisi ve katman sayısının SEA üzerinde doğrudan etkili olduğu, model parametrelerinin (kırılma enerjisi, sürtünme katsayısı, vb.) hassasiyet analizinde SEA'nın bu parametrelere karşı sınırlı hassasiyet gösterdiği raporlanmıştır [143].

Yang, Lei ve Lu çalışmalarında, CFRP ve GFRP kompozit malzemelerden üretilmiş silindirik tüplerin çarpışma dayanımı özelliklerini, iç dolgu olarak kullanılan kompozit iskeletler (XS ve OS tipi) ve alüminyum köpük takviyesiyle düşük hızlı düşürme darbe testleri altında incelemişlerdir. Tüpler, ( $0^\circ/90^\circ$ ) yönlü düz dokuma termoset prepreg kumaşlardan hazırlanmış ve vakum torbası içinde fırın kürlemesi yöntemiyle (398 K, 1,5 saat) üretilmiştir. Kompozit iskeletler için özel kalıplar kullanılmış ve yapılar, yapıştırma olmadan boruların içine yerleştirilmiştir. Testlerde darbe yüklemesi 200 kg ağırlıklı çekiçle 1 m yükseklikten uygulanmış ve 3,5 m/s darbe hızı elde edilmiştir. GF tüplerin CF tüplere

kıyasla daha yüksek enerji absorpsiyon kapasitesine sahip olduğu, CFRP takviyeli iskeletlerin ise gevrek kırılmalar gösterdiği tespit edilmiştir. OS tipi iskeletler, stabil deformasyon sağlayarak SEA %7, ezilme kuvveti verimliliğini (CFE) ise %50 oranında artırmıştır. Alüminyum köpük dolgular SEA açısından düşük performans göstermiştir. Sonuçlar, GFRP/OS takviyeli tüplerin hafif yapısal enerji sönümleyici sistemler için daha uygun olduğunu ortaya koymaktadır [144].

Chambe, Bouvet, Dorival ve Ferrero çalışmalarında, farklı fiber düzenlerine ve tetikleme koşullarına sahip karbon/epoksi kompozit dairesel tüplerin eksenel yönde çökme davranışlarını deneysel olarak incelemişlerdir. Beş farklı lamina yapıya sahip numuneler, 100 mm uzunluğunda ve yaklaşık 50 mm dış çapa sahip olacak şekilde üretilmiştir. Üretim yöntemi doğrudan belirtilmemekle birlikte, mikroskobik kesitlerden ve lif dizilimlerinden elde edilen bilgiler, katmanlı elle yerleştirme ve otoklav kürleme yönteminin kullanıldığını düşündürmektedir. Numunelerde lif yönelimi (özellikle 0° ve 90° UD, örgü ve hibrit aramid-karbon kombinasyonları) ve tetikleme tasarımı çeşitlendirilerek, enerji sönümleme performansı değerlendirilmiştir. Konsolidasyon sıcaklığı, basınç veya süreye dair parametreler rapor edilmemiştir. Testler 0,2 mm/s hızla çalışan 250 kN kapasiteli bir hidrolik test cihazında gerçekleştirilmiştir. Çekme testi yapılmamış, ancak eksenel basma testleri sonucunda 0° yönlü liflere sahip tüplerin SEA 140 kJ/kg seviyesine ulaştığı rapor edilmiştir. Bu değer, literatürde yaygın olarak karşılaşılan 80 kJ/kg seviyesinin üzerindedir. Ayrıca, içten sınırlandırılmış çökme konfigürasyonlarının, başlangıçtaki ani yük piklerini düşürerek daha kararlı bir enerji sönümleme sağladığı belirlenmiştir [145].

Jin, Wu, Pan, Peng ve Hu tarafından gerçekleştirilen çalışmada, farklı örgü açılara (30°, 45° ve 60°) sahip epoksi matrisli örgü kompozit tüplerin, düşük hızlı enine darbe altındaki davranışları hem deneysel hem de sayısal olarak incelenmiştir. Tüpler, karbon elyaflarının 24 bobinli dairesel bir örgü makinesinde sarılmasıyla üretilmiş; ardından, EPOLAM 2040/2042 epoksi sisteminin kullanıldığı vakumla reçine infüzyonu (VIP) yöntemiyle şekillendirilmiştir. Reçine 25 °C’de 24 saat ön kürlenmiş, ardından 70 °C’de 16 saat post-cure uygulanmıştır. Numuneler 130 mm uzunluğunda hazırlanmış, lif hacim oranları ise açıya bağlı olarak %19,79–26,72 arasında değişmiştir. Düşük hızlı darbe testleri, 64,2 J enerji ile bir düşey çekiç düzeneği üzerinde gerçekleştirilmiştir. Elde edilen kuvvet-zaman ve kuvvet-yer değiştirme eğrileri, braiding açısının mekanik davranış üzerindeki etkisini ortaya koymuştur. 30° açılı tüpler, en yüksek tepe yükü (3635 N) ve enerji sönümleme

kapasitesi ile en iyi performansı göstermiştir. Bu tüplerde lif kırığı gözlenirken, 60°'lik açılı tüplerde reçine matrisinden kopma ve liflerde plastik deformasyon baskın olmuştur. Sayısal analizler de bu gözlemleri doğrulamış ve örgü açısının gerilme dağılımı ve hasar ilerlemesi üzerindeki belirleyici rolünü ortaya koymuştur [20].

Wu, Shen, Pan ve Hu, iç içe katmanlı şekilde örgü teknolojisiyle üretilen termoset matrisli kompozit tüplerin eğilme altında enerji sönümleme davranışlarını incelemişlerdir. Tüplerin üretimi, karbon fiber ipliklerinin silindirik bir mandrel üzerine dairesel örgü makinesi ile yerleştirilmesi ve sonrasında VARTM yöntemi ile vinyl ester reçinesi (RF-1001) kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Üretim sürecinde dış ve iç katmanlara farklı örgü açıları atanarak radyal yönde açısal gradyan yapılar oluşturulmuş, bu sayede ( $\pm 40/\pm 40$ )D, ( $\pm 60/\pm 40$ )D, ( $\pm 40/\pm 60$ )D ve ( $\pm 60/\pm 60$ )D gibi farklı konfigürasyonlarda tüpler elde edilmiştir. Üç noktalı eğilme testleri ile değerlendirilen örneklerde, eğilme modülü, pik yük, enerji sönümleme kapasitesi ve kırılma modları analiz edilmiştir. Test sonuçları, küçük örgü açılarna sahip dış katmanların yükü daha geniş bir alana yayarak üst yüzeyde başlayan sünek karakterli kırılma davranışına neden olduğunu; buna karşılık, büyük örgü açılarna sahip dış katmanlarda kırılmanın alt yüzeyden başlayan daha gevrek bir şekilde gerçekleştiğini ortaya koymuştur. Özellikle ( $\pm 60/\pm 40$ )D konfigürasyonunda, yüksek iç katman açısı ile sağlanan yapısal rijitliğin, düşük açılı dış katmanın yük dağıtma kabiliyetiyle birleşerek yüksek eğilme dayanımı (1,698 kN) ve özgül enerji sönümleme kapasitesi (1,319 J/g) sağladığı rapor edilmiştir. Bu sonuçlar, tüp yapısında örgü açısının ve katman diziliminin enerji sönümleme performansını doğrudan etkilediğini ortaya koymaktadır [146].

Khalifa, Brahem, Braiek, Zitoun and Zidi çalışmaların, E-cam elyafı takviyeli Vinylester 411 termoset reçinesiyle filament sarma yöntemiyle üretilen kompozit tüplerin, yangın dayanımı öncesi ve sonrası üç nokta eğilme davranışını deneysel olarak araştırmışlardır. Üretim süreci, içte 2,5 mm kalınlığında manuel olarak uygulanan antikorozyf tabaka ve dışta  $\pm 55^\circ$  açıyla sarılmış mekanik direnç tabakasından oluşan iki katmandan meydana gelmiştir. Dış tabaka 80 °C'de 2 saat boyunca kürlenmiş ve daha sonra NFT57-900 ve DIN16966 standartlarına uygun şekilde uçtan uca kaynakla birleştirilmiştir. Yangın dayanımı testleri, IMO tarafından belirlenen kurallara göre 1000 °C'ye kadar çıkan ısı akısına maruz bırakılmış ve ardından iç basınç altında sıvı sızdırmazlık testleri gerçekleştirilmiştir. Eğilme testlerinde NFT standardına göre birleştirilen numuneler, DIN standardına kıyasla yaklaşık üç kat daha

yüksek eğilme dayanımı göstermiştir (119 MPa vs. 35 MPa). Yangın sonrası testlerde NFT örneklerinde dayanım %80'den fazla azalarak 22 MPa seviyesine düşmüştür. SEM ve FTIR analizleri, reçinenin karbonlaşarak katmanlar arası delaminasyonlara yol açtığını göstermiştir. Bu bulgular, NFT standardının mekanik olarak daha avantajlı olduğunu ancak her iki montaj yönteminin de yangına karşı yetersiz olduğunu ortaya koymuştur [147].

Özbek, Bozkurt ve Erklığ gerçekleştirdikleri çalışmalarında, cam ve bazalt elyaflarının intraply hibritlenmesiyle elde edilen filament sarımlı kompozit tüplerin, eksenel yöndeki yarı-statik basma yükü altındaki çarpışma dayanımı özelliklerini incelemiştir. Elyaf takviyeli plastik (FRP) tüpler,  $\pm 40^\circ$ ,  $\pm 55^\circ$  ve  $\pm 70^\circ$  sargı açılarında cam, bazalt ve cam-bazalt hibrit elyafları kullanılarak ıslak filament sarım yöntemiyle üretilmiştir. Üretim sonrası tüpler, 40 °C'de 2 saat kürlenmiştir. Deneylerde, üç ana kırılma modu olan lamina bükülmesi, enine kesme ve lokal burkulma gözlemlenmiştir. Hibrit yapılar, bazalt ve cam elyaflarının avantajlarını birleştirerek daha kararlı bir kırılma davranışı sergilemiş ve özellikle  $\pm 55^\circ$  açıda 25.22 kN ortalama yük ile en yüksek enerji soğurma yeteneğini göstermiştir.  $\pm 40^\circ$  cam fiberli tüpler ise birim kütle başına 29,32 J/g ile en yüksek özgül enerji absorpsiyonuna ulaşmıştır. Sargı açısındaki artışla birlikte özgül enerji absorpsiyonu azalırken, kırılma yükü verimliliği artmıştır. Bu sonuçlar, hibrit tüplerin hem enerji absorpsiyon kapasitesini hem de yapısal kararlılığı iyileştirme potansiyeline sahip olduğunu göstermektedir [148].

Babazadeh, Rahmani, Hashemi ve Sadooghi tarafından gerçekleştirilen çalışmada, petrol, petrokimya ve havacılık gibi endüstriyel alanlarda kullanım potansiyeli taşıyan yüksek dayanımlı tüp yapılar geliştirmek amacıyla, cam, karbon ve kevlar elyaflarla takviye edilmiş polimer kompozit tüpler üretilmiştir. Tüpler, tek yönlü sarım yöntemi kullanılarak ve tüm numuneler için  $45^\circ$  sarım açısında, 15 mm/dk hızla, aynı boyut ve geometride olacak şekilde imal edilmiştir. Üretim sürecinde cam elyaflar için Swancor901, karbon elyaflar için Epiran-1012 ve kevlar elyaflar için Epiran-06FL tipi termoset reçineler kullanılmıştır. Sarım sonrası numuneler oda sıcaklığında 2 saat bekletilmiş ve ardından 70 °C'de 2 saat fırınlanarak kürlenmiştir. Mekanik performansı değerlendirmek için ASTM standartlarına uygun çekme, üç noktalı eğilme ve basma testleri gerçekleştirilmiştir. Sonuçlara göre, en yüksek çekme dayanımı karbon elyaf takviyeli tüpte 139 MPa olarak ölçülmüş ve bu değer cam takviyeliye göre %26, kevlar takviyeliye göre %136 daha yüksek bulunmuştur. Eğilme testinde en yüksek dayanım cam elyaflı tüpte (GFR) 91,08 MPa olarak elde edilirken, basma testinde

de en yüksek dayanım yine GFR için 213,83 MPa olarak kaydedilmiştir. SEM analizleri, karbon elyafı tüplerin çekme testinde reçine ile iyi bir bağ oluşturduğunu, cam takviyesinin ise eğilme ve basma yükleri altında en az hasar gösterdiğini ortaya koymuştur [149].

Chang, Wen, Yiming XU, Cui ve Ying Xu,  $\pm 35^\circ$  sargı açısına sahip karbon fiber takviyeli epoksi bazlı ince cidarlı tüp yapıların tek eksenli çekme, burulma ve kombine çekme-burulma yükleri altındaki yarı-statik mekanik davranışlarını deneysel olarak incelemişlerdir. Numuneler, Toray T300 karbon elyafı ve AF-4133 epoksi reçinesi kullanılarak kuru filament sarım yöntemiyle üretilmiş ve iki uçta takviye edilerek gerilme yoğunluğunu azaltacak şekilde tasarlanmıştır. Üretim sonrası numuneler  $107^\circ\text{C}$ 'de 60 dakika, ardından  $120^\circ\text{C}$ 'de 120 dakika kürlenmiştir. Tüp yapılar,  $\pm 35^\circ$  sargı açısına sahip tek katmanlı olarak sarılmış ve fiber hacim oranı %60 olarak belirlenmiştir. Mekanik testler sırasında çekme ve burulma yükleri ayrı ayrı ve 1:1 oranında birlikte uygulanmıştır. Çekme altında doğrusal olmayan bir hasar birikimi gözlenirken, burulma yüklemesi kırılma ve ani bir hasarla sonuçlanmıştır. Kombine yükleme koşullarında ise her iki yüke bağlı olarak hasarın daha karmaşık bir biçimde geliştiği, hem lif çekilmesi hem de lif kırılmalarının birlikte olduğu raporlanmıştır. Test sonuçları, hasar başlangıcının fiberlerin dalgalandığı bölgelerde olduğunu ve bu bölgelerin düşük rijitliğe sahip olduğunu ortaya koymuştur. Bu çalışma, çok eksenli yükleme altındaki filament sarımlı kompozit tüplerin tasarımı ve hasar davranışlarının anlaşılması açısından önemli katkılar sunmaktadır [150].

Ludick ve Raman çalışmalarında, Rooivalk taarruz helikopteri için geliştirilen karbon kompozit kontrol çubuğunun üretim süreçlerinin yerileştirmesini konu almışlardır. Denel Aviation tarafından yürütülen çalışmada, tasarım kriterlerine uygunluk sağlamak ve maliyet avantajı yaratmak hedeflenmiştir. Üretim süreci, öncelikle düşük beceri gereksinimi ve tekrarlanabilirlik üzerine kurgulanmış, karmaşık yapısal optimizasyonlardan ziyade deneysel üretim ve test felsefesi benimsenmiştir. Çubuklar, RTM yöntemiyle üretilmiş; 92 lifli karbon örgü, cam takviyeli UD karbon bant ve Araldite 560/564 epoksi reçinesi kullanılmıştır.  $60^\circ\text{C}$ 'de 0,5 bar enjeksiyon basıncıyla başlatılan kurlama süreci, 6 bar iç basınç ve 0,7 bar vakum altında gerçekleştirilmiştir. Statik testlerde 2900 kg çekme ve 2100 kg basma dayanımı elde edilmiştir. 7,62 mm ve 12,7 mm çapındaki mermi darbelerine karşı, %70 tasarım yükünü taşıyabilecek şekilde dayanım gösterilmiştir. Ayrıca,  $-40^\circ\text{C}$  ile  $80^\circ\text{C}$  sıcaklık aralığında  $\pm 430$  N ile uygulanan 800 000 çevrimlik yorulma testi sırasında hasar gözlenmemiştir. Ekleme uçlarında kullanılan mekanik kilitlemeli tasarım, yapışma

kalitesine olan bağımlılığı ortadan kaldırarak tekrarlanabilir üretimi mümkün kılmıştır [151].

Fu, Liu, Ma ve Zhang tarafından yürütülen çalışmada kullanılan karbon elyaf takviyeli polimer (CFRP) tüpler, T300-3K/YPH306 karbon/epoksi esaslı düz dokuma önceden reçine emdirilmiş takviye malzeme (prepreg) ile balon kalıplama yöntemi kullanılarak üretilmiştir. Üretim sürecinde, prepreg malzeme bir iç çekirdek (mandrel) üzerine sarılmış, ardından iç çekirdek çıkarılarak yerine ince termoplastik filminden oluşan bir balon yerleştirilmiştir. Bu yapı çelik bir kalıba alınmış; balonun hava ile şişirilmesi ve kalıbın ısıtılmasıyla kütleme işlemi gerçekleştirilmiştir. Soğutma sonrasında kalıptan çıkarılan tüpler, 60×60 mm<sup>2</sup> kare kesitli, 1,80 mm duvar kalınlığına ve 5 mm dış köşe yarıçapına sahip olacak şekilde tasarlanmıştır. Tüp uzunluğu 50 mm olup uç kısmına 45° açılı kesim uygulanmıştır. Kullanılan prepreg malzemenin lif hacim oranı %56, tabaka kalınlığı ise 0,22 mm'dir. Mekanik özellikler ASTM D3039 ve ASTM D2344 standartlarına göre belirlenmiş; elde edilen değerler sırasıyla: çekme dayanımı 742,13 MPa, elastik modül 65,7 GPa, kısa kiriş kesme dayanımı 64,52 MPa ve düzlem dışı kesme dayanımı 135,68 MPa'dır. Ayrıca, malzemenin yoğunluğu 1,53 g/cm<sup>3</sup>, Poisson oranı ise 0,048 olarak ölçülmüştür [21].

## 6.2. Kompozit-Metal Yapılarda Birleştirme Yöntemleri

Kompozit ve metal malzemelerin bir arada kullanımı, mühendislik yapılarında hem hafiflik hem de yüksek yapısal dayanım sağlamak amacıyla giderek yaygınlaşmaktadır. Bu tür hibrit yapılar, özellikle havacılık, otomotiv ve uzay teknolojileri gibi alanlarda, çok malzemeli sistemlerin sunduğu performans avantajlarından faydalanmak için tercih edilmektedir [152]. Ancak, farklı mekanik ve fiziksel özelliklere sahip olan bu malzemelerin birleştirilmesi, tasarım ve imalat süreçlerinde önemli zorlukları da beraberinde getirmektedir. Özellikle, arayüzeyde oluşabilecek gerilme yığılmaları, termal genleşme farklılıkları ve mikro yapı uyumsuzlukları, birleştirmenin mekanik performansını doğrudan etkileyebilmektedir [153]. Kompozit-metal birleşimlerinde kullanılan yöntemlerin seçimi; kullanılacak malzemelerin türüne, hedeflenen mekanik performansa ve uygulama koşullarına bağlı olarak değişmektedir [154].

Literatürde, kompozit-metal birleşimlerinin gerçekleştirilmesi amacıyla çok çeşitli yöntemler önerilmiştir. Bu bölümde, söz konusu yöntemler, kullanılan tekniklere göre alt

başlıklar altında ayrı ayrı sunulacaktır. Bu tez çalışmasında, kompozit-metal birleşimlerinde esas olarak yapısal yapıştırıcılar kullanıldığından, öncelikle bu yönetime ilişkin çalışmalar detaylandırılacak, diğer yöntemlere dair örnekler ise izleyen başlıkta ele alınacaktır.

### 6.2.1. Birleştirmenin yapıştırıcı kullanımı ile sağlandığı çalışmalar

Suwanpakpraek, Patamaprohms ve Chaikittiratanave, cam elyaf takviyeli epoksi kompozitlerin JIS SS400 yapısal çelik ile akrilik yapıştırıcı kullanılarak birleştirilmesinde, yapıştırıcı katmanındaki hasar davranışını deneysel ve sayısal olarak incelemiştir. Yapıştırıcı olarak LORD Maxlok MX/T18 (ticari adıyla) kullanılmıştır. Yapıştırma işlemleri 0,3 mm kalınlığında akrilik yapıştırıcı tabakası ile gerçekleştirilmiş; numuneler ASTM D638 (çekme), D695 (basma), D3528 (çift bindirme kayma), D1002 (tek bindirme kayma) standartlarına uygun olarak test edilmiştir. Birleştirme yöntemi tek taraflı bindirme birleştirme olup, FEM simülasyonu için Drucker-Prager akma ve kırılma kriterleri uygulanmıştır. Yapıştırıcının maksimum kesme dayanımı 12,13 MPa, çekme dayanımı 6.48 MPa, basma dayanımı ise 22,89 MPa olarak ölçülmüştür. Tek bindirme kayma testlerinde başarısızlık, çoğunlukla kompozit katmanında delaminasyon olarak gözlenmiş; bu durum yapıştırıcının kompozitten daha yüksek dayanım gösterdiğini ortaya koymuştur [155].

Paranjpe, Uddin, Rahman ve Asmatulu, karbon fiber takviyeli prepreg (CYCOM® 970/T300 3K) kompozitler ile alüminyum 2024-T3 metal levhaların yapıştırıcıyla birleştirilmesi üzerine çalışmışlardır. Yapıştırıcı olarak, Magnolia 6380 ticari adıyla bilinen, iki bileşenli ve tokluk artırılmış epoksi bazlı bir yapıştırıcı kullanılmıştır. Kompozit yüzeyler deterjanla temizlenmiş, metal yüzeylerde ise çeşitli yüzey işlemleri (kumlama, Alodine® kaplama, UV ve plazma uygulamaları) gerçekleştirilmiştir. Birleştirme yöntemi, tek taraflı bindirme birleştirme olup ASTM D1002 standardına göre mekanik testler yapılmıştır. En iyi birleşme dayanımı, kumlama + UV (8 gün) uygulanan alüminyum yüzeyle elde edilmiştir ve 24,46 MPa olarak ölçülmüştür. Kompozit-kompozit birleştirmede ise en yüksek değer 25.3 MPa olmuştur. Kompozit-metal birleşiminde başarısızlık (hata), alüminyum tarafında yapışma, kompozit tarafında ise malzeme içi kırılma şeklinde gözlemlenmiştir [156].

Kim, Hwang, Jang ve Lee, karbon fiber takviyeli polimer (USN-150 CFRP) ve çelik (AISI 1045) arasında yapıştırıcı katman olmaksızın, ko-kürleme yöntemiyle yapılan birleşimlerde mikro desenli yüzeylerin bağ dayanımına etkisini araştırmışlardır. Metal yüzeyler,

fotolitografi ve kimyasal aşındırma (Nital solüsyonu) ile 80 µm aralıklı mikro çizgi desenleriyle işlenmiştir. Kompozit ve çelik, kürtleme sırasında doğrudan yapıştırılarak bağlanmıştır. Yapıştırıcı doğrudan CFRP'den salgılanan epoksi reçinedir. Birleştirme yöntemi, tek taraflı eğme (SLB) testi ile değerlendirilmiş, farklı kalınlık oranları kullanılarak mod I ve mod II yükleme bileşenleri test edilmiştir. Mikro desenli çelik yüzeyler, zımparalanmış yüzeylere göre tüm mod oranlarında daha yüksek yapışma dayanımı göstermiştir. Özellikle mod II bileşeni yüksek olduğunda, yaklaşık 600–700 J/m<sup>2</sup> arasında arayüzey kırılma tokluğu ( $G_c$ ) elde edilmiştir [157].

Nasreen, Bangash, Shaker ve Nawab, alüminyum 7075-T6 metal ile karbon/cam fiber hibrit kompozitlerin yapıştırıcıyla birleştirildiği sistemlerde yüzey işlemlerinin rijitlik ve sönümleme davranışı üzerindeki etkilerini incelemişlerdir. Kullanılan yapıştırıcılar arasında Aremco 2310 (ticari adıyla), epoksi bazlı ve 33 MPa lap kesme dayanımına sahip yüksek performanslı bir yapıştırıcı yer almaktadır. Kompozit yüzeyler ayırıcı kumaş uygulaması ve kimyasal aşındırma ile; metal yüzeyler ise mekanik aşındırma ve anodizasyon işlemleriyle hazırlanmıştır. Bağlantılar, tek taraflı bindirme birleşim yöntemiyle oluşturulmuş ve ASTM D1002 standardına göre test edilmiştir. En yüksek birleşme dayanımı 12,6 MPa ile anodize edilmiş metal-metal birleşimlerde, 12,5 MPa ile kimyasal aşındırılmış kompozit ve anodize metal birleşimlerinde elde edilmiştir. Kompozit-metal birleşimlerinde, yapışmanın zayıf olduğu durumlarda ara yüzeyde yapışma kopması, güçlü durumlarda ise kompozit katmanlar arasında delaminasyon gözlenmiştir [158].

Malekinejad, Carbas, Marques ve da Silva, karbon elyaf takviyeli polimer (CFRP, Texipreg HS 160 T700) kompozitlerin, 2024-T3 alüminyum levhalar veya epoksi film tabakası ile hibritleştirilmesiyle oluşturulan tek bindirmeli birleşimlerin (SLJ) farklı yükleme hızlarındaki mekanik davranışlarını incelemiştir. Birleştirmede kullanılan yapıştırıcı, film formunda, epoksi esaslı ve ticari olarak 3M™ Scotch-Weld™ AF 163-2K adıyla bilinen bir üründür. Alüminyum yüzeyler sol-jel bazlı 3M AC-130-2 ile kimyasal olarak işlenmiştir. Bağ hattı kalınlığı 0,2 mm olarak sabitlenmiştir. Testler, kuazi-statik (1 mm/dk), yüksek hızlı (0,1 m/s) ve darbe (2,5 m/s) yüklemeleri içermektedir. Yapışma dayanımı sonuçlarına göre, Al + CFRP yapıdaki numuneler, referans CFRP yapısına göre yaklaşık %39 daha yüksek maksimum yük ve %15 daha yüksek enerji sönümlemesi sağlamıştır. Yapıştırıcı + CFRP konfigürasyonu da %13'lük dayanım artışı sağlamıştır. Tüm hızlarda kohezyon bölgesi modeli (CZM) ile yapılan sayısal analizler, deneysel verilerle uyum göstermiştir [159].

Ramezani, Simões, Carbas, Marques ve da Silva, CFRP yapılarla oluşturulan yapıştırıcı birleştirmelerde bağ dayanımını artırmaya yönelik çeşitli kompozit lamina modifikasyonlarını inceleyen kapsamlı bir derleme sunmuştur. Çalışmada özellikle metal-kompozit laminalar, Z-pin takviyesi, çift karakterli (karma) yapıştırıcı kullanımı ve fonksiyonel gradyanlı yapıştırıcı tabakalar gibi yöntemler ele alınmıştır. Öne çıkan tekniklerden biri, farklı rijitlikteki yapıştırıcıların birleştirme boyunca belirli bölgelerde konumlandırılmasıyla elde edilen karma yapıştırıcı tasarımıdır. Ticari olarak temin edilebilen AV 138, Araldite 2015, XNR 6852 ve DP 8005 gibi yapıştırıcılar karşılaştırmalı olarak değerlendirilmiş; rijit ve esnek yapıştırıcıların oranı %20–40 arasında değiştirildiğinde, %20 rijit yapıştırıcı içeren konfigürasyonun yaklaşık 21 MPa'lık en yüksek bindirme kayma dayanımını sağladığı belirlenmiştir. Ayrıca, metal-kompozit hibrit yapıların kullanımı, geleneksel kompozit-kompozit birleştirmelere kıyasla daha yüksek bağ dayanımı sunmuştur [160].

Tang ve Liu, karbon fiber takviyeli polimer (CFRP) ile LY12 alüminyum alaşımı (2024-T3 eşdeğeri) arasındaki yapıştırıcı bağlantılarda, metal pim takviyeli hibrit birleştirme yöntemi geliştirmişlerdir. Kompozit ve metal plakalar, J-116 film yapıştırıcısı ve HY-914 sıvı epoksi ile birleştirilmiştir. Pimler galvanizli demir telden ( $\varnothing$  0,914 mm) üretilmiş, deliklere yerleştirilerek sıvı yapıştırıcı ile sabitlenmiştir. Üç farklı pim dizilimi test edilmiştir (Array-1, Array-2, Array-3). Karşılaştırmalı çekme testleri, ASTM D1002 standardına göre gerçekleştirilmiştir. Sonuçlara göre, yeni yöntemle oluşturulan birleşimlerde taşıma kapasitesi %25 artmış, enerji absorpsiyonu ise 0,94 J'den 10,71 J'ye yükselmiştir. Geleneksel yapıştırıcılı bağlantılar yaklaşık 3,3 kN'de ani kopma gösterirken, hibrit birleşimler daha sünek kırılma davranışı sergilemiştir. Ayrıca, hibrit yapıların yorulma ömrü, klasik yapıştırıcılı yapılara göre 74 kat artmıştır [27].

Arenas, Suárez, Gavrilenco ve Alía, cam elyaf takviyeli polyester kompozit (MATEGLASS-PRO 3) ile düşük karbonlu çelik (S235) levhaların çift taraflı yapıştırıcı bağlantı ve metal pim takviyesi ile birleştirildiği hibrit bağlantıları incelemiştir. Yapıştırıcı olarak, SikaForce 7710 L100 ve SikaForce 7010 sertleştirici kullanılarak hazırlanan iki bileşenli poliüretan bazlı ticari yapıştırıcı uygulanmıştır. Bağlantılar, çift bindirme birleştirme yapısıyla hazırlanmış; pimli sistemde çelik tarafına dişli çelik pimler (M1,6x5) ve tel pimler (Weld G3Si1,  $\varnothing$ 1,2 mm) yerleştirilmiştir. Basit yapıştırıcı bağlantılarda maksimum kuvvet 9,4 kN, dişli pimli sistemde 8,0 kN, tel pimli sistemde ise

6,1 kN bulunmuştur. Tel pimli sistem, yapıştırıcının kopmasından sonra da bağ dayanımının %80'ini koruyarak daha güvenli ve sünek bir kırılma davranışı sergilemiştir. Ayrıca, tel pimli sistemin enerji absorpsiyonu 12 J ile en yüksek düzeyde olmuştur [161].

Nasreen, Shaker ve Nawab, yüksek performanslı yapılarda metal-kompozit yapıştırıcı birleştirmelerinde kullanılan yüzey işlem tekniklerini incelemişlerdir. Makalede alüminyum ve titanyum gibi metaller ile karbon fiber takviyeli polimer (CFRP) kompozitler arasında oluşturulan yapıştırıcı bağlantılarda yüzey pürüzlendirme, kimyasal aşındırma, anodizasyon, plazma ve lazer işlemleri gibi tekniklerin etkisi detaylı biçimde karşılaştırılmıştır. Yüzey işlemleriyle yapıştırıcının ara yüzeyle olan etkileşimi artırılarak bağ dayanımı iyileştirilmiştir. Epoksi bazlı yapıştırıcılar ve BR-127, FM-94, FM-73 gibi ticari film yapıştırıcılar kullanılmış çalışmalardan örnekler sunulmuştur. Derlemeye göre fosforik asit anodize (PAA) işlemi, ~40 MPa'a kadar çıkan lap kesme dayanımıyla en iyi sonuçları vermektedir. Kumla temizleme ile birlikte uygulanan sol-gel ve primer uygulamaları da ~37–39 MPa arası dayanım değerleri sağlamaktadır [162].

Wang, Poulis, De Freitas ve Zarouchas, karbon elyaf takviyeli polimer (CFRP) ile ticari saflıkta 2. derece titanyum (CP40) levhalar arasında oluşturulan yapıştırıcı bağlantılarda yüzey ön işlem tekniklerinin etkisini incelemişlerdir. Bağlantılarda, havacılık uygulamaları için onaylı FM 94 tipi epoksi film yapıştırıcı kullanılmıştır. CFRP plakalar, HexFlow® RTM6 epoksi reçinesi ile vakum infüzyon yöntemiyle üretilmiştir. Titanyum yüzeylere sırasıyla solventle temizlik, 3–5 bar basınçla korindon (alüminyum oksit) ile kumlama, ultraviyole/ozon (UV/O<sub>3</sub>) aktivasyonu, 3M AC-130-2 sol-jel kaplama ve BR 6747 veya EW 5005 astar uygulamaları gerçekleştirilmiştir. CFRP yüzeyinde ise zımparalama, Scotch-Brite ile mekanik aşındırma ve UV/O<sub>3</sub> uygulamaları yapılmıştır. Bağ kalitesi; temas açısı ölçümleri, SEM görüntüleme ve çift ankastre giriş (DCB) testleri ile değerlendirilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre, her iki yüzeyde de %100 kohezyonel kırılma elde edilmiştir. Bu durum, uygulanan yüzey işlemlerinin, yapıştırıcının ara yüzeye yüksek derecede tutunmasını sağladığını ve ara yüzeyden kaynaklı kopmaların tamamen önlendiğini göstermektedir [163].

Scarselli ve diğerleri, karbon fiber takviyeli PEEK, PPS ve PEI termoplastik kompozitlerin yapıştırılabilirliğini artırmak için yüzey işleme tekniklerinin etkisini araştırmışlardır. Birleştirme bileşenleri, Henkel tarafından temin edilen Tencate Cetex serisi termoplastik

levhalardır. Yüzey işlemleri arasında izopropanol silme (kontrol grubu), atmosferik plazma ve UV lamba radyasyonu yer almaktadır. Yapıştırıcı olarak, Henkel üretimi Hysol EA9696 ticari adlı havacılık sınıfı epoksi film yapıştırıcı kullanılmıştır. Tek taraflı lap birleştirme yöntemiyle ASTM D5868 standardına göre testler yapılmıştır. Plazma uygulaması ile PEEK ve PPS numunelerinde lap kesme dayanımı sırasıyla 26,6 MPa ve 24,1 MPa'ya ulaşarak, referans değerlerine göre %700'ün üzerinde artış göstermiştir. UV ile bu değerler sırasıyla 12,0 MPa ve 21,1 MPa olmuştur. PEI ise, işlem öncesinde dahi 18,5 MPa'lık yapışma dayanımıyla “yapısal” sınıfına girmiştir ve yüzey işlemlerinden anlamlı biçimde etkilenmemiştir [164].

Xu, Ramani ve Kumar, galvanizli çelik ile cam elyaf takviyeli polipropilen (PP) kompozitlerin termoplastik esaslı yapıştırıcılar kullanılarak birleştirilmesini ve bu birleşimlerin uzun vadeli dayanıklılığını incelemişlerdir. Bağlantılarda yüksek yoğunluklu polietilen (HDPE), etilen-propilen (EP) kopolimeri ve polipropilen bazlı film formunda termoplastik yapıştırıcılar test edilmiştir. En yüksek dayanım, HDPE bazlı yapıştırıcı kullanıldığında ve 170–190 °C sıcaklık aralığında uygulandığında elde edilmiştir. Bu koşullarda yaklaşık 16 MPa bindirme kayma dayanımı sağlanmıştır. Polyester–melamin esaslı astar uygulanması başlangıç dayanımı üzerinde önemli bir etki göstermemiştir; ancak cataplasma testi (yüksek nem ve sıcaklık altında hızlandırılmış yaşlandırma) sonrasında, astarlı numunelerde dayanım %11 seviyelerine kadar düşmüş; astarsız numuneler ise dayanımlarının %77'sini korumuştur. Aşırı nemli koşullarda, primer katmanında kabarcık oluşumu ve galvanizli yüzeyde çinko tabakasına bağlı korozyon gözlemlenmiştir. Bu sonuçlar, belirli çevresel koşullarda primer kullanımının yapışma kalitesini olumsuz etkileyebileceğini göstermektedir [165].

Moritzer, Weddige ve Leister, PEEK, PEI ve PA66 gibi yüksek performanslı termoplastiklerin epoksi bazlı yapıştırıcılarla birleştirilmesinde, sıcaklığa bağlı olarak bindirme kesme dayanımının değişimini araştırmışlardır. İki farklı yapıştırıcı kullanılmıştır: biri tek bileşenli epoksi (A1,  $T_g \approx 120$  °C), diğeri çift bileşenli epoksi (A2,  $T_g \approx 50$  °C). Yapıştırma işlemi öncesinde tüm yüzeyler atmosferik plazma ile aktive edilmiştir. Numuneler tek lap birleştirme konfigürasyonunda DIN EN 1465 standardına göre test edilmiştir. 20 °C – 200 °C arasında dört sıcaklıkta test yapılan çalışmada, en yüksek lap kesme dayanımı PEEK + A1 kombinasyonunda 80 °C'de ölçülmüştür (~25 MPa civarında). Test sıcaklığı arttıkça yapışma dayanımı azalmış;  $T_g$  üstü sıcaklıklarda

kohezyonel/adezyonel kırılmalar gözlenmiştir. Hız etkisi de incelenmiş; daha yüksek hızlarda lap dayanımının arttığı ve kırılma modunun değiştiği görülmüştür [166].

Arai ve çalışma arkadaşları, soğuk haddelenmiş çelik (SPCC) ile PPS esaslı termoplastik reçineyi, yapıştırıcı kullanmadan birleştirmek amacıyla nikel/karbon nanotüp (Ni/CNT) kompozit kaplama yöntemi geliştirmişlerdir. Kaplama işlemi, CNT ve poliakrilik asit içeren sitrat banyosu kullanılarak elektro-kaplama yöntemiyle gerçekleştirilmiştir. Daha sonra yüzey, %20'lik nitrik asit ( $\text{HNO}_3$ ) çözeltisiyle kimyasal olarak aşındırılmış ve sıcak PPS reçinesi bu yüzeye enjeksiyon kalıplama yöntemiyle kalıplanmıştır. Bu işlem sonucunda yüzeyde mikrometre, mikron altı ve nanometre ölçeğinde olmak üzere çok ölçekli düzensizlikler oluşturularak, “üçlü ankraj etkisi” adı verilen güçlü mekanik kilitlenme mekanizması sağlanmıştır. Bağ dayanımı, ISO 19095 standardına uygun olarak gerçekleştirilen bindirme kayma testleri ile değerlendirilmiş; kimyasal olarak aşındırılmış Ni/CNT kaplı yüzey ile PPS reçinesi arasında ortalama 42,6 MPa kayma dayanımı elde edilmiştir. Kırılma türü tamamen reçine içerisinde gerçekleşmiş olup, bu yöntem yapıştırıcı kullanılmaksızın farklı metal yüzeylerle yüksek dayanımlı ve kararlı bağlar oluşturulabileceğini göstermektedir [167].

Moriarty, Vang, Jung, Loushin ve White, farklı modüllere sahip kompozit ve metal malzemeler arasında yapısal yapıştırıcılarla yapılan birleşimlerde, yapıştırıcı seçim kriterlerini mekanik davranış, yüzey enerjisi ve yük aktarım verimliliği açısından değerlendirmişlerdir. Testlerde; EA serisi ürünler (DP125, DP420NS, DP620NS, DP8410, DP8810, DP8010NS) gibi 3M'e ait epoksi, akrilik ve poliüretan bazlı yapıştırıcılar kullanılmıştır. Birleştirme bileşenleri arasında alüminyum 2024, soğuk haddelenmiş çelik, CFRP, GFRP, PP ve HDPE yer almıştır. ASTM D1002 ve D638 standartlarına göre bindirme kayma ve çekme testleri yapılmıştır. Yüksek modüllü yapıştırıcılar (ör. DP420NS), CFRP ve alüminyum gibi rijit yüzeylerde >4500 psi (~31 MPa) lap dayanımı sağlamıştır. Esnek yapıştırıcılar ise düşük modüllü plastiklerde daha iyi performans göstermiştir. Özellikle DP8010NS (LSE akrilik), poliolefin türü düşük yüzey enerjili yüzeylerde özel ön işlem gerekmeden yapısal dayanım (>1000 psi / ~7 MPa) sağlamıştır. Yapıştırıcı-modül uyumu, soyulma gerilmesini azaltarak birleşme güvenliğini artırmıştır [70].

Anaç tarafından yürütülen çalışmada, termoplastik kompozit malzemeler olan Tough PLA ve TPU'nun galvanizli çelik yüzeylerle yapıştırıcı kullanılarak birleştirilmesi incelenmiştir.

Bu uygulama, endüstride yaygın olarak kullanılan kauçuk-metal tampon parçalarının üretiminde geleneksel vulkanizasyon yöntemine alternatif olarak, yapıştırıcıyla birleştirme esaslı bir yöntem geliştirmeyi amaçlamaktadır. Bağlayıcı olarak iki bileşenli epoksi esaslı Loctite EA9466 yapıştırıcısı kullanılmıştır. Birleştirme bileşenleri olarak Tough PLA, TPU ve galvanizli çelik seçilmiş; yüzey hazırlığı kapsamında galvanizli çelik ve PLA yüzeyleri 240 numara silisyum karbür (SiC) zımpara ile pürüzlendirilmiş, TPU yüzeyine ise doğrudan yapıştırıcı uygulanmıştır. Numuneler tek bindirmeli birleştirme geometrisinde hazırlanarak oda sıcaklığında 24 saat boyunca kürlenmiştir. Deneysel sonuçlara göre, Tough PLA ile çelik arasındaki ortalama kayma dayanımı 4,17 MPa olarak ölçülmüştür. TPU-çelik birleşimlerinde ise bu değerler 1,54–2,01 MPa arasında değişmiştir. Aynı tür malzemelerin kendi aralarında yapılan birleşimlerinde Tough PLA–Tough PLA kombinasyonu 4,0 MPa, TPU–TPU kombinasyonu ise 1,34–1,88 MPa arasında dayanım göstermiştir. En yüksek uzama oranı %232 ile TPU–TPU birleşiminde, en düşük ise %2,3 ile PLA–çelik birleşiminde kaydedilmiştir. Kırılma türleri ağırlıklı olarak yapışkan kopması (adezyonel kırılma) ve altlık içinde meydana gelen kopma (substrat içi kırılma) şeklinde gerçekleşmiştir [168].

Ramaswamy, O'Higgins, Kadiyala, M. McCarthy ve C. McCarthy, CF/PA12 esaslı termoplastik kompozitlerin alüminyum yüzeylerle yapıştırılmasında, alümina ile kumlama süresinin (10, 20 ve 40 saniye) mekanik performansa etkisini incelemiştir. Yapıştırıcı olarak Dow Automotive firmasına ait Betamate 1496 V epoksi yapıştırıcısı kullanılmıştır. Tek bindirmeli birleşimler, ASTM D5868 standardına uygun şekilde hazırlanmış ve hem yarı-statik (1 mm/dk) hem de dinamik (0,5 m/s) hızlarda test edilmiştir. En yüksek bağ dayanımı ve enerji yutumu, 20 saniyelik kumlama süresi uygulanan numunelerde elde edilmiştir. Bu koşullarda bağ dayanımı yaklaşık 9 kN seviyesine ulaşırken, kopma noktasına kadar yapılan iş değeri, 10 saniyelik işleme tabi tutulan numunelere göre yarı-statik testlerde %90, dinamik testlerde ise %31 oranında artış göstermiştir. XPS (X-ışını fotoelektron spektroskopisi) analizleri, 20 saniyelik işlem görmüş numunelerde yüzeydeki polar fonksiyonel grupların oranının %34,6 seviyesine çıktığını ortaya koymuştur. Bu başarıda, yüzey morfolojisi, kimyasal bileşim ve mikro düzeydeki mekanik kilitlenme etkili olmuştur [169].

Ramakrishnan, Sarlin, Kanerva ve Hokka, keten takviyeli iki farklı doğal lifli kompoziti — termoplastik matrisli (PLA) ve termoset matrisli (epoksi) — 0,5 mm kalınlığında paslanmaz

elik levhalarla yapıştırıcı kullanarak birleştirmişlerdir. Yapıştırıcı olarak biri ticari epoksi bazlı 3M Scotch-Weld DP460, diğeri ise vulkanize doğal kauçuk tercih edilmiştir. elik yüzeyler zımparalanıp asetonla temizlenmiş, kompozitler ise doğrudan kabartmalı yüzeyleriyle kullanılmıştır. Tek bindirmeli birleştirme konfigürasyonunda ASTM D1002 standardına uygun olarak hazırlanan numuneler Instron cihazında test edilmiş, deformasyon ve gerinim takibi Dijital Görüntü Korelasyonu (DIC) ile gerçekleştirilmiştir. Epoksi yapıştırıcı kullanılan numunelerde, keten/PLA birleşiminde 4,1 kN (~6,3 MPa), keten/epoksi birleşiminde ise 2,9 kN (~4,2 MPa) maksimum kesme kuvveti elde edilmiştir. Buna karşın, kauçuk yapıştırıcı ile bu değerler sırasıyla 0,45–1,1 kN (~0,8–1,8 MPa) arasında kalmıştır. Epoksi ile yapılan birleşimlerde kırılma, kompozit içerisinde, kauçukla yapılanlarda ise ara yüzeyde meydana gelmiştir. Enerji yutumu açısından da epoksi numuneler ~13,2 Nm seviyesine ulaşırken, kauçuk yapıştırıcılı örneklerde bu değer yalnızca ~1,6 Nm olmuştur [170].

Ramaswamy, O'Higgins, Lyons, M. McCarthy ve C. McCarthy, üç farklı kompozit üretim yöntemi (M1: basit yığma, M2: kalıpta bütünleştirme, M3: elyaf kesme) ile oluşturulan kilitli yapıya sahip CF/PA12 kompozitler ile alüminyum levhalar arasında, yapısal epoksi esaslı Betamate 1496V yapıştırıcısı kullanarak tek bindirmeli birleştirme numuneleri hazırlamışlardır. Yüzey hazırlıkları, alümina kumlama ve alkali temizleme ile gerçekleştirilmiştir. ASTM D5868 standardına uygun olarak yapılan testlerde, yarı-statik (1 mm/dk), 0,5 m/s ve 3 m/s hızlarında yükleme uygulanmıştır. En iyi sonuçlar, M3 (elyaf kesme) yöntemiyle elde edilmiştir. 3 m/s hızında, M3 numuneleri için ortalama bindirme kesme dayanımı (LSS) 16,8 MPa; kırılma enerjisi ise 37,5 J olarak ölçülmüştür. M1 yöntemi, bu değgerlere göre hem dayanım hem de enerji yutumu açısından daha düşük performans sergilemiştir. M3 yöntemiyle üretilen numunelerde kompozit içi lif hacmi oranı %43'e ulaşmış ve bu durum, kırılma modunu metal içinde plastik deformasyona yönlendirmiştir. "Snubbing" olarak adlandırılan mekanik kilitlenme etkisi, M3 numunelerinde dayanımı artıran temel mekanizma olarak tanımlanmıştır [171].

İncelenen çalışmalarda kullanılan yapıştırıcılar genel olarak epoksi, akrilik, poliüretan ve termoplastik film esaslı olmak üzere dört ana gruba ayrılmaktadır. Bu gruplar arasında epoksi bazlı yapıştırıcılar, özellikle karbon fiber takviyeli polimer (CFRP) ile metal yüzeylerin birleştirilmesinde en yaygın ve yüksek performanslı sistemler olarak öne çıkmaktadır. Yapısal uygulamalarda kullanılan havacılık sınıfı epoksi film yapıştırıcılar

arasında 3M™ Scotch-Weld™ AF 163-2K, Hysol EA9696 ve FM 94 gibi ürünler dikkat çekmekte; bu yapıştırıcılar, uygun yüzey hazırlıklarıyla birlikte uygulandığında 20–30 MPa seviyelerinde lap kesme dayanımı sağlamakta ve %100'e yakın kohezyonel kırılma ile güvenilir bağlar oluşturmaktadır. Bunun yanında Betamate 1496V gibi yapısal epoksi yapıştırıcılar, CF/PA12 kompozitlerin alüminyumla birleştirilmesinde yüksek enerji absorpsiyonu ve dayanım performansı sergilemiştir. Aremco 2310 ve Magnolia 6380 gibi tokluk artırılmış iki bileşenli epoksiler de yüksek mukavemetli bağlar sağlayarak havacılığa uygun performans göstermiştir. Akrilik yapıştırıcılar (örneğin, LORD Maxlok MX/T18, DP8010NS) daha çok orta dayanım gereksinimi olan uygulamalarda tercih edilmiş, düşük yüzey enerjili yüzeylerde kullanılabilirliğiyle öne çıkmıştır. Poliüretan bazlı sistemlerden SikaForce 7710 L100, cam elyaf takviyeli kompozit-çelik bağlarında güvenli ve sünek kırılma davranışıyla dikkat çekmiştir. Termoplastik film yapıştırıcılar (HDPE, EP kopolimeri, PP bazlı sistemler) ise daha düşük sıcaklıklarda uygulama avantajı sağlasa da mekanik dayanım açısından epoksilerin gerisinde kalmıştır. Genel değerlendirmede, havacılıkta tercih edilen epoksi film yapıştırıcılar, yüksek bağ dayanımı, çevresel dayanıklılık ve sürekli yük altında kararlılık özellikleri sayesinde en güvenilir ve etkili çözümler olarak öne çıkmaktadır.

### 6.2.2. Birleşmenin bağlayıcılarla veya kaynak ile sağlandığı çalışmalar

Kah, Suoranta, Martikainen ve Magnus, havacılık ve otomotiv gibi hafif yapı gerektiren alanlarda metal-polimer birleşimi için uygulanan mekanik birleştirme, yapıştırıcıyla birleştirme ve kaynak tekniklerini kapsamlı biçimde incelemişlerdir. Yapıştırıcı birleştirme, özellikle alüminyum ve polimer bazlı kompozitlerde düşük ağırlık, homojen gerilme dağılımı ve yüksek tasarım esnekliği sağladığı için öne çıkmaktadır. Ancak bu yöntem, çevresel bozulmalara (nemi, sıcaklık) ve uzun dönemli dayanım tahmini zorluklarına açıktır. Yapıştırıcı bağlantılarda yüzey pürüzlendirme ve temizleme kritik öneme sahiptir. Ultrasonik, lazer ve sürtünme noktası kaynağı gibi yeni nesil kaynak yöntemleri, özellikle CFRP-alüminyum gibi malzeme çiftlerinde başarıyla uygulanmıştır. Örneğin, sürtünme nokta kaynağı ile magnezyum/PPS kompozit birleşimlerinde yüzey pürüzlülüğü 0,75 µm'den 3,45 µm'ye çıkarıldığında birleşme dayanımı %50 oranında artmıştır. Lazer kaynakta ise 70–80 W arası ideal güç aralığı olarak tanımlanmıştır [60].

Popp ve Drummer, 42CrMo4 çeliğinden torna ile üretilmiş beş farklı pin geometrisinin, HCT600+Zn çelik levha üzerine kaynakla birleştirilmesini ve ardından bu yapıların, kızılötesi ışınlama ile yerel olarak eritilen GF/PP kompozit tabakalara doğrudan preslenmesiyle oluşturulan hibrit bağlantıların mekanik performansını değerlendirmişlerdir. %47 hacimsel oranla cam elyaf içeren kompozit laminalar, 2500 N presleme kuvveti ve 0,1 m/s hızla birleştirilmiştir. En uygun parametrelerde gerçekleştirilen tek bindirmeli ve çekip çıkarma testleri sonucunda, en yüksek kayma kuvveti 347 N ile pin tipi B için elde edilmiş ve bu değerin pinin taban çapı ile ilişkili olduğu belirlenmiştir. Çekme çıkarma testlerinde ise boğumlu geometrilerin performansa etkisi belirgin şekilde gözlemlenmiş; en yüksek çekme dayanımı, pin tipi C ile 88 N olarak ölçülmüştür. Boğum hacmine göre normalize edilen dayanımın bazı geometrilerde 170 N/mm<sup>3</sup>'e ulaştığı raporlanmıştır. Bu bulgular, mekanik kilitlemenin, yapışkan ya da perçin kullanımına gerek kalmaksızın etkili bir birleştirme yöntemi sunduğunu ortaya koymaktadır [172].

Zinnecker, Stokes-Griffin, Khudiakova, Wolfahrt ve Compston, CF/PA6 termoplastik bantlarının, lazerle tekstüre edilmiş düşük karbonlu çelik yüzeylere ATP yöntemiyle birleştirildiği hibrit yapıları incelemişlerdir. Yüzey hazırlığında, mikro oluklu (5 µm derinlik, 4 µm adım) ve makro oluklu (60 µm derinlik, 600 µm adım) lazer tekstür işlemleri uygulanmıştır. Kompozit lamina, 280 °C sıcaklık ve 100 mm/s yerleştirme hızıyla konsolide edilen 20 katmanlı UD yapıdan oluşmuştur. Mekanik değerlendirmeler için basma kayma testi (CST) ve ASTM D3165 standardına göre tek bindirme kayma testi (SLST) gerçekleştirilmiştir. SLST testlerinde, makro oluklu yüzeylerde yaklaşık 19 MPa, mikro oluklu yüzeylerde ise yaklaşık 8 MPa bağ dayanımı elde edilmiştir. Makro yapıda PA6 filmin olukları tamamen doldurarak güçlü mekanik kilitlenme sağladığı ve kohezyonel kırılmaya neden olduğu görülmüştür. Buna karşın, mikro yapıdaki yetersiz mekanik kenetlenme nedeniyle ara yüzeyde adezyonel kopma meydana gelmiştir. CST testlerinde ortalama bağ dayanımı 13,4 MPa olarak belirlenmiş ve geçerli kırılma modları gözlemlenmiştir. Ayrıca, CST yöntemi örnek hazırlığı ve test süresi bakımından SLST'ye kıyasla daha verimli bulunmuştur [173].

B. Cárcel, López, A. Cárcel ve Gerard, lazerle ızgara deseninde (76 µm derinlik, 89 µm genişlik) tekstüre edilmiş paslanmaz çelik yüzey ile RTM yöntemiyle üretilmiş Elium® 190 cam elyaf takviyeli kompozitlerin, lazerle ısı iletimi prensibine dayalı olarak yapıştırıcısız birleştirilmesini incelemişlerdir. Birleştirme işlemi sırasında, metal yüzey lazer ile 400 °C

sıcaklığa getirilmiş ve 4, 6, 9 ve 12 saniyelik ısıtım süreleri uygulanmıştır. Mekanik performans bindirme kayma testleri ile değerlendirilmiş; optimum sonuç 6 saniyelik ısıtım süresinde elde edilmiş ve ortalama bağ dayanımı 20,7 MPa olarak ölçülmüştür. Daha uzun ısıtım sürelerinde, polimer matrisin termal bozulması ve kabarcık oluşumu nedeniyle dayanım düşerken; daha kısa sürelerde, yeterli ıslanmanın sağlanamaması nedeniyle zayıf bağ oluşmuştur. SEM analizleri, kırılma mekanizmasının çoğunlukla kohezyonel olduğunu ve reçinenin lazerle oluşturulmuş mikro oluklara tamamen nüfuz ettiğini ortaya koymuştur. Bu çalışma, yüzey morfolojisi ile sıcaklık kontrolünün optimize edilmesi halinde lazerle yapıştırıcısız birleştirme yönteminin yapısal bağ dayanımı seviyelerine ulaşabileceğini göstermektedir [174].

Marinosci, Grouve, de Rooij, Wijskamp ve Akkerman, titanyum yüzeyini farklı basınçlarda alümina parçacıklarıyla kumlama uygulayarak 6 farklı morfoloji oluşturmuş ve ardından PEKK ara tabakası kullanarak C/PEKK kompozit ile otoklavda ko-konsolide etmişlerdir. Kompozit tarafı Cetex® TC1320 UD CF/PEKK bant (Toray), %59 hacim fiber oranına sahiptir. Mekanik performans, mandrel soyulma testi ile değerlendirilmiş; yüzey karakterizasyonu 3D profilometri ve SEM ile yapılmıştır. Ortalama yüzey pürüzlülüğü ( $R_a$ ) arttıkça ara yüzey kırılma tokluğu da artmıştır. Polisaj uygulanmış düz titanyum yüzeylerde kırılma tokluğu sadece 0,2 kJ/m<sup>2</sup>,  $R_a > 2,5$  µm olan kumlanmış yüzeylerde ise 1,4–1,45 kJ/m<sup>2</sup> aralığına ulaşmıştır. Bu değer, CF/PEKK laminalarındaki laminalar arası kırılma tokluğuna yakındır. Düşük pürüzlülüklerde kırılma yüzeyden, yüksek pürüzlülüklerde ise kompozit içind) oluşmuştur. SEM analizleri, ara faz çatlak deformasyon yüzey şekline bağlı olarak fiber-matris ara yüzeyinde kırılma oluşturduğunu ortaya koymuştur [175].

Xiong ve çalışma arkadaşları, titanyum alaşımı yüzeyine alev yöntemiyle yerinde büyütülmüş CNT uygulayarak, bu metal yüzeyin GF/PEI kompozitlerle olan birleştirme dayanımını artırmayı amaçlamışlardır. Birleştirme bölgesine, paslanmaz çelik tel örgü içeren ve iki GF/PEI yarı mamul katmanı ile iki PEI filminden oluşan beş katmanlı bir destek yapısı yerleştirilmiştir. Birleştirme işlemi, 20 volt ve 12 amper sabit elektriksel değerlerle, 30 ile 180 saniye arasında değişen sürelerde uygulanmıştır. Mekanik dayanım, ASTM D1002 standardına uygun olarak yapılan tek bindirmeli kayma testleri ile değerlendirilmiştir. CNT içermeyen birleşimlerde elde edilen en yüksek kayma dayanımı 7,02 MPa iken, CNT ile kaplanmış titanyum yüzeyle yapılan birleşimlerde bu değer %146 artarak 17,28 MPa seviyesine ulaşmıştır. En uygun kaynak süresi 120 saniye olarak belirlenmiştir. Süre

uzadıkça kırılma modu değişmiş; kısa sürede ara yüzeyden kopma, 120 saniyede destek yapı içinde kırılma, 180 saniyede ise kompozitte katmanlar arası ayrılma meydana gelmiştir. Ultrasonik C-tarama analizleri, uzun sürede gerçekleştirilen kaynak işlemlerinin iç yapıda katman ayrılması ve mikro boşluk oluşumuna yol açtığını ortaya koymuştur. CNT kaplaması, yüzeyin su itici (hidrofobik) özelliğini 56,8°'den 135,5°'ye yükselterek PEI matrisiyle daha etkili mekanik kenetlenme ve ara yüzey dayanımı sağlamıştır [176].

Krassmann ve Moritzer, polipropilen (PP) matrisli Tepex dynalite 104RG-600 ve PA6 matrisli 102RG-600 kompozit plakaları, 1,5 mm kalınlığındaki alüminyum levhalarla birlikte delikten geçerek şekillendirme yöntemiyle (JSR) birleştirmişlerdir. Bu yöntemde, ısıtılan kompozit plaka, metal levhada önceden açılmış 16 mm çapındaki delikten aşağıya doğru bastırılarak, alt kısımdaki kalıp yardımıyla perçin başı formunda şekillendirilmiştir. Isıtma işlemi 250 °C sıcaklıkta kızılötesi ısı yayıcı ile gerçekleştirilmiş, şekillendirme işlemi ise 500 N kuvvet uygulanarak tamamlanmıştır. Mekanik performans, DIN EN ISO 14272 ve 14273 standartlarına uygun olarak tek bindirmeli kayma (çekme-kayma) ve çapraz çekme testleriyle değerlendirilmiştir. Yapılan parametrik analizlerde, 14 mm çap ve 0,5 mm uç yarıçapına sahip zımba ile 1,5 mm derinliğindeki kalıp geometrisinin en uygun birleşim biçimini sunduğu belirlenmiştir. Bu koşullarda, PA6 esaslı kompozitlerde elde edilen en yüksek dayanım 4425 N (~4,4 kN) olarak ölçülmüş ve tüm numune grupları arasında en yüksek değer olmuştur. Kesme bölgesi tasarımı olarak kullanılan “0° çapraz kesim” geometrisi, liflerin zarar görmeden metal kenarına mekanik olarak kenetlenmesini sağlayarak en yüksek dayanımı sunmuştur. Tüm birleşimler, herhangi bir yapıştırıcı veya ek perçinleme yöntemi kullanılmadan gerçekleştirilmiş olup, çoğunlukla lif kilitlemesine dayalı şekil uyumlu (form kilitli) bağlantı özelliği göstermiştir [177].

Dean ve diğerleri, PA6GF30 ve EN AW-5754 levhaların 1 mm kalınlıkta üst üste yerleştirilerek kenetlenmesinde kullanılan zımba, kalıp ve baskı elemanlarının geometrik parametrelerinin, oluşan bağlantının kalite karakteristikleri (boyun kalınlığı, kilitleme derinliği ve alt taban kalınlığı) üzerindeki etkilerini Taguchi deney tasarımı yöntemiyle analiz etmişlerdir. ABAQUS yazılımı kullanılarak geliştirilen 2D eksenel simetrik sonlu eleman modeli ile sekiz farklı takım konfigürasyonu incelenmiştir. Simülasyon sonuçlarına göre, boyun kalınlığı üzerinde en etkili parametre A (zımba yarıçapı) olurken; kilitleme derinliği için C (kalıp kenar yarıçapı) ve alt kalınlık için yalnızca B (zımba açısı) etkili bulunmuştur. En iyi sonuçlar A1–C2–B1 kombinasyonunda elde edilmiştir. Sonuçlar hem

ortalama yanıt analizi hem de sinyal-gürültü oranı yöntemleriyle doğrulanmıştır. Bu çalışma, mekanik kenetleme gibi düşük maliyetli, hızlı ve yapıştırıcısız hibrit bağlantı yöntemleri için tasarım optimizasyonuna katkı sağlamaktadır [26].

Drossel ve diğerleri, EN AW-6016-T4 alüminyum alaşımını, cam ve karbon elyaf takviyeli PA6 esaslı prepreg malzemelerle, yüzeyde şekil verilmiş mekanik kilit yapıları sayesinde birleştirmiştir. Bu mekanik kilit yapıları iki farklı yöntemle oluşturulmuştur: (i) birleştirme öncesinde açılan deliklere şekil kazandırılarak elde edilen kenar genişletmeli yapılar ve (ii) şekil verme işlemi sırasında malzemenin kendi yapısıyla oluşan kitleme bölgeleri. Şekillendirme ve birleştirme işlemleri 230 °C’de değişken sıcaklıklı kalıplama yöntemiyle gerçekleştirilmiştir. Tüm numuneler çift taraflı kayma yüklemesiyle test edilmiştir. En başarılı sonuç, çokgen delik geometrisine sahip kenar genişletmeli yapı ile elde edilmiş; bu yöntem, yüzey işlem görmüş ve yapıştırıcı ile birleştirilmiş örneklerle kıyaslandığında %40 daha yüksek kayma dayanımı ve %78 daha fazla kırılma enerjisi sağlamıştır. Diğer yöntemde ise en yüksek kayma dayanımı 4,1 MPa, kırılma enerjisi ise 16 J olarak ölçülmüştür. Kırılma, genellikle metal parçadaki dar kesit bölgelerinden başlamıştır. Bu sonuçlar, metal yüzeyinde oluşturulan şekilli yapılarla, yapıştırıcıya ihtiyaç duyulmadan sağlam hibrit bağlantılar elde edilebileceğini göstermektedir [178].

Quan ve diğerleri, PEEK ve PPS bazlı 5-koşum karbon elyaf takviyeli kompozitleri (PEEK ve PPSC), 5–20 saniyelik yüksek güçlü UV-ışını uygulayarak yüzey modifikasyonuna tabi tutmuş; ardından bu yüzeyleri alüminyum 2024-T3 ve epoksi matrisli kompozitlerle Hysol EA9696 film yapıştırıcısı kullanarak tek bindirme birleşimler hâlinde birleştirmişlerdir. ASTM ISO 4587 standardına göre yapılan bindirme kesme testlerinde, UV uygulaması ile PEEK/Al birleşimlerinde bağ dayanımı 16 MPa’dan 35 MPa’ya, PPSC/Al birleşimlerinde ise 11,1 MPa’dan 39 MPa’ya yükselmiştir. UV süresi (5–20 s) LSS üzerinde anlamlı fark yaratmamıştır. Ayrıca PEEK ve PPSC numuneleri yaşlandırma testine tabi tutulmuş; 1344 saat süresince %80–90 bağıl nemde 56 °C sıcaklıkta tutulan örneklerde dayanım %13–15 oranında azalsa da bağ ara yüzey kararlılığını korumuştur. Kırılma modu, UV uygulanmamış numunelerde yapışma ara yüzeyinde olurken, UV-uygulanan numunelerde kompozit içinde birleştirme bileşeni kırılması görülmüştür. 6 ay boyunca UV-uygulanan yüzeylerde fonksiyonel yapı sabit kalmıştır [179].

Quan, Wang, Zhao ve Alderliesten, CF/PEEK yüzeylerini sadece 7 saniyelik yüksek güçlü UV-ışını ile aktive ettikten sonra, Scotch-Weld™ serisine ait iki farklı epoksi film yapıştırıcısı (AF163-2K ve AF163-2OST) ile Al 2024-T3 levhaları birleştirmişlerdir. Her iki yapıştırıcı aynı epoksi matrise sahipken, taşıyıcıları farklıdır: AF163-2K örgü, AF163-2OST ise rastgele dağılmış termoplastik lif taşır. Mod-I, mod-II ve karışık mod testleri sırasıyla DCB, ELS ve FRMM yöntemleriyle gerçekleştirilmiş; bağ dayanımları ve kırılma mekanizmaları SEM ile analiz edilmiştir. AF163-2OST ile yapılan birleşimlerde kırılma tamamen yapıştırıcı katmanı içinde gerçekleşmiş; mod-I kırılma enerjisi ( $G_{IC}$ ) ortalama  $1170 \text{ J/m}^2$ , mod-II ( $G_{IIC}$ )  $3427 \text{ J/m}^2$  ve karma mod ( $G_{I/IIC}$ )  $1736 \text{ J/m}^2$  olarak ölçülmüştür. Buna karşılık, AF163-2K ile yapılan birleşimlerde kırılma CF/PEEK altlıkta hasar (fiber kırılması, matris soyulması) ile sonuçlanmış;  $G_{IC}$   $715 \text{ J/m}^2$  iken,  $G_{IIC}$  değeri  $6428 \text{ J/m}^2$  ile yaklaşık %88 daha yüksek çıkmıştır. Kırılma şekli, taşıyıcının morfolojisiyle doğrudan ilişkili bulunmuş; örgü taşıyıcılar daha rijit yapı sağlarken, örgü olmayan taşıyıcılar enerji yayılımını kolaylaştırmıştır [180].

Jiao, Zou, Ye, Xu ve Sheng'in çalışmalarında, TC<sub>4</sub> titanyum alaşımı yüzeyine önce nanosaniye darbeli lazer yöntemiyle mikro ölçekte yüzey şekillendirme işlemi uygulanmış, ardından aynı yüzeye PA tozlarının eritilmesiyle bu mikro yapıları dolduran bir plastik kaplama tabakası oluşturulmuştur. Daha sonra, karbon elyaf takviyeli termoplastik kompozit ile TC<sub>4</sub> yüzeyleri üst üste yerleştirilerek, döner lazer ışını altında 0,3 MPa basınç uygulanmış ve lazer kaynak işlemi gerçekleştirilmiştir. Bu işlem sonucunda, TC<sub>4</sub> yüzeyinde yaklaşık 189–265 mikrometre kalınlığında bir sertleşmiş tabaka oluşmuş ve bu bölgede mikro sertlik değeri taban metale kıyasla artarak 377 HV seviyelerine ulaşmıştır. Plastik kaplama uygulanmış yüzeylerle elde edilen birleşimlerde maksimum kayma dayanımı 30,4 MPa olarak ölçülmüş; yalnızca mikro şekillendirme yapılan yüzeylerde ise bu değer 9,8 MPa'da kalmıştır. Yorulma testleri sonucunda, kaplamasız numuneler sadece 3 çevrimde kırılırken, plastik kaplamalı birleşimlerde kırılma 2476 çevrime kadar ulaşmıştır. Kırılma analizi sonuçları, plastik kaplama uygulanan yüzeylerde kırılmanın kompozit katmanlar arasında (katmanlar arası) gerçekleştiğini ve bu sayede birleşim bölgesinin, kompozit malzemenin iç yapısından daha yüksek bir dayanım sergilediğini ortaya koymuştur [181].

Li ve diğerleri, farklı kum çapları (0,3–2 mm) ile kumlanarak hazırlanmış Al 6061 yüzeyleri üzerine PP eritilerek doğrudan enjeksiyon kalıplamayla hibrit parçalar üretmiştir. Metal yüzey sıcaklığı 60–150 °C aralığında kontrol edilmiş, en uygun birleştirme 120 °C'de elde

edilmiştir. Bağ dayanımı, ASTM D1002 standardına göre tek lap çekme testi ile ölçülmüş ve en yüksek maksimum lap kesme kuvveti 130,5 N (~1,6 MPa) olarak kaydedilmiştir. Bu değer, lazer ve sürtünme destekli yöntemlere göre düşüktür ancak yüzey topografisiyle artırılabilir. Optimum yüzey pürüzlülüğü  $R_a \approx 4,0-4,3 \mu\text{m}$ , yapı yoğunluğu ise 176–195 özellik/mm<sup>2</sup> olarak belirlenmiştir. Yüksek metal sıcaklığı, PP'nin yüzey özelliklerine daha iyi nüfuz etmesini sağlamış;  $\beta$ -kristal fazının oluşumu, kristal yapılar arası bağları güçlendirerek bağ dayanımını artırmıştır. XRD analizleri, 120 °C'deki numunelerde  $\beta$ -kristallerin belirgin olduğunu göstermiştir [182].



## 7. MALZEME ve YÖNTEM

Bu bölümde, ayarlanabilir boy özellikli termoplastik kompozit bir kontrol çubuğunun üretim ve değerlendirme süreçlerinde kullanılan malzemeler, uygulanan yöntemler ve analiz teknikleri sunulmaktadır. Tez çalışması dört temel aşamadan oluşmaktadır. İlk aşamada, termoplastik kompozit malzemeler ile tüp şekilli parça üretilebilirliği araştırılmıştır. İkinci aşamada, düşük ergime sıcaklığına sahip LM-PAEK matrisli karbon fiber takviyeli prepreg kumaş kullanılarak, eksenel yüklere karşı yüksek dayanım sağlayacak tüp biçimli kompozit yapılar geliştirilmiştir. Bu kapsamda, tek adımlı sıcak pres kalıplama yöntemi ile üretilen numuneler, farklı işlem parametrelerinin (sıcaklık, basınç, konsolidasyon süresi, ısıtma ve soğutma hızları) mekanik performans üzerindeki etkilerini araştırmak üzere Taguchi L16 deneysel tasarımı doğrultusunda imal edilmiştir. Üretilen numuneler tahribatsız muayene, DSC ve SEM analizleri ile karakterize edilmiş; eksenel çekme ve basma testleri ile mekanik davranışları değerlendirilmiştir. Tezin üçüncü aşamasında, metal insört ile kompozit tüp arasındaki birleştirme bölgesine yönelik çeşitli tasarım alternatifleri geliştirilmiş ve bu tasarımların yapısal uygunlukları sonlu elemanlar analizleri ile incelenmiştir. Elde edilen bulgular doğrultusunda en yüksek performans sergileyen tasarım seçilmiştir. Son aşamada ise, ikinci ve üçüncü aşamada elde edilen sonuçlar kullanılarak kontrol rodu üretilmiş, ardından çekme flambaj testleri ile dayanım özellikleri belirlenmiştir.

### 7.1. Kullanılan Malzemeler

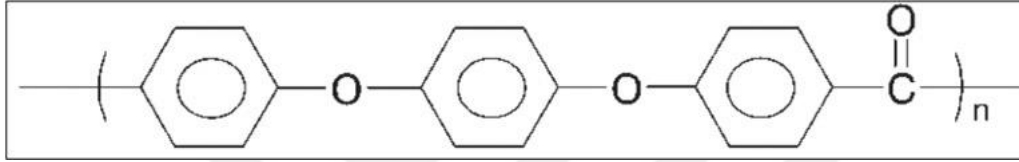
#### 7.1.1. Termoplastik kompozit tüp üretimi için kullanılan malzemeler

Bu çalışmada, termoplastik kompozit tüp üretimi amacıyla farklı form ve reçine tipine sahip iki ayrı prepreg malzeme kullanılmıştır. Bunlardan ilki, tek yönlü karbon fiber takviyeli PEEK esaslı prepreg malzemesidir. Diğeri ise, LM-PAEK (düşük ergime noktalı PoliAriEterKeton) matris içeren, karbon fiber dokuma kumaştır. Farklı form ve matris sistemine sahip bu iki malzemenin seçilmesindeki temel amaç, tüp formundaki yapıların üretiminde alternatif malzeme formlarının uygulanabilirliğini ve nihai ürün üzerindeki etkilerini karşılaştırmalı olarak değerlendirmektir. Ayrıca, bu malzemelerle birlikte iki farklı üretim yöntemi uygulanmış, böylece üretim teknolojisinin malzeme seçimindeki rolü

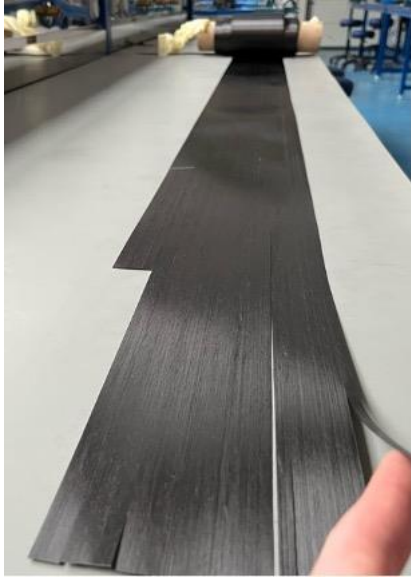
gözlemlenmiştir. Bu yaklaşımla, yalnızca uygun malzemenin belirlenmesi değil, aynı zamanda üretilebilirliğin sınırlarının ortaya konması da hedeflenmiştir.

#### Vakum torbalama / otoklav üretiminde kullanılan malzeme

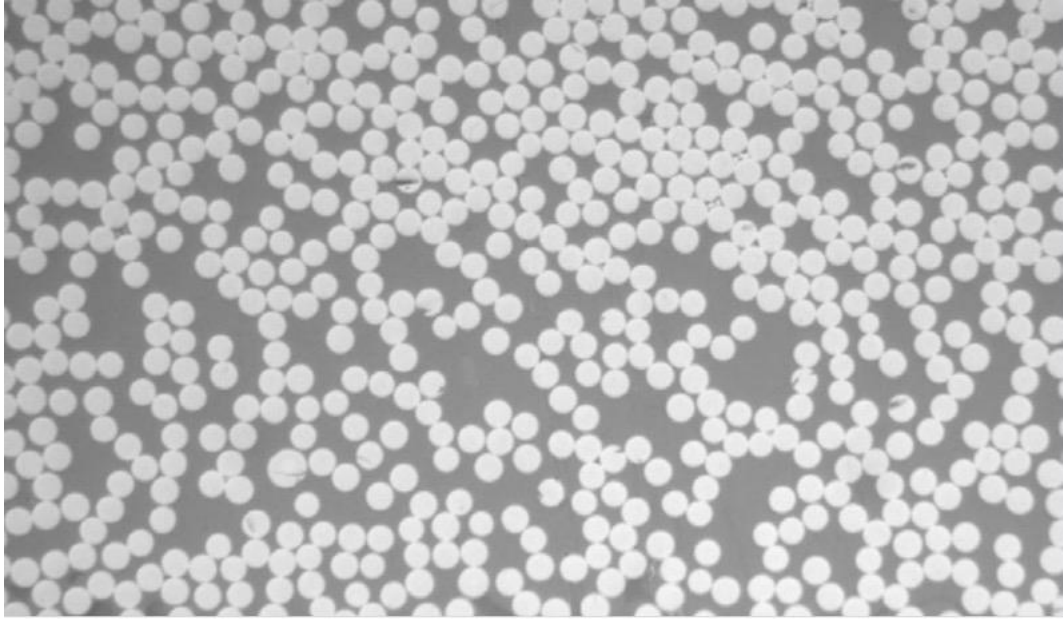
Bu çalışmada, tüp şekilli parçaların otoklav ile üretimleri için tek yönlü PEEK (Şekil 7.1) termoplastik reçine sistemi tercih edilmiştir. Malzeme, Toray Şirketi'nden tedarik edilmiştir (Toray Cetex® TC1200). Reçine, tek yönlü bant (Resim 7.1, Şekil 7.2) ve lamine (düz) malzemeye ait özellikler sırasıyla Çizelge 7.1, Çizelge 7.2 ve Çizelge 7.3'te verilmiştir.



Şekil 7.1. PEEK molekül yapısı [31]



Resim 7.1. Tek yönlü PEEK/CF bant



Şekil 7.2. Tek yönlü PEEK/CF malzemesinin mikro ölçekte görünümü (x500) [183]

Çizelge 7.1. PEEK reçine özellikleri [183]

| Özellik                  | Birim             | Değer      |
|--------------------------|-------------------|------------|
| Yoğunluk                 | g/cm <sup>3</sup> | 1,3        |
| Camsı Geçiş Sıcaklığı    | (°C)              | 143        |
| Ergime Sıcaklığı         |                   | 343 °C     |
| Kristallenme Sıcaklığı   |                   | 290 °C     |
| İşleme Sıcaklığı Aralığı |                   | 370–400 °C |

Çizelge 7.2. Tek yönlü PEEK/CF özellikleri [183]

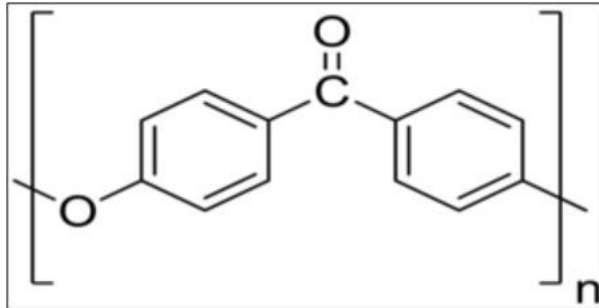
| Özellik               | Birim                | Değer                               |
|-----------------------|----------------------|-------------------------------------|
| Matris Reçine Yüzdesi | % (ağırlıkça)        | 34                                  |
| Karbon Fiber Tipi     | -                    | AS4D                                |
| Fiber Oryantasyonu    | -                    | Tek yönlü                           |
| Lamina Yoğunluğu      | (g/cm <sup>3</sup> ) | 1,59                                |
| Raf ve İşlem Ömrü     | gün                  | Ortam sıcaklığında süresiz depolama |

Çizelge 7.3. Lamine PEEK/CF reçine özellikleri [183]

| Özellik                                | Birim | CETEX TC1200 PEEK/CF |
|----------------------------------------|-------|----------------------|
| Çekme Dayanımı (0°)                    | MPa   | 2140                 |
| Çekme Modülü (0°)                      | GPa   | 135                  |
| Çekme Dayanımı (90°)                   | MPa   | 86                   |
| Çekme Modülü (90°)                     | GPa   | 10                   |
| Basma Dayanımı (0°)                    | MPa   | 1300                 |
| Basma Modülü (0°)                      | GPa   | 124                  |
| Düzlemsel Kayma Dayanımı (±45°)        | MPa   | 152                  |
| Düzlemsel Kayma Modülü (±45°)          | GPa   | 5,2                  |
| Eğilme Dayanımı (90°)                  | MPa   | 152                  |
| Katmanlar Arası Kayma Dayanımı 0°/ 90° | MPa   | 96.5                 |
| Açık Delikli Çekme Dayanımı            | MPa   | 386                  |
| Açık Delikli Basma Dayanımı            | MPa   | 320                  |
| Poisson Oranı                          | -     | 0,33                 |

#### Sıcak pres yönteminde kullanılan malzeme

Sıcak pres ile tüp biçimli bileşenin üretimi için düşük ergime sıcaklığına sahip bir PAEK (LM-PAEK) termoplastik reçine sistemi tercih edilmiştir (Şekil 7.3). Malzeme, Toray Şirketi'nden tedarik edilmiştir (Toray Cetex® TC1225). Reçine, dokuma kumaş ve lamine (düz) malzemeye ait özellikler sırasıyla Çizelge 7.4, Çizelge 7.5 ve Çizelge 7.6 sunulmaktadır.



Şekil 7.3. Polyarilketon molekül yapısı [184]

Çizelge 7.4. LM-PAEK reçine özellikleri [185]

| Özellik                  | Birim                | Değer   |
|--------------------------|----------------------|---------|
| Yoğunluk                 | (g/cm <sup>3</sup> ) | 1,3     |
| Camsı Geçiş Sıcaklığı    | (°C)                 | 147     |
| Ergime Sıcaklığı         |                      | 305     |
| Kristallenme Sıcaklığı   |                      | 263     |
| İşleme Sıcaklığı Aralığı |                      | 340–385 |

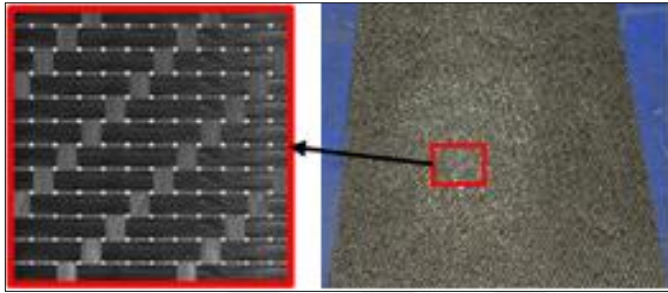
Çizelge 7.5. LM-PAEK/CF dokuma kumaş özellikleri [185]

| Özellik               | Birim                | Değer                               |
|-----------------------|----------------------|-------------------------------------|
| Matris Reçine Yüzdesi | % (ağırlıkça)        | 43                                  |
| Karbon Fiber Tipi     | -                    | T300JB                              |
| Fiber Oryantasyonu    | -                    | 5 koşum saten (Resim 7.2)           |
| Lamina Yoğunluğu      | (g/cm <sup>3</sup> ) | 1,53                                |
| Raf ve İşlem Ömrü     | gün                  | Ortam sıcaklığında süresiz depolama |

Çizelge 7.6. Lamine LM-PAEK/CF mukavemet bilgileri [185]

| Özellikler                       | Birim | Değer |
|----------------------------------|-------|-------|
| Çekme Dayanımı (0°)              | MPa   | 805   |
| Çekme Modülü (0°)                | GPa   | 58    |
| Çekme Dayanımı (90°)             | MPa   | 739   |
| Çekme Modülü (90°)               | GPa   | 59    |
| Basınç Dayanımı (0°)             | MPa   | 628   |
| Basınç Modülü (0°)               | GPa   | 52    |
| Basınç Dayanımı (90°)            | MPa   | 676   |
| Basınç Modülü (90°)              | GPa   | 53    |
| Düzlem İçi Kayma Dayanımı (±45°) | MPa   | 159   |
| Düzlem İçi Kayma Modülü (±45°)   | GPa   | 3,9   |
| Eğilme Dayanımı (0°)             | MPa   | 1100  |
| Eğilme Modülü (0°)               | GPa   | 61    |
| Eğilme Dayanımı (90°)            | MPa   | 874   |
| Eğilme Modülü (90°)              | GPa   | 48    |

Bu çalışmada kullanılan kompozit malzeme, termoplastik bir matris (LM-PAEK) ile önceden emprenye edilmiş karbon fiber kumaş esasludur. Kumaş, T300JB tipi karbon fiberlerden oluşmakta olup, matris reçine içeriği ağırlıkça %43'tür. Elyaf yerleşimi, Resim 7.2'de gösterildiği üzere, 5 koşum saten örgü formunda yapılandırılmıştır. Bu saten örgü yapısı, şekillendirilebilirlik ile mekanik performans arasında dengeli bir özellik sunmakta; düz örgülere kıyasla daha düzgün yüzey karakteristikleri ve geliştirilmiş serilebilirlik sağlamaktadır.



Resim 7.2. LM-PAEK/CF dokuma kumaş takviyesinin makro ve mikro ölçekte görünümü

Elyaf yönelimi ve örgü yapısı, kompozitin mekanik davranışı üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Saten örgülerde, daha uzun iplik atlamaları kırınım miktarını azaltarak, özellikle ana elyaf yönlerinde çekme performansının artmasını sağlar. Dokuma yapısında yer alan  $0^{\circ}/90^{\circ}$  yerleşimi, kompozitin düzlem içi yönlerde göreceli olarak dengeli özellikler sergilemesine olanak tanır. Ancak, farklı örgü mimarilerinde (örneğin düz, dimi veya saten) elyaf yöneliminin değişmesi, rijitlik, mukavemet ve hasar toleransı gibi mekanik özelliklerde farklılıklara yol açabilir. Dokuma kumaşın konsolide edilmiş lamine formu  $1,53 \text{ g/cm}^3$  yoğunluğa sahiptir ve kullanılan prepreg malzeme, ortam sıcaklığında kararlı olup, raf ömrü ve işlem ömrü açısından sınırsızdır.

### 7.1.2. Yapıştırıcı malzemeler

Bu çalışma kapsamında, ayarlanabilir kontrol çubuğu üretmek için kompozit tüp parçasının ucuna metal insört yapııştırılarak birleştirilmiştir. İki farklı epoksi bazlı yapıştırıcı kullanılmıştır. Farklı mekanik ve kimyasal özelliklere sahip bu yapıştırıcılar, arayüzey davranışının yapısal performans üzerindeki etkilerini karşılaştırmalı olarak değerlendirebilmek amacıyla seçilmiştir. Kullanılan yapıştırıcılardan ilki, hızlı kürlenme süresi ve yüksek darbe dayanımı ile bilinen Loctite HY 4090 hibrit yapıştırıcıdır. Diğeri ise

havacılık uygulamalarında yaygın olarak tercih edilen, yüksek sıcaklık ve nem dayanımı sunan 3M™ Scotch-Weld™ EC-9396 B/A (EA9396) epoksi yapıştırıcıdır.

#### HY 4090

Loctite HY 4090 (Resim 7.3), hızlı kürlenme süresi ve yüksek darbe dayanımı ile öne çıkan bir hibrit yapıştırıcıdır. Epoksi ve siyanoakrilat kimyasallarının birleştirilmesiyle geliştirilen bu sistem, hem metal hem de kompozit yüzeylere güçlü yapışma sağlamakta ve özellikle dinamik yükler altındaki bağlantılar için uygundur. İki bileşenli ve genel amaçlı bir yapısal yapıştırıcıdır. Oda sıcaklığında hızlı kürlenme özelliğine sahip olup, metal, plastik ve kauçuk gibi çeşitli yüzeyleri yüksek etkinlikle birleştirebilme kapasitesine sahiptir. Yüksek sıcaklık ve neme karşı direnç göstermesi, bu ürünü özellikle zorlu çevresel koşullarda (örneğin yüksek sıcaklık ve/veya nem içeren ortamlar) gerçekleştirilen uygulamalar için uygun hale getirmektedir. Ayrıca, tiksotropik yapısı sayesinde, yüzey uyumsuzluğunun bulunduğu veya boşluk doldurma ihtiyacının olduğu bağlantı noktalarında etkili bir şekilde kullanılabilir. HY 4090 yapıştırıcısına ait fiziksel ve mekanik özellikler Çizelge 7.7’de verilmiştir [186].

Çizelge 7.7. Loctite HY 4090 yapıştırıcısının fiziksel ve mekanik özellikleri [186]

| Özellik                                                | Birim           | LOCTITE HY 4090                            |
|--------------------------------------------------------|-----------------|--------------------------------------------|
| Malzeme Tipi                                           |                 | Siyanoakrilat / Epoksi                     |
| Bileşen Sayısı                                         |                 | 2                                          |
| Karışım Oranı (A:B)                                    | Hacimce         | 1:1                                        |
| Kürlenme Sıcaklığı                                     | °C              | 22                                         |
| Camsı Geçiş Sıcaklığı (T <sub>g</sub> )                |                 | 88                                         |
| Termal Genleşme Katsayısı (T <sub>g</sub> altı / üstü) | K <sup>-1</sup> | 71×10 <sup>-6</sup> / 175×10 <sup>-6</sup> |
| Sertlik                                                | Shore D         | 65–69                                      |
| Kayma Mukavemeti - Al bileşen                          | MPa             | 7,6                                        |
| Çelikte Kayma Mukavemeti                               |                 | 17                                         |
| Kayma Mukavemeti - ABS yüzey                           |                 | 5,2                                        |
| Kayma Mukavemeti - Polikarbonat yüzey                  |                 | 6,9                                        |
| Kayma Mukavemeti - Polietilen yüzey                    |                 | 0,5                                        |
| Kayma Mukavemeti - Polipropilen yüzey                  |                 | 0,6                                        |
| Elastik Modül                                          |                 | 565                                        |
| Kopmada Uzama                                          | %               | 3,6                                        |
| Maksimum Servis Sıcaklığı                              | °C              | ≈120                                       |



Resim 7.3. HY 4090 yapıştırıcısı

### EA 9396

Loctite EA 9396 Aero (Resim 7.4), düşük viskoziteli ve oda sıcaklığında kürlenebilen bir yapıştırıcı sistemidir.  $-55^{\circ}\text{C}$  ila  $177^{\circ}\text{C}$  sıcaklık aralığında yüksek mekanik dayanım özellikleri sergiler. Bileşenleri ayrı şekilde  $25^{\circ}\text{C}$ 'de depolandığında bir yıl raf ömrüne sahiptir [187]. EA9396 epoksi, havacılık endüstrisinde yaygın olarak kullanılmaktadır; zira oda sıcaklığında yüksek bağ dayanımı sunmakta ve yüksek sıcaklıklarda da bu dayanımını büyük ölçüde koruyabilmektedir. Bu özellik, yüksek camsı geçiş sıcaklığına ( $149^{\circ}\text{C}$ ) sahip tetraglisidil diaminodifenilmetan (TGDDM) bileşimi sayesinde sağlanmaktadır [188]. EA 9396 yapıştırıcısına ait fiziksel ve mekanik özellikler Çizelge 7.8'de verilmiştir.



Resim 7.4. EA 9396 yapıştırıcısı

Çizelge 7.8. Loctite EA 9396 yapıştırıcısının fiziksel ve mekanik özellikleri [187]

| Özellik                                                      | Birim           | LOCTITE EA 9396 AERO                 |
|--------------------------------------------------------------|-----------------|--------------------------------------|
| Malzeme Tipi                                                 |                 | Epoksi Bazlı Yapıştırıcı             |
| Bileşen Sayısı                                               |                 | 2                                    |
| Karışım Oranı (A:B)                                          | Ağırlıkça oran  | 100:30                               |
| Kürlenme Sıcaklığı                                           | °C              | 22 / 64 (hızlı kür)                  |
| Camsı Geçiş Sıcaklığı (T <sub>g</sub> )                      |                 | ≈82                                  |
| Termal Genleşme Katsayısı (T <sub>g</sub> altında / üstünde) | K <sup>-1</sup> | 70,7 / 108 × 10 <sup>-6</sup>        |
| Sertlik                                                      | Shore D         | 80                                   |
| Kayma Mukavemeti - Al yüzey*                                 | MPa             | 24,1 (5 gün 25°C'de kürlenme sonucu) |
| Elastik Modül                                                |                 | 2750                                 |
| Kopmada Uzama                                                | %               | 3,4                                  |
| Maksimum Servis Sıcaklığı                                    | °C              | 177                                  |

\*Yapıştırıcı yüzeyler için fosforik asitle yüzey işlemi uygulanmış, 2024-T3 alüminyum malzeme kullanılmıştır.

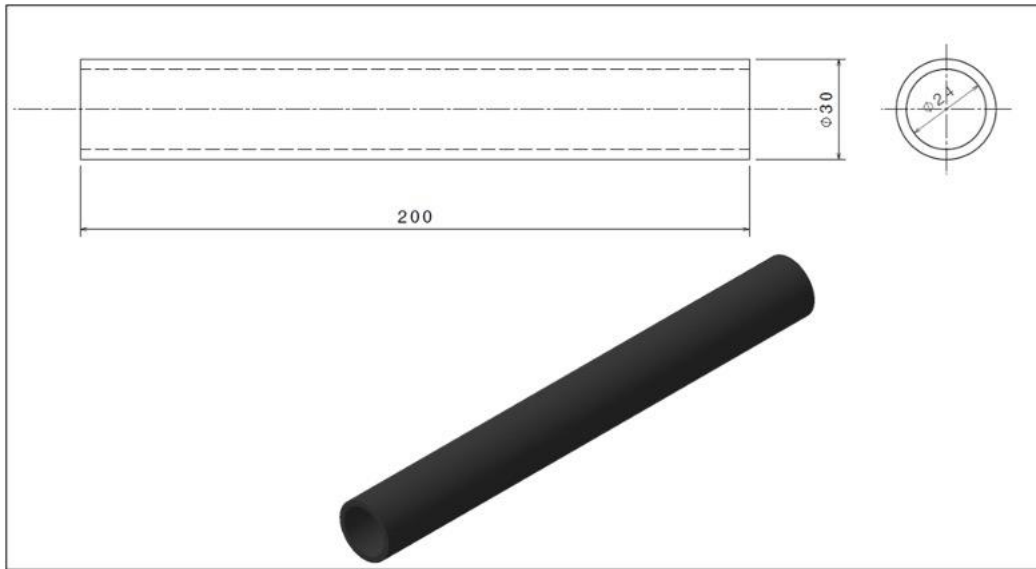
## 7.2. Üretim Süreci

Bu tez çalışmasında üretim süreci dört aşamalı bir yaklaşımla ele alınmıştır. İlk aşamada, termoplastik kompozit malzeme kullanılarak tüp biçimli parçaların üretilebilirliğini değerlendirmek amacıyla deneme üretimleri gerçekleştirilmiştir. İkinci aşamada, üretim parametrelerinin tüp biçimli termoplastik kompozit malzemeler üzerindeki etkilerini sistematik olarak incelemek amacıyla kupon numune üretimleri yapılmıştır. Bu kuponlar, nihai ürünle aynı malzeme sistemine sahip olmakla birlikte, yapısal detay içermeyen ve ilgili test standartlarına uygun ölçülerde hazırlanmış temsilci örneklerdir. Üçüncü aşamada, tüp şeklindeki kompozit malzemenin uç kısmına metal insörtü birleştirmek için farklı tasarım çözümleri araştırılmıştır. Son aşamada ise, boyut ve işlev bakımından gerçek sistemdeki gibi komponent numuneler (kontrol rodları) üretilmiş ve yapısal performansları deneysel olarak değerlendirilmiştir. Bu dört aşamalı yaklaşım sayesinde, hem üretim yöntemlerinin uygulanabilirliği ortaya konmuş hem de malzeme düzeyinden bileşen düzeyine kadar uzanan kapsamlı bir performans değerlendirmesi gerçekleştirilmiştir.

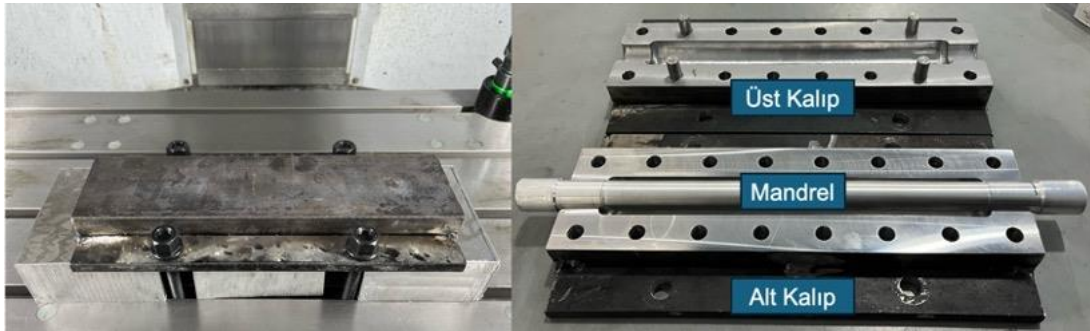
### 7.2.1. Kalıp üretimi

#### Termoplastik kompozit tüp üretimi için hazırlanan kalıplar

Tüp üretimi için iki farklı kalıp tasarlanmış ve üretilmiştir. Kupon numunelerin elde edilmesi için et kalınlığı 3 mm, dış çapı 30 mm ve uzunluğu 200 mm olan kompozit boru üretilmiştir. Kompozit boru Şekil 7.4 de kompozit boru üretimi için kullanılan kalıp Resim 7.5'te görülmektedir.



Şekil 7.4. Üretilen parça ölçüleri

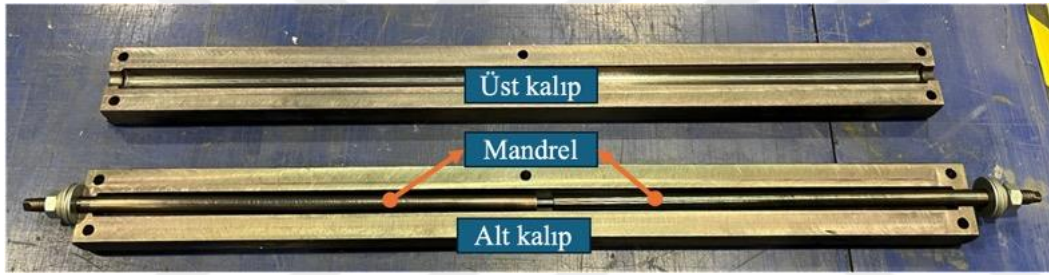


Resim 7.5. Kupon numuneleri için hazırlanan kalıp ve mandrel

Muadil numune üretimi için helikopter uçuş kontrol sisteminde kullanılan kontrol rodu üretimine karar verilmiştir. Muadil kontrol rodunun tüp kısmı, tokaçlama<sup>1</sup> yöntemi ile Al-2024 T42 malzemesi kullanılarak üretilmektedir. Üretilmesine karar verilen kontrol rodunun ölçüleri Çizelge 7.9'da verilmiştir. Muadil kontrol rodu için 620 mm uzunluğunda kompozit tüp üretilmiştir. Muadil numune üretiminde kullanılan tüp üretimi için Resim 7.6'de gösterilen kalıp kullanılmıştır.

Çizelge 7.9. Geleneksel yöntemler ile üretilen muadil kontrol rod ölçüleri

| Rod Boyu | Boy ayarlama payı | Dış çap | Cidar kalınlığı |
|----------|-------------------|---------|-----------------|
| (mm)     | (mm)              | (mm)    | (mm)            |
| 659      | $\pm 12,7$        | 19,05   | 3,05            |

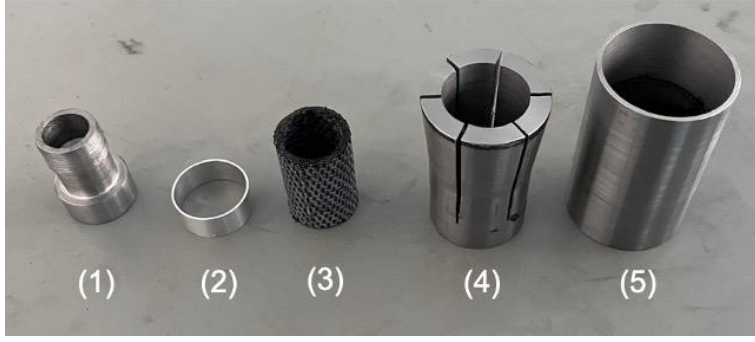


Resim 7.6. Muadil kontrol rodu üretimi için kullanılan kalıp ve mandrel

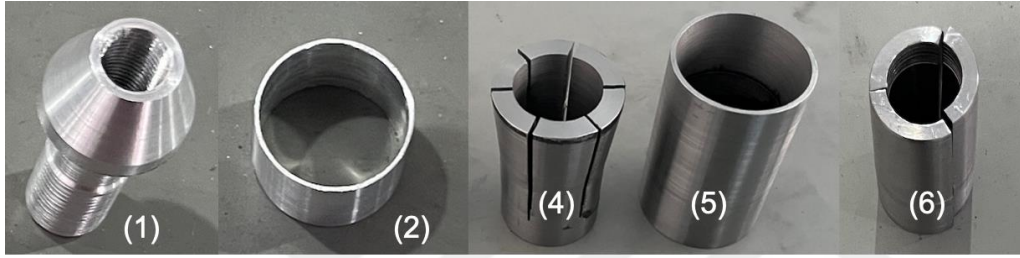
#### Birleştirme işlemi için hazırlanan kalıplar

Birleştirme işlemi için geliştirilen yönteme uygun olarak kalıp üretimi gerçekleştirilmiştir. Resim 7.7 kupon numuneleri için hazırlanan kalıp parçalarını göstermektedir. Bu görselde belirtilen, 1: insört, 2: yüzük; 3: termoplastik kompozit tüp, 4: pens-1 5: kovan, 6: pens-2 parçalarını göstermektedir. Kalıp parçalarının konik şekilde üretilmesinin amacı, kompozit parçaya uygulanacak işlem sırasında basıncın homojen şekilde yayılmasıdır. Kupon numuneleri ile muadil numune çapı birbirinden farklı olduğu için kalıp, ikinci aşamada revize edilerek daha düşük çapa uygun hale getirilmiştir (Resim 7.8).

<sup>1</sup> Tokaçlama, yuvarlak biçim vermek için yapılan dövme işlemidir.



Resim 7.7. İnsört ile kompozit parçanın bileştirilmesi için hazırlanan kalıplar (kupon numuneleri için)



Resim 7.8. İnsört ile kompozit parçanın bileştirilmesi için hazırlanan kalıp parçaları (muadil numune üretimi için)

### 7.2.2. Tüp şekilli termoplastik kompozit yapılar için üretim denemeleri

#### Vakum torbalama / otoklav ile üretim

Bu yöntemde, fiber serme yöntemi referans alınmış ve tek yönlü reçine emdirilmiş PEEK/CF malzeme kullanılarak içi boş silindirik şekilli mandrel üzerine sarım yapılmıştır. İşlem sonrası kompozit borunun kolay çıkarılabilmesi için mandrel üzerine 0,2 mm sac metal malzeme sarıldıktan sonra prepreg sarımı yapılmıştır (Resim 7.9 ve Resim 7.10). Bunun amacı, konsolidasyon sırasında kompozit malzeme ile mandrel parçanın birbirlerine yapışmasını önlemektir. Tek yönlü kompozit malzeme tek katman olacak şekilde mandrel üzerine sarılmıştır (Resim 7.11).



Resim 7.9. Sac parçanın mandrel üzerine sarılması



Resim 7.10. Tek yönlü PEEK/CF malzemesinin mandrel üzerine sarımı



Resim 7.11. PEEK/CF malzemesinin tek katman olarak sarıldığı numune

Sarım işleminin ardından, numune vakum torbasına alınmıştır (Resim 7.12 ve Resim 7.13).



Resim 7.12. Numunenin vakum torbasına alınması-1



Resim 7.13. Numunenin vakum torbasına alınması-2

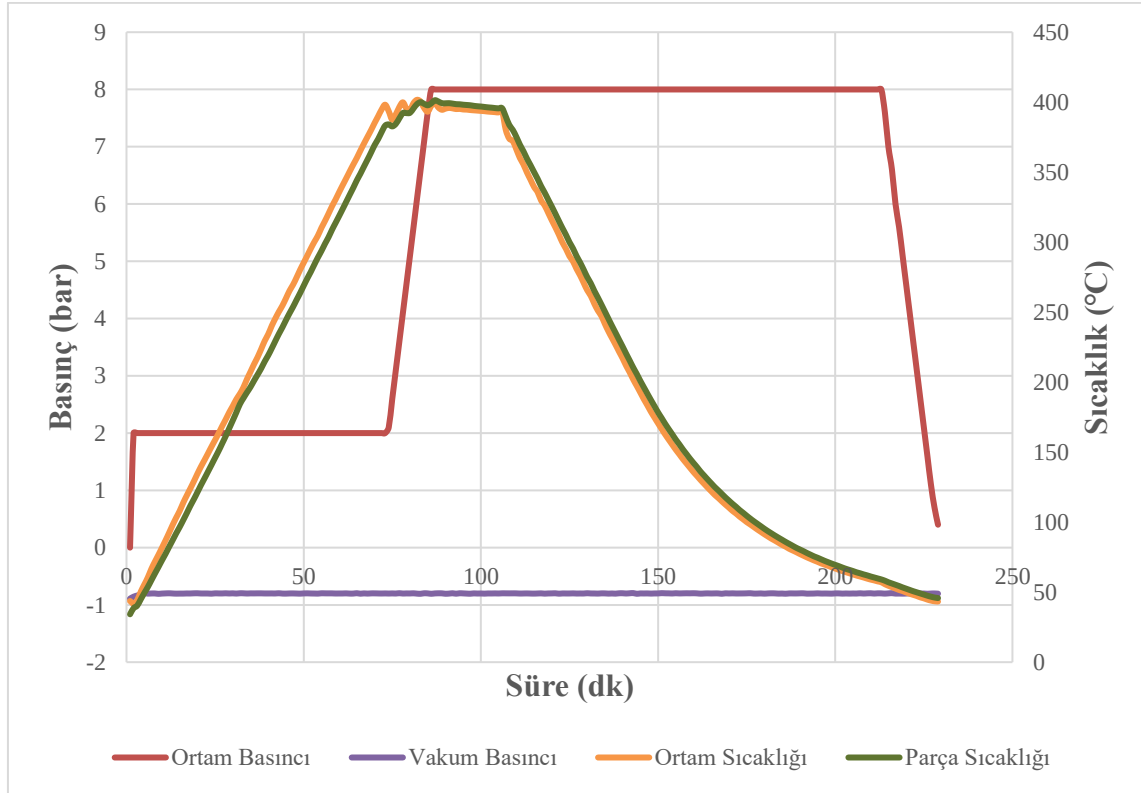
Vakum torbasına alınan numune sürekli vakum ortamında yaklaşık 4 saat süren döngü ile konsolide edilmiştir. Otoklav teknik özellikleri Çizelge 7.10'da, konsolidasyon döngüsü ise Şekil 7.5'te paylaşılmıştır.



Resim 7.14. Otoklav fırını



Resim 7.15. Numunenin otoklav yerleşimi ve port bağlantıları



Şekil 7.5. Otoklav konsolidasyon döngüsü

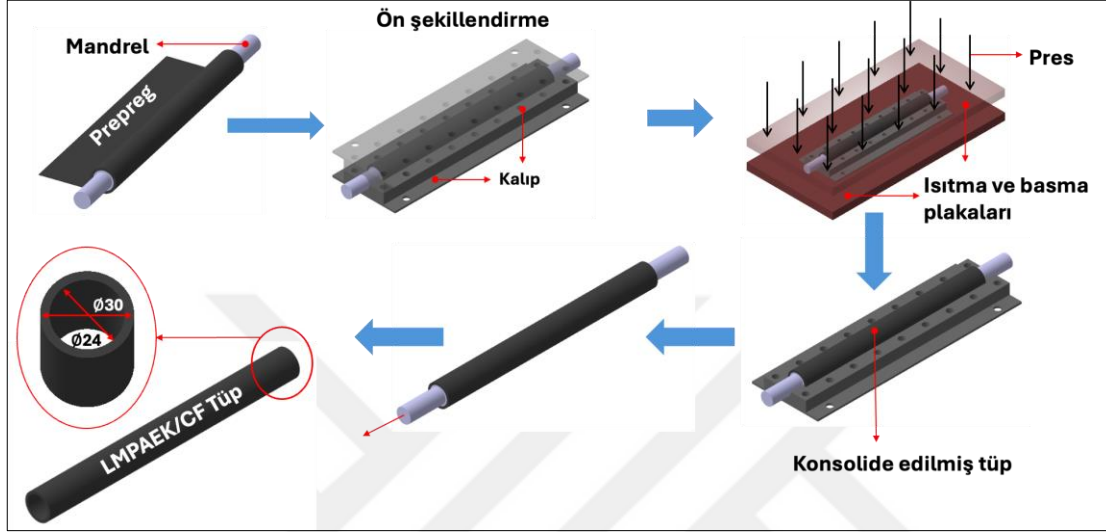
Çizelge 7.10. Otoklav özellikleri

| Özellik           | Değerler                       |
|-------------------|--------------------------------|
| Marka/Model       | Sistem Teknik/CO 1x2 1271-1413 |
| Üretim Yılı       | 2014                           |
| Faydalı Ölçümleri | D:1000 mm - L:2000 mm          |
| Kapasite          | 400 kg (takım dahil)           |
| Isıtma Sistemi    | Elektrik                       |
| Maksimum Sıcaklık | 400 °C                         |
| Isı Gücü          | 66 kW                          |
| Elektrik Gücü     | 26 kW                          |
| Ağırlık           | 7000 kg                        |

#### Sıcak pres kalıplama ile üretim

Termoplastik kompozit tüp üretimi için, sıcak pres konsolidasyonuna dayalı yeni bir üretim yöntemi geliştirilmiştir. Geliştirilen yöntemin uygulama adımları Resim 7.6'da şematik olarak verilmiştir. Bu kapsamda, dış çapı 30 mm, et kalınlığı 3 mm ve uzunluğu 200 mm olan tüp formundaki parçaların üretimi hedeflenmiştir (Şekil 7.4). Geliştirilen yöntemde, iki parçalı metal kalıp ve silindirik mandrel tasarlanarak imal edilmiştir. Üretim işlemine

başlamadan önce, kalıp ve mandrel yüzeylerine Loctite Frekote 700 NC ayırıcı kimyasal uygulanmış, ardından yüzeyler yüksek sıcaklığa dayanıklı Kapton (poliamid film esaslı) bant ile kaplanmıştır. Bu uygulama, presleme sırasında istenmeyen yapışmaların önlenmesini ve yüzey bütünlüğünün korunmasını sağlamıştır.

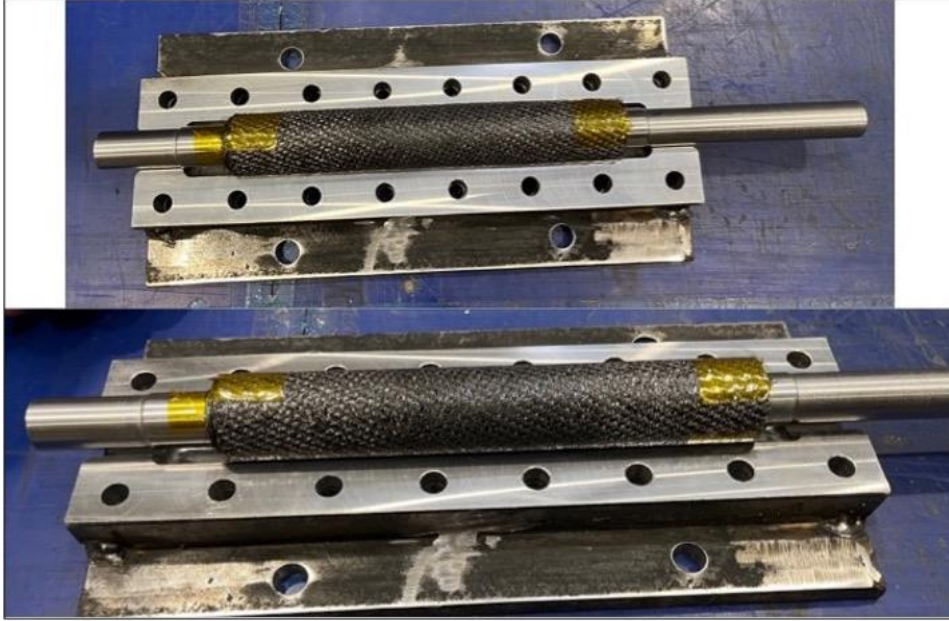


Şekil 7.6. LM-PAEK/CF termoplastik kompozit tüp için geliştirilen üretim planı (ölçüler mm'dir.)

Kompozit tüplerin üretiminde, LM-PAEK matrise sahip dokuma prepreg kumaş kullanılmıştır. Prepreg katmanları, uygulama geometrisine uygun olarak mandrel üzerine toplamda yedi kat olacak şekilde sarılmıştır (Resim 7.16 ve Resim 7.17). İlk ve son katların sabitlenmesinde, yüksek sıcaklık dayanımı nedeniyle tekrar Kapton bant kullanılmıştır. Sarım işlemini takiben mandrel, kalıp içerisine yerleştirilmiş (Resim 7.18) ve üretim, firmanın sağladığı otoklav dışı proses parametrelerine uygun olarak gerçekleştirilmiştir (Şekil 7.7). Bu çerçevede ısıtma hızı 5 °C/dk, proses sıcaklığı 370 °C, bekleme süresi 30 dakika ve uygulanan pres kuvveti 1500 kN olarak belirlenmiştir. Soğutma işlemi sonrasında, kompozit tüp kalıptan ve mandrelden ayrılarak nihai formunu almıştır. Üretilirlik denemesinin ardından gerçekleştirilen kupon numune üretiminde ise “7.3 Deney Tasarımı” başlığı altında verilen Taguchi-L16 deney tasarımı kullanılmıştır.



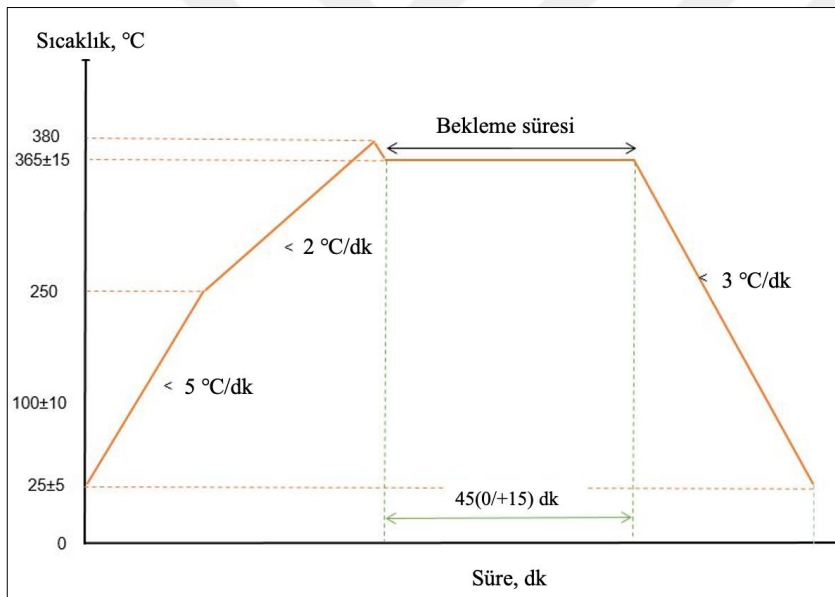
Resim 7.16. Kumaş malzemenin mandrel üzerine sarılması



Resim 7.17. Ön şekillendirme sonrası numunenin kalıba yerleştirilmesi



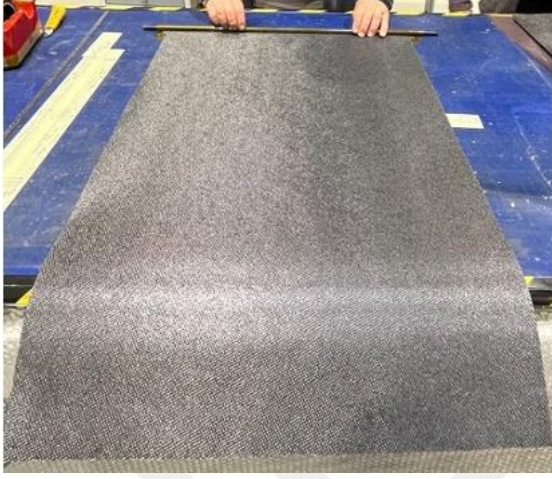
Resim 7.18. Kalıbın pres tezgahına yerleştirilmesi



Şekil 7.7. Tedarikçi firmanın otoklav dışı üretim için önerdiği konsolidasyon döngüsü (lamine parçalar için)

Muadil kontrol rodu üretimi için de bu yöntem kullanılmıştır. Üretim sürecinin ilk aşamasında, LM-PAEK matrisli dokuma prepreg kumaş, istenilen tüp boyutlarına uygun olarak kesilmiştir (Resim 7.19). Daha sonra bu prepreg katmanlar, metal mandrel üzerine uygun sarım yönü izlenerek dikkatlice kat kat sarılmıştır. Sarım işlemi tamamlanan mandrel (Resim 7.20), iki parçalı metal kalıp sisteminin alt yarısına yerleştirilmiştir. Kalıp yüzeyleri üretim öncesi ayırıcı kimyasal ile kaplanmış ve ısıya dayanıklı bant ile korunmuştur. Ardından kalıbın üst parçası kapatılarak sistem, sıcak pres tezgahına alınmıştır (Resim 7.21).

Konsolidasyon işlemi, daha önce kupon numunelerle optimize edilen proses parametreleri doğrultusunda gerçekleştirilmiştir.



Resim 7.19. Dokuma prepreg kumaşın mandrele sarım aşaması



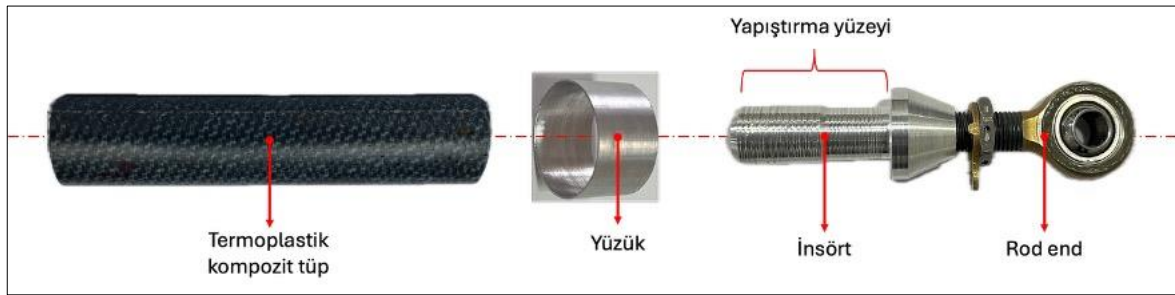
Resim 7.20. Muadil numune için sarım işlemi tamamlanmış prepreg tabakaların görüntüsü



Resim 7.21. Sarımı tamamlanan numunenin kalıp içerisine yerleştirilmiş hali

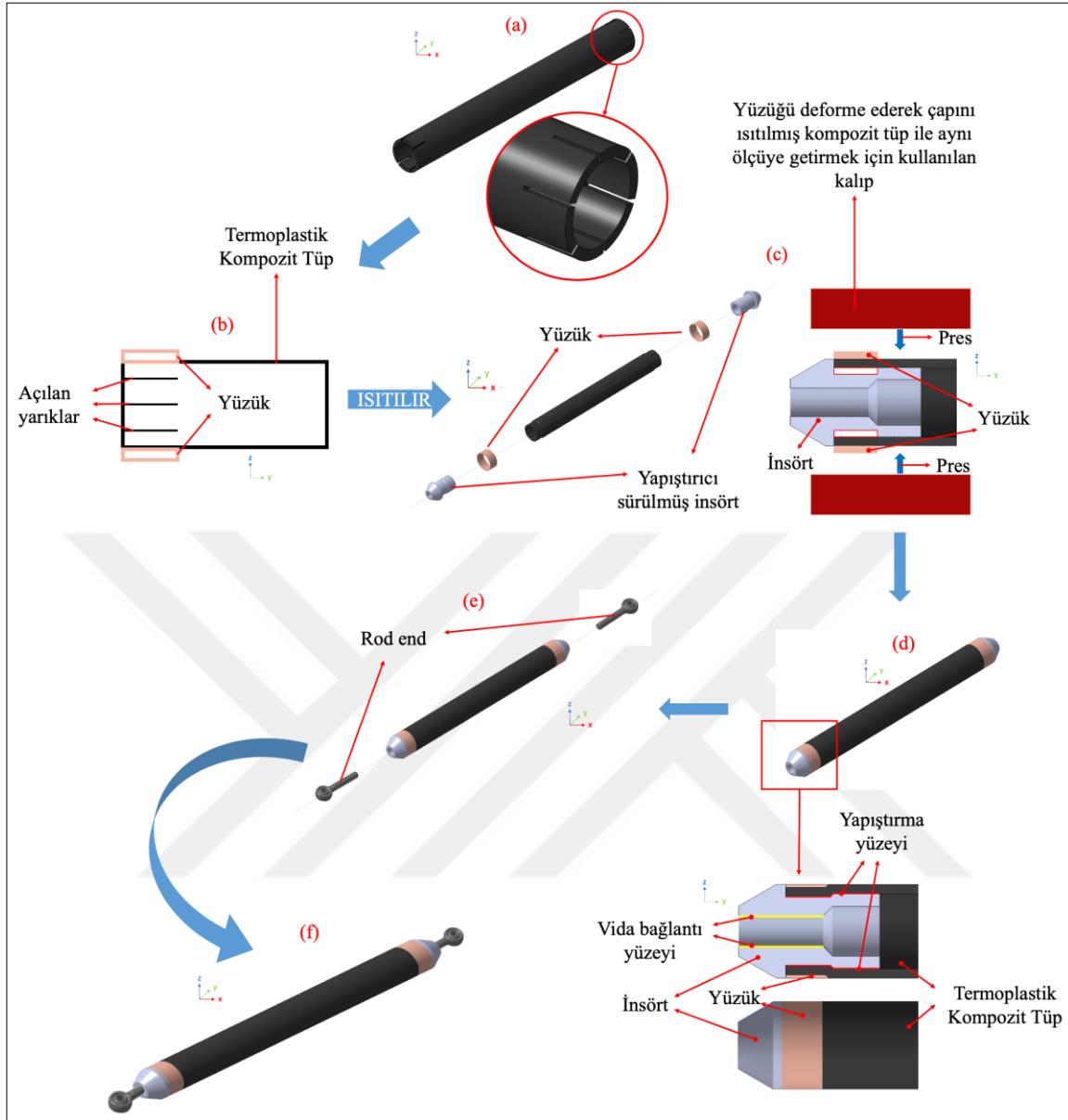
### 7.2.3. İnsört ile kompozit malzemenin birleştirilmesi

Bu çalışmada, metal uç elemanının (rod end) kompozit gövdeye bağlanabilmesi için *insört* adı verilen adaptör parça tasarlanmıştır. İnsört parçası ile kompozit tüp arasında yapısal bütünlüğü sağlamak amacıyla, içe doğru baskı uygulayan bir yüzük aracılığıyla hem mekanik sıkıştırma hem de insört yüzeyine uygulanan yapıştırıcı aracılığıyla yapıştırma yöntemiyle birleştirme gerçekleştirilmiştir (Resim 7.22). Şekil 7.8’da gösterilen işlem adımları, birleştirme sürecini ayrıntılı biçimde sunmaktadır.



Resim 7.22. Termoplastik kompozit tüpün, insört ve rod end ile birleştirme düzeni

İlk olarak, termoplastik kompozit tüp “7.2. Üretim Süreci” başlığı altında açıklanan yöntem ile hazırlanmıştır. Tüpün uç kısımlarında, birleştirme işlemi öncesinde, 10 mm derinliğinde kesikler (yarıklar) açılmıştır (Şekil 7.8a). Bu detayın amacı, birleştirme sırasında yüzük parçasının uyguladığı radyal basıncın kompozit malzemede ezilmeye neden olmasını önlemektir. Devamında, yapıştırıcı uygulanacak yüzeyler 80 grit zımpara ile pürüzlendirilmiş ve yüzük, kompozit tüp ve metal insört yapıştırma işlemi öncesinde temizlenmiştir. Birleştirme öncesinde, kompozit tüp camsı geçiş sıcaklığına kadar ısıtılmış ve böylece birleştirme sırasında şekillendirilebilirliği sağlanmıştır (Şekil 7.8b).

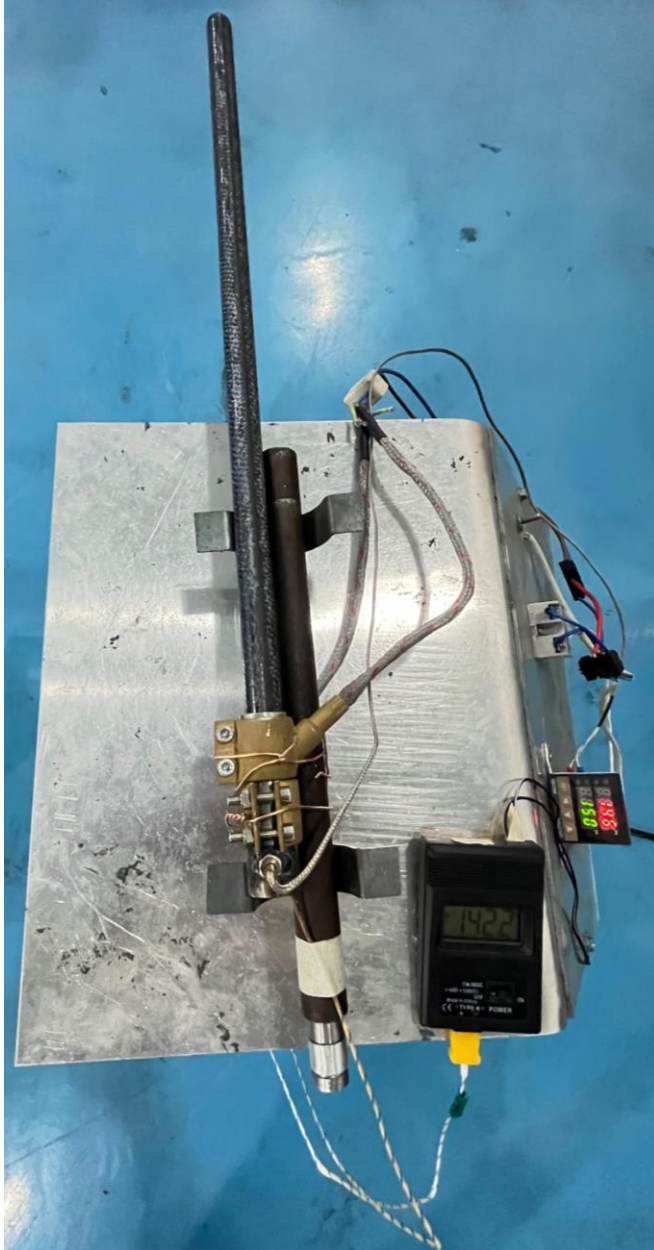


Şekil 7.8. Termoplastik kompozit tüp ile rod end parçasının yapıştırıcı ile birleştirilme adımlarının şematik gösterimi

Yapıştırıcı uygulanmış metal insörtler, kompozit tüpün ucuna yönlendirilmiş ve araya yerleştirilen yüzük elemanları ile birlikte presleme fiktürüne yerleştirilmiştir (Şekil 7.8c). Montaj fiktür içerisinde bekletilerek soğutulması sağlanmış ve yapıştırıcının kurlenmesiyle birlikte birleşim nihai halini almıştır. Şekil 7.8d’de verilen kesit görüntüsü, parçaların son konumlarını ve yapıştırıcının bulunduğu yüzeyleri detaylandırmaktadır.

Yapıştırma işleminin ardından her iki uca da rod end parçaları montajlanmıştır (Şekil 7.8e). Böylece tüm montaj, ayarlanabilir boy özelliğine sahip bir kontrol roduna dönüşmüştür (Şekil 7.8f).

Şekil 7.8’de tanımlanan birleştirme prosedürü, oluşturulan özel fikstür sistemleri kullanılarak deneysel olarak uygulanmıştır. Bu kapsamda hem ısıtma hem de presleme işlemleri için farklı düzenekler kullanılmıştır. Resim 7.23’te birleştirme işlemi için kullanılan ısıtma fikstürü, Resim 7.24’te ise presleme fikstürlerinin genel görünümüleri gösterilmiştir. Isıtma fikstürü, tüp parçasının camı geçiş sıcaklığına kadar kontrollü şekilde ısıtılmasını sağlarken; presleme fikstürü, insört ve yüzük parçalarının aksel yönde hizalanarak uygulanan kuvvetle montajına olanak tanımaktadır.

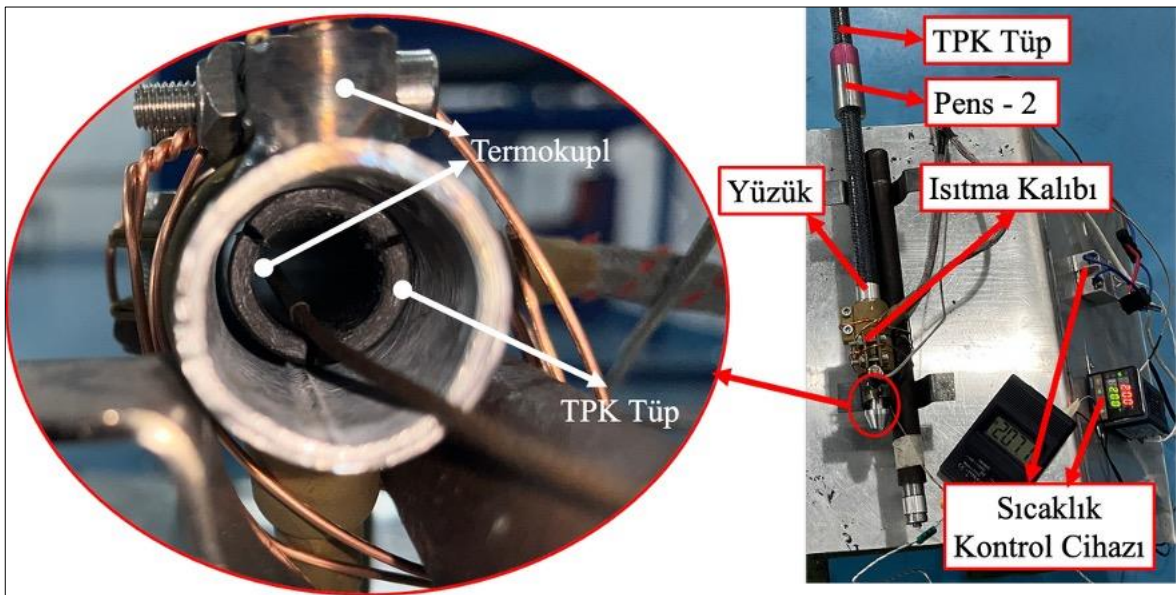


Resim 7.23. Deneysel birleştirme uygulamasında kullanılan ısıtma fikstürü



Resim 7.24. Deneysel birleştirme uygulamasında kullanılan hidrolik presleme fikstürü

Resim 7.25’de, ısıtma fikstürü üzerinde gerçekleştirilen uygulama detayı gösterilmektedir. Kompozit tüpün içine yerleştirilen termokupl aracılığıyla iç sıcaklık kontrolü sağlanmış, sıcaklık kontrol cihazı ile hedef sıcaklığa ulaşılması sağlanmıştır.



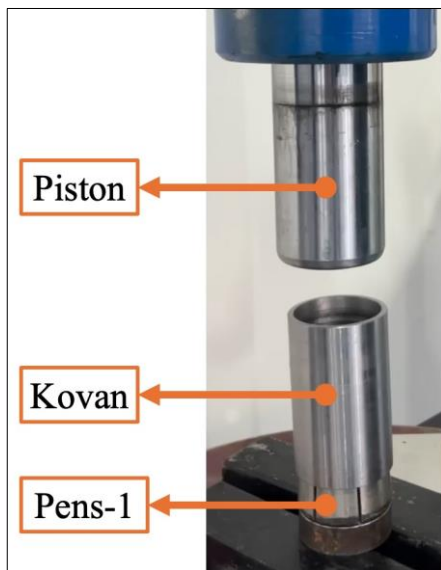
Resim 7.25. Isıtma fikstürü üzerinde yerleştirilen kompozit tüp, yüzük ve sıcaklık kontrol sisteminin detayları

Resim 7.26’da, uygulamada kullanılan üç parçalı kalıp sistemi (Pens-1, Pens-2, Kovan), metal insört, yüzük elemanı ve yapıştırıcı sistemi gösterilmektedir. Kalıp sistemi, birleştirme sürecinde hem aksel hizalamanın sağlanması hem de kompozit tüp ile metal parçaların merkezlenmesi açısından kritik rol oynamaktadır. Kalıpların konik bir geometriye sahip olacak şekilde tasarlanmış olması, yüzüğün ve tüpün uç kısmının kademeli olarak sıkıştırılmasını mümkün kılmakta; bu da ani şekil değişimlerinin ve lokal hasarların önüne geçmektedir. Böylece, hem bağ hattının daha homojen bir şekilde oluşması hem de yapıştırıcı hattında boşluk veya gerilme birikimi olmadan montajın tamamlanması sağlanmaktadır.



Resim 7.26. Kullanılan üç parçalı kalıp sistemi (Pens-1, Pens-2, Kovan), metal insört, yüzük elemanı ve yapıştırıcı

Birleştirme işleminin presleme fikstüründeki uygulama adımı Resim 7.27’de gösterilmiştir. Kompozit tüp, kalıplar ile birlikte fikstüre yerleştirilmiş ve hizalama sağlanmıştır. Daha sonra hidrolik pres kullanılarak kalıp parçaları ortalama 70 bar basınç altında sıkıştırılmıştır



Resim 7.27. Kalıpların presleme fikstürüne yerleştirilmiş görünümü

Presin uyguladığı kuvvet Eş. 7.3 kullanılarak hesaplanmıştır. Kullanılan pres tezgahının piston çapı 70 mm'dir. Kullanılan pres tezgahının piston çapı 70 mm olup, bu verilere göre yapılan hesaplama sonucunda eksenel yönde ortalama 2694 kg'lık bir kuvvet elde edilmiştir. Uygulanan bu kuvvet ile, yüzük parçasının plastik şekil değiştirmesi sağlanmıştır.

$$F_{\text{piston}} = P_{\text{piston}} A_{\text{piston}} \quad (7.3)$$

### 7.3. Deney Tasarımı

Termoplastik kompozit üretim kalitesini etkileyen parametreler; konsolidasyon sıcaklığı ve basıncı, konsolidasyon sıcaklığında bekleme süresi, sıcaklık artış hızı ve soğuma hızıdır [189-199]. Literatürde, PAEK ailesi için gerçekleştirilen benzer çalışmalarda kullanılan seviyeler Çizelge 7.11'de özetlenmiştir.

Çizelge 7.11. Proses parametreleri

| Konsolidasyon sıcaklığı (°C) | Bekleme süresi (dk) | Basınç (bar) | Soğuma Hızı (°C/min) | Isınma Hızı (°C/min) | Referanslar |
|------------------------------|---------------------|--------------|----------------------|----------------------|-------------|
| 370-430                      | 0-30                | 10-30        | 4,2                  | 5                    | [195]       |
| 371                          | 60                  | 15.51        | 2,8 – 5,6            | Bl.                  | [194]       |
| 320-400                      | 0,17-0,67           | 2-20         | Bl.                  | Bl.                  | [199]       |
| 360                          | 15                  | 0,025-0,98   | 5                    | 5                    | [193]       |
| 380                          | 0-120               | 0,92         | 7                    | 15                   | [198]       |
| 400                          | 15                  | 7            | 2                    | 2                    | [190]       |
| 390                          | 30                  | 10           | 10                   | 10                   | [197]       |
| 380                          | 30                  | 9-50         | 5                    | Bl.                  | [192]       |
| 380                          | 10                  | 40           | 3                    | 16                   | [196]       |

Bl: Belirtilmemiş

Geliştirilen bu üretim yönteminde, dış basıncın (cihazın uygulayacağı basınç) etkisi kalıp kapanma aşamasına kadar etki edeceğinden, dış basınç sabit tutulmuş ve sarım sayısı değiştirilerek kalıp içerisinde parçaya etki eden basınç değiştirilmiştir. Basınç değişimi basınç faktörü ile takip edilmiştir ve aşağıdaki formül ile hesaplanmaktadır.

$$\text{Basınç Faktörü} = \frac{\text{Mandrel üzerine sarım sonrası ölçülen dış çap}}{\text{Kalıp boşluğu çapı}} \quad (7.1)$$

Çalışma kapsamında yukarıda verilen bilgiler doğrultusunda her parametre için 4 seviye belirlenmiştir (Çizelge 7.12). Bu seviyeler belirlenirken aşağıdakilere dikkat edilmiştir;

- Malzeme tedarikçisinin sağladığı bilgiler ve literatür çalışmaları (Çizelge 7.11),
- Kalıp tasarımına ve kumaş malzemenin kalınlığına (0,5 mm) bağlı olarak minimum sarım sayısının 6 olması,
- Konsolidasyon için belirlenen en düşük sıcaklıkta (340°C) ve cihaz kapasitesi doğrultusunda en yüksek sıcaklıkta (395 °C) numune üretiminin hedeflenmesi,
- Konsolidasyon için belirlenen minimum (30 dakika) ve maksimum (60 dakika) bekleme sürelerin kapsanması,
- Kristal yapı değişiminin dayanım üzerindeki etkisini elemek için malzemenin kristallenmesi için kritik sıcaklık olan 250 °C'a kadar yüksek hızda ısıtma ve soğutma yapılması.

Bu parametreler ve seviyeler ile Taguchi-L16 deney sistemine göre belirlenmiş deney tasarımı oluşturulmuştur (Çizelge 7.13).

Çizelge 7.12. Deney tasarımı için kullanılan parametreler ve seviyeler

| Sembol | Parametre                                          | Seviyeler |      |      |     |
|--------|----------------------------------------------------|-----------|------|------|-----|
|        |                                                    | 1         | 2    | 3    | 4   |
| A      | Basınç Faktörü                                     | 1         | 1,03 | 1,07 | 1,1 |
| B      | Konsolidasyon Sıcaklığı (derece)                   | 340       | 360  | 380  | 395 |
| C      | Bekleme Süresi (dakika)                            | 30        | 45   | 60   | 75  |
| D      | Sıcaklık Artış Hızı (250 'den sonra)-<br>( °C/min) | 2         | 4    | 6    | 8   |
| E      | Soğuma Hızı (derece/dk)                            | 3         | 6    | 9    | 12  |

Çizelge 7.13. Taguchi L16 deney tasarımı

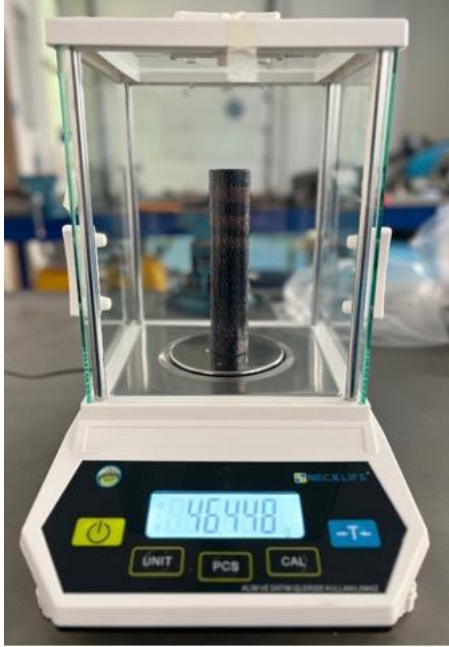
| Test No | A    | B   | C  | D      | E      |
|---------|------|-----|----|--------|--------|
|         | -    | °C  | dk | °C /dk | °C /dk |
| 1       | 1    | 340 | 30 | 2      | 3      |
| 2       | 1    | 360 | 45 | 4      | 6      |
| 3       | 1    | 380 | 60 | 6      | 9      |
| 4       | 1    | 395 | 75 | 8      | 12     |
| 5       | 1,03 | 340 | 45 | 6      | 12     |
| 6       | 1,03 | 360 | 30 | 8      | 9      |
| 7       | 1,03 | 380 | 75 | 2      | 6      |
| 8       | 1,03 | 395 | 60 | 4      | 3      |
| 9       | 1,07 | 340 | 60 | 8      | 6      |
| 10      | 1,07 | 360 | 75 | 6      | 3      |
| 11      | 1,07 | 380 | 30 | 4      | 12     |
| 12      | 1,07 | 395 | 45 | 2      | 9      |
| 13      | 1,1  | 340 | 75 | 4      | 9      |
| 14      | 1,1  | 360 | 60 | 2      | 12     |
| 15      | 1,1  | 380 | 45 | 8      | 3      |
| 16      | 1,1  | 395 | 30 | 6      | 6      |

#### 7.4. Boşluk Oranın Belirlenmesi

Kompozit malzemelerde yoğunluk, üretim kalitesini değerlendirmede temel parametrelerden biri olarak kabul edilmektedir. Özellikle termoplastik matrisli kompozit yapılarda, nihai yoğunluk değeri, üretim sırasında matrisin fiberler arasındaki boşlukları ne ölçüde doldurduğunu ve konsolidasyonun ne kadar başarılı olduğunu doğrudan yansıtır. Bu nedenle, ölçülen yoğunluk değeri aynı zamanda yapının içerdiği boşluk oranına dolaylı olarak işaret eder. Boşluk içeriği düşük olan yapılar, lif-matris arayüzeyinde daha etkili yük transferi sağlayarak çekme, basma ve darbeye karşı daha üstün mekanik performans sergilemektedir. Özellikle yapısal uygulamalarda bu tür özellikler, dayanım ve güvenilirlik açısından kritik öneme sahiptir [1, 200].

Bu amaçla, üretilen tüplerin nihai boyutları ölçülmüş ve hacimleri hesaplanmıştır. Numunelerin kütleleri ise hassas terazi ile ölçülmüştür (Resim 7.28). Ardından yoğunluk değerleri Eş. 7.2 kullanılarak belirlenmiştir. Her bir koşul için üç ölçüm gerçekleştirilmiş ve ortalama yoğunluk değeri esas alınmıştır.

$$\text{Yoğunluk} = \frac{\text{Kütle}}{\text{Hacim}} \quad (7.2)$$



Resim 7.28. LM-PAEK/CF kompozit tüp numunesinin kütle ölçümü

## 7.5. Mekanik Testler

Kontrol rodu olarak kullanılması amaçlanan tüp biçimli yapıların aksenal mekanik davranışlarını değerlendirmek amacıyla çekme ve basma testleri gerçekleştirilmiştir. Bu tür yapılar, servis sırasında çoğunlukla aksenal yüklemelere maruz kaldığından, uygulanan testler bu yükleme koşulları altında yapısal performanslarını değerlendirmek üzere seçilmiştir.

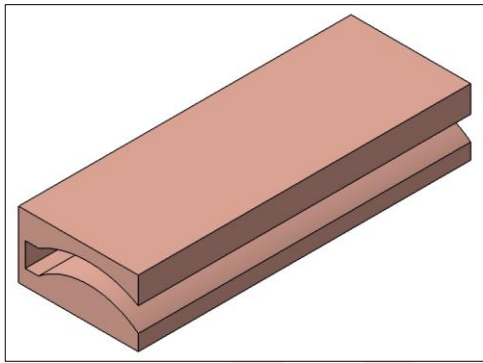
### 7.5.1. Kupon numunelerde çekme ve basma testleri

Termoplastik kompozit malzeme ile üretilmiş tüp şekilli parçaların çekme ve basma dayanımını belirlemek için ham malzemenin tedarik edildiği firma verileri referans alınmıştır. Buna göre ilk aşamada ASTM D6641 (basma testi için), EN 2597B ve ASTM D638 (çekme testleri için) referans alınarak, kupon numune olarak üretilen her bir tüpten test numunesi elde edebilmek amacıyla tüpler boylamasına altı parçaya bölünmüştür (Resim 7.29). Ancak bu standartlar düzlemsel parçalar için hazırlanmış olduğu için bire bir uygulanamamıştır. Örneğin; ASTM D 3039 tanımlanan çekme numunesine ait görsel Şekil



Bu numuneler, çekme test cihazının çenelerine doğrudan bağlandığında, dairesel kesitleri henüz test hazırlık aşamasında (cihaza bağlama sırasında) çeneler tarafından ezilmektedir. Bu sorunu önlemek amacıyla, standartların da opsiyonel olarak önerdiği destek levhası (tab)<sup>2</sup> kullanılmıştır (Şekil 7.10). Tab parça tasarımı gerçekleştirilirken:

- Tab parçanın, numunelerin iç ve dış dairesel yüzeylerini kavrayacak bir yapıda olmasına,
- Tab malzemesinin dış yüzeylerinin çekme cihazı çenelerine temas edeceği için düz bir yüzeye sahip olması göz önünde bulundurulmuştur.



Şekil 7.10. Tab Parça

Tab parçalar çekme numunesinin alt ve üst uçlarına yerleştirilerek çekme cihazı çenelerinin tab malzemelere basmaları sağlanmıştır (Resim 7.31). Böylece çeneler düz bir yüzeyi sıkacak ve dairesel kesit radyal yönde yüklenmeyecektir.



Resim 7.31. Tab parçaların kupon numunesine yerleştirilmesi

Ancak gerçekleştirilen denemelerde numunelerin çenelere bağlandığı bölgelerden olumsuz sonuçlar ile karşılaşılması üzerine farklı tab tasarımları geliştirilmiştir. Bu tasarımlar

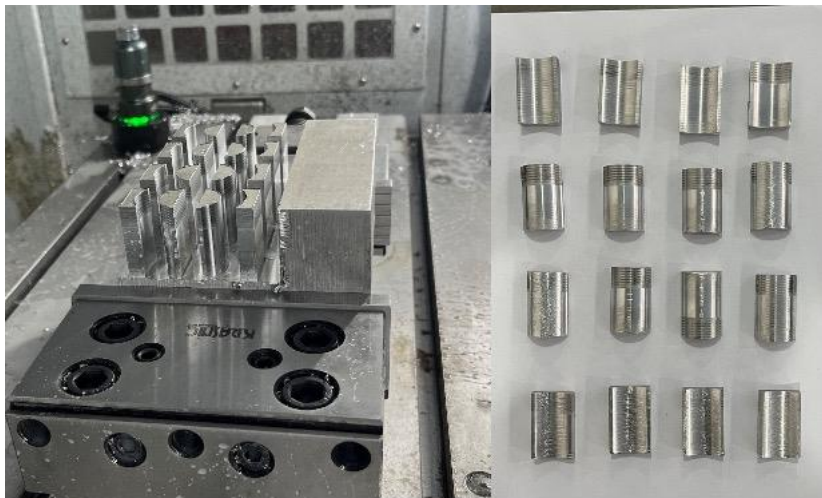
<sup>2</sup> Kompozit numunelerde çekme veya basma testleri sırasında uygulanan yüklerin düzgün şekilde aktarılmasını sağlamak ve numune uçlarında yerel gerilme yığılmalarını önlemek amacıyla, numunenin her iki ucuna yapıştırılan yardımcı elemanlara tab (destek levhası) adı verilir.

kullanılarak testler tekrarlanmıştır. Gerçekleştirilen uygulamalar Çizelge 7.14'te özetlenmiştir.

Çizelge 7.14. Kupon numunelerin test cihazına bağlanmasına yönelik gerçekleştirilen tab/yapıştırıcı uygulamaları

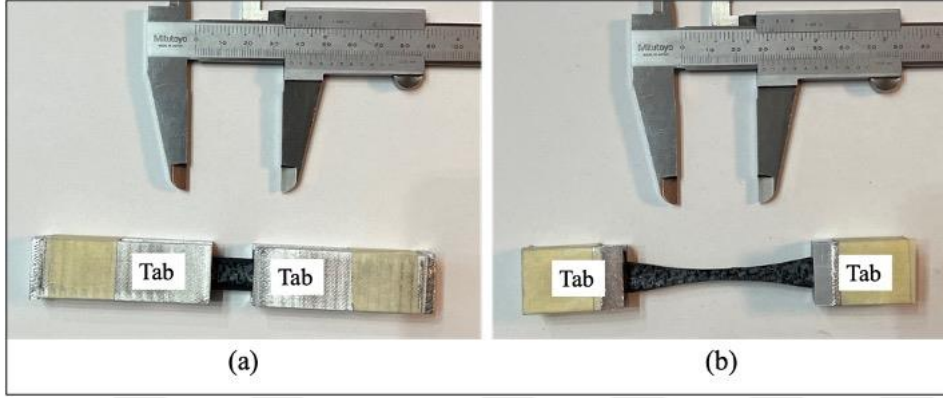
| Deneme | Uygulama                                                           | Tab Parça | Tab Malzeme | Yapıştırıcı | Yapıştırıcı Türü  | Uygulama görseli | Sonuç | Değerlendirme                          |
|--------|--------------------------------------------------------------------|-----------|-------------|-------------|-------------------|------------------|-------|----------------------------------------|
| 1      | Tab parça olmadan                                                  | Yok       | -           | Yok         | -                 |                  |       | Olumsuz                                |
| 2      | Tab parça ile                                                      | Var       | PLA         | Yok         | -                 |                  |       | Olumsuz                                |
| 3      | Daha uzun tab (60 mm) parçası ile                                  | Var       | PLA         | Yok         | -                 |                  |       | Olumsuz                                |
| 4      | - Kesit Daraltıldı (8 mm).<br>- Tab Parça + Yapıştırıcı uygulandı. | Var       | PLA         | Var         | Epoksi Bazlı      |                  |       | Olumsuz                                |
| 5      | - Daraltılmış kesit (8 mm)<br>- Tab Parça + Yapıştırıcı            | Var       | PLA         | Var         | Sealant           |                  |       | Olumsuz, çenelerde kaymaya sebep oldu. |
| 6      | - Daraltılmış kesit (8 mm)<br>- Tab Parça + Yapıştırıcı            | Var       | PLA         | Var         | Poliüretan Bazlı  |                  |       | Olumsuz                                |
| 7      | Tab parça ile                                                      | Var       | Kauçuk      | Yok         | -                 |                  |       | Olumsuz                                |
| 8      | Kısa tab parça ile kesit daraltılmadan                             | Var       | Metal       | Var         | Çift taraflı bant |                  |       | Olumsuz                                |
| 9      | Uzun tab parçası ve kesit daraltıldı (4 mm).                       | Var       | Metal       | Yok         | -                 |                  |       | Olumlu                                 |

Bu denemeler sonucunda daraltılan kesitten kopmanın gerçekleştiği metal tab parça ile kupon numune testlerinin gerçekleştirilmesi gerektiği sonucuna varılmıştır. Bu doğrultuda Resim 7.32'de gösterildiği gibi alüminyum tab parçalar üretilmiştir.

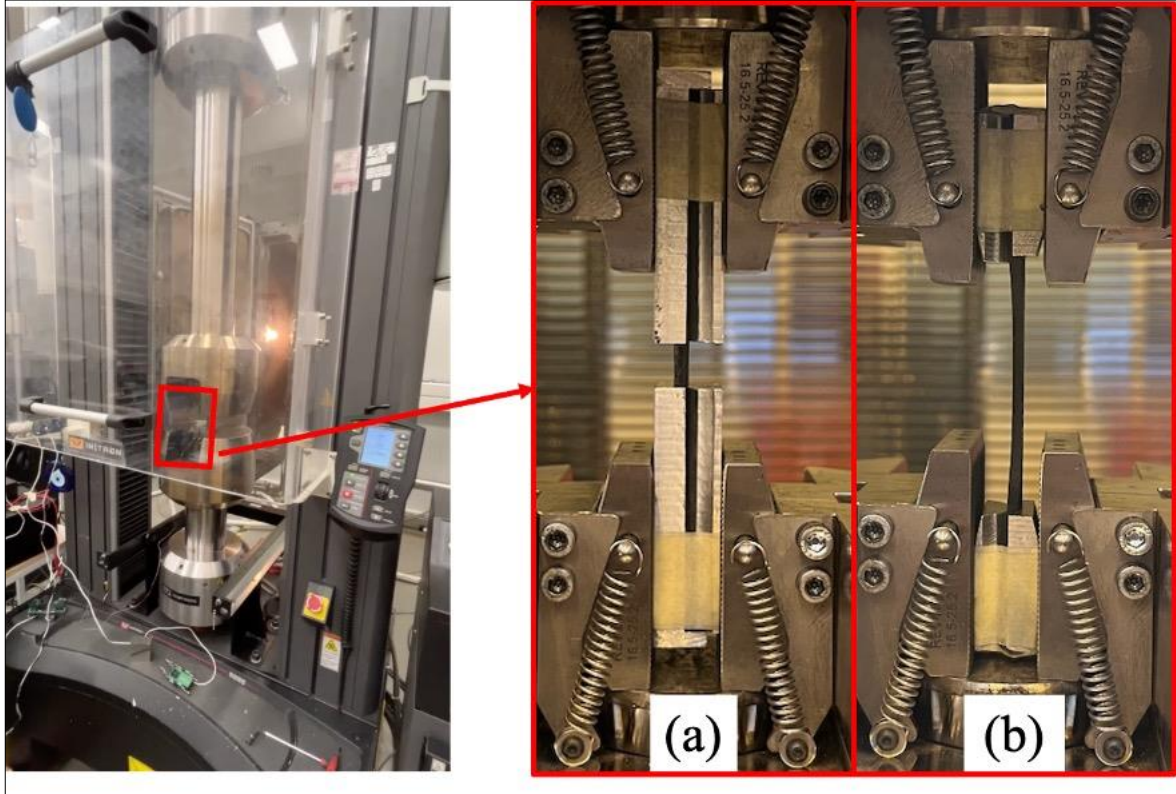


Resim 7.32. Alüminyum 6061 malzeme kullanılarak üretilen tab parçaları

Testler, 250 kN kapasiteli Instron 5985 üniversal test cihazı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Numune uçlarına yerleştirilen tablar sayesinde, kavrama bölgesinde oluşabilecek yerel ezilmeler engellenmiştir (Resim 7.33 ve Resim 7.34).



Resim 7.33. Test numunelerinin uç bölgelerine yapıştırılan tab uygulamasının görünümü: (a) basma testi (b) çekme testi için hazırlanan test numuneleri



Resim 7.34. Testlerinin gerçekleştirildiği test cihazı ve cihaz mengenerleri arasında konumlandırılmış test numunesi (a) basma testi, (b) çekme testi için

### 7.5.2. Komponent numunelere uygulanan testler

Bu bölümde, komponent numuneler üzerinde gerçekleştirilen çekme ve flambaj testlerine ilişkin deneysel uygulama süreci açıklanmaktadır. Testlerde kullanılan komponentler, kupon numuneleri üzerinde yapılan mekanik testler sonucunda belirlenen optimum üretim parametrelerine göre üretilmiş kompozit tüplerden üretilmiştir. Üretim sürecinin ardından, kompozit tüp uçlarına, yapıştırıcı ve yüzük kullanarak, metal insörtler bağlanmış ve bu insörtlerin uçlarına rod end parçaları monte edilerek nihai kontrol rodu geometrisi elde edilmiştir. Bu yapısal montaj, sistemin gerçek yük aktarım koşullarını temsil edecek biçimde modellenmiştir. Komponent haline gelen bu yapılar, test fikstürüne bağlanabilmesi amacıyla ilave arayüz elemanları üretilerek mekanik teste hazırlanmıştır. Ardından, hem eksenel çekme kuvveti altında dayanım performansını hem de burkulma davranışını değerlendirmek üzere çekme ve flambaj testleri uygulanmıştır. Testler sırasında herhangi bir tab kullanılmamış, yük aktarımı doğrudan rod end-insört-kompozit tüp bağlantıları üzerinden sağlanmıştır.

#### Çekme testi

Komponent numunelerin eksenel yük altındaki davranışını değerlendirmek amacıyla çekme testleri gerçekleştirilmiştir. Test numuneleri, kupon testleriyle belirlenen optimum üretim parametreleri kullanılarak üretilen kompozit tüp yapının uçlarına, metal insörtlerin birleştirilmesi sonucu elde edilmiştir. Böylece, yapısal bir bütün olarak kontrol rodu formu kazandırılmıştır (Resim 7.35). Çekme testlerinde rod end parçaları yerine rod end bağlantısına uygun olacak şekilde 3/8 inç çapında 6 köşe başlı civata kullanılmıştır.



Resim 7.35. Çekme testi için hazırlanan komponentin nihai formu (a) ve test fikstürü bağlantısı için civata takılmış hali (b)

Çekme testi numuneleri, üretim ve test kolaylığı gözetilerek gerçek kontrol rod boyutlarından daha kısa olacak şekilde hazırlanmıştır. Ancak yükleme tipi saf eksenel olduğundan ve yük aktarımı doğrudan insört-tüp bağlantısı üzerinden sağlandığından, boy kısaltmasının yükleme davranışı üzerinde belirleyici bir etkisi bulunmamaktadır. Nitekim numunelerin boy/çap oranı 5'in üzerinde olacak şekilde tasarlanmış olup, bu oran, ASTM D3039 ve EN ISO 527 gibi standartlarda eksenel çekme testi için önerilen minimum seviyeyi karşılamaktadır. Bu nedenle, gerçekleştirilen testler komponent düzeyinde yapının eksenel dayanım kapasitesini güvenilir şekilde temsil etmektedir.

Numuneler, çekme testi fikstürüne bağlanabilmesi için özel olarak tasarlanmış çelik adaptör parçalarına cıvata bağlantısı ile monte edilmiştir (Resim 7.36). Bu adaptörler, rod bağlantılarını test cihazına sabitlemek ve yükün eksenel yönde düzgün şekilde aktarılmasını sağlamak amacıyla kullanılmıştır.



Resim 7.36. Çekme testi için tasarlanmış çelik adaptör parçalar (a) ve komponent numunenin adaptörlere monte edilmiş hali (b)

Testler, 100 kN kapasiteli universal Instron test cihazında gerçekleştirilmiştir. Çekme yüklemesi, cıvatalar üzerinden doğrudan eksenel doğrultuda uygulanmış ve numunenin yük altındaki davranışı gözlemlenmiştir. Resim 7.37'da çekme testi uygulaması sırasında kullanılan test düzeneği ve montajlanan numunenin genel görünümü sunulmaktadır. Test öncesinde, eksenel hizalama, açı sapmalarının önlenmesi amacıyla dijital bir eğimölçer kullanılarak kontrol edilmiştir (Resim 7.37b). Çekme testinde, yükleme hızı ASTM D3039 standardına uygun olarak belirlenmiştir (2mm/dk).



Resim 7.37. (a) komponent numunenin test cihazına bağlanması; (b) Test öncesi eksenel hizalamanın dijital eğim ölçer ile kontrol edilmesi

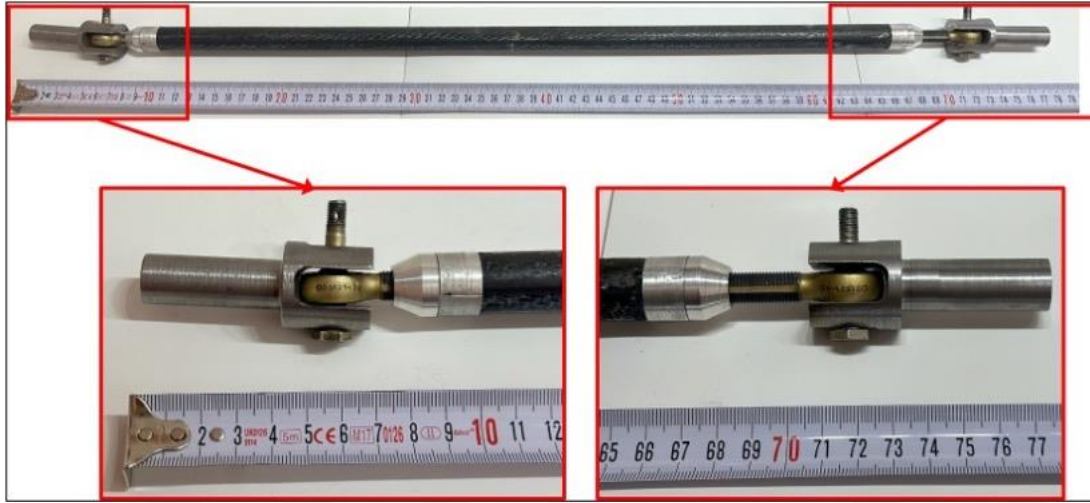
#### Flambaj testi

Kontrol rodlarında çekme ve basma kaynaklı hasar mekanizmalarına ek olarak, özellikle rod boyunun uzun olduğu durumlarda flambaj, kritik bir hata modu olarak öne çıkmaktadır. Bu çalışmada, referans alınan rotor kontrol sistemi içinde, flambaj yüklemesi altında en düşük emniyet katsayısına sahip olan ve geleneksel yöntemlerle üretilmiş bir kontrol rod parçası belirlenmiş; bu parça, çalışmada muadil geometri olarak esas alınmıştır (Çizelge 7.9). Bu doğrultuda geliştirilen termoplastik kompozit kontrol rodları da, belirlenen bu muadil parçayla aynı boyutsal özelliklerde üretilmiştir (Resim 7.38).

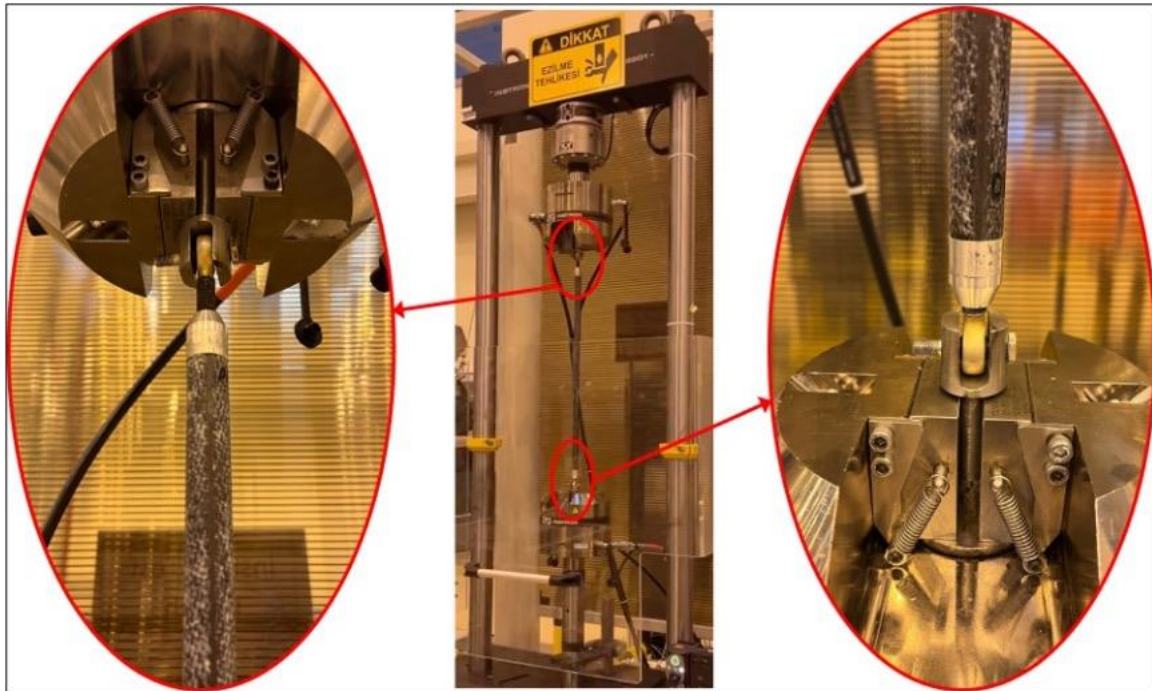


Resim 7.38. Flambaj testi için hazırlanan numune

Üretim sürecinde, optimum parametrelerle konsolide edilen kompozit tüp yapının uç kısımlarına metal insörtler birleştirilmiş; ardından rod end parçaları bu insörtlere monte edilerek komponent formu tamamlanmıştır. Flambaj testinin uygulanabilmesi için rod end'ler, yükü eksenel olarak aktarabilen ve pin bağlantılı sınır şartlarını sağlayan özel çelik bağlantı aparatları aracılığıyla test düzeneğine entegre edilmiştir (Resim 7.39 ve Resim 7.40). Bu düzenek sayesinde, yükleme sırasında eksen dışı momentlerin en aza indirildiği ve numunenin serbestçe burkulma davranışı sergileyebildiği sınır şartları sağlanmıştır.



Resim 7.39. Flambaj testi için test cihazına bağlantı arayüzü



Resim 7.40. Flambaj testi için numunenin test cihazına bağlanması

Testler, yer değiştirme kontrollü olarak 100 kN kapasiteli Instron üniversal test cihazında gerçekleştirilmiştir. Flambaj testleri sonucunda elde edilen deneysel veriler, kontrol rodunun burkulma davranışını anlamaya yönelik olarak değerlendirilmiştir. Bu bağlamda, malzeme–geometri kombinasyonunun yapısal stabilite üzerindeki etkisi incelenmiştir. Kritik yük tahminlerinde temel referans olarak idealize edilmiş Euler burkulma teorisinden yararlanılmış ve çift menteşeli sınır koşullarına karşılık gelen aşağıdaki formül (Eş. 7.4) analitik değerlendirmelerde kullanılmıştır:

$$F_{\text{kritik}} = \frac{\pi^2 E I}{(K L)^2} \quad (7.4)$$

Elde edilen sonuçlar, geleneksel yöntemlerle üretilmiş metal parçaların burkulma dayanımlarıyla karşılaştırılmış ve geliştirilen kompozit yapıların yapısal bütünlüğü flambaj güvenliği açısından değerlendirilmiştir.

## 7.6. DSC Testleri ile Kristal Yapı Analizi

Üretilen kupon numunelerin kristal yapı yüzdesinin belirlenmesi için DSC testleri gerçekleştirilmiştir. DSC testleri kapsamında ASTM D3418 standardına göre numuneler hazırlanmış (Resim 7.41) ve test kapsamında CF/LM-PAEK'in ısı akışlarını değerlendirilmiştir. Test için, DSC Q100/0778 yazılımına sahip Likrom DSCQ100 marka test cihazı kullanılmıştır (Resim 7.42). Test, aşağıdaki prosedürler izlenerek gerçekleştirilmiştir.

- Numuneler EN 2743'te tanımlanan minimum 2 saatlik şartlandırma sonrası tartılmıştır. Ardından numuneler, tavayla iyi bir termal temas sağlanarak bir numune tavasına yerleştirilmiştir.
- Basınç artışını önlemek için hava geçişini sağlayacak sıklıkta kapak kapatılmıştır. Daha sonra numune ve referansı içeren iki tava DSC hücresine yerleştirilmiştir. Ardından sistem kapatılmış ve 50 ml/dk'lık tercih edilen akış hızına sahip saf ve kuru nitrojenle iç hacim temizlenmiştir.
- Kuru inert gaz atmosferinde, 10°C/dk ısıtma hızı ile 390°C'ye çıkılması; soğutulma aşamasında ise 50°C'ye kadar 10°C/dk soğutma hızı ile ulaşılmasını kapsayan termal döngü başlatılmıştır. Termal döngüyü tamamlayarak, testin başlangıcı ve sonu arasında sıcaklığa göre ısı akışı (dq/dt) kaydedilmiştir.

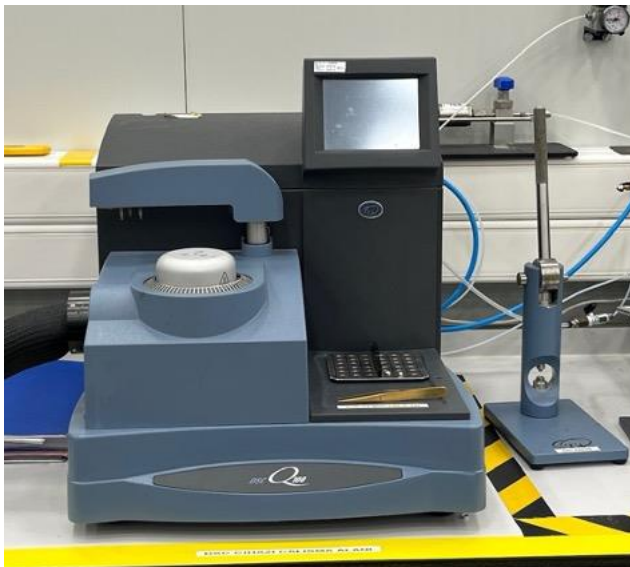
Numunelerin kristalin dereceleri, test sonrası elde edilen grafikler ve Eş. 7.5 kullanılarak hesaplanmıştır. Her bir numune için en az 3 test gerçekleştirilmiştir.

$$\alpha = \frac{\Delta H_{f100}}{\Delta H_{100\%}} \times 100\% \quad (7.5)$$

Burada  $\Delta H_{f100}$ , numunenin %100 reçine içeriğine göre düzeltilmiş füzyon entalpisi;  $\Delta H_{100\%}$ , %100 kristal reçine için kristalin erime enerjisidir.



Resim 7.41. DSC testleri için hazırlanan numuneler



Resim 7.42. DSC testleri için kullanılan test cihazı

## 7.7. SEM ile Mikroskobik İnceleme

Kompozit malzeme yüzeylerinin kırık yapısı ve mikroskobik morfolojisinin detaylı olarak incelenebilmesi amacıyla taramalı elektron mikroskobu (SEM) analizi gerçekleştirilmiştir. SEM incelemeleri Ankara Üniversitesi YEBİM (Yer Bilimleri Uygulama ve Araştırma Merkezi) laboratuvarlarında gerçekleştirilmiştir. SEM görüntülemesi öncesinde, elektriksel iletkenliği olmayan numunelere yüzeysel iletkenlik kazandırmak amacıyla karbon kaplama işlemi uygulanmıştır. Tez çalışması kapsamında kullanılan malzeme (LM-PAEK/CF) karbon içermesine karşın, karbon fiberler gömülü olduğundan, SEM cihazı tarafından “görülen” yüzey aslında çoğunlukla matristir, yani yalıtkan yapıdadır. Kaplama işlemi, SEM sırasında yüzeyde elektron birikimini engellemekte ve görüntü kalitesini artırmaktadır.

Resim 7.43’de görüldüğü üzere, çekme testine tabi tutulmuş kompozit numunelerden kırılan parçalar seçilmiş ve analiz için uygun boyutlara getirilmiştir. Karbon kaplama işlemi, Quorum Q150T ES marka yüksek vakum kaplama cihazı kullanılarak gerçekleştirilmiş (Resim 7.44); numunelerin yüzeylerine yaklaşık 20 nm kalınlığında karbon tabakası uygulanmıştır.



Resim 7.43. SEM incelemeleri için hazırlanan numuneler

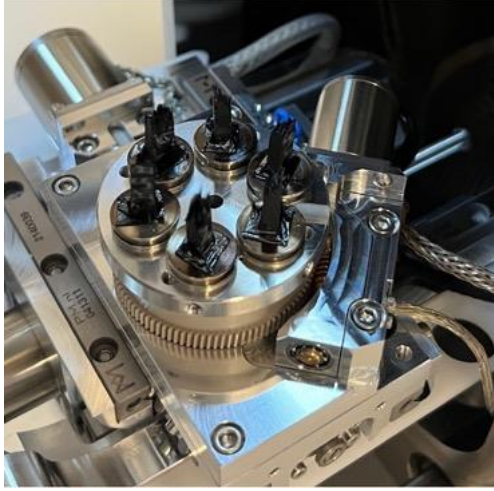


Resim 7.44. Karbon kaplama işlemi için kullanılan Quorum Q150T ES cihazı

Kaplama işleminin ardından, hazırlanan numuneler TESCAN MIRA model taramalı elektron mikroskobu cihazına yerleştirilmiş ve analiz için konumlandırılmıştır (Resim 7.45 ve Resim 7.46). Gerçekleştirilen SEM analizleri sayesinde, farklı üretim parametrelerine sahip numunelerde oluşan iç yapı farklılıkları, matris çatlakları, lif kopmaları, boşluklar ve hata modları gözlemlenmiş ve bu veriler mekanik test sonuçlarıyla ilişkilendirilmiştir.



Resim 7.45. SEM görüntülemesinde kullanılan TESCAN MIRA cihazının genel görünümü

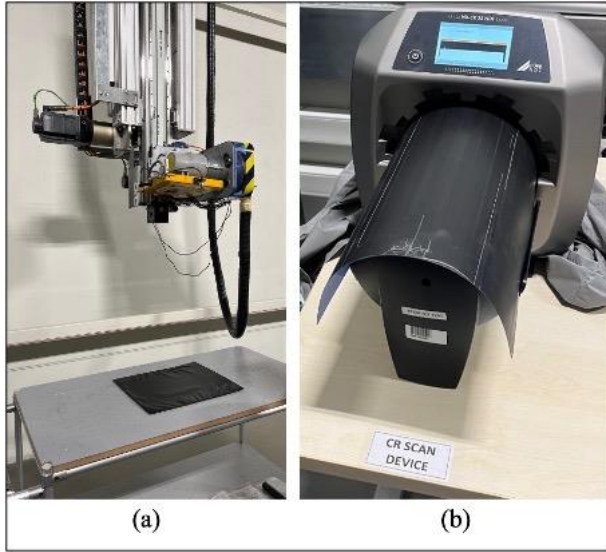


Resim 7.46. Karbon kaplı kompozit numunelerin SEM örnek tablasına yerleştirilmiş hali

### 7.8. Tahribatsız Muayene

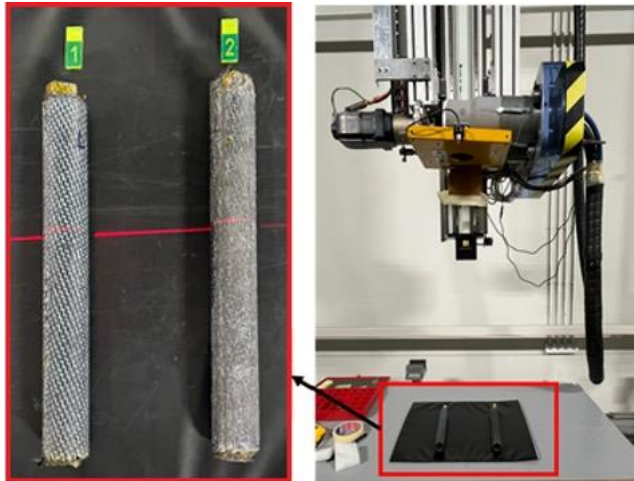
Kompozit tüplerin iç yapı kusurlarının tespiti ve üretim kalitesinin değerlendirilmesi amacıyla tahribatsız muayene (NDT) yöntemi olarak endüstriyel X-ışını görüntüleme tekniği uygulanmıştır. Bu yöntem ile özellikle üretim kaynaklı boşluk, kat arası ayrışma (delaminasyon) ve reçine yetersizliği gibi hataların varlığı yüksek çözünürlükte görüntülenebilmektedir.

Bu kapsamda, farklı üretim parametreleriyle elde edilen kupon numuneler üzerinde X-ray görüntüleme çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Görüntüleme işlemleri, Balteau TSD225/3 model X-ray cihazı ve Dürr NDT - HD-CR 35 NDT görüntüleme plaka tarayıcısı ile gerçekleştirilmiştir (Resim 7.47).



Resim 7.47. (a) X-ray cihazı ve (b) görüntüleme plaka tarayıcısı

Görüntüleme sırasında, cihaz 14 mA akım ve 55 kV gerilim ile çalıştırılmış; her numune için 45 saniyelik pozlama süresi kullanılmıştır. X-ray kaynağından yayılan ışınlar, alt kısma yerleştirilen dijital plaka üzerine düşürülmüş; sonrasında bu plakalar taranarak dijital görüntü formatına dönüştürülmüştür. Resim 7.48’de numunelere ait X-ray tarama düzeni görülmekte olup, homojenlik ve iç yapı kusurları üzerine incelemeler gerçekleştirilmiştir.



Resim 7.48. Kupon tüplerin X-ray pozlama düzenine konumlandırılması

Kullanılan X-ray cihazına ait teknik özellikler Çizelge 7.15’de verilmiştir. Yüksek enerji kapasitesi ve dar odak boyutu sayesinde, kompozit malzeme gibi düşük yoğunluklu yapıların iç detayları net biçimde analiz edilebilmiştir.

Çizelge 7.15. Balteau TSD225/3 X-ray cihazı teknik özellikleri

| Özellik                       | Değer          |
|-------------------------------|----------------|
| Maksimum Gerilim              | 225 kV         |
| Nominal Güç                   | 800 / 1800 W   |
| Odak Noktası Boyutu (EN12543) | 0,4 – 1 mm     |
| Işın Açısı                    | 40° × 30°      |
| Hedef Açısı                   | 11°            |
| İç Filtrasyon                 | 0,8 mm Be      |
| Anot Soğutma Tipi             | Su             |
| Soğutma Debisi                | 4 l/dk         |
| Radyasyon Sızıntısı           | 10 mSv/h @ 1 m |
| Maksimum Akım                 | 14,5 / 30 mA   |
| Cihaz Ağırlığı                | 11 kg          |
| Tüp Başlığı                   | Metal Seramik  |

## 8. SONUÇLAR ve TARTIŞMA

Bu bölümde, ayarlanabilir boy özellikli termoplastik kompozit kontrol rodu tasarımı ve üretimine yönelik gerçekleştirilen çok aşamalı çalışmalardan elde edilen bulgular detaylı olarak sunulmakta ve analiz edilmektedir. Her aşamada elde edilen veriler, ilgili literatür çalışmalarıyla karşılaştırılarak yorumlanmış, önerilen üretim ve birleştirme yöntemlerinin yapısal yeterliliği bilimsel temelde tartışılmıştır.

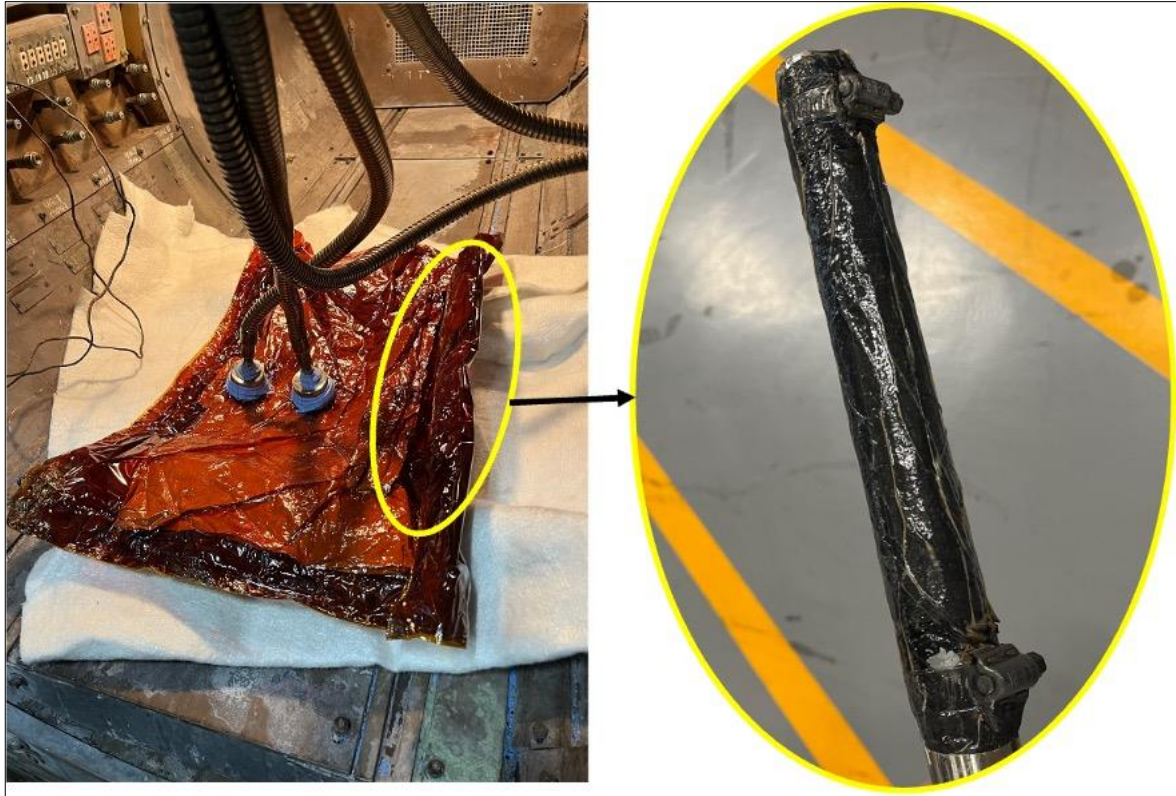
İlk olarak, tüp formundaki termoplastik kompozit parçaların sıcak presleme yöntemiyle üretilebilirliği değerlendirilmiş, üretim sürecinde karşılaşılan problemler ve çözüm yaklaşımları analiz edilmiştir. Ardından, deneysel tasarım yöntemi ile belirlenen parametre kombinasyonlarına göre üretilen kupon numuneler üzerinden çekme, basma, DSC, X-ray ve SEM testleri gerçekleştirilmiş; bu sayede optimum üretim koşulları tanımlanmıştır. Üçüncü aşamada, metal-insört ile kompozit tüp arayüzüne ait farklı yapısal tasarımlar sonlu elemanlar yöntemiyle değerlendirilmiş, en uygun konfigürasyon belirlenmiştir. Son olarak, elde edilen tüm veriler ışığında gerçek boyut ve geometriye sahip komponent numuneler üretilmiş, uygulanan çekme ve flambaj testleri ile yapısal yeterlilikleri deneysel olarak doğrulanmıştır.

Bu bölümde, söz konusu dört temel aşamanın her birine ilişkin sonuçlar alt başlıklar altında sunulmuş, elde edilen bulgular grafik, şekil ve tablolar ile desteklenmiş ve yapısal performans değerlendirmesi literatürle ilişkilendirilerek tartışılmıştır.

### 8.1. Ön Deneylerin Değerlendirilmesi ve Üretilebilirlik

Kompozit tüp üretim yöntemlerinin değerlendirilmesi amacıyla, bu çalışma kapsamında iki farklı üretim yaklaşımı uygulanmış ve sonuçlar üretilebilirlik açısından karşılaştırılmıştır. İlk yöntemde, tek yönlü karbon fiber takviyeli PEEK malzeme, filament sarım yöntemi referans alınarak bir mandrel üzerine manuel olarak sarılmış ve otoklav ortamında konsolidasyon işlemi gerçekleştirilmiştir. Sarım işlemi sonrasında, numune vakum torbası içerisinde hazırlanarak otoklava yerleştirilmiş ve sıcaklık/basınç döngüsüne tabi tutulmuştur (Resim 8.1). Bu yöntemde üretim sonrası elde edilen parçada düzensiz yüzey oluşumu gözlenmiştir (Resim 8.2). Bu yüzey bozulmalarının temel nedeni, vakum torbasının vakum

sırasında, numune yüzeyine tamamen pürüzsüz biçimde yapışmaması ve yüzeyde kırışıklıkların oluşmasıdır. Konsolidasyon aşamasında termoplastik reçinenin erimesiyle birlikte reçine, vakum torbasının girintili yapısını doldurarak konsolide olmuş ve düzensiz bir yüzey topografyasına yol açmıştır. Bu durum, üretim sonrası parça yüzeyinin hem estetik hem de fonksiyonel açıdan yetersiz kalmasına neden olmuş; ilgili yöntem bu bağlamda uygun bulunmamıştır.



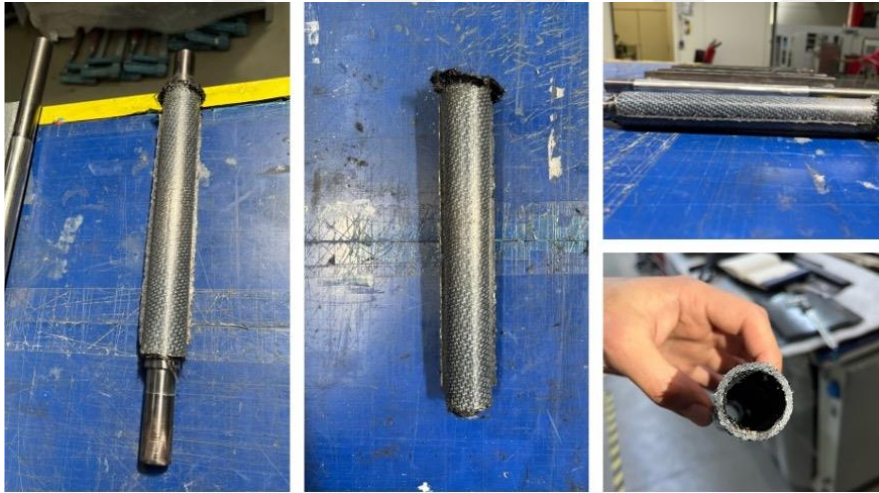
Resim 8.1. Konsolidasyon sonrası vakum torbasının görünümü ve konsolide edilmiş numune



Resim 8.2. Otoklav yöntemi ile üretilmiş tüp şekilli numune

İkinci yöntemde ise, dokuma kumaş formundaki LM-PAEK/CF prepeg malzeme kullanılmış ve sıcak pres kalıplama yöntemi uygulanmıştır. Bu yöntemde, malzeme katmanlar halinde mandrele sarılmış, ardından iki parçalı çelik kalıp içerisinde sıcak presleme işlemine tabi tutulmuştur. Sıcaklık ve basınç parametreleri kontrollü olarak uygulanmış ve soğutma sonrası kalıptan çıkarılan numunede yüksek yüzey kalitesi, tam konsolidasyon ve geometrik bütünlük elde edilmiştir (Şekil 8.4). Bu sonuçlar, dokuma kumaş formundaki LM-PAEK/CF prepeg malzemenin sıcak pres yöntemi ile tüp şekilli parça üretiminde yüksek uygunluk gösterdiğini ortaya koymuştur.

Bu doğrultuda, izleyen tüm deneysel çalışmalar için sıcak pres yöntemi temel alınmış ve üretim parametrelerinin optimizasyonuna yönelik tasarım çalışmaları bu yöntem üzerinden yürütülmüştür.



Resim 8.3. Sıcak pres yöntemi ile üretilen tüp şekilli termoplastik kompozit malzeme

## 8.2. Termoplastik Kompozit Tüp Üretiminde Proses Parametrelerinin Optimizasyonu ve Karakterizasyonu

Bu bölümde, sıcak pres kalıplama yöntemi referans alınarak üretilebilirliği anlaşılan, termoplastik kompozit tüp üretiminde kullanılan işlem parametrelerinin mekanik ve yapısal performans üzerindeki etkileri sistematik olarak değerlendirilmiştir. Bu amaçla, Taguchi L16 deneysel tasarımına göre üretilen kupon numuneler üzerinde aksenal çekme ve basma testleri gerçekleştirilmiş; ek olarak yoğunluk ölçümleri ile üretim kalitesi nicel olarak analiz edilmiştir. Elde edilen veriler birlikte değerlendirilerek optimum üretim parametreleri belirlenmiş ve doğrulama deneyleri ile sonuçlar teyit edilmiştir. Mekanik testlerin yanı sıra,

DSC analizleri ile kristal yapı oranları incelenmiş; X-ray radyografik görüntüleme yöntemiyle içsel kusurların varlığı değerlendirilmiş ve son olarak kırık yüzeyler SEM ile incelenerek kırılma davranışı detaylı şekilde analiz edilmiştir. Bu çok yönlü değerlendirme sayesinde optimum üretim koşulları belirlenmiştir.

### 8.2.1. Kupon numunelerin üretimi ve gerçekleştirilen testler

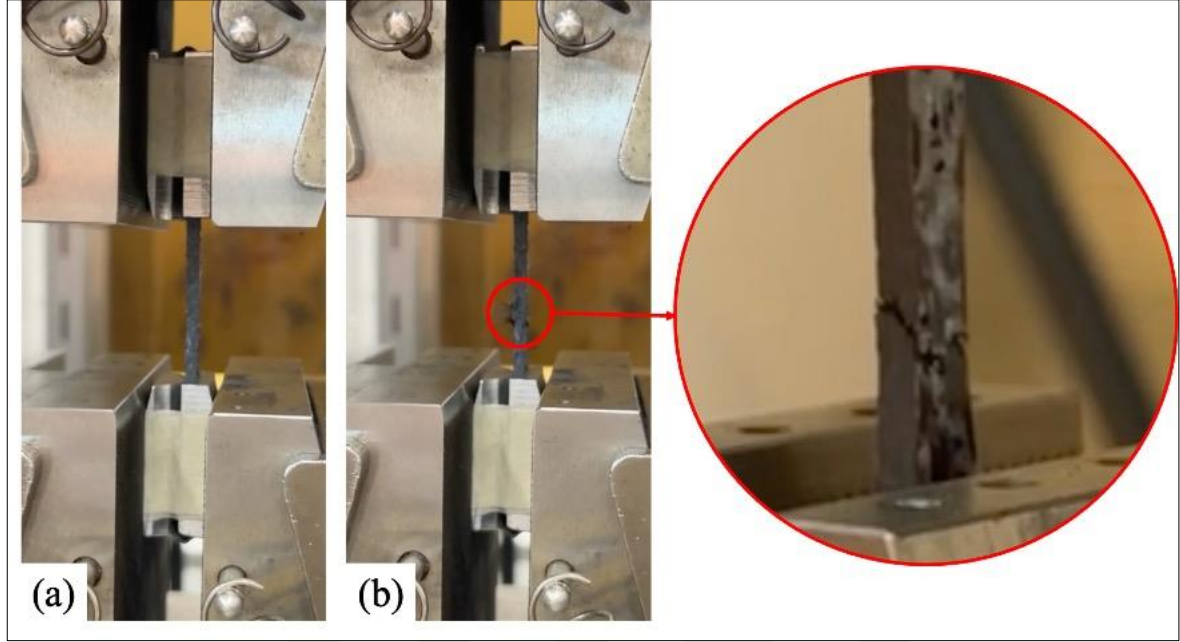
Bu bölümde, sıcak pres kalıplama yöntemiyle Taguchi L16 deney tasarımına uygun olarak üretilen kupon numunelerin üretim süreci ve bu numuneler üzerinde gerçekleştirilen mekanik testler özetlenmektedir. Numuneler, LM-PAEK matrisli karbon fiber dokuma prepreg malzemesi kullanılarak, ısı ve basınç parametrelerinin değiştirildiği bir proses ile hazırlanmıştır. Resim 8.4'te, konsolidasyon sonrası kalıptan çıkarılan tüp şekilli kupon numunelerin genel görünümü sunulmaktadır.



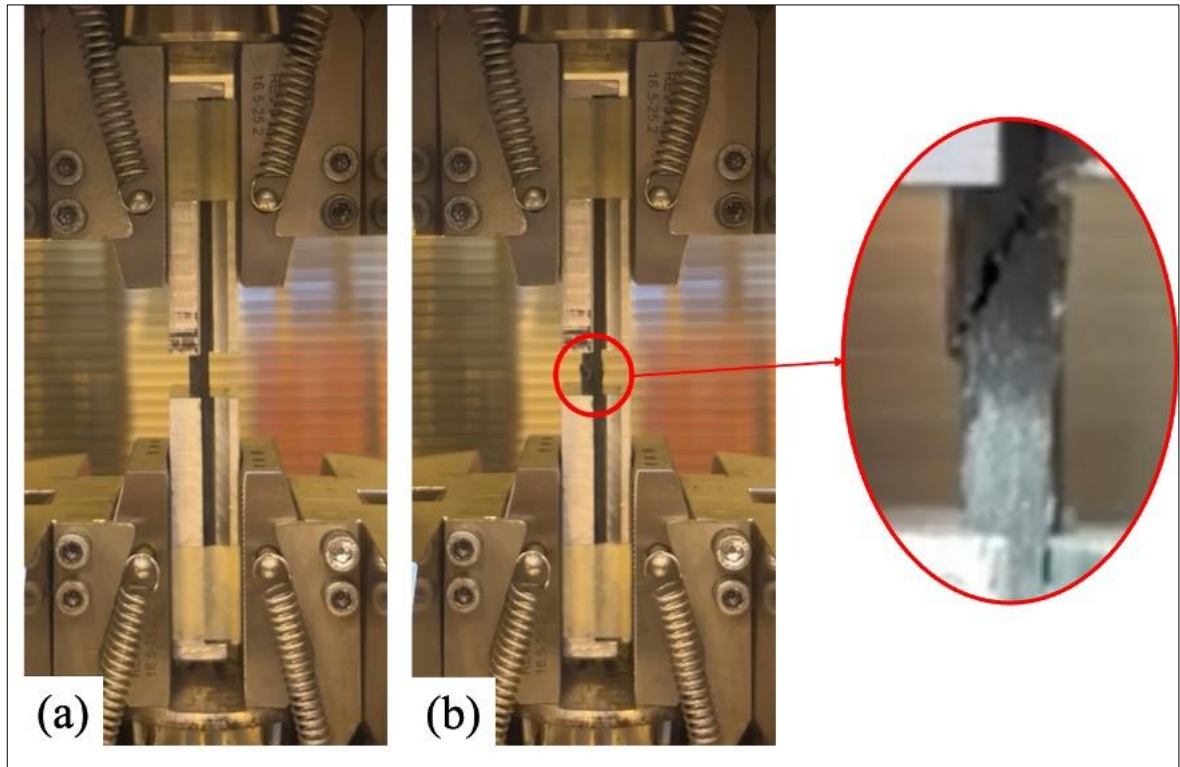
Resim 8.4. Taguchi L16 deney tasarımına göre sıcak pres kalıplama üretilen kupon numunelere ait tüp şekilli kompozit yapıların genel görünümü

Mekanik karakterizasyon kapsamında, üretilen her bir numuneden çekme ve basma testleri için uygun ölçülere sahip alt numuneler hazırlanmıştır. Resim 8.5 ve Resim 8.6'de, sırasıyla çekme ve basma testine tabi tutulacak numunelerin test öncesi ve test sonrası görüntüleri verilmiştir. Test sonrası görsellerinde hasarın olduğu bölgeler detaylandırılmıştır. Test

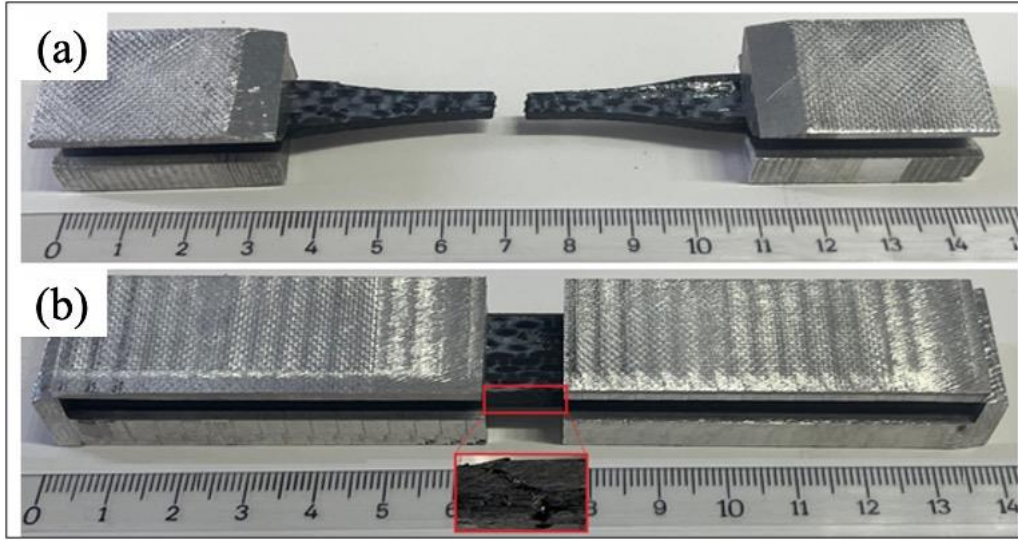
sonrası numunelerin kırılma bölgelerine ait detay yüzey görüntüleri ise Resim 8.7’te gösterilmiştir.



Resim 8.5. Çekme testine tabi tutulan kupon numunelerin test öncesi (a) ve test sonrası (b) görüntüsü

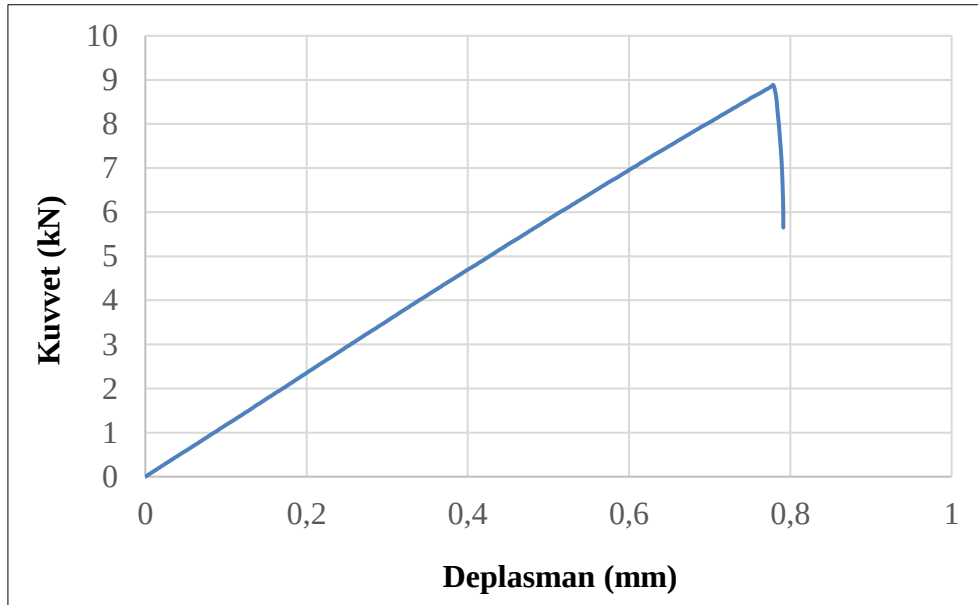


Resim 8.6. Basma testine tabi tutulan kupon numunelerin test öncesi (a) ve test sonrası (b) görüntüsü

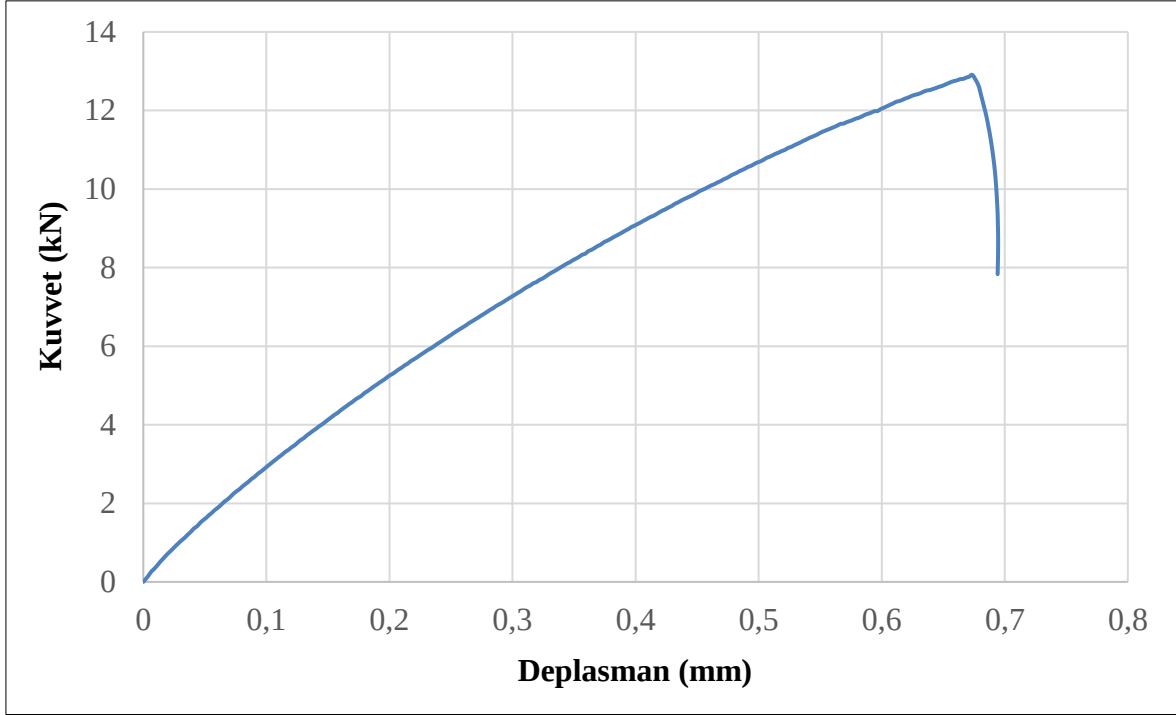


Resim 8.7. Çekme (a) ve basma (b) testleri sonrasında kupon numunelerin kırılma bölgelerine ait detay yüzey görüntüleri

Çekme ve basma testleri sırasında numunelerden elde edilen kuvvet-deplasman verileri kullanılarak karakteristik eğriler oluşturulmuştur. Temsili olarak seçilen bir çekme testi (Şekil 8.1) ve bir basma testi (Şekil 8.2) eğrisi, numunelerin elastik davranışı, maksimum taşıma kapasiteleri ve kırılma sonrası deformasyon eğilimleri hakkında bilgi sunmaktadır. Elde edilen bu veriler, ilerleyen bölümlerde sunulacak optimizasyon çalışmaları için temel oluşturmuştur.



Şekil 8.1. DN26A1 numaralı kupon numuneye ait çekme testi sırasında elde edilen kuvvet-deplasman grafiği (BF=1,1; KS=360°C; BS=45dk; IH=2°C/dk; SH= 12°C/dk)



Şekil 8.2. DN26A4 numaralı kupon numuneye ait basma testi sırasında elde edilen kuvvet-deplasman grafiği (BF=1,1; KS=360°C; BS=45dk; IH=2°C/dk; SH= 12°C/dk)

### 8.2.2. Mekanik test sonuçları ve yoğunluk ölçümleri

Taguchi L16 ortogonal dizisinde tanımlanan tasarım parametre kombinasyonları kullanılarak 16 farklı tüp numunesi üretilmiştir. Her bir numune üzerinde çekme ve basma testleri gerçekleştirilmiş; ayrıca malzeme kalitesini değerlendirmek amacıyla yoğunluk ölçümleri yapılmıştır. Her koşul için testler üç kez tekrarlanmış olup, elde edilen sonuçlar Çizelge 8.1’de özetlenmiştir.

Çizelge 8.1. Deney sonuçları ve S/N oranları

| Deney no | Ortalama çekme mukavemeti | Ortalama basma mukavemeti | Yoğunluk          | S/N oranı   |             |          |
|----------|---------------------------|---------------------------|-------------------|-------------|-------------|----------|
|          | MPa                       | MPa                       | g/cm <sup>3</sup> | Çekme testi | Basma testi | Yoğunluk |
| 1        | 189,45                    | 25,65                     | 0,95              | 45,52       | 26,48       | 1,31     |
| 2        | 293,52                    | 45,73                     | 1,07              | 49,26       | 30,33       | 2,33     |
| 3        | 235,45                    | 14,13                     | 0,95              | 47,23       | 22,48       | 1,27     |
| 4        | 269,16                    | 18,1                      | 0,97              | 48,22       | 23,57       | 1,53     |
| 5        | 310,08                    | 81,99                     | 1,19              | 47,33       | 38,03       | 3,27     |
| 6        | 385,4                     | 78,83                     | 1,17              | 51,59       | 37,89       | 3,13     |
| 7        | 300,16                    | 59,13                     | 1,1               | 49,51       | 34,34       | 2,62     |
| 8        | 375,95                    | 64,67                     | 1,13              | 51,46       | 34,71       | 2,81     |
| 9        | 526,93                    | 182,94                    | 1,33              | 54,28       | 45,13       | 4,27     |
| 10       | 467,89                    | 223,05                    | 1,32              | 53,34       | 46,65       | 4,16     |
| 11       | 475,45                    | 179,27                    | 1,29              | 53,49       | 45,04       | 3,98     |
| 12       | 500,97                    | 265,19                    | 1,31              | 53,95       | 48,05       | 4,11     |
| 13       | 418,12                    | 211,21                    | 1,34              | 52,4        | 46,49       | 4,31     |
| 14       | 584,37                    | 297,14                    | 1,37              | 55,22       | 49,22       | 4,47     |
| 15       | 587,75                    | 226,36                    | 1,34              | 55,38       | 47,09       | 4,28     |
| 16       | 641,57                    | 269,66                    | 1,37              | 56,12       | 48,26       | 4,51     |

#### Ortalama yanıtların değerlendirilmesi

Ortalama yanıt değerleri ile bunlara karşılık gelen sinyal/gürültü (S/N) oranları Çizelge 8.1’de sunulmuştur. Her bir işlem parametresinin etkisinin daha net yorumlanabilmesi amacıyla, ilgili parametrenin tüm seviyelerine ait ortalama yanıt değerleri hesaplanmış ve Şekil 8.3 ile Şekil 8.5 arasında grafiksel olarak gösterilmiştir.

Çekme mukavemeti açısından her bir faktör seviyesine ait ortalama yanıt değerleri Şekil 8.3’te verilmiştir. Çekme mukavemeti sonuçlarına göre, parametrelerin etki aralıkları Eş. 8.2 – Eş. 8.6 verilen eşitlikler kullanılarak hesaplanmıştır. Etki aralıkları ilgili parametrenin sonuçlar üzerinde ne kadar etkili olduğunu gözlemlemek için önemlidir.

$$\Delta_{A,etki,çekme} = \sigma_{A,çekme,mak} - \sigma_{A,çekme,min} \quad (8.2)$$

$$\Delta_{B,etki,\text{çekme}} = \sigma_{B,\text{çekme},\text{mak}} - \sigma_{B,\text{çekme},\text{min}} \quad (8.3)$$

$$\Delta_{C,etki,\text{çekme}} = \sigma_{C,\text{çekme},\text{mak}} - \sigma_{C,\text{çekme},\text{min}} \quad (8.4)$$

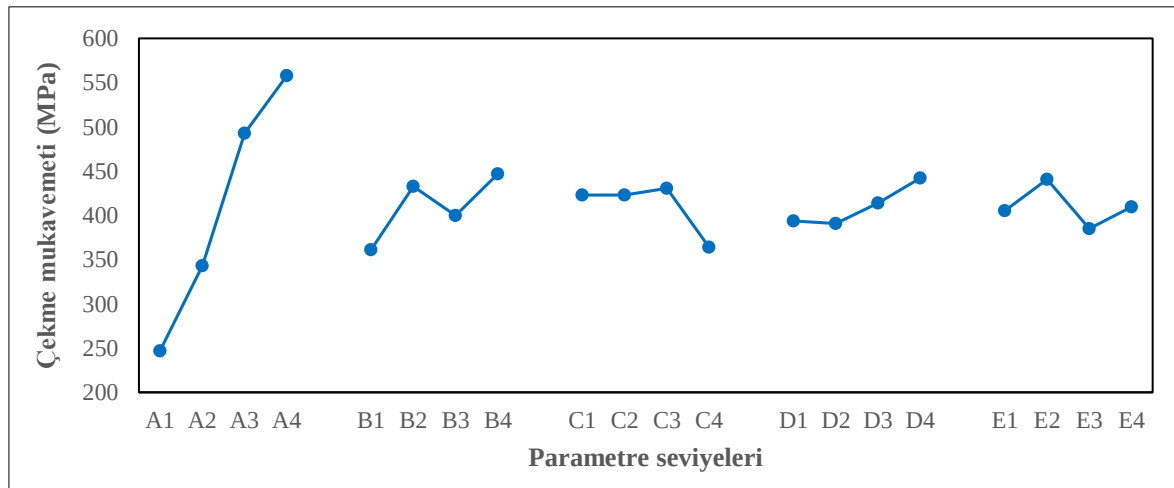
$$\Delta_{D,etki,\text{çekme}} = \sigma_{D,\text{çekme},\text{mak}} - \sigma_{D,\text{çekme},\text{min}} \quad (8.5)$$

$$\Delta_{E,etki,\text{çekme}} = \sigma_{E,\text{çekme},\text{mak}} - \sigma_{E,\text{çekme},\text{min}} \quad (8.6)$$

Bu eşitlikler çözüldüğünde, elde edilen çekme mukavemeti etki aralıkları aşağıdaki gibidir:

- Basınç faktörü (A), etki aralığı = 311,1 MPa,
- Konsolidasyon sıcaklığı (B), etki aralığı = 85,8 MPa,
- Bekleme süresi (C), etki aralığı = 66,8 MPa,
- Isıtma hızı (D), etki aralığı = 51,5 MPa,
- Soğuma hızı (E), etki aralığı = 55,6 MPa.

Bu sonuçlara göre, basınç faktörü (A) ve konsolidasyon sıcaklığı (B) çekme dayanımı üzerinde en yüksek etkiye sahip parametreler olarak belirlenmiştir. En yüksek çekme dayanımı, A4 (1,1 birim) ve B2/B4 (360/395 °C) seviyelerinde elde edilmiştir.



Şekil 8.3. Parametreler ve seviyelerin çekme mukavemetine etkisi

Benzer şekilde basma mukavemeti için de değerlendirme yapılmıştır. Basma mukavemeti açısından her bir faktör seviyesine ait ortalama yanıt değerleri Şekil 8.4'te verilmiştir. Basma

mukavemeti sonuçlarına göre, parametrelerin etki aralıkları Eş. 8.7 – Eş 8.11 verilen eşitlikler kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\Delta_{A,etki,basma} = \sigma_{A,basma,mak} - \sigma_{A,basma,min} \quad (8.7)$$

$$\Delta_{B,etki,basma} = \sigma_{B,basma,mak} - \sigma_{B,basma,min} \quad (8.8)$$

$$\Delta_{C,etki,basma} = \sigma_{C,basma,mak} - \sigma_{C,basma,min} \quad (8.9)$$

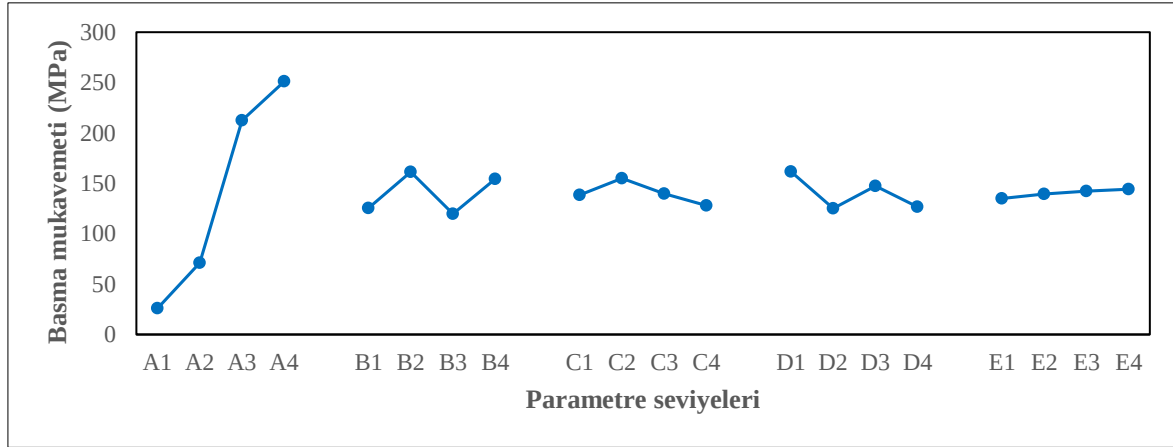
$$\Delta_{D,etki,basma} = \sigma_{D,basma,mak} - \sigma_{D,basma,min} \quad (8.10)$$

$$\Delta_{E,etki,basma} = \sigma_{E,basma,mak} - \sigma_{E,basma,min} \quad (8.11)$$

Bu eşitlikler çözüldüğünde, elde edilen basma mukavemeti etki aralıkları aşağıdaki gibidir:

- Basınç faktörü (A), etki aralığı = 225,2 MPa,
- Konsolidasyon sıcaklığı (B), etki aralığı = 41,5 MPa,
- Bekleme süresi (C), etki aralığı = 26,9 MPa,
- Isıtma hızı (D), etki aralığı = 36,6 MPa,
- Soğuma hızı (E), etki aralığı = 9,2 MPa.

Yanıt aralıkları incelendiğinde, basınç faktörünün (A) basma dayanımı üzerinde en belirgin etkiye sahip parametre olduğu açıkça görülmektedir. Buna karşılık, soğutma hızı değişiminin ortalama basma dayanımı üzerinde kayda değer bir etkisi bulunmamaktadır. Bununla birlikte, konsolidasyon sıcaklığı (B), bekleme süresi (C) ve ısıtma hızı (D) parametreleri, optimum basma dayanımı değerlerinin elde edilmesinde etkili olmuştur.



Şekil 8.4. Parametreler ve seviyelerin basma mukavemetine etkisi

Yoğunluk sonuçlarına ilişkin olarak, her bir faktör seviyesine ait ortalama yanıt değerleri Şekil 8.5’te verilmiştir. Yoğunluk sonuçlarına göre, parametrelerin etki aralıkları Eş. 8.12 – Eş. 8.16 verilen eşitlikler kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\Delta_{A,etki,yoğunluk} = \rho_{A,mak} - \rho_{A,min} \quad (8.12)$$

$$\Delta_{B,etki,yoğunluk} = \rho_{B,mak} - \rho_{B,min} \quad (8.13)$$

$$\Delta_{C,etki,yoğunluk} = \rho_{C,mak} - \rho_{C,min} \quad (8.14)$$

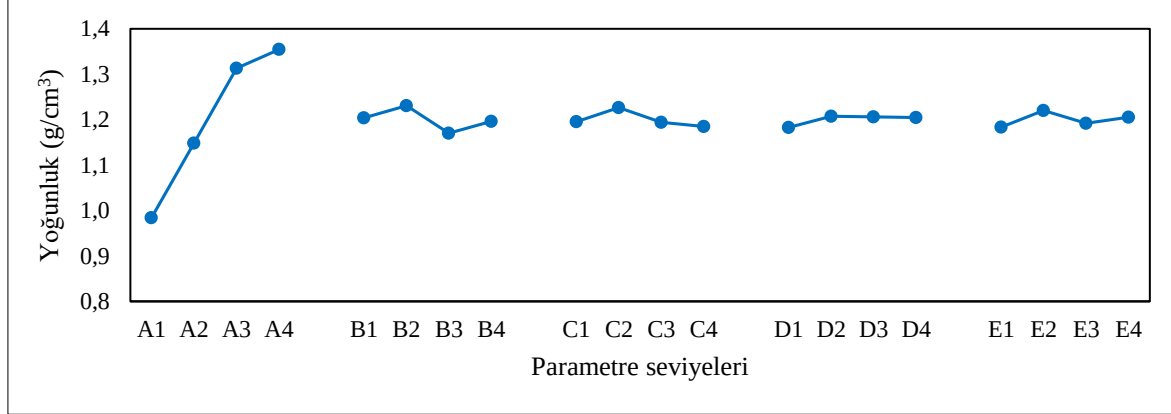
$$\Delta_{D,etki,yoğunluk} = \rho_{D,mak} - \rho_{D,min} \quad (8.15)$$

$$\Delta_{E,etki,yoğunluk} = \rho_{E,mak} - \rho_{E,min} \quad (8.16)$$

Bu eşitlikler çözüldüğünde, elde edilen yoğunluk etki aralıkları aşağıdaki gibidir:

- Basınç faktörü (A), etki aralığı = 0,37 g/cm<sup>3</sup>,
- Konsolidasyon sıcaklığı (B), etki aralığı = 0,061 g/cm<sup>3</sup>,
- Bekleme süresi (C), etki aralığı = 0.042 g/cm<sup>3</sup>,
- Isıtma hızı (D), etki aralığı = 0,025 g/cm<sup>3</sup>,
- Soğuma hızı (E), etki aralığı = 0,025 g/cm<sup>3</sup>.

Bu değerlere göre, yoğunluk üzerinde en etkili parametre basınç faktörü (A) olarak öne çıkmaktadır. Diğer parametrelerin etkileri ise görece önemsiz düzeydedir.



Şekil 8.5. Parametreler ve seviyelerin yoğunluk üzerindeki etkisi

En yüksek ölçülen yoğunluk değeri  $1,37 \text{ g/cm}^3$  olup, bu değer üretici firma tarafından sağlanan referans değer (1,53  $\text{g/cm}^3$  [185]) yaklaşık %90'ına karşılık gelmektedir (Çizelge 7.5).

Literatürde, lamine yapılar için tipik yoğunluk değerleri  $1,39\text{--}1,45 \text{ g/cm}^3$  aralığında raporlanırken [201-204], silindirik parçalar için ise bu değerler genellikle  $1,36\text{--}1,42 \text{ g/cm}^3$  bildirilmektedir [196, 205]. Kavisli geometrilerde gözlenen nispeten düşük yoğunluklar, üretim sürecine bağlı zorluklara, liflerin eğrilik nedeniyle hizalanmamasına [206] ve üretim yöntemlerinin boşluk oranı üzerindeki etkileriyle [196] ilişkilendirilmektedir. Bu çalışmada da üretilen parça tüp şekilli olması nedeniyle, elde edilen  $1,37 \text{ g/cm}^3$ 'lük yoğunluk değerinin literatürdeki aralıklarla uyumlu olduğu görülmektedir.

#### Sinyal – Gürültü (S/N) oranının değerlendirilmesi

Taguchi yönteminde, daha yüksek sinyal/gürültü (S/N) oranları, daha iyi performans ve daha yüksek tutarlılık anlamına gelir. S/N oranı, sinyali temsil eden ortalama değer ile gürültüyü temsil eden standart sapma arasındaki ilişkiyi ifade eder; dolayısıyla daha yüksek bir S/N oranı, deneysel sonuçların hem yüksek performans hem de düşük değişkenlik gösterdiğini belirtir.

Bu çalışmada, daha yüksek çekme dayanımı, basma dayanımı ve yoğunluk değerleri, daha iyi performans göstergeleri olarak kabul edilmiştir; bu değerlendirme, ilgili literatürde de desteklenmektedir [207]. Bu doğrultuda, testlerde "ne kadar büyükse o kadar iyi" (*larger-the-better*) yaklaşımı benimsenmiş ve işlem performansının bu kritere göre optimize edilmesi hedeflenmiştir. Bu yaklaşıma ait S/N oranları Eş. 4.1 kullanılarak hesaplanmıştır [102, 207].

Örneğin, B parametresi (konsolidasyon sıcaklığı) için seviye 3'teki ortalama S/N yanıtı, deneysel tasarımda B'nin 3. seviyede ayarlandığı deneyler (Deney 3, 7, 11 ve 15) kullanılarak belirlenmiştir. Buna göre, ortalama yanıt aşağıdaki eşitlik ile hesaplanmıştır:

$$\text{Ortalama yanıt} = S/N_3 + S/N_7 + S/N_{11} + S/N_{15} \quad (8.1)$$

Benzer hesaplamalar, tüm faktörler ve seviyeleri için gerçekleştirilmiştir. Her parametrenin tüm seviyelerine ait ortalama S/N yanıtları, Çizelge 8.2 ile Çizelge 8.4 arasında sunulmuştur. Çizelgelerde *italik* olarak gösterilen değerler, maksimum dayanımın elde edilmesi için Taguchi yöntemi tarafından önerilen optimum seviyeleri ifade etmektedir.

Çizelge 8.2. Çekme testi için faktör seviyelerine göre ortalama S/N oranı

| Seviye    | Ortalama S/N oranı |              |              |              |              |
|-----------|--------------------|--------------|--------------|--------------|--------------|
|           | A                  | B            | C            | D            | E            |
| 1         | 47,56              | 49,88        | 51,68        | 51,05        | 51,42        |
| 2         | 49,97              | 52,35        | 51,48        | 51,65        | <u>52,29</u> |
| 3         | 53,76              | 51,4         | <u>52,05</u> | 51           | 51,29        |
| 4         | <u>54,78</u>       | <u>52,44</u> | 50,87        | <u>52,37</u> | 51,06        |
| S/N Farkı | 7,22               | 2,56         | 1,18         | 1,36         | 1,23         |

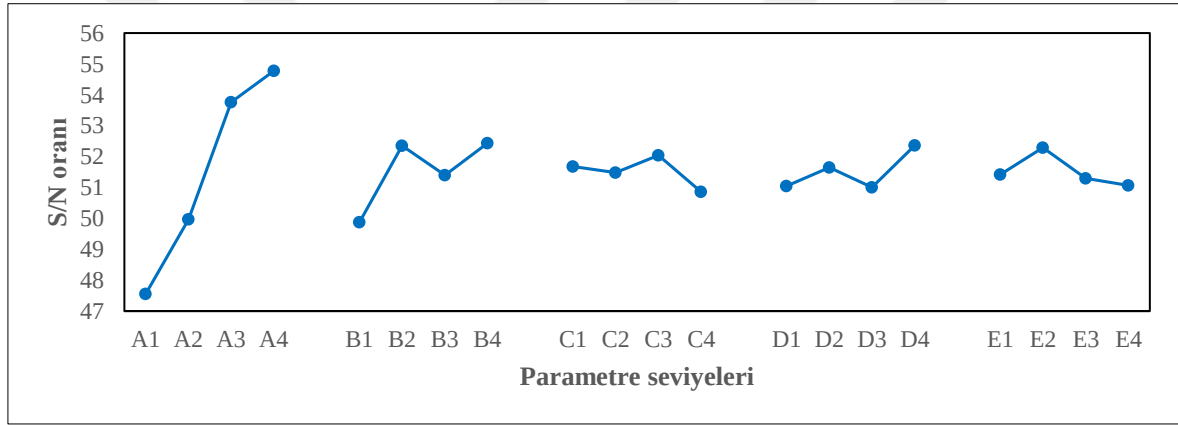
Çizelge 8.3. Basma testi için faktör seviyelerine göre ortalama S/N oranı

| Seviye    | Ortalama S/N oranı |              |              |              |              |
|-----------|--------------------|--------------|--------------|--------------|--------------|
|           | A                  | B            | C            | D            | E            |
| 1         | 25,72              | 39,03        | 39,42        | <u>39,52</u> | 38,73        |
| 2         | 36,24              | <u>41,02</u> | <u>40,88</u> | 39,14        | <u>39,52</u> |
| 3         | 46,22              | 37,24        | 37,88        | 38,86        | 38,73        |
| 4         | <u>47,77</u>       | 38,65        | 37,76        | 38,42        | <u>38,97</u> |
| S/N Farkı | 22,05              | 3,78         | 3,11         | 1,1          | 0,79         |

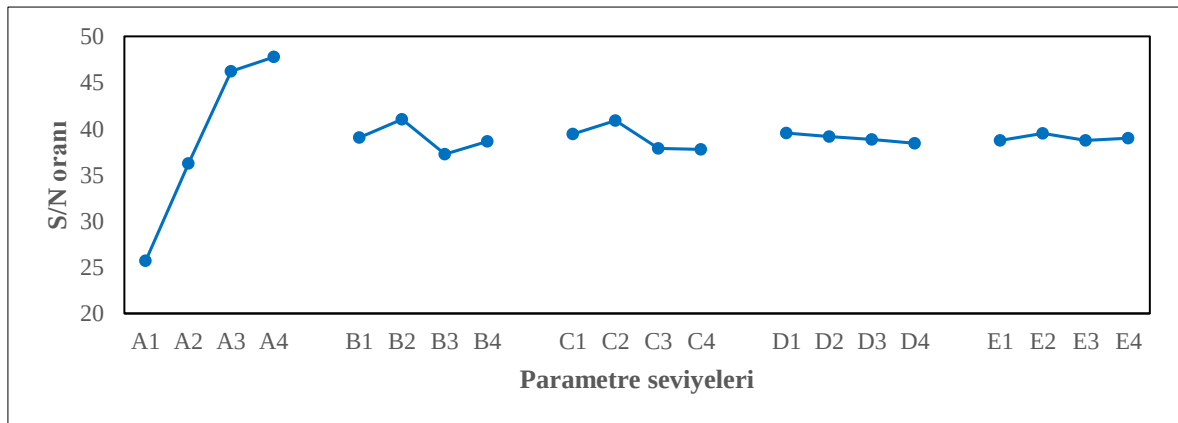
Çizelge 8.4. Yoğunluk ölçümleri için faktör seviyelerine göre ortalama S/N oranı

| Seviye    | Ortalama S/N oranı |             |            |             |             |
|-----------|--------------------|-------------|------------|-------------|-------------|
|           | A                  | B           | C          | D           | E           |
| 1         | 1,61               | 3,29        | 3,23       | 3,13        | 3,14        |
| 2         | 2,96               | <u>3,52</u> | <u>3,5</u> | <u>3,36</u> | <u>3,43</u> |
| 3         | 4,13               | 3,04        | 3,21       | 3,3         | 3,21        |
| 4         | <u>4,39</u>        | 3,24        | 3,16       | 3,3         | 3,31        |
| S/N Farkı | 2,78               | 0,48        | 0,34       | 0,23        | 0,29        |

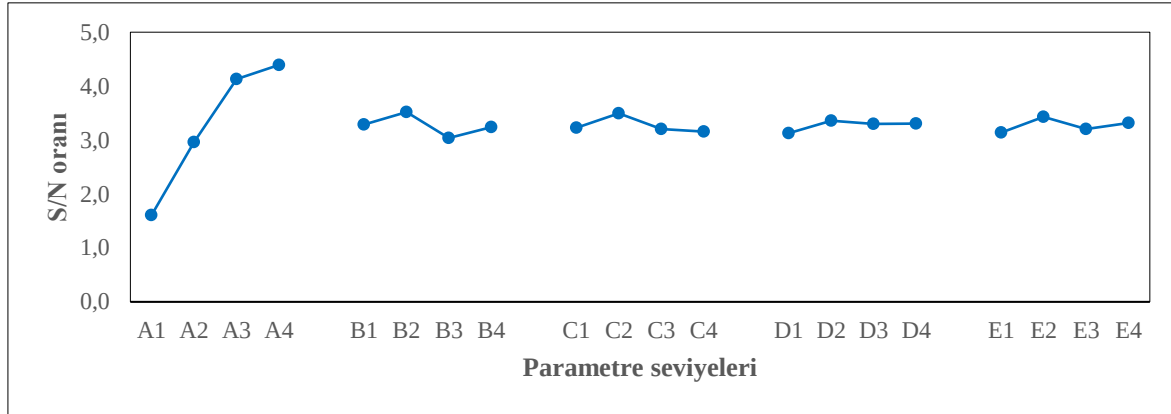
Şekil 8.6 - Şekil 8.8 arasında, her bir işlem parametresinin tüm test türlerine ait S/N oranları üzerindeki etkisi grafik olarak sunulmuştur.



Şekil 8.6. Faktör ve seviyelerin S/N oranına etkisi (çekme testi)



Şekil 8.7. Faktör ve seviyelerin S/N oranına etkisi (basma testi)



Şekil 8.8. Faktör ve seviyelerin S/N oranına etkisi (yoğunluk ölçümü)

### 8.2.3. Gri ilişkisel analizi (GRA)

Klasik Taguchi optimizasyonunda, süreç parametreleri tek bir yanıt değişkenine göre değerlendirilir. Bu yaklaşım, her bir faktörün etkisini izole etmek açısından etkili olsa da, birden fazla performans kriterinin aynı anda dikkate alınması gereken uygulamalarda yetersiz kalabilir. Bu sorunu aşmak için, bu çalışmada çoklu yanıt optimizasyon tekniği olarak Gri İlişkisel Analiz (GRA) uygulanmıştır.

Bu tekniğe göre “5 - GRİ İLİŞKİLER YÖNTEMİ” başlığı altında paylaşılan adımlar takip edilmiştir. Bu doğrultuda, ilk adım uyarınca, çekme dayanımı, basma dayanımı ve yoğunluk gibi özelliklerde daha yüksek değerlerin tercih edilmesi nedeniyle, normalizasyon işleminde “*daha büyük daha iyi*” yaklaşımı benimsenmiş ve Eş. 5.1 kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar, Çizelge 8.5’te özetlenmiştir.

Çizelge 8.5. Normalizasyon matrisi

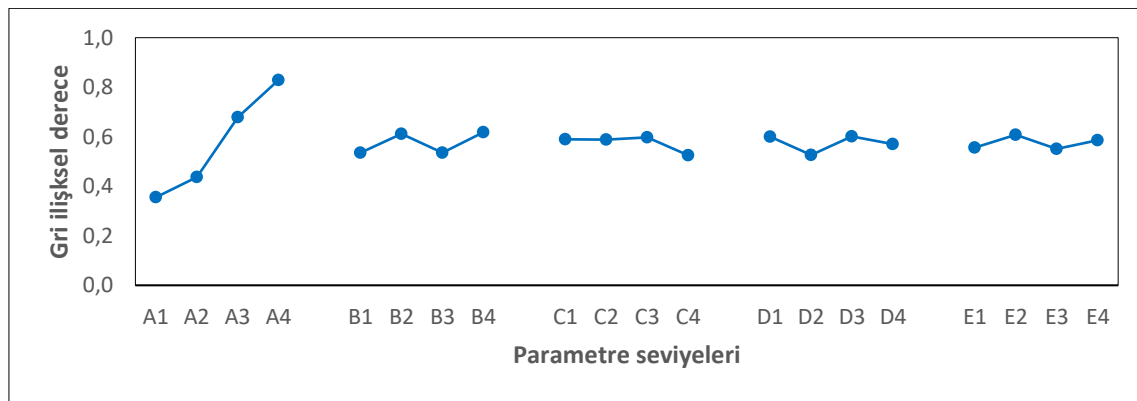
| Deney No | Ortalama çekme mukavemeti | Ortalama basma mukavemeti | Yoğunluk |
|----------|---------------------------|---------------------------|----------|
| Referans | 1                         | 1                         | 1        |
| 1        | 0                         | 0,04                      | 0,01     |
| 2        | 0,23                      | 0,11                      | 0,29     |
| 3        | 0,1                       | 0                         | 0        |
| 4        | 0,18                      | 0,01                      | 0,07     |
| 5        | 0,27                      | 0,24                      | 0,57     |
| 6        | 0,43                      | 0,23                      | 0,53     |
| 7        | 0,24                      | 0,16                      | 0,37     |
| 8        | 0,41                      | 0,18                      | 0,43     |
| 9        | 0,75                      | 0,6                       | 0,91     |
| 10       | 0,62                      | 0,74                      | 0,87     |
| 11       | 0,63                      | 0,58                      | 0,81     |
| 12       | 0,69                      | 0,89                      | 0,86     |
| 13       | 0,51                      | 0,7                       | 0,93     |
| 14       | 0,87                      | 1                         | 0,99     |
| 15       | 0,88                      | 0,75                      | 0,92     |
| 16       | 1                         | 0,9                       | 1        |

İkinci adımda, normalize edilen veri setine dayanarak, her deney koşulu için gri ilişkisel katsayılar hesaplanmış ve ardından bu katsayıların ortalaması alınarak gri ilişkisel dereceler elde edilmiştir. Daha yüksek gri ilişkisel derece (GRG) değeri, ideal performans profiline olan benzerliğin daha güçlü olduğunu göstermektedir. GRG değerinin 1 olması, tam benzerliği ifade eder. Tüm deneyler için hesaplanan gri ilişkisel katsayılar, dereceler ve sıralamalar Çizelge 8.6’da sunulmuştur.

Çizelge 8.6. Katsayı matrisi, Gri ilişkisel derece değerleri (GRG) ve öncelik sıralaması

| Deney no | Ortalama çekme mukavemeti | Ortalama basma mukavemeti | Yoğunluk | GRG  | Sıralama |
|----------|---------------------------|---------------------------|----------|------|----------|
| 1        | 0,33                      | 0,34                      | 0,34     | 0,34 | 16       |
| 2        | 0,39                      | 0,36                      | 0,41     | 0,39 | 13       |
| 3        | 0,36                      | 0,33                      | 0,33     | 0,34 | 15       |
| 4        | 0,38                      | 0,34                      | 0,35     | 0,35 | 14       |
| 5        | 0,41                      | 0,4                       | 0,54     | 0,45 | 10       |
| 6        | 0,47                      | 0,39                      | 0,51     | 0,46 | 9        |
| 7        | 0,4                       | 0,37                      | 0,44     | 0,4  | 12       |
| 8        | 0,46                      | 0,38                      | 0,47     | 0,44 | 11       |
| 9        | 0,66                      | 0,55                      | 0,85     | 0,69 | 5        |
| 10       | 0,57                      | 0,66                      | 0,8      | 0,67 | 6        |
| 11       | 0,58                      | 0,55                      | 0,73     | 0,62 | 8        |
| 12       | 0,62                      | 0,82                      | 0,78     | 0,74 | 4        |
| 13       | 0,5                       | 0,62                      | 0,88     | 0,67 | 7        |
| 14       | 0,8                       | 1                         | 0,97     | 0,92 | 2        |
| 15       | 0,81                      | 0,67                      | 0,86     | 0,78 | 3        |
| 16       | 1                         | 0,84                      | 1        | 0,95 | 1        |

En yüksek sırada yer alan parametre kombinasyonu (Deney 16), 0,95 değerinde en yüksek gri ilişkisel dereceye (GRG) ulaşmış olup, çoklu yanıt performansı açısından en uygun sonucu vermiştir. Ayrıca, tüm deneyler boyunca ortalama GRG değerlerine dayalı olarak yapılan faktör-seviye analizi (Şekil 8.9), optimum seviyelerin; basınç faktörü ve konsolidasyon sıcaklığı için seviye 4, bekleme süresi ve ısıtma hızı için seviye 3, soğutma hızı için ise seviye 2 olduğunu ortaya koymuştur.



Şekil 8.9. Ortalama gri ilişkisel derece (GRG) değerlerine göre her bir işlem parametresi için seviye bazlı etki analizi

#### 8.2.4. Optimum üretim parametrelerinin belirlenmesi

Çizelge 8.7, çekme mukavemeti, basma mukavemeti, yoğunluk ve genel GRA sonuçlarına göre her bir parametre için elde edilen optimum seviyeleri göstermektedir. Her bir mekanik özelliğin en iyi performansı farklı işlem parametreleri altında göstermesi ve çalışmada hem tekil performans analizlerinin hem de çoklu yanıt optimizasyonunun hedeflenmesi nedeniyle, GRA yapılmıştır. Bu doğrultuda nihai parametre seçimi, çoklu optimizasyon çıktıları ile uygulamaya özgü mekanik öncelikler birlikte değerlendirilerek gerçekleştirilmiştir.

Üretilen kompozit tüplerin mekanik davranışı incelendiğinde, tüm deneysel sonuçlarda basma dayanımı değerlerinin, çekme dayanımına kıyasla daha düşük olduğu gözlemlenmiştir. Bu durum, çekme ve basma yönlerinde çoğunlukla simetrik yüklemelere maruz kalan kontrol rodları gibi yapısal uygulamalar açısından kritik öneme sahiptir. Bu tür uygulamalarda, elde edilen en düşük mukavemet değerinin dahi tasarımda öngörülen yükleri her iki yönde de güvenli şekilde taşıyabilmesi beklenir. Havacılık sektöründe kullanılan malzemelere ilişkin mekanik özellikleri içeren MMPDS verilerine göre, kontrol rodlarının tüp segmentlerinde yaygın olarak tercih edilen Al-2024 gibi alüminyum alaşımlarının akma dayanımı, hem çekme hem de basma yükleri altında genellikle 290–352 MPa aralığındadır [208].

Yürütülen bu çalışmada elde edilen çekme mukavemeti değerleri çoğu deneyde bu aralığın üzerinde gerçekleşmiş olsa da kaydedilen en yüksek basma mukavemeti 297 MPa olup bu, alüminyum esaslı muadiller için gerekli olan minimum dayanım eşiğinin alt sınırına karşılık gelmektedir. Bu nedenle, kompozit tüplerin havacılık uygulamaları için yapısal rekabetçiliğini sağlayabilmek adına, optimizasyon stratejisi basma mukavemetinin artırılması üzerine odaklanmıştır.

Bu doğrultuda, basma dayanımını maksimize eden parametre seviyeleri öncelikli olarak değerlendirilmiştir. Şekil 8.7’de sunulan S/N oranları ve Şekil 8.4’teki ortalama basma dayanımı sonuçları birlikte incelendiğinde, optimum parametre seviyesi başlangıçta Seviye 2 olarak belirlenmiştir. Ancak daha yüksek basma dayanımı elde edebilmek amacıyla, soğutma hızı (E parametresi) için Seviye 4’ün tercih edilmesine karar verilmiştir.

Her ne kadar GRA çoklu yanıt optimizasyonu için kapsamlı bir çerçeve sunmuş olsa da, nihai parametre seçimi uygulamaya özel mekanik gereksinimler temel alınarak yapılmıştır. GRA, belirlenen ayarların sağlamlığını doğrulamak açısından önemli bir katkı sunmuş ve bazı kombinasyonlar genel denge açısından daha iyi sonuçlar verse de, basma dayanımına odaklanan kombinasyonun kontrol rod uygulaması açısından en uygun çözüm olduğu değerlendirilmiştir.

Belirlenen nihai optimum üretim parametreleri şunlardır:

- Basınç faktörü: 1,1 (Seviye 4)
- Konsolidasyon sıcaklığı: 360 °C (Seviye 2)
- Bekleme süresi: 45 dakika (Seviye 2)
- Isıtma hızı: 2 °C/dk (Seviye 1)
- Soğutma hızı: 12 °C/dk (Seviye 4)

Çizelge 8.7. En yüksek çekme mukavemeti, basma mukavemeti ve yoğunluk için optimum parametre seviyeleri

| Parametre                   | Çekme Mukavemeti | Basma Mukavemeti | Yoğunluk | GRA (genel) |
|-----------------------------|------------------|------------------|----------|-------------|
| A (Basınç faktörü)          | 4                | 4                | 4        | 4           |
| B (Konsolidasyon sıcaklığı) | 4                | 2                | 2        | 4           |
| C (Bekleme süresi)          | 3                | 2                | 3        | 3           |
| D (Isıtma hızı)             | 4                | 1                | 2        | 3           |
| E (Soğutma hızı)            | 2                | 2                | 2        | 2           |

#### 8.2.5. Optimum üretim parametrelerinin doğrulanması ve sonuçların değerlendirilmesi

Doğrulama deneyi, Taguchi ve GRA yöntemleriyle belirlenen optimum üretim parametrelerinin, ölçülebilir performans iyileşmeleri ile sonuçlanıp sonuçlanmadığını test etmek amacıyla gerçekleştirilmiştir. Bu doğrultuda, optimum parametre seviyeleri kullanılarak ilave numuneler üretilmiş ve bu numuneler üzerinde çekme ve basma testleri uygulanmıştır.

Çizelge 8.8, doğrulama numunesine ait test sonuçlarını sunmaktadır. Taguchi L16 tasarımındaki maksimum çekme ve basma mukavemeti sırasıyla 641,57 MPa ve 297,14 MPa

olarak elde edilmiştir. Basma mukavemetini artırmaya yönelik optimize edilmiş parametreler uygulandığında, basma mukavemeti %10,9 oranında artış göstererek 329,44 MPa seviyesine ulaşmıştır. Her ne kadar optimize edilmiş numunenin çekme mukavemeti (626,93 MPa) maksimum kaydedilen değerin biraz altında olsa da, bu değer kontrol rodu uygulamalarında genellikle beklenen performans eşiğinin üzerindedir. Bu sonuçlar, özellikle basma performansının iyileştirilmesi açısından, seçilen parametrelerin etkinliğini doğrulamaktadır.

Çizelge 8.8. Optimize edilmiş parametreler ve test sonuçları

| Numune no | Basınç faktörü | Konsolidasyon sıcaklığı | Bekleme süresi | Isıtma hızı | Soğutma hızı | Ortalama çekme mukavemeti | Ortalama basma mukavemeti |
|-----------|----------------|-------------------------|----------------|-------------|--------------|---------------------------|---------------------------|
|           | -              | (°C)                    | (dk)           | (°C /dk)    | (°C /dk)     | (MPa)                     | (MPa)                     |
| 26        | 1,1            | 360                     | 45             | 2           | 12           | 626,93                    | 329,44                    |

Elde edilen mukavemet değerleri, literatürde bildirilen termoplastik matrisli kompozit tüp yapıların mekanik performansları ile kıyaslandığında önemli bir iyileşme göstermektedir.

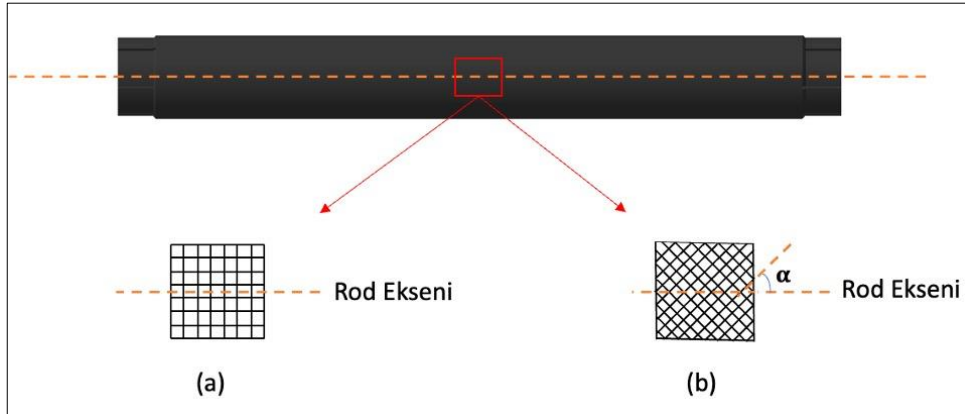
Örneğin, Boria ve arkadaşları tarafından PP bazlı PURE teknolojisi kullanılarak üretilen ve dairesel kesitli olarak şekillendirilen tüplerde çekme ve basma mukavemeti sırasıyla 217,8 MPa ve 17,5 MPa olarak raporlanmıştır [131]. Benzer şekilde, Laberge-Lebel ve Van Hoa'nın karbon/PA12 karışık ipliklerinden elde edilen örgü takviyeli kompozitlerinde maksimum çekme dayanımı 213,9 MPa olarak elde edilmiştir [135]. Bu çalışmalar, üretim süreci ve çevresel performans açısından avantajlar sunmakla birlikte, eksensel dayanım bakımından sınırlı kalmaktadır.

Matsuo ve arkadaşları [14], rastgele yönlendirilmiş karbon fiber takviyeli PP matrisli tüplerde çekme dayanımını 320 MPa, basma dayanımını ise 247 MPa olarak bildirmiştir. Tüplerin yüksek hızda (50 km/s) çarpma testlerine tabi tutulduğu bu çalışmada, enerji sönümlenme potansiyeli başarılı şekilde ortaya konmuş ve deneysel bulgular sayısal modellerle desteklenmiştir. Ancak, kullanılan düşük sıcaklıkta şekillenen polimer matris ve rastgele fiber yönelimi, eksensel yükler altındaki mukavemetin sınırlandırılmasına neden olmuştur.

Basma mukavemeti açısından bir diğer karşılaştırma Kim ve arkadaşlarının [138], PA6/cam elyaf hibrit tüpler üzerindeki çalışmasında sağlanabilir. Bu çalışmada çekme mukavemeti 250 MPa, basma mukavemeti ise 174 MPa olarak elde edilmiştir. Benzer şekilde, Niez ve arkadaşlarının [136], cam elyaf takviyeli akrilik bazlı kompozit tüplerde ulaştığı basma dayanımı 112 MPa, Hwang ve Chang'ın [25] örgülü karbon/PU sistemli tüplerinde bildirilen laminalar arası kayma dayanımı 54 MPa ve çekme dayanımı sadece 8,8 MPa seviyesindedir.

Tüm bu çalışmalarla kıyaslandığında, bu tez kapsamında geliştirilen LM-PAEK/CF kompozit tüpler, hem çekme (626,93 MPa) hem de basma mukavemeti (329,44 MPa) açısından, yalnızca termoplastik matrisli değil, aynı zamanda karışık mimariye sahip tüp yapılarla karşılaştırıldığında da önemli ölçüde daha üstün mekanik performans göstermektedir. Özellikle, vakum ve otoklav gerektirmeyen, tek adımda gerçekleştirilebilen sıcak pres kalıplama yöntemi ile bu seviyede bir performansın elde edilmesi, yöntemin endüstriyel uygulanabilirliğini ve tekrarlanabilirliğini göstermesi açısından değerlidir. Elde edilen sonuçlar, havacılıkta yapısal yük taşıyan kontrol rodları gibi uygulamalarda termoplastik kompozit tüplerin etkin şekilde kullanılabileceğini göstermektedir.

Bu çalışmada elde edilen yüksek çekme dayanımı, doğrudan liflerin eksenel yönde hizalanmasıyla ilişkilidir. Kompozit malzemelerde, çekme yükü esas olarak lifler tarafından taşınmakta olup, liflerin yük yönü ile tam paralel yerleştirilmesi durumunda yük aktarımı en verimli şekilde gerçekleşmektedir. Literatürde de bu durum açıkça desteklenmektedir; örneğin, liflerin yük yönüyle hizalanması, rastgele yerleşimli sistemlere kıyasla çekme dayanımını iki katına kadar artırabilmektedir [209, 210], ekstrüzyonla yönlendirilmiş karbon nano-lif takviyeli termoplastik kompozitlerde, lif hizalanması sayesinde çekme dayanımında %82'ye varan artış raporlamıştır [210]. Geliştirilen üretim yöntemi sayesinde, karbon fiber takviyesi tüp eksenini boyunca hizalanmış ve bu da çekme yönünde maksimum mekanik performansın elde edilmesini sağlamıştır (Şekil 8.10).



Şekil 8.10. Termoplastik kompozit tüp üretiminde fiberler doğrultuları (a) geliştirilen üretim yöntemi ile (b) filament sarma (AFP) üretim yöntemi ile

Diğer yandan, basma yüklemesi altında hasar mekanizması farklılık göstermektedir. Bu durumda, liflerin mikro burkulma ve yerel delaminasyon gibi hasar modlarına karşı sınırlı taşıma kapasitesi bulunmakta; yükün önemli bir kısmı matris fazı tarafından taşınmaktadır. Bu bağlamda, matrisin mekanik özellikleri, boşluk oranı ve lif-matris ara yüzey kalitesi gibi parametreler basma dayanımını doğrudan etkilemektedir. Yapılan çalışmalar, özellikle matrisin elastik modülü ve akma dayanımı gibi özelliklerinin, basma dayanımı üzerinde önemli etkisi olduğunu göstermiştir. Örneğin, matris elastik modülündeki %10'luk artış, basma dayanımında %3'ün üzerinde iyileşme sağlamıştır [211]. Ayrıca, matris içerisinde önceden oluşan mikro hasarların lif yönündeki basma kapasitesini önemli ölçüde azalttığı gösterilmiştir [212]. Bu bağlamda, matris özelliklerinin iyileştirilmesi, özellikle basma yüklemesine karşı direnci artırmak adına kritik önemdedir.

Bu çalışmada, Taguchi L16 deneysel tasarımı ile farklı konsolidasyon sıcaklığı, basınç, süre ve ısıtma/soğutma hızı gibi üretim parametreleri sistematik şekilde değerlendirilmiş ve matris özelliklerini iyileştiren optimum kombinasyon belirlenmiştir. Bu sayede, matrisin deformasyon direnci ve lifleri destekleme kapasitesi artırılmış; bu da yüksek basma dayanımı elde edilmesine katkı sağlamıştır.

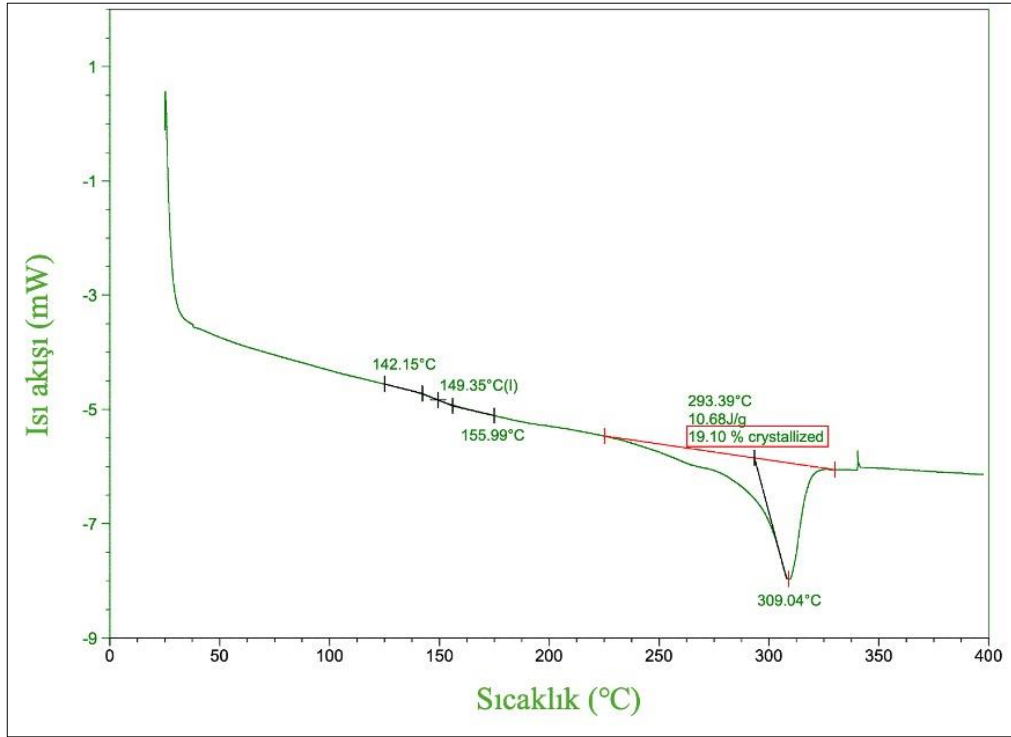
Bu çalışmanın sonuçları, dokuma CF/PAEK laminalarıyla da karşılaştırılmıştır. Örneğin, Osti ve ark. [213] dokuma CF/PAEK yapılar için ortalama 578 MPa çekme dayanımı bildirmiş; yönlendirilmiş tek yönlü (UD) varyantlarda ise daha yüksek dayanım değerleri elde edildiğini belirtmişlerdir [213, 214]. Bununla birlikte, lif mimarisi burada kritik bir faktördür. Nitekim UD yapılar, eksenel yüklemeler altında dokuma yapılara kıyasla

genellikle daha üstün performans gösterir. Awla ve Khdir [215] ile Ekoi ve ark. [216] dokuma karbon kumaşlarının lif kıvrımı ve matris-lif hizalanmasının sınırlılığı nedeniyle çekme dayanımında %52'ye varan kayıplar oluşturduğunu vurgulamışlardır. Dokuma yapılar, liflerin birbirinin altından ve üstünden geçerek yön değiştirmesi sebebiyle eksenel rijitliği ve dayanımı azaltmakta; ayrıca, bu yapıların lif-matris etkileşimini sınırlayarak çekme ve basma altındaki mekanik performansı düşürebildiği bilinmektedir [215, 217, 218].

Bu bağlamda değerlendirildiğinde, bu çalışmada elde edilen mekanik performans, dokuma CF/LM-PAEK kompozitlerden beklenecek seviyelerle uyumludur ve literatürde raporlanan termoplastik tüp yapılarla kıyaslandığında daha yüksek eksenel dayanım seviyeleri sunmaktadır. Geliştirilen optimize üretim yöntemi, vakum gerektirmeden yüksek basma dayanımı elde edilmesini sağlarken, aynı zamanda yüksek çekme dayanımını da korumaktadır. Bu yönüyle, yöntem havacılık sınıfı tüp uygulamaları açısından önemli bir potansiyele sahiptir.

#### **8.2.6. Termal analiz sonuçları**

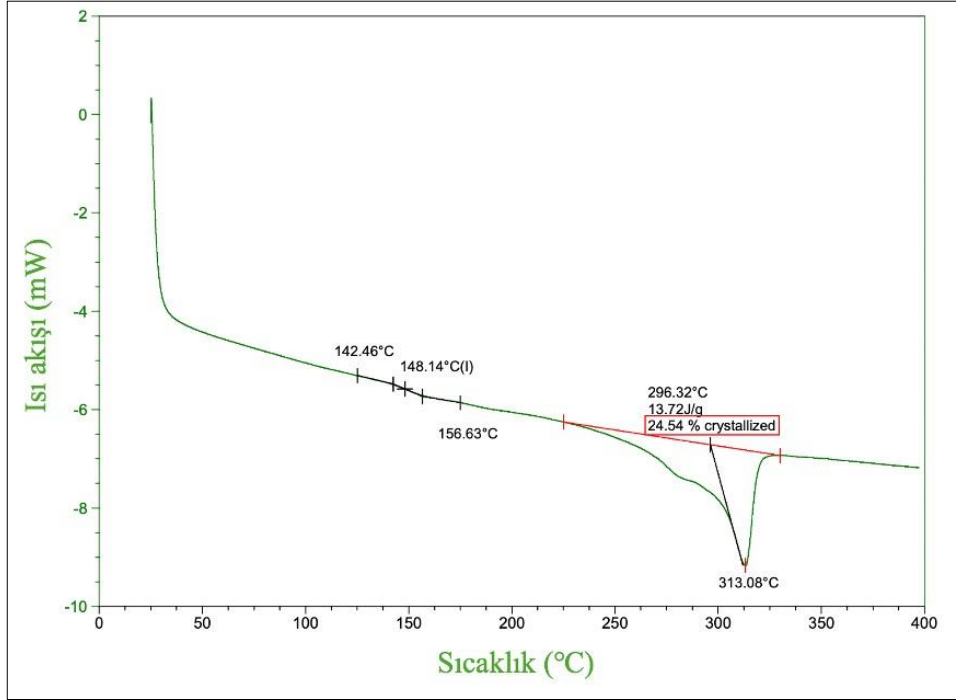
Optimize edilmiş üretim parametreleri ile imal edilen kompozit numuneler üzerinde, matrisin kristalin yapısını değerlendirmek amacıyla DSC analizi gerçekleştirilmiştir. Analiz, en az üç tekrar olacak şekilde uygulanmış ve elde edilen sonuçlardan bir tanesi Şekil 8.11'da sunulmuştur. DSC eğrisi üzerinde, matrise ait karakteristik geçiş sıcaklıkları (erime, kristalleşme vb.) açıkça izlenebilmekte olup, optimum parametreler ile üretilen numune için tekrarlanan testlerde kristallik oranı %18,25 ile %20,52 arasında değişmiştir.



Şekil 8.11. Optimum parametrelerle üretilmiş DN 26 numunesi için DSC analiz sonucu

Literatürde, benzer karbon fiber takviyeli PAEK sistemleri için bildirilen kristallik oranlarının %22,7 ile %33,8 aralığında olduğu görülmektedir [219-221]. Örneğin, Wang ve diğerleri [221], %33,8 kristallik oranına sahip CF/PAEK kompozitlerinde 321 MPa basma dayanımı elde etmişlerdir. Bu çalışmada ise, daha düşük kristallik oranına rağmen (~%19), benzer basma dayanımı (329,44 MPa) sağlanabilmiştir. Bu durum, yalnızca kristallik oranının değil, aynı zamanda uygulanan konsolidasyon parametrelerinin, lif hizalanmasının ve boşluk içeriğinin de mekanik performans üzerinde önemli rol oynadığını göstermektedir.

Ayrıca, literatürde yer alan çalışmalar [222-226], soğutma hızının düşürülmesinin kristalleşmeyi artırdığı ve bunun da mekanik dayanımı genellikle olumlu etkilediğini belirtmektedir. Bu referanslardan yararlanarak soğutma hızı optimum seviye olarak elde edilen 12 °C /dk'dan sıcak pres tezgahının hassasiyeti göz önünde bulundurularak 2 °C/dk'ya indirilerek tüp üretimi gerçekleştirilmiştir. Elde edilen numuneler ile DSC ölçümü (Şekil 8.12) ve mekanik testler tekrarlanmıştır. Sonuçlar Çizelge 8.9'da özetlenmiştir.



Şekil 8.12. Yavaşlatılmış soğutma hızı ile üretilen numune (DN28) için DSC analiz sonucu

Çizelge 8.9. Soğutma hızının mekanik özellikler üzerindeki etkisi

| Numune | Soğutma hızı | Ortalama kristal yapı oranı | Ortalama çekme mukavemeti | Ortalama basma mukavemeti |
|--------|--------------|-----------------------------|---------------------------|---------------------------|
|        | (°C /dk)     | %                           | (MPa)                     | (MPa)                     |
| DN26   | 12           | 19,29                       | 626,93                    | 329,44                    |
| DN28   | 2            | 24,5                        | 673,32                    | 311,47                    |

Optimum üretim parametreleriyle (SH: 10 °C/dk) elde edilen numunelerde kristalin yapı oranı %19,29 seviyesinde kalmış, buna karşılık çekme dayanımı 626,93 MPa, basma dayanımı ise 329,44 MPa olarak ölçülmüştür. Sadece soğutma hızının düşürülmesiyle (2 °C/dk), kristalin yapı oranı %24,50'ye yükselmiş; bu artış çekme dayanımında belirgin bir iyileşme sağlayarak değeri 673,32 MPa'a yükseltmiş, fakat basma dayanımı düşerek 311,47 MPa seviyesine gerilemiştir. Bu sonuç, kristal yapı artışının çekme dayanımı açısından faydalı, ancak basma yüklemesi altında sınırlayıcı olabileceğini ortaya koymaktadır.

Literatürde bu farklılığın nedeni, kristalin yapıların yüksek çekme yükleri altında zincir hizalanması ve gerilme transferi açısından avantaj sağlarken; basma yüklerinde matrisin

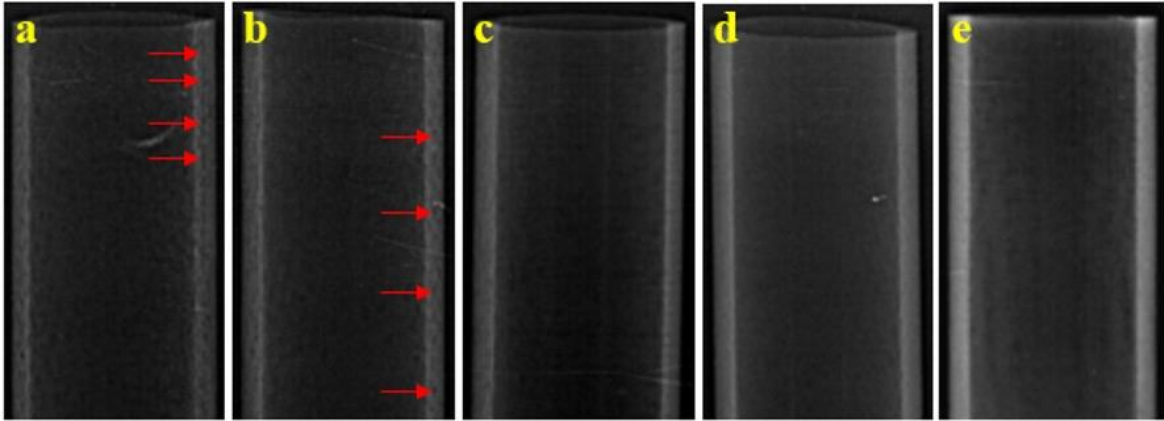
gevrekleşmesi, mikro burkulma ve delaminasyon riskini artırması olarak açıklanmaktadır. Kotzur, Chadwick ve Löbbecke, kristal yapıyı artıran temperleme işlemlerinin çekme mukavemetinde %32'ye varan artış sağladığını bildirmiştir [227]. Benzer şekilde, Yuan, Yang, Liu, Du ve Gao, CF/PEEK sistemlerinde kristal yapı artışıyla birlikte çekme dayanımında iyileşme gözlemlendiğini, ancak bu artışın yüksek sıcaklıklarda kırılma riski oluşturabileceğini raporlamıştır [228]. Buna karşın, Zhang ve diğerleri, basma yüklemesi açısından kristal yapının tek başına yeterli olmadığını; ara yüzey kalitesi, gözenek oranı ve homojenlik gibi diğer mikro yapısal etkenlerin daha kritik olduğunu vurgulamıştır [229]. Ayrıca Um, Hwang, Choi ve Kim, PET bazlı karbon fiber kompozitlerde kristalin yapı artışının çekme davranışında özellikle yüksek sıcaklıklarda önemli katkı sağladığını, fakat bu etkinin tüm yönler için geçerli olmadığını ifade etmiştir [230].

Bu bulgular ışığında, kristal yapı artışının mekanik performans üzerindeki etkisi çift yönlü olup, çekme yüklemelerinde avantaj sağlarken, basma yüklemelerinde dikkatli yönetilmesi gereken bir parametre olarak değerlendirilmelidir. Uygulama bazlı optimizasyon için yalnızca kristal yapı değil; lif yönelimi, matris esnekliği ve üretim sonrası gerilmeler gibi mikro yapısal faktörlerin birlikte ele alınması gerektiği anlaşılmaktadır.

#### **8.2.7. Tahribatsız muayene sonuçları**

Bu çalışmada, Taguchi L16 deneysel tasarımına ve optimize edilmiş parametrelere göre üretilen termoplastik kompozit tüplerin iç yapı homojenliği, boşluk oluşumu ve olası üretim hatalarının değerlendirilmesi amacıyla radyografik görüntüleme yöntemi kullanılmıştır. Bu yöntem, gözenek oluşumu, reçine homojenliği, fiber yerleşim düzeni gibi kritik parametrelerin tahribatsız biçimde analiz edilmesine olanak tanımaktadır.

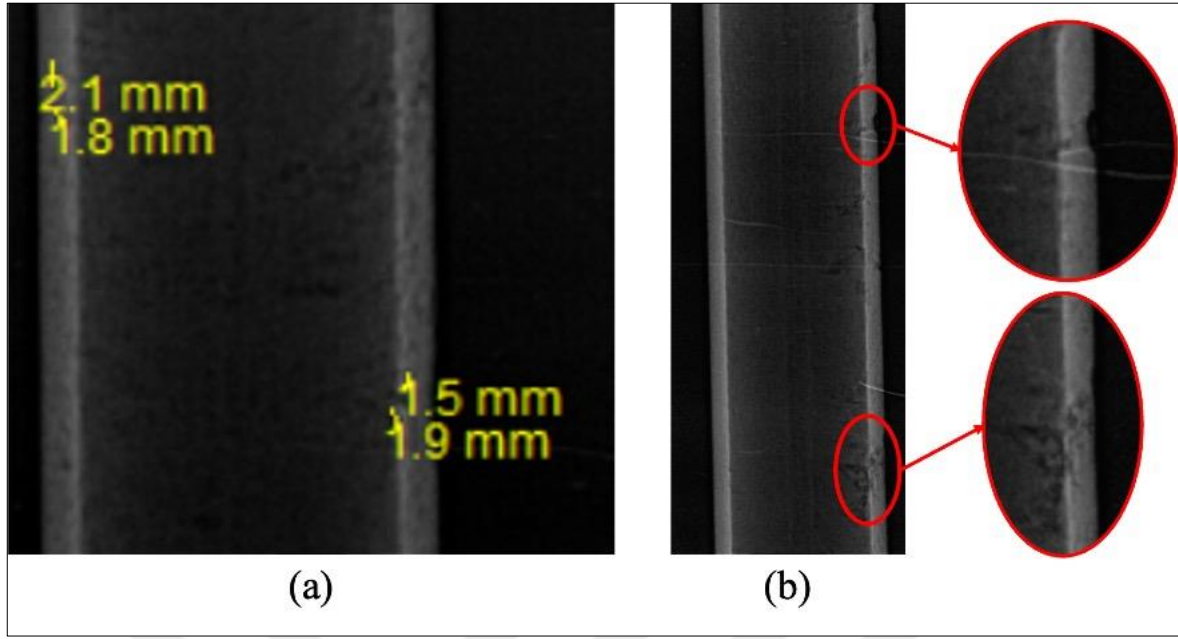
Resim 8.8'de, farklı basınç faktörleriyle üretilen numunelere ait radyografik görüntüler sunulmakta ve yapısal iyileşmeler görsel olarak izlenebilmektedir. Özellikle düşük basınç faktörlerinde (a, b) fiber-reçine ara yüzeyinde belirgin mikro boşluk oluşumları, matris akış düzensizlikleri ve yer yer katman ayrışmaları gözlemlenmiştir. Basınç arttıkça, bu tür hataların önemli ölçüde azaldığı ve fiberlerin düzgün bir şekilde yerleştiği gözlemlenmiştir. Optimize parametrelerle üretilen numune (e), homojen bir iç yapıya sahip olup, belirgin bir üretim hatasına rastlanmamıştır. Basınç faktörünün kompozit tüp duvarlarındaki etkisi Resim 8.8'da karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir.



Resim 8.8. Farklı basınç faktörleriyle üretilmiş numunelere ait radyografik görüntüler (a: 1, b: 1,03, c: 1,07, d: 1,1, e: 1,1 – optimize edilmiş parametreler ile).

Chang ve arkadaşlarının gerçekleştirdiği bir çalışmada da benzer şekilde, artan presleme basıncının boşluk oranını azalttığı ve bunun mekanik performans üzerindeki olumlu etkiler yarattığı rapor edilmiştir [231]. Bu bulgular, çalışmamızda gözlemlenen sonuçları desteklemekte olup, radyografik analizlerin üretim kalitesini artırmada ve muhtemel arızaları önceden belirlemede kritik bir rol oynadığını ortaya koymaktadır.

Radyografik muayene yalnızca mikro düzeydeki boşlukları değil, aynı zamanda üretim sırasında meydana gelebilecek kusurları da tespit etmede etkili olmuştur. Resim 8.9’de sunulan iki ayrı örnekte, üretim kaynaklı çeşitli kusurlar görsel olarak vurgulanmıştır. İlk örnekte (Resim 8.9a), fiber yoğunluğu azalmış bölgeler ve lokal boşluklar gibi yapısal hatalar belirlenmiş; boşluklar işaretlenerek boşluk büyüklükleri ölçülmüştür. İkinci örnekte (Resim 8.9b), tüp cidar kalınlığındaki farklılıklar dikkat çekmiştir, bu durum mandrele sarım sırasında oluşan yerel gerilim farklarından ya da son katmanın sabitlenmesi için kullanılan kapton bant sıklığından kaynaklanabileceği düşünülmektedir.

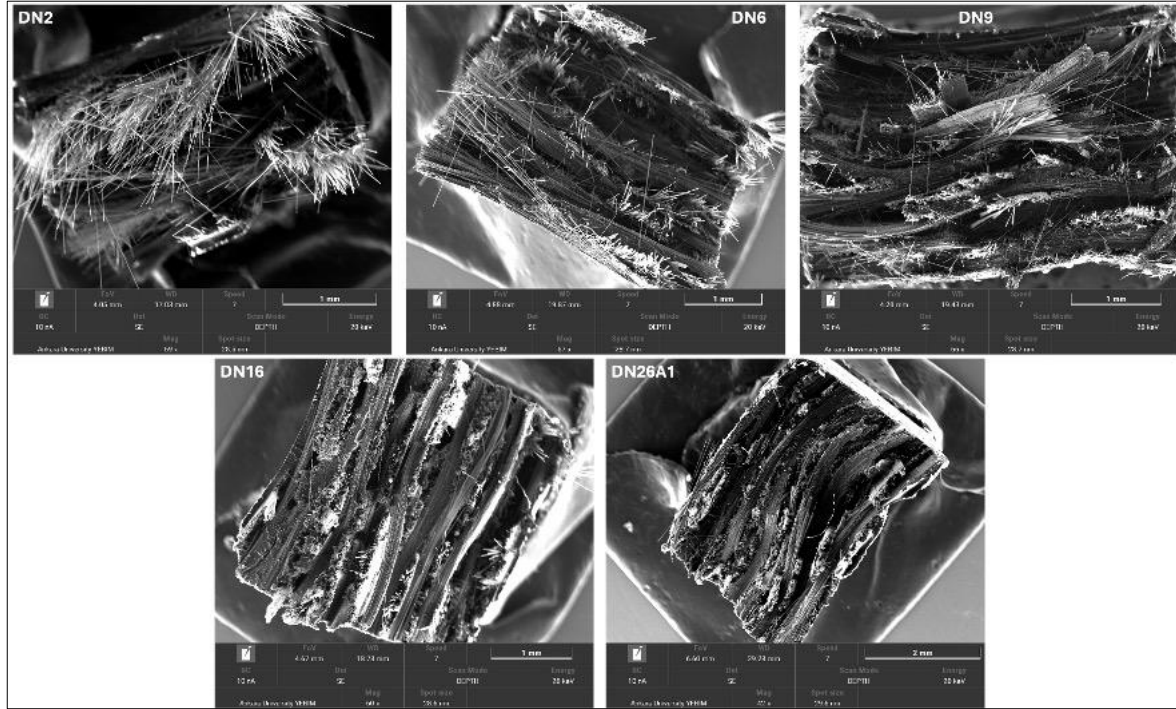


Resim 8.9. Radyografik görüntüleme yöntemi ile tespit edilen üretim kusurları. (a) numune içinde lokal boşluk ve matris düzensizlikleri, (b) cidar kalınlık farklarının tespiti; geometrik

#### 8.2.8. SEM incelemeleri

Bu bölümde, farklı üretim parametreleriyle imal edilen kompozit tüplerin çekme testinden sonra elde edilen kırılma yüzeylerine ait mikroyapı karakterizasyonu, taramalı elektron mikroskobu (SEM) kullanılarak gerçekleştirilmiştir. İncelemelerde özellikle fiber-matris arayüzey durumu, mikroskobik boşluk ve çatlak oluşumları ile fiber kırılma davranışları değerlendirilmiş; farklı parametrelerin mikroyapı üzerindeki etkileri analiz edilmiştir.

Resim 8.10'de gösterildiği üzere, farklı basınç faktörleriyle üretilmiş DN2, DN6, DN9, DN16 ve DN26 numunelerine ait SEM görüntülerinde, katmanlı bir fiber yapısı ve belirgin  $0^\circ$  ile  $90^\circ$  yönelimleri gözlemlenmektedir. Bu durum, prepreg malzemenin doğru şekilde serildiğini ve konsolidasyon işlemi sırasında katmanlar arasında yeterli bağlanmanın sağlandığını doğrulamaktadır. Bununla birlikte, DN2, DN6 ve DN9 numunelerinde belirgin fiber çekilmesi (fiber pull-out) ve zayıf ara katman bağlanması gözlemlenmiş; bu da fiber-matris arayüzeyinde yetersiz birleşmeye işaret etmektedir. Bu tür kusurların, yük transfer verimliliğini sınırlayarak mekanik performansı olumsuz etkilediği değerlendirilmektedir.

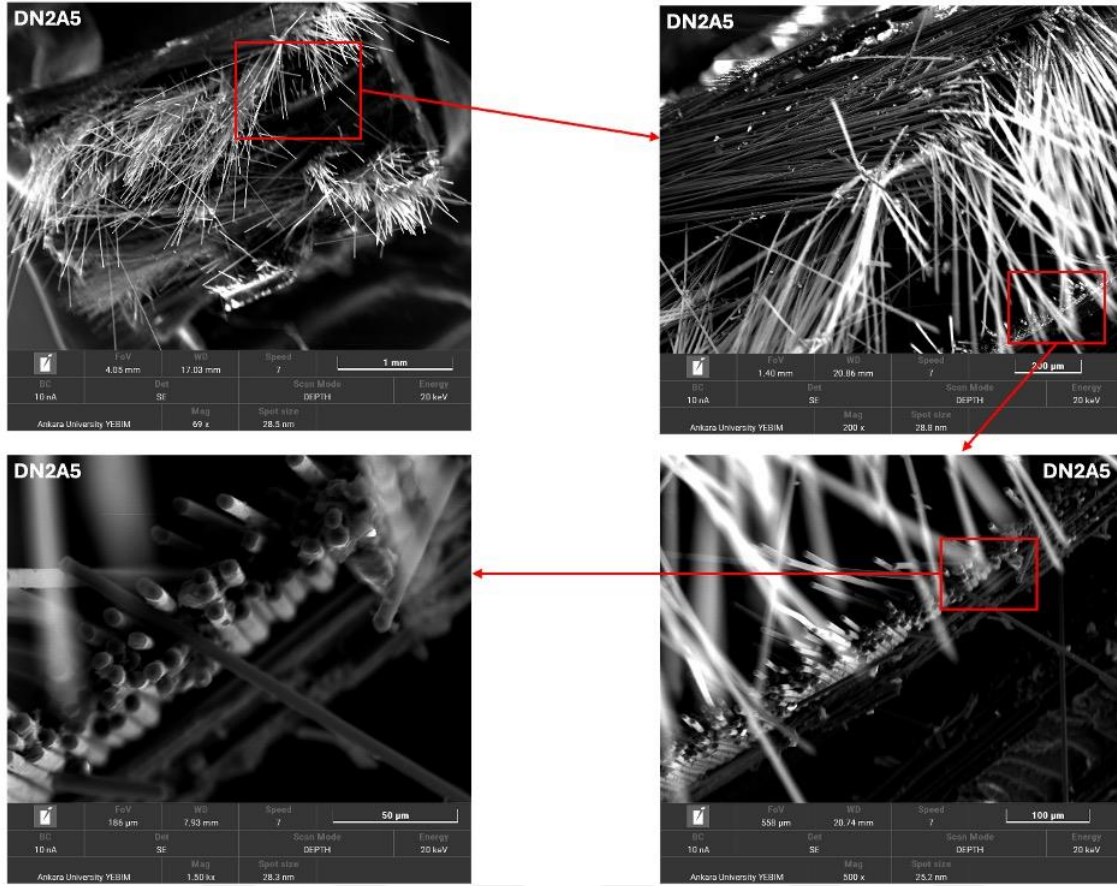


Resim 8.10. Farklı basınç faktörleriyle üretilmiş DN2, DN6, DN9, DN16 ve DN26A1 numunelerine ait çekme testi sonrası kırılma yüzeylerinin SEM görüntüleri

Buna karşılık, en yüksek basınç seviyesinde (1,1) üretilen DN16 ve DN26 numunelerinde fiber çekilmesinin daha az olduğu ve kırılmanın daha çok matris kaynaklı gerçekleştiği görülmektedir. Kırık yüzeylerin gevrek karakterde olması, bağlanmanın iyileşmesine rağmen matrisin düşük enerji sönümleme kapasitesinin hasar mekanizması üzerinde belirleyici olduğunu göstermektedir. Aşağıdaki başlıklarda SEM analizi sonuçları detaylandırılmıştır.

#### DN2 Numunesi (BF=1; KS=360°C; BS=45dk; IH=4°C/dk; SH= 6°C/dk)

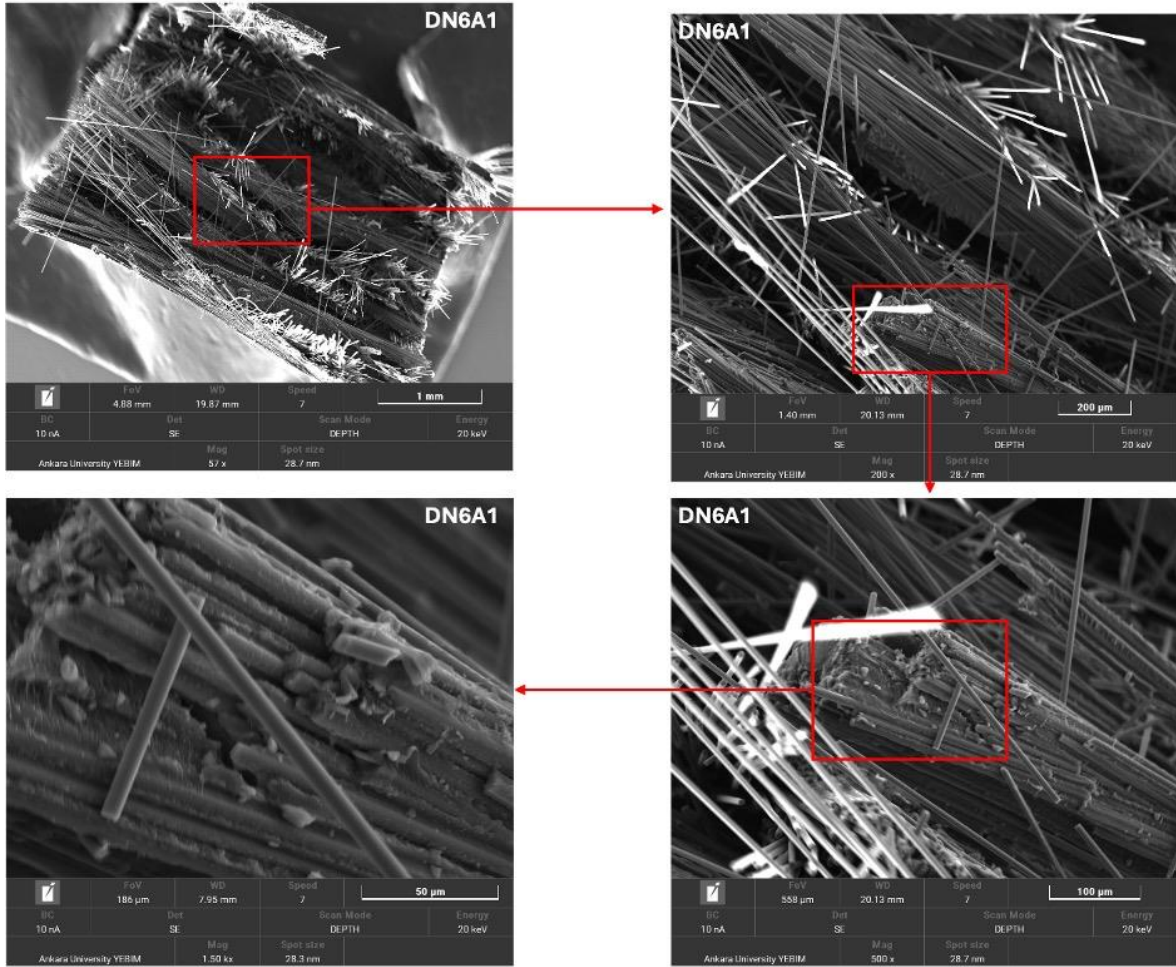
SEM görüntülerinde yaygın fiber kopması ve belirgin fiber-matris ayrışmaları gözlemlenmiştir. Bu durum, düşük sıcaklık veya yetersiz basınca bağlı olarak arayüzey bağlanmasının zayıf olduğuna işaret etmektedir. Matris içinde mikro çatlaklar ve gözenek yapıları tespit edilmiş, bu da yetersiz konsolidasyon koşullarına bağlanmıştır. Fiberlerin uç kısımlarında düzensiz ve gevrek kırılma yüzeyleri belirgin şekilde izlenmiştir (Resim 8.11).



Resim 8.11. DN2A5 numunesine ait farklı büyütme seviyelerinde alınmış SEM görüntüleri

DN6 Numunesi (BF=1,03; KS=360°C; BS=30dk; IH=8°C/dk; SH= 9°C/dk)

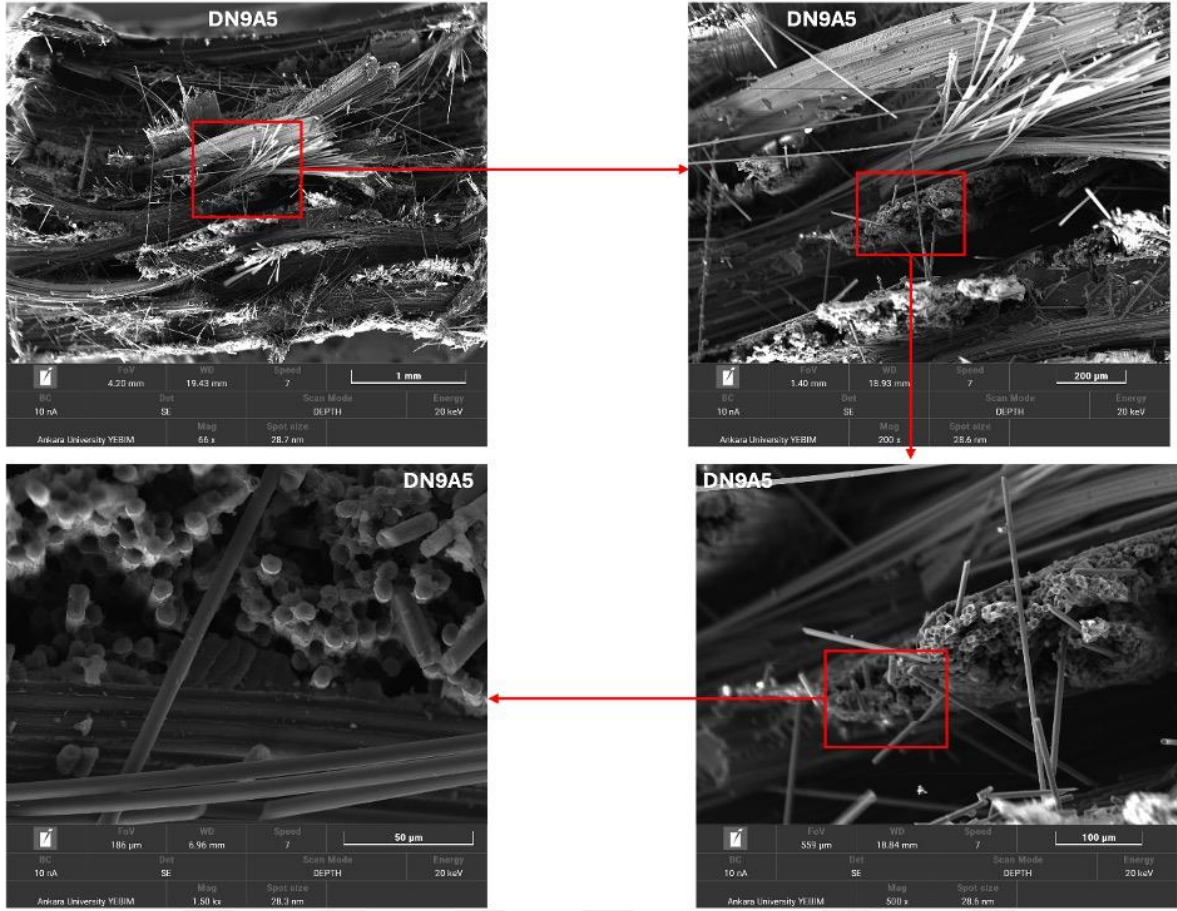
DN6 numunesi, DN2'ye kıyasla daha homojen bir mikroyapı sergilemiştir. Fiber-matris arayüzeyinde kısmi ayrışmalar görülmekle birlikte, genel bağlanma kalitesi daha iyidir. Gözenek yoğunluğu azalmış, ancak bazı bölgelerde mikro çatlak oluşumları gözlemlenmiştir. Fiber uçları yine gevrek kırılma davranışı göstermekte, bazı bölgelerde fiber çekilmesi de dikkat çekmektedir (Resim 8.12).



Resim 8.12. DN6A1 numunesine ait farklı büyütme seviyelerinde alınmış SEM görüntüleri

DN9 Numunesi (BF=1,07; KS=340°C; BS=60dk; IH=8°C/dk; SH= 6°C/dk)

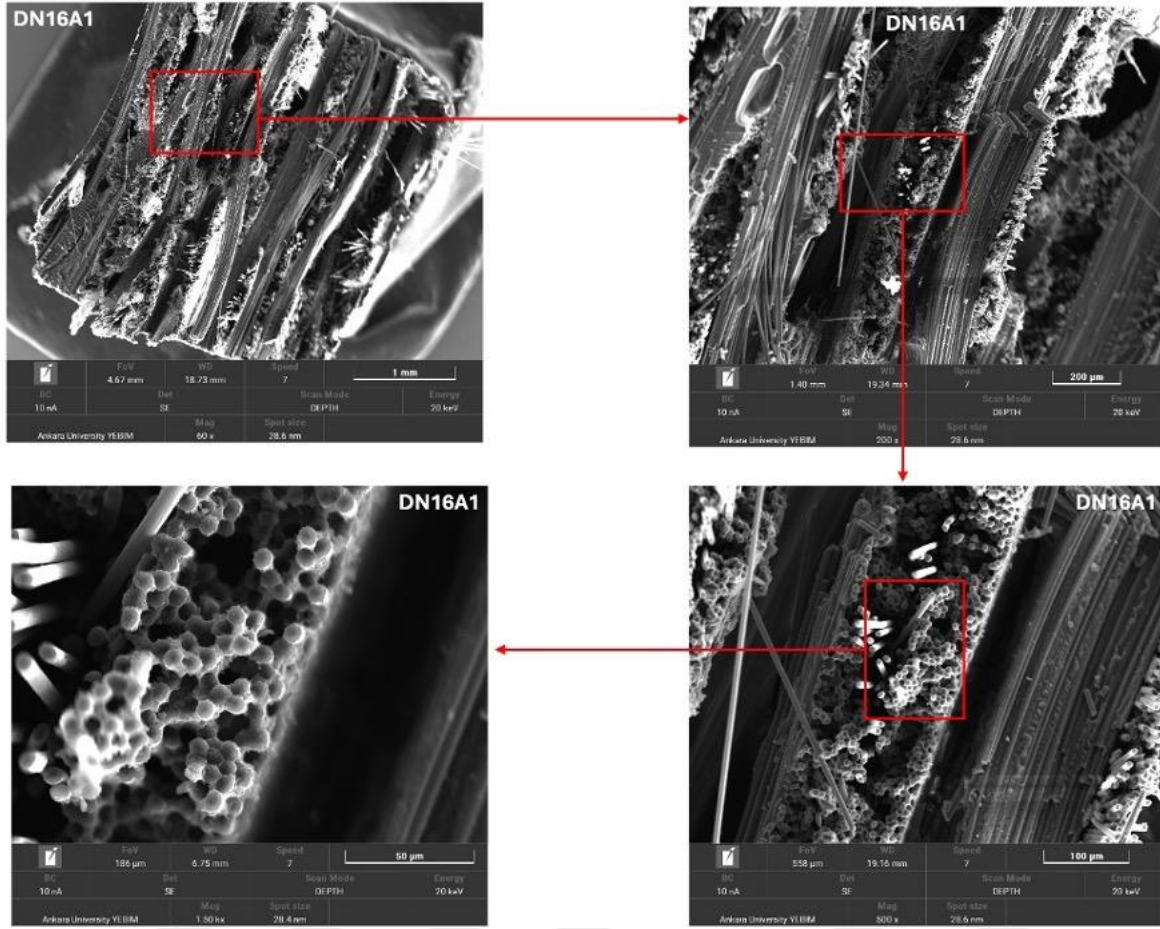
Bu numune, önceki örneklerle göre daha yüksek dayanım sergilemesine rağmen mikroyapısal olarak bölgesel bazı kusurlar içermektedir. Fiber-matris bağlanması zayıf olup, matris etrafında boşluklar ve fiber çevresinde düzensiz yığılmalar tespit edilmiştir. Gözenek oluşumu oldukça yoğundur ve mikro çatlaklar özellikle yüksek büyütme seviyelerinde belirginleşmektedir. Fiber kırılması hem düzensiz hem de çekilme ile birlikte ilerlemektedir (Resim 8.13).



Resim 8.13. DN9A5 numunesine ait farklı büyütme seviyelerinde alınmış SEM görüntüleri

#### DN16 Numunesi (BF=1,1; KS=395°C; BS=30dk; IH=6°C/dk; SH= 6°C/dk)

Yüksek mekanik performans göstermesine rağmen DN16 numunesinde de arayüzey bağlanma problemleri ve matris çatlakları gözlemlenmiştir. Gözenek ve boşluk oluşumu DN9'a göre daha düşük olmakla birlikte, DN6 ile benzer seviyededir. Fiber uçları yine gevrek bir kırılma davranışı sergilemekte, bazı bölgelerde fiber çekilmesi gözlemlenmektedir. Konsolidasyon parametrelerinin uygulamada düzensizliği, bu mikroyapısal kusurların temel sebebi olarak değerlendirilmektedir (Resim 8.14).



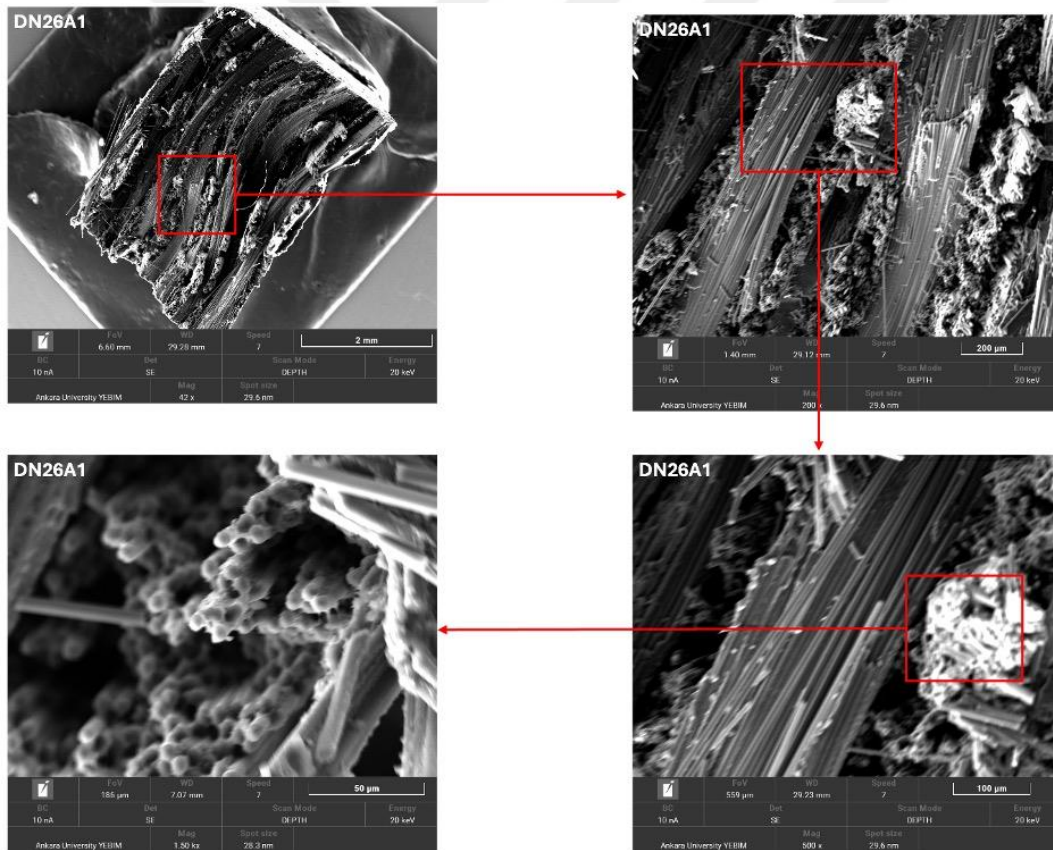
Resim 8.14. DN16A1 numunesine ait farklı büyütme seviyelerinde alınmış SEM görüntüleri

DN26 Numunesi (BF=1,1; KS=360°C; BS=45dk; IH=2°C/dk; SH= 12°C/dk)

Bu numune, basma dayanımına göre optimize edilmiş parametrelerle üretilmiştir. SEM görüntülerinde fiber-matris bağlanmasının büyük ölçüde sağlandığı, ancak bazı lokal bölgelerde fiber ayrışmasının devam ettiği görülmektedir. Gözenek oluşumu önceki numunelere kıyasla daha düşük olup, mikro çatlaklar daha kontrollü bir şekilde ilerlemektedir. Fiber uçları gevrek ve düzensiz şekilde kırılmış, yük transferi sırasında bazı zayıf noktalar olduğu anlaşılmıştır. Orta ve yüksek büyütmelerde, fiber diziliminde dalgalı bir yapı gözlemlenmiş, bu durumun ön şekillendirme yerleşimi ve kalıp içi basınç dağılımından kaynaklandığı düşünülmektedir. Boisse, Hamila, Vidal-Sallé ve Dumont [232] ile Chen ve Kalyanasundaram [233] tarafından yapılan çalışmalar, bu tür dalgalanmaların mekanik performansa olumsuz etkisinin sınırlı olduğunu ortaya koymuştur.

Daha yüksek büyütmede (200x), yerel fiber-matris ayrışmaları ve matrisin fiberleri tamamen sarmadığı bölgelerde boşluk oluşumu gözlemlenmiştir. Bu alanlara rağmen, genel bağlanma önceki numunelere kıyasla daha güçlüdür. Matris, fiberleri daha etkili bir şekilde çevreleyerek yük aktarımını daha verimli hale getirmiştir.

Ayrıca, kırılma sırasında enerji yayılım yollarını etkileyen mikro çatlaklar ve matris ayrılmaları gözlenmiştir; bu da daha kontrollü bir hasar davranışıyla sonuçlanmıştır. Düzensiz ve gevrek karakterdeki fiber kırık uçları, fiberlerin taşıyabilecekleri yük sınırına ulaştıktan sonra kırıldığını göstermektedir. Bazı fiber çekilmeleri hâlen mevcut olup, bu durum numune genelinde fiber-matris yapışmasında yerel tutarsızlıkların olduğunu düşündürmektedir (Resim 8.15).



Resim 8.15. DN26A1 numunesine ait farklı büyütme seviyelerinde alınmış SEM görüntüleri

### Genel karşılaştırma

Fiber-matris bağlanması açısından DN6 ve DN26 numuneleri diğerlerine göre daha homojen yapılar sergilemektedir. Gözenek yoğunluğu ve mikro çatlaklar DN2 ve DN9 numunelerinde

daha fazlayken, DN16 ve DN26 numunelerinde bu kusurlar daha düşük seviyededir. Fiber kırılma davranışı tüm numunelerde gevrek karakterde olup, DN2 ve DN9'da fiber çekilmesi daha belirgindir. Bu veriler, mekanik performansın üretim parametreleriyle güçlü biçimde ilişkili olduğunu ve özellikle konsolidasyon koşullarının mikroyapı bütünlüğü üzerinde belirleyici bir rol oynadığını ortaya koymaktadır. Numunelerin SEM analizi Çizelge 8.10'da özetlenmiştir.

Çizelge 8.10. SEM ile incelenen numunelerin değerlendirme özeti

| Numune İsmi | Çekme dayanımı (MPa) | Basma dayanımı (MPa) | Fiber-matris arayüzey gözlemleri                    | Gözenek ve çatlak gözlemleri                     | Fiber kırılma davranışı                           | Genel mikroyapı yorumu                           |
|-------------|----------------------|----------------------|-----------------------------------------------------|--------------------------------------------------|---------------------------------------------------|--------------------------------------------------|
| DN2         | 293,52               | 45,73                | Zayıf tutunma, matris kopması, fiber ayrılması      | Mikro çatlaklar ve gözenekler mevcut             | Düzensiz, gevrek kırılma; fiber kopması yaygın    | Zayıf üretim parametreleri, arayüzey sorunları   |
| DN6         | 385,4                | 78,83                | Kısmi bağlanma, boşluklar, kopmuş fiber uçları      | Gözenekler ve çatlaklar bazı bölgelerde belirgin | Gevrek kırılma; bazı bölgelerde fiber çekilmesi   | Kısmen uygun parametreler, bağlanma orta düzeyde |
| DN9         | 526,93               | 182,94               | Yetersiz tutunma, matris yığılması ve boşluklar     | Yoğun gözenek oluşumu, mikro çatlaklar           | Düzensiz kırılma, yoğun fiber kopması             | Optimizasyon eksik, üretim süreci zayıf          |
| DN16        | 641,57               | 269,66               | Yetersiz bağlanma, matrisin fiberleri tam sarmaması | Boşluklar ve çatlaklar yüksek büyütmede belirgin | Düzensiz kırılma, bazı bölgelerde fiber çekilmesi | Parametreler geliştirilmiş, ancak tam değil      |
| DN26        | 626,93               | 329,44               | Gelişmiş bağlanma, lokal ayrışmalar mevcut          | Görece düşük gözenek yoğunluğu                   | Gevrek kırılma; yer yer fiber çekilmesi           | Basma için optimize edilmiş, iyi mikroyapı       |

### 8.2.9. Metot değerlendirmesi ve karşılaştırması

Bu çalışmada geliştirilen kompozit tp üretim yöntemi, sıcak pres kalıplama yönteminin özgün bir adaptasyonuna dayanmaktadır. Filament sarımı, RTM veya AFP gibi geleneksel tekniklerin aksine, bu yöntem iki parçalı basit bir kalıp kullanmakta ve vakum uygulaması gerektirmemektedir. Bu özelliği sayesinde, ölçeklenebilir üretimler için oldukça erişilebilir bir alternatif sunmaktadır. Prepreg sarımı ve pres tabanlı konsolidasyon yaklaşımı, karmaşık makine sistemlerine ihtiyaç duymadan, cidar kalınlığı ve elyaf yönelimi üzerinde daha iyi bir kontrol sağlamaktadır.

Yöntemin temel avantajlarından biri, dokuma prepreg kumaşların kullanılmasına olanak tanınmasıdır. Bu kumaşlar, mandrel üzerine tp boyunca liflerin uzunlamasına hizalanacağı şekilde sarılmaktadır. Bu durum, liflerin genellikle  $\pm 45^\circ$  aırlarla yerleştirildiği filament sarım tekniğinden farklıdır ve eksenel yük taşıma kapasitesinin artırılmasına katkı sağlar. Bu çalışmada gerçekleştirilen mekanik testler de uzunlamasına yerleştirilen liflerin çekme dayanımını önemli ölçüde artırdığını doğrulamıştır.

Yöntemin bir diğer önemli avantajı ise üretim sürecinin sadeleştirilmesidir. Havacılık uygulamalarında kullanılan PEEK ve PAEK gibi termoplastik kompozitlerin konsolidasyonu genellikle 350–400 °C sıcaklık gerektirir. Bu malzemelerden tp şekli parçaların otoklav ve vakum torbalama yöntemleriyle üretilmesi ciddi zorluklar barındırmaktadır. Yüksek sıcaklığa dayanıklı vakum torbaları, hava tahliye elemanları ve sızdırmazlık bantları gibi birçok sarf malzemesi hâlen geliştirme aşamasındadır. Bu nedenle, bu tür koşullarda üretim uygulamalarının pratikte sınırlı kalmaktadır [234-237].

Bu çalışmada önerilen yöntemde, otoklav uygulamalarında olduğu gibi vakum kullanılmamıştır. Bunun yerine, kalıp vasıtasıyla harici basınç uygulanarak konsolidasyon sağlanmıştır. Bu yaklaşım, lamine yapının etkin şekilde sıkıştırılmasını ve boşluk oluşumunun minimuma indirilmesini sağlamıştır; bu durum X-ray ve SEM incelemeleriyle de doğrulanmıştır. Vakum sarf malzemelerinin ortadan kaldırılması ise sürecin maliyetini, kurulum süresini ve ekipman bağımlılığını azaltmaktadır.

İleride gerçekleştirilecek çalışmalarda, kalıp kapandıktan sonra vakum uygulamasının eklendiği vakum destekli bir versiyon da geliştirilebilir ve bu sayede konsolidasyon daha da

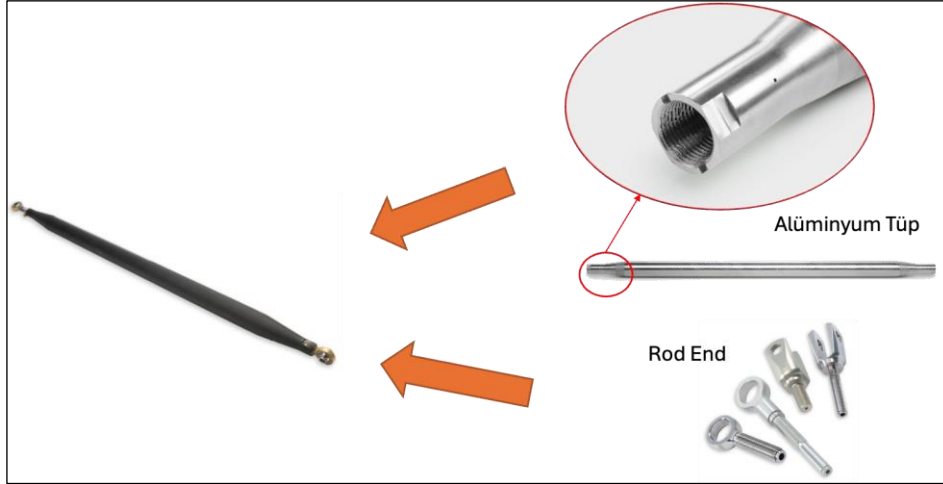
iyileştirilebilir. Bununla birlikte, mevcut yöntemin yüksek mukavemetli ve minimum hatalı termoplastik kompozit tüplerin basit ve ekonomik bir işlemle üretilebileceğini ortaya koyduğu ve daha karmaşık üretim teknikleriyle rekabet edebilecek sonuçlar verdiği görülmüştür.

Ayrıca, mekanik performans sonuçları, üretilen kompozit tüplerin çekme ve basma mukavemetlerinin metal esaslı kontrol rod bileşenleriyle karşılaştırılabilir ya da onları aşabilir seviyede olduğunu göstermiştir. Özellikle önceki çalışmalarda zayıf kalan basma dayanımı açısından, optimize edilmiş numuneler sistem gereksinimini karşılayacak performans düzeyine ulaşmıştır.

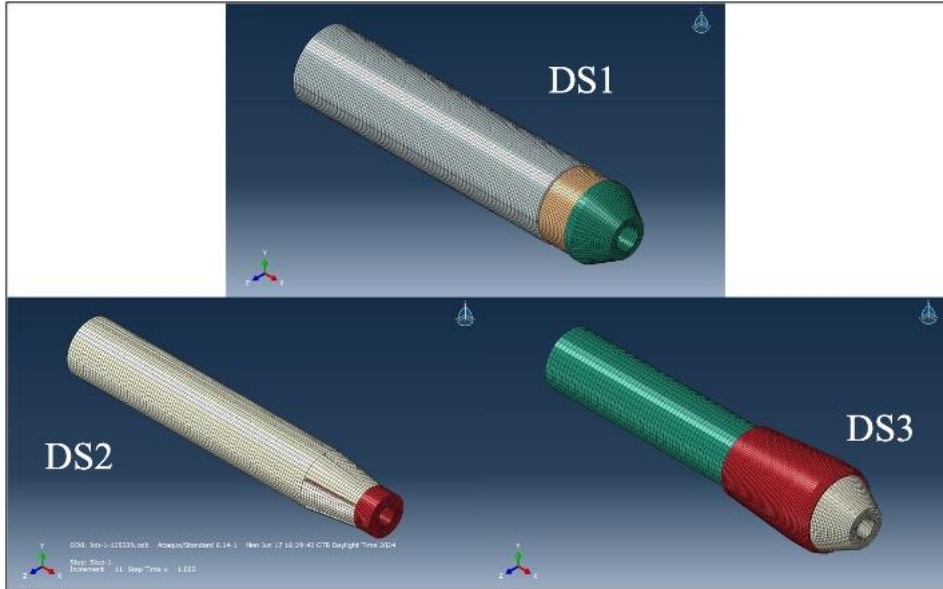
Süreç basitliği, malzeme kalitesinde iyileşme, ağırlıktan kazanç ve mekanik performanstaki artışın bir arada sağlanması, bu yöntemi termoplastik kompozit tüplerin üretimi için mevcut üretim tekniklerine göre önemli bir alternatif hâline getirmektedir.

### **8.3. Birleştirme Bölgesi için Geliştirilen Tasarım Çözümlerinin Değerlendirilmesi ve Deneme Üretiminin Gerçekleştirilmesi**

Bu tez çalışmasında geliştirilen boyu ayarlanabilir kontrol rod sisteminin işlevsel hale getirilmesinde, metal-insört ile termoplastik kompozit tüpün güvenli ve dayanıklı bir şekilde birleştirilmesi kritik bir adım olarak değerlendirilmiştir. Mevcut uygulamalarda, Al 2024 tüp uçlarına doğrudan dış açılarak rod-end bileşeni ile mekanik bağlantı kurulmaktadır (Şekil 8.13). Ancak, termoplastik kompozit tüp üzerine doğrudan dış açılması, fiber yapının zayıflamasına ve yük aktarımında yetersizliklere neden olabilmektedir. Bu nedenle, bu çalışma kapsamında, kompozit tüp ile metal uç parça arasında yer alacak bir insört bileşeni ile ara bağlantı bölgesi oluşturularak, yapısal bütünlüğün ve yük taşıma kapasitesinin artırılması hedeflenmiştir. Bu amaçla, üç farklı birleştirme tasarımı geliştirilmiş (Resim 8.16) ve her bir tasarım sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak Abaqus yazılımında analiz edilmiştir. Geliştirilen tasarımlar, hem çekme yükü altındaki yapısal dayanımın artırılması hem de üretim ve montaj açısından uygulanabilirliğin değerlendirilmesi amacıyla oluşturulmuştur. Yapılan analizler, birleştirme bölgesindeki gerilme dağılımı, potansiyel zayıf bölgeler ve yük aktarım karakteristikleri açısından karşılaştırmalı olarak değerlendirilmiş; en uygun geometri ve bağlantı yaklaşımı belirlenmiştir.



Şekil 8.13. Metal tüp parçaya dış açılması ve rod end ile birleştirilmesi



Resim 8.16. Birleştirme bölgesi için geliştirilen tasarım çözümleri

Analizlerde kullanılan varsayımlar, sınır koşulları ve yükleme tanımlamaları aşağıda verilmiştir:

- Kompozit tüp ile metal insört parçası arasındaki bağlantı, yapıştırıcı ile modellenmiştir. Bu kapsamda, ilk denemelerde kullanılan yapıştırıcı olan Loctite HY 4090 esas alınmıştır. Üretici firmadan malzemeye ait teknik veriler temin edilemediğinden, yapıştırıcıya ait mekanik özellikler literatür kaynaklarından elde edilen değerler doğrultusunda tanımlanmıştır [238].
- Kontrol rodunun aksenal simetrik yapısı nedeniyle analizlerde yalnızca yarım model kullanılmıştır.

- Statik yükleme koşulları altında değerlendirme yapılmış; rodun orta noktasından deplasman ve dönme hareketleri kısıtlanmıştır.
- Yükleme, rod end bileşenine bağlanacak insört parçaları aracılığıyla modele uygulanmıştır.
- Kuvvet, yalnızca tüp eksenine doğrultusunda ve çekme yönünde olacak şekilde tanımlanmıştır.

Bu sınır koşulları altında, kupon numuneleri üretimi için belirlenen boyutlar (30 mm dış çap; 3 mm cidar kalınlığı) kullanılarak her bir tasarım modeli için elde edilen analiz sonuçları, gerilme dağılımları ve kritik bölgelerdeki yapısal davranışlar aşağıda ayrı alt başlıklarda sunulmuştur.

Analizler sırasında tanımlanan malzemeler Çizelge 8.11’de verilmiştir. Yapıştırıcı özellikleri ise Çizelge 8.12 - Çizelge 8.14 arasındaki tablolarda belirtilen parametreler kullanılarak tanımlanmıştır.

Çizelge 8.11. Analiz modeline tanımlanan malzeme özellikleri

| Malzeme     | Elastik modül (MPa) | Poison oranı | Kullanılan parça                                |
|-------------|---------------------|--------------|-------------------------------------------------|
| Alüminyum   | 71016               | 0,33         | İnsört, yüzük ve vidalı konik adaptör parçaları |
| TP Kompozit | 120000              | 0,3          | Termoplastik kompozit tüp                       |

Çizelge 8.12. Yapıştırıcının rijitlik katsayıları

| $K_{nn}$ (Normal Rijitlik) | $K_{ss}$ (1. Kayma Rijitliği) | $K_{tt}$ (2. Kayma Rijitliği) |
|----------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
| 100                        | 400                           | 400                           |

Çizelge 8.13. Yapıştırıcının hasar başlangıç özellikleri

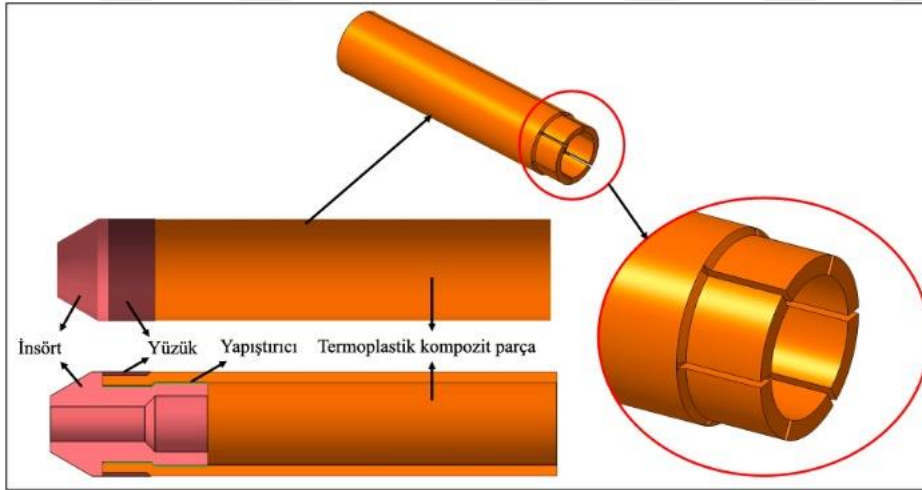
| Sadece Normal | Sadece Kayma-1 | Sadece Kayma-2 |
|---------------|----------------|----------------|
| 5             | 7,5            | 7,5            |

Çizelge 8.14. Yapıştırıcının hasar ilerleme özellikleri

| Normal kırılma enerjisi | 1, kayma kırılma enerjisi | 2, kayma kırılma enerjisi |
|-------------------------|---------------------------|---------------------------|
| 1                       | 4,1                       | 4,1                       |

### 8.3.1. DS1 (1. Tasarım çözümü)

DS1 tasarım çözümünde Resim 8.17’te gösterilen tasarım geliştirilmiştir. Buradaki temel amaç, yüzük parçasını plastik deformasyon ile termoplastik kompozit parça üzerine sararak bağlantı bölgesinde yalnızca yapıştırıcıya bağlı olmayan bir dayanım elde etmektir. Bu sayede yapıştırmaya ek olarak plastik deformasyon ile sağlanan mekanik bağlantı da birleşme dayanımını artırıcı yönde etki edecektir. Yapıştırıcı, eksensel harekete engel olurken, tüp parçasının radyal yönde açılmasına yüzük parçası engel olacaktır. Bu karşı kuvvetler sayesinde bağlantı mukavemeti artırılmaktadır. Kurulan analiz modeline ait bilgiler Çizelge 8.15’de verilmiştir.

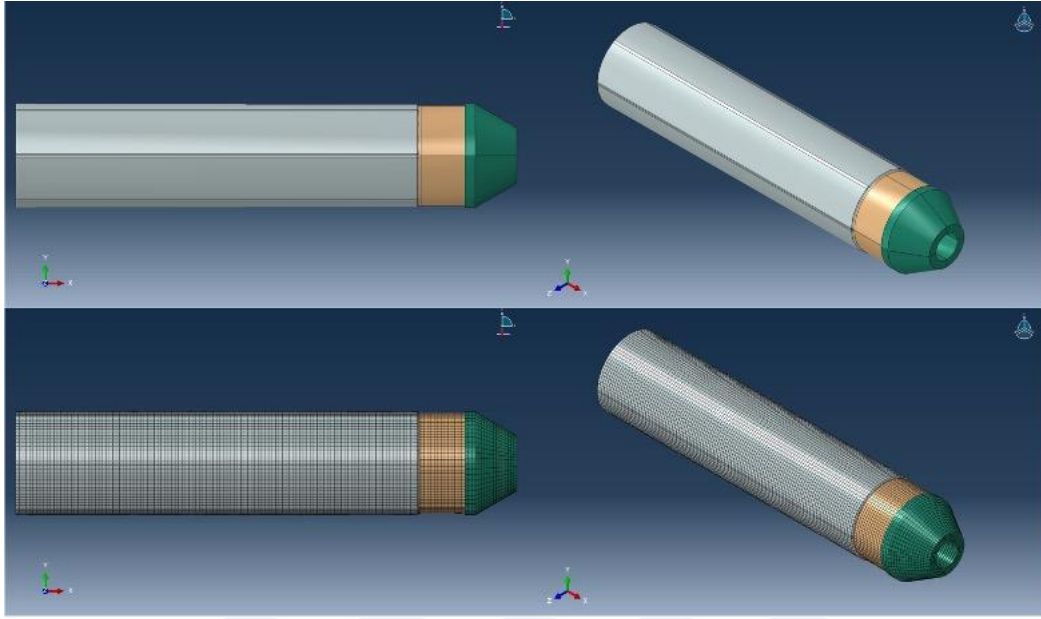


Resim 8.17. DS1 – tasarım detayı

Çizelge 8.15. DS1 analiz modeli parametreleri ve ağ yapısı bilgileri

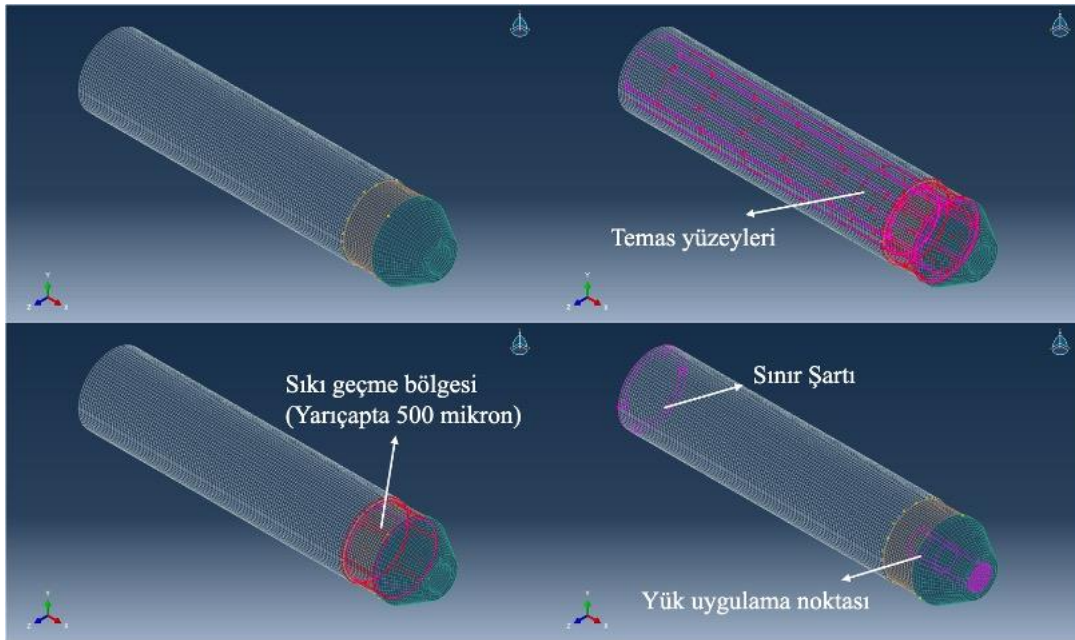
| Özellik                             |                 | Açıklama                                        |
|-------------------------------------|-----------------|-------------------------------------------------|
| Yazılım                             |                 | Abaqus/CAE                                      |
| Eleman tipi                         |                 | C3D8R (3D 8 düğümlü, indirgenmiş entegrasyonlu) |
| Toplam eleman sayısı                |                 | 59254                                           |
| Mesh yoğunluğu                      |                 | Genel 1mm / kritik yerlerde daha ince           |
| Malzeme Modeli                      |                 | Doğrusal elastik                                |
| Temas tanımları                     |                 | Yapıştırıcı: yapıştırma davranışı + hasar       |
|                                     |                 | Malzeme teması: sert temas (hard contact)       |
| Analiz tipi                         |                 | Statik                                          |
| Eleman boyut oranı<br>(ortalama,mm) | İnsört          | 1,49                                            |
|                                     | Yüzük           | 2,41                                            |
|                                     | Kompozit<br>Tüp | 1,48                                            |

Resim 8.18’da analiz modelinin üç boyutlu ve mesh/ağ yapısı detayları sunulmuştur.



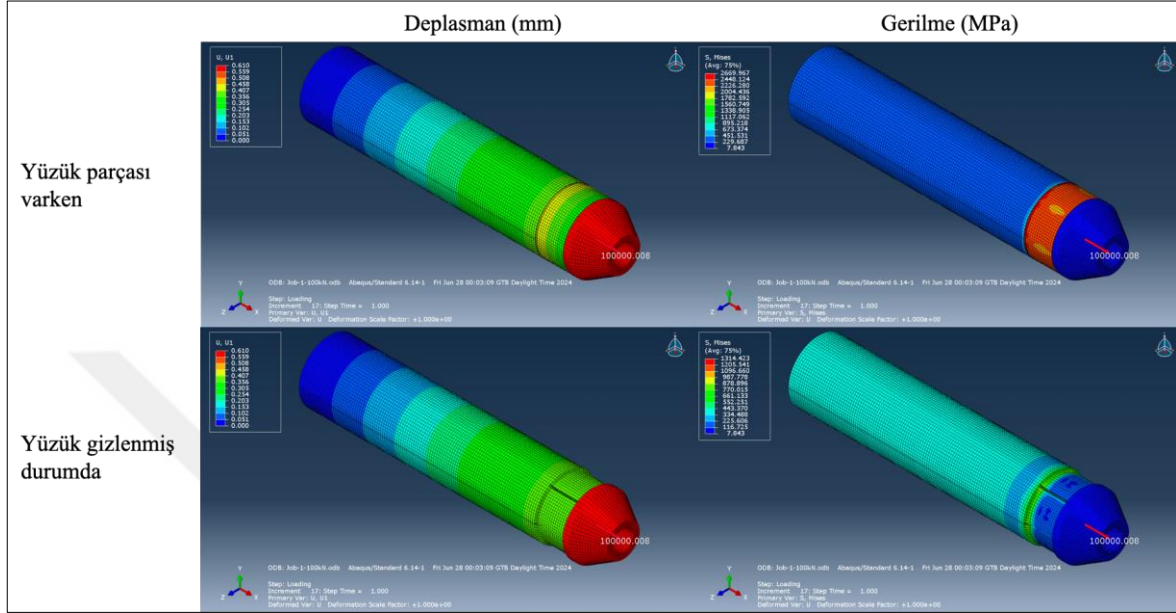
Resim 8.18. DS1 için oluşturulan sonlu elemanlar modeli (katı model ve mesh gösterimi)

Temas yüzeyleri, sıkı geçme toleransı, sınır şartları ve yük uygulama noktaları Resim 8.19’de detaylandırılmıştır. Bu modelde yüzük parçası, kompozit parçaya yarıçapta 500 mikronluk bir sıkı geçme farkı ile birleştirilmiştir.

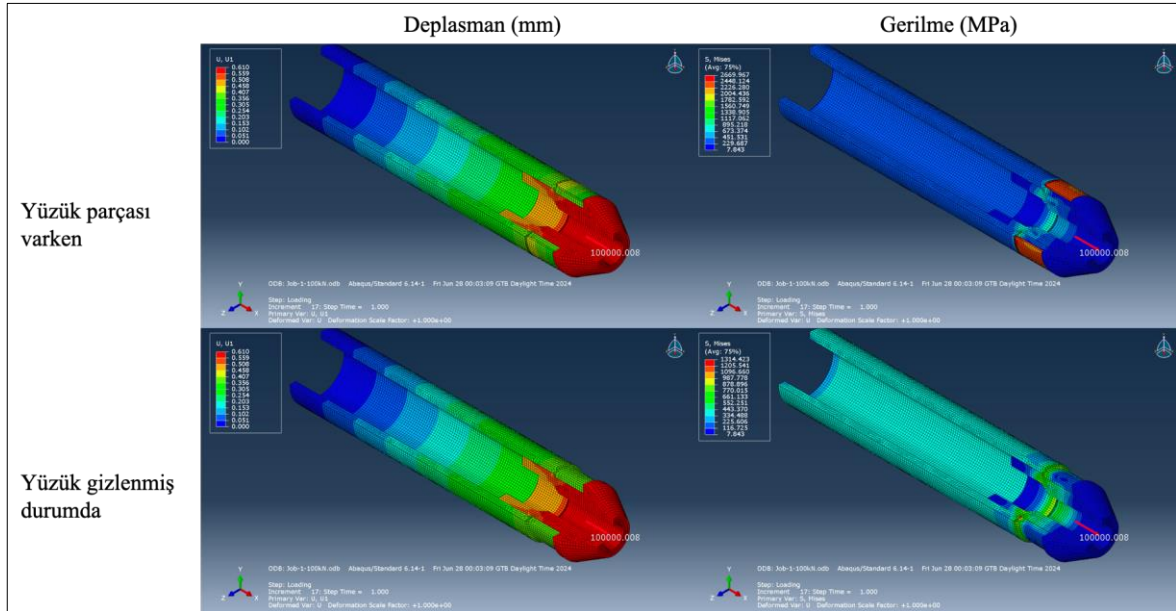


Resim 8.19. DS1 için tanımlanan temas yüzeyleri, sıkı geçme bölgesi ve yükleme noktası

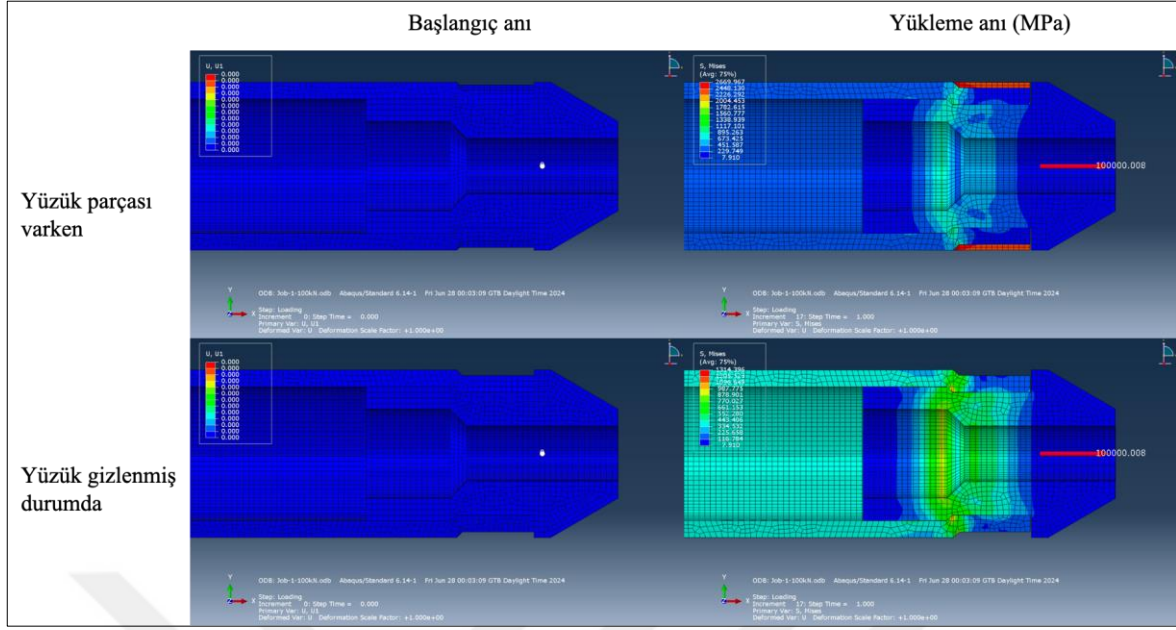
Resim 8.20 - Resim 8.24 arasında analiz sonuçları; toplam yer değiştirme ve von Mises gerilme dağılımı olarak sunulmuştur. Görseller 100 kN'luk bir yükün insört parçasına uygulanması sonucu oluşan deplasman ve gerilme sonuçlarını yansıtmaktadır.



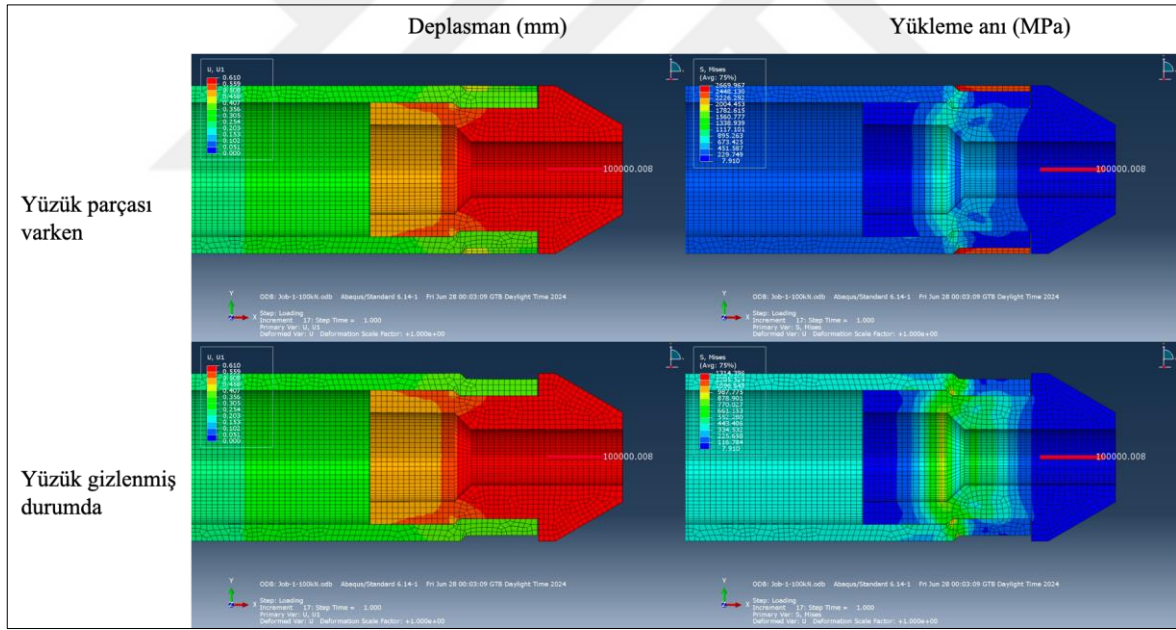
Resim 8.20. DS1 modelinde toplam yer değiştirme (U, U1) ve gerilme dağılımı (S, Mises)



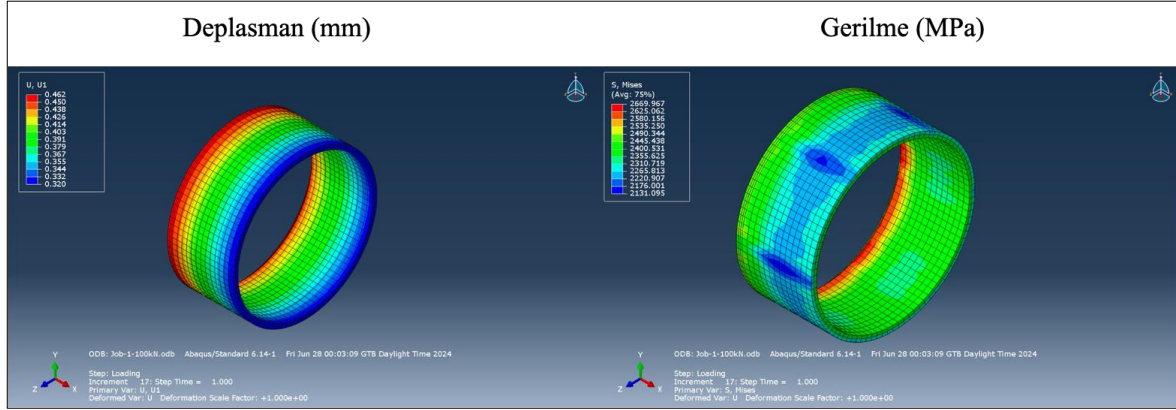
Resim 8.21. Kesit alınmış modelde deplasman ve gerilme dağılımı görünümü



Resim 8.22. Detay büyütülmüş kesit üzerinde yüzlü/yüzsüz gerilme dağılımı



Resim 8.23. Kesit alınmış modelde birleşme bölgesindeki yüzlü/yüzsüz deplasman ve gerilme dağılımı



Resim 8.24. Yüzük parçasının deplasman ve gerilme dağılımı

Resim 8.24’de görüldüğü üzere, yüzük parçası malzeme akma sınırının üzerine çıkmaktadır. Bu durum, söz konusu tasarım çözümü için beklenen bir sonuçtur; zira bu yöntemde yüzük parçası plastik deformasyona uğratarak termoplastik kompozit parça ile birleştirilmektedir.

Analiz sonuçlarında yüzük parçası gizlenmiş görsellere göre, 100 kN eksenel yük altında bile bağlantı bölgesinde herhangi bir kopma, ayrılma ya da yapıştırıcının ayrılmasına neden olabilecek bir deformasyon oluşmamıştır. Von Mises gerilme dağılımı incelendiğinde, plastik şekil değiştirme gözlemlenmekle birlikte bu durum beklentiler dahilinde kalmıştır. Yüzük-kompozit birleşim bölgesinde sıkı geçmenin sağladığı basma kuvveti ile birlikte, yapıştırıcının yük taşıma kapasitesi önemli ölçüde desteklenmiştir.

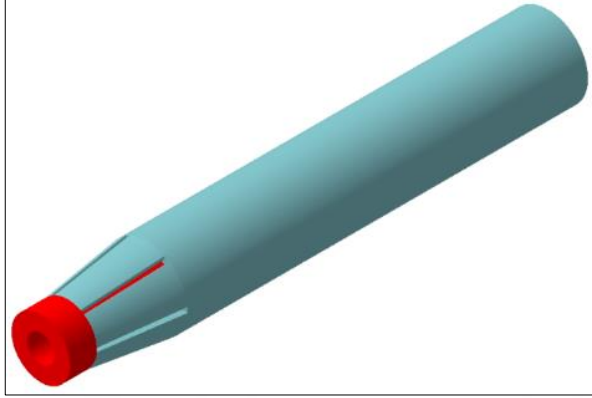
Sonuç olarak, bu tasarım çözümü ile yapıştırıcı bağlantının mekanik olarak desteklenmesi mümkün olmuş ve yüksek yüklere karşı dayanıklı bir birleşim elde edilmiştir.

### 8.3.2.DS2 (2. tasarım çözümü)

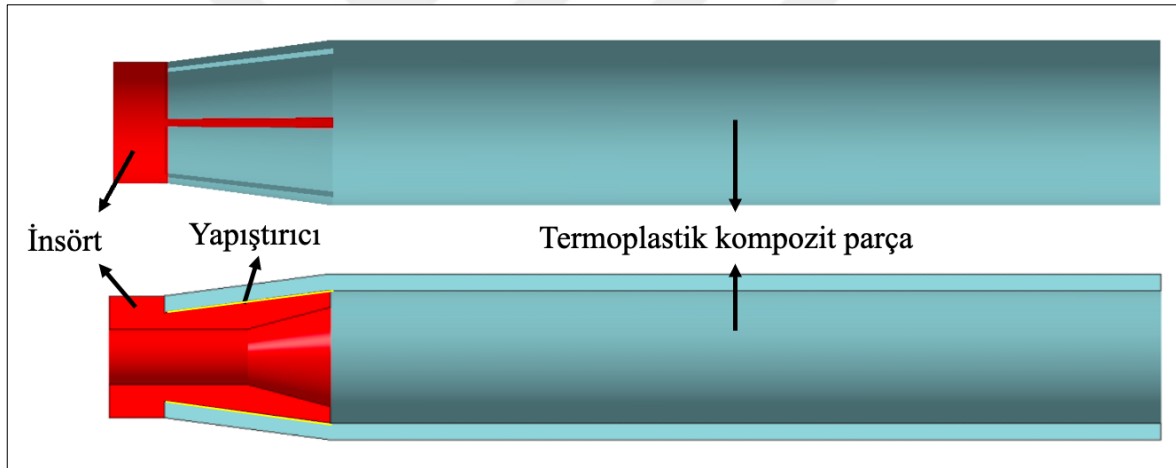
Bu tasarım çözümünde, Resim 8.25 ve Resim 8.26’te gösterilen yapı oluşturulmuştur. Tasarımın temel yaklaşımı; termoplastik kompozit parçanın uç kısmının belirli bir açıyla kesilerek, bu kesilmiş parçaların konik bir gövdeye yapıştırılması esasına dayanmaktadır.

Bu çözümde amaçlanan; çekme yönündeki yüklemelerde konik yüzeyin geometrik avantajından faydalanarak yükün geniş bir alana yayılması ve böylece bağlantının dayanımının artırılmasıdır. Öte yandan, basma yönünde ise, konik parça ile kompozit parça

arasında oluşan doğrudan temasın dayanıma olumlu katkı sağlaması hedeflenmiştir. Kurulan analiz modeline ait bilgiler Çizelge 8.16’da verilmiştir.



Resim 8.25. DS2 tasarımı – genel görünümü

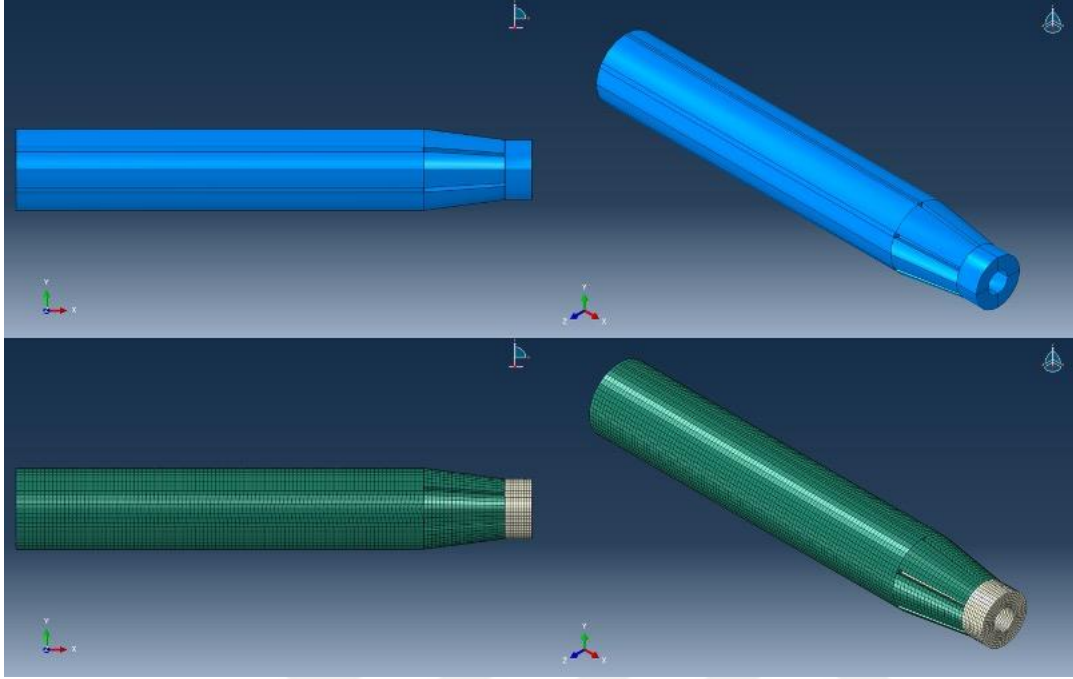


Resim 8.26. DS2 - tasarım detayı

Çizelge 8.16. DS2 analiz modeli parametreleri ve ağ yapısı bilgileri

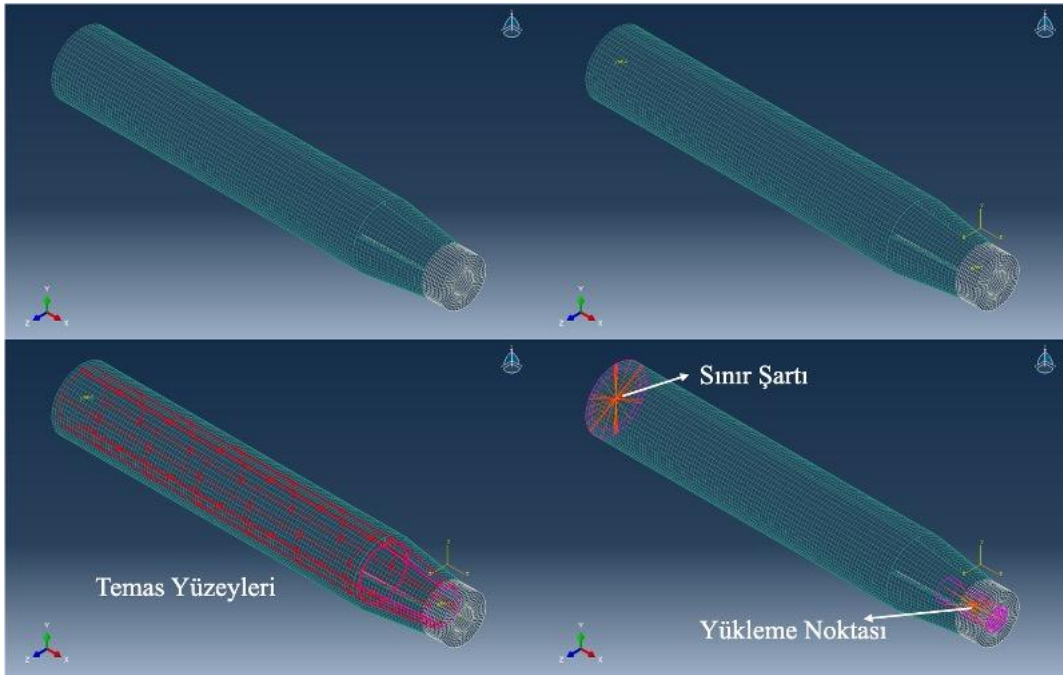
| Özellik                          |              | Açıklama                                        |
|----------------------------------|--------------|-------------------------------------------------|
| Yazılım                          |              | Abaqus/CAE                                      |
| Eleman tipi                      |              | C3D8R (3D 8 düğümlü, indirgenmiş entegrasyonlu) |
| Toplam eleman sayısı             |              | 19656                                           |
| Mesh yoğunluğu                   |              | Genel 1mm / kritik yerlerde daha ince           |
| Malzeme Modeli                   |              | Doğrusal elastik                                |
| Temas tanımları                  |              | Yapıştırıcı: yapıştırma davranışı + hasar       |
| Analiz tipi                      |              | Statik                                          |
| Eleman boyut oranı<br>(ortalama) | İnsört       | 1,53                                            |
|                                  | Kompozit tüp | 1,33                                            |

Resim 8.27’te analiz modelinin üç boyutlu ve mesh/ağ yapısı detayları sunulmuştur.



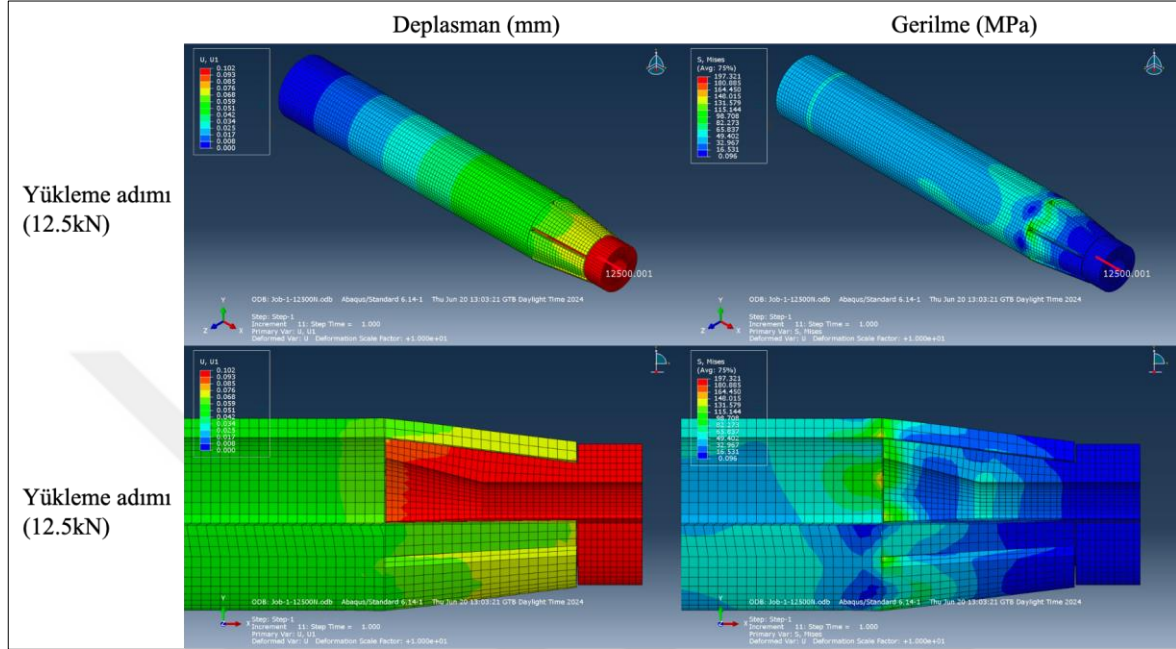
Resim 8.27. DS2 için oluşturulan sonlu elemanlar modeli (katı model ve mesh gösterimi)

Bu tasarım çözümüne ait temas yüzeyleri, sınır şartları ve yük uygulama noktası Resim 8.28’da detaylandırılmıştır.



Resim 8.28. DS2 için tanımlanan temas yüzeyleri, sınır şartı ve yükleme noktası

Resim 8.29’de analiz sonuçları; toplam yer değıştirme ve von Mises gerilme dağılımı olarak sunulmuştur. Görsel, 12,5 kN’luk bir yükün insört parçasına uygulanması sonucu oluşan deplasman ve gerilme sonuçlarını yansıtmaktadır.



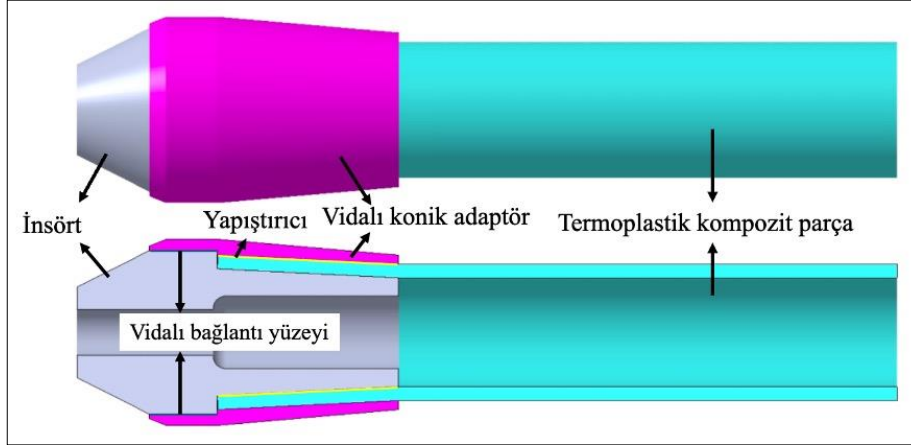
Resim 8.29. DS2 modelinde toplam yer değıştirme (U, U1) ve gerilme dağılımı (S, Mises)

Gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizleri sonucunda, bu tasarımın 12,5 kN üzerindeki yükler altında yapışma yüzeyinde ayrılma (yapıştırıcı başarısızlığı) ile sonuçlandığı gözlemlenmiştir. Bu durum, özellikle yüksek çekme yüklerine karşı bağlantının sınırlı bir taşıma kapasitesine sahip olduğunu göstermektedir.

### 8.3.3.DS3 (3. tasarım çözümü)

DS3 tasarım çözümünde, Resim 8.30’de gösterilen konfigürasyon esas alınmıştır. Bu tasarımda, uçları konik hale getirilen termoplastik kompozit parça ile yine konik şekillendirilmiş metal insört parça, aralarına yerleştirilen vidalı konik adaptör yardımıyla birbirine doğru sıkılarak birleştirilmektedir. Bu yöntemde amaç, sadece yapıştırıcıya bağlı kalmaksızın, mekanik sıkıştırma yoluyla birleşme yüzeyindeki yük aktarım kapasitesini artırmak ve birleşim bölgesinin genel dayanımını desteklemektir.

Modelleme aşamasında, yapıştırıcı tabakası yine önceki tasarımlarda olduğu gibi tanımlanmış; buna ek olarak, insört parça ile konik yüzük arasında ön gerilme uygulanarak sıkı geçme etkisi simüle edilmiştir. Kurulan analiz modeline ait bilgiler Çizelge 8.17’de verilmiştir.

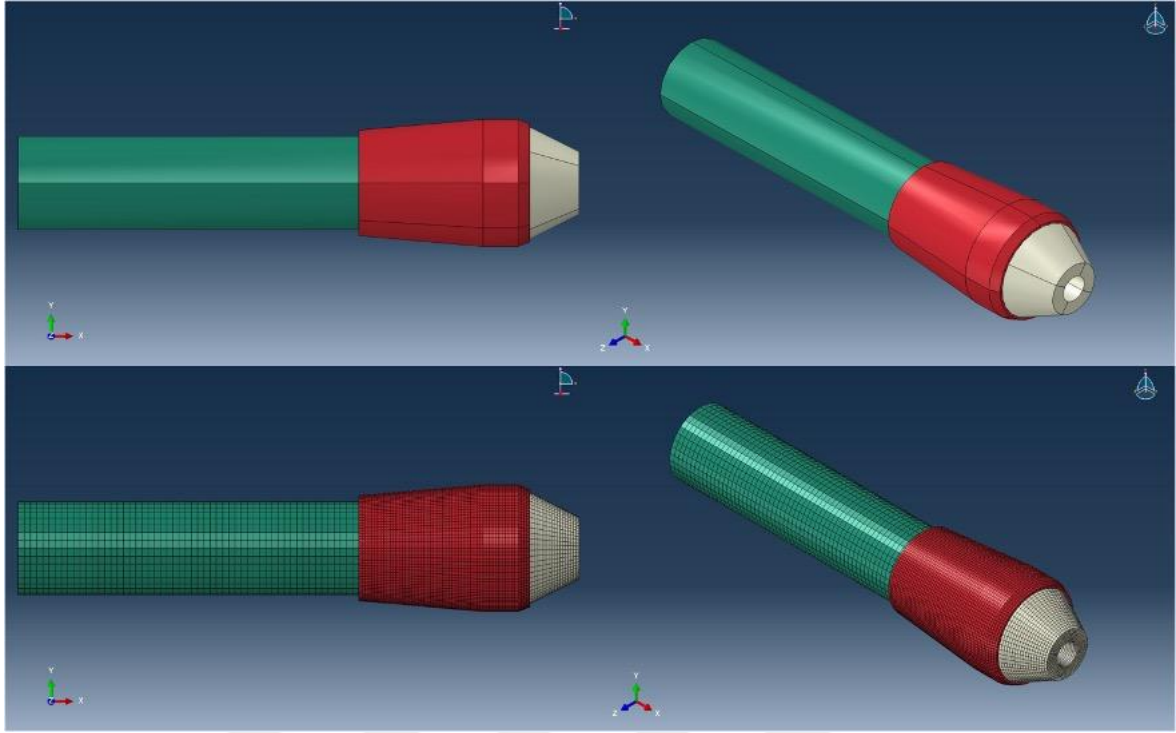


Resim 8.30. DS3 - tasarım detayı

Çizelge 8.17. DS3 analiz modeli parametreleri ve ağ yapısı bilgileri

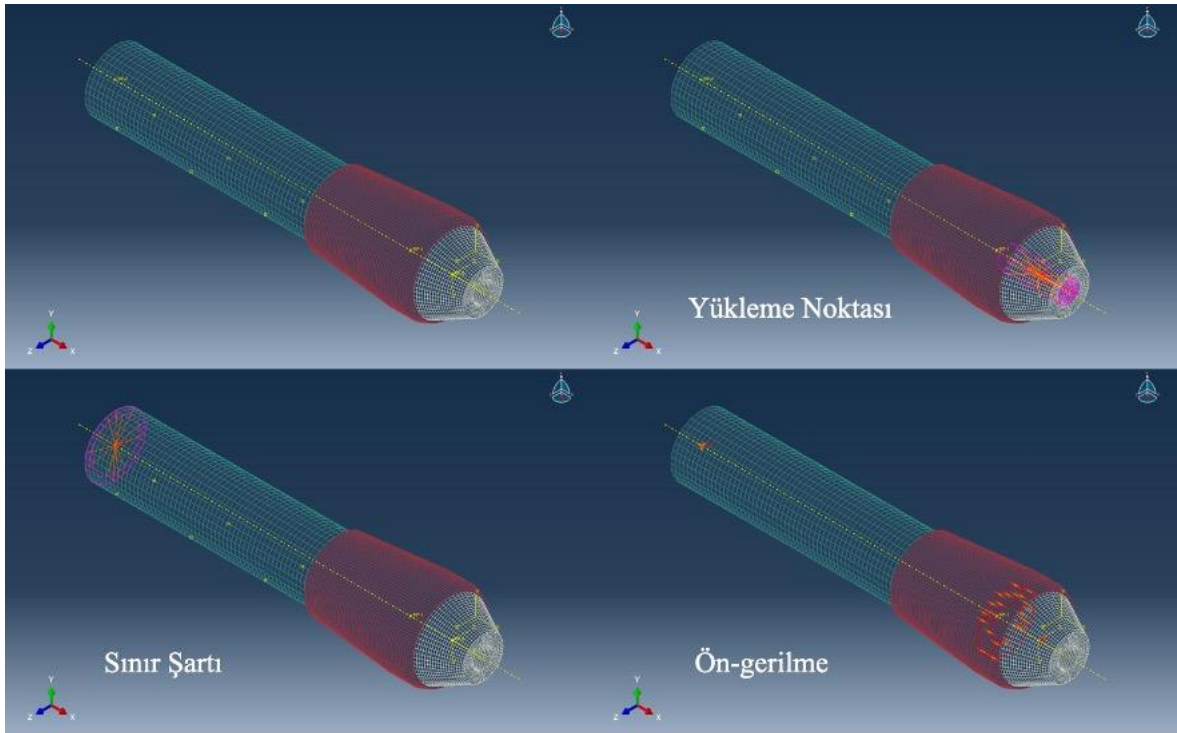
| Özellik                          |              | Açıklama                                        |
|----------------------------------|--------------|-------------------------------------------------|
| Yazılım                          |              | Abaqus/CAE                                      |
| Eleman tipi                      |              | C3D8R (3D 8 düğümlü, indirgenmiş entegrasyonlu) |
| Toplam eleman sayısı             |              | 59288                                           |
| Mesh yoğunluğu                   |              | Genel 1 ve 2 mm / kritik yerlerde daha ince     |
| Malzeme Modeli                   |              | Doğrusal elastik                                |
| Temas tanımları                  |              | Yapıştırıcı: yapıştırma davranışı + hasar       |
|                                  |              | Malzeme teması: sert temas (hard contact)       |
| Analiz tipi                      |              | Statik                                          |
| Eleman boyut oranı<br>(ortalama) | İnsört       | 1,59                                            |
|                                  | Yüzük        | 1,37                                            |
|                                  | Kompozit Tüp | 2,51                                            |

Resim 8.31’da analiz modelinin üç boyutlu ve mesh/ağ yapısı detayları sunulmuştur.



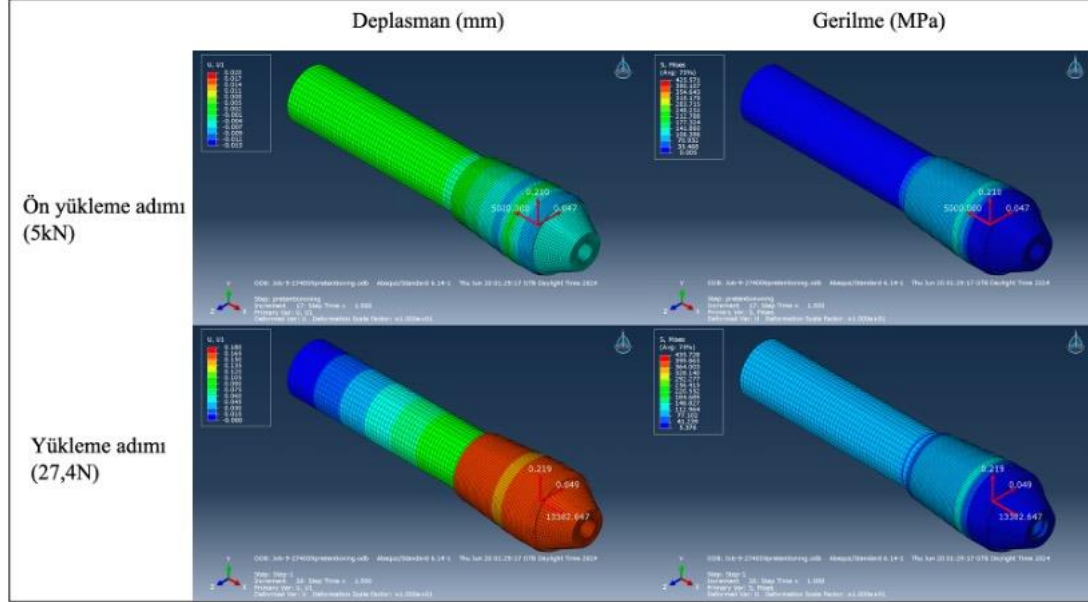
Resim 8.31. DS3 için oluşturulan sonlu elemanlar modeli (katı model ve mesh gösterimi)

Bu tasarım çözümüne ait ön gerilmenin tanımlandığı yüzey, sınır şartı ve yük uygulama noktası Resim 8.32’de paylaşılmıştır.

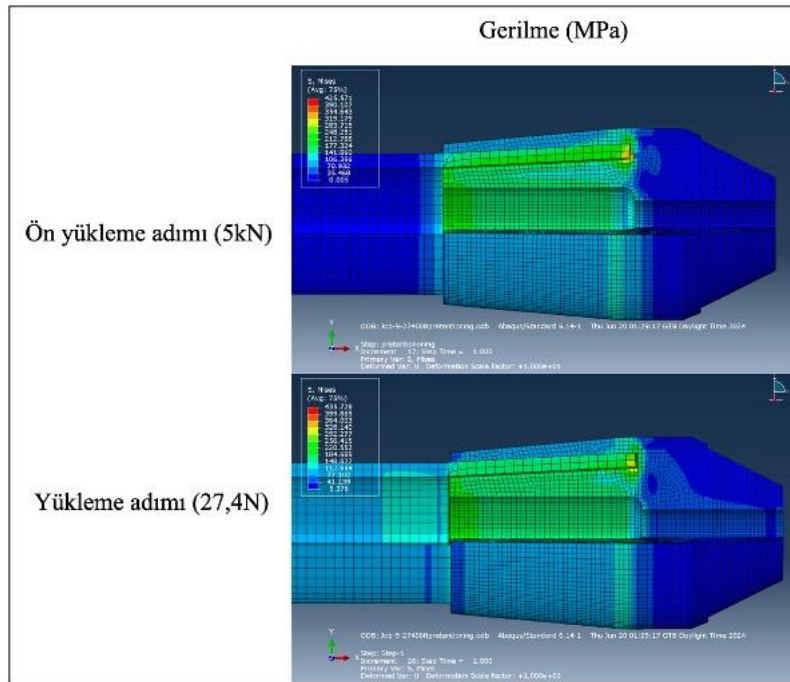


Resim 8.32. DS3 için tanımlanan ön gerilme yüzeyi, sınır şartı ve yükleme noktası

Resim 8.33 ve Resim 8.34’de farklı yükleme adımlarındaki analiz sonuçları; toplam yer değiştirme ve von Mises gerilme dağılımı olarak sunulmuştur. Görseller, 27,4 kN’luk bir yükün insört parçasına uygulanması sonucu oluşan deplasman ve gerilme sonuçlarını yansıtmaktadır.



Resim 8.33. DS3 modelinde farklı adımlardaki toplam yer değiştirme (U, U1) ve gerilme dağılımı (S, Mises)



Resim 8.34. Kesit alınmış modelde farklı adımlardaki deplasman ve gerilme dağılımı

Analiz sonuçları, 27.4 kN üzerindeki yük seviyelerinde yapıştırıcı bölgede hasar oluştuğunu ve bağlantının bu noktada başarısız olduğunu (koptuğunu) göstermektedir. Sıkma etkisi sayesinde, yapıştırıcıya düşen yük miktarının azalması ve yükün bir kısmının mekanik temasla taşınması mümkün hale gelmiştir. Bununla birlikte, konik sıkıştırma prensibine dayalı bu çözüm, DS2 tasarım çözümüne göre yük artışı gösterse de DS1 tasarımının altında birleşme dayanımı göstermektedir.

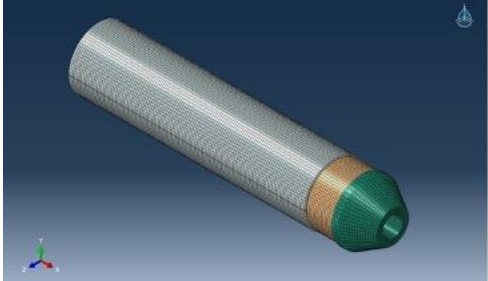
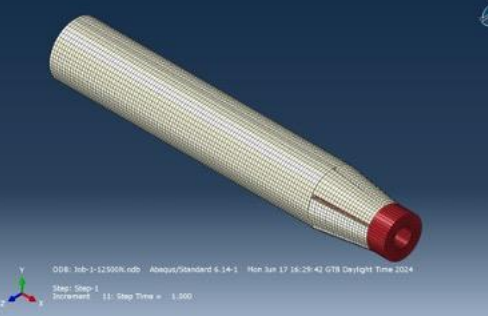
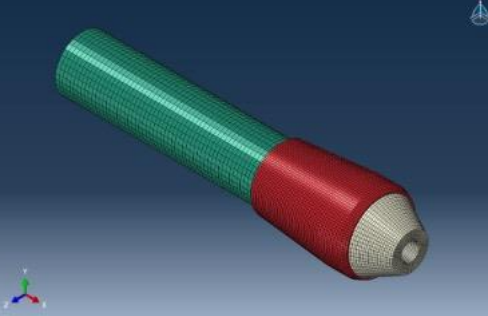
#### 8.3.4. Tasarım çözümlerinin değerlendirilmesi

Gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizleri sonucunda elde edilen dayanım verileri ve gözlemler Çizelge 8.18’de özetlenmiştir. İncelenen üç tasarım çözümünden DS1, 100 kN’un üzerinde bir maksimum çekme kuvvetine ulaşarak diğer seçeneklere kıyasla açık ara en yüksek yapısal dayanımı sergilemiştir. Bu tasarımda, yapıştırıcı bölgede herhangi bir kopma ya da birleşme noktasında ayrılma meydana gelmemiştir. Ayrıca, yükleme altındaki gerilme dağılımı oldukça homojen olup, yük aktarımı açısından en dengeli çözüm olarak değerlendirilmiştir.

DS2 ve DS3 tasarımlarında ise yapışma yüzeyinde lokal gerilme birikimi daha fazla olup, bu durum bağ arayüzeyinde erken kopmaların yaşanmasına neden olmuştur. DS2 tasarımı sadece 12,5 kN’luk bir maksimum çekme kuvveti ile başarısız olmuş, bu da yapıştırıcı yüzey geometrisinin yük aktarımı açısından yetersiz kaldığını göstermektedir. DS3 tasarımı ise konik sıkıştırma prensibine dayanmasına rağmen, karmaşık üretim geometrisi ve yüksek montaj tolerans hassasiyeti nedeniyle uygulamada zorluk yaratmaktadır. Ayrıca, elde edilen 27,4 kN’luk maksimum dayanım değeri, DS1 tasarımının oldukça gerisinde kalmıştır.

Elde edilen bulgulara göre, DS1 tasarımı yapısal dayanım, üretilebilirlik ve gerilme dağılımı açısından en uygun çözüm olarak öne çıkmakta; bu nedenle kontrol rodu üretiminde DS1 tasarım çözümünün kullanılmasına karar verilmiştir.

Çizelge 8.18. Değerlendirilen tasarım çözümleri ve maksimum dayanım değerleri

| Tasarım çözümleri | Maksimum çekme kuvveti (kN) | Görsel                                                                               | Açıklama                                                         |
|-------------------|-----------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------|
| DS1               | >100                        |    | Optimum tasarım çözümü, birleşme bölgesinden ayrılma göstermedi. |
| DS2               | 12,5                        |   | Dayanım değeri düşük.                                            |
| DS3               | 27,4                        |  | Dayanım değeri düşük, üretimi zor.                               |

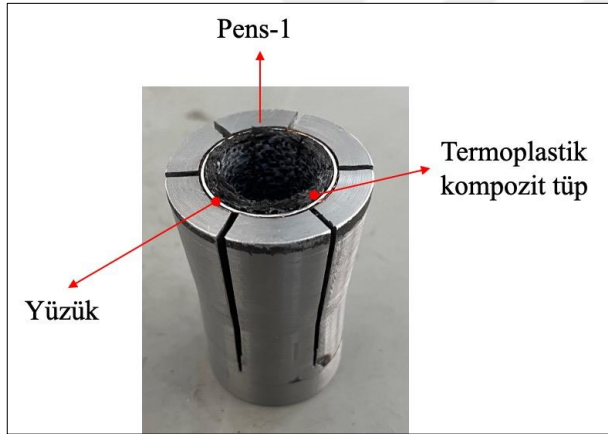
### 8.3.5.DS1 tasarım çözümüne göre gerçekleştirilen birleştirme denemesi

Yapılan sonlu elemanlar analizleri sonucunda optimum birleştirme çözümü olarak belirlenen DS1 tasarımı için kupon numuneler kullanarak üretim denemesi gerçekleştirilmiştir. Bu tasarım için Resim 7.7’te gösterilen parçalar üretilmiş/hazırlanmıştır. “7.2.3 İnsört ile kompozit malzemenin birleştirilmesi” başlığı altında tanımlanan metodolojiye uygun olarak yürütülmüştür. Termoplastik kompozit tüp parçalarının uç bölgelerine, birleştirme sırasında oluşabilecek radyal basınca karşı deformasyonu engellemek amacıyla 10 mm derinlikte kesikler açılmıştır (Resim 8.35).

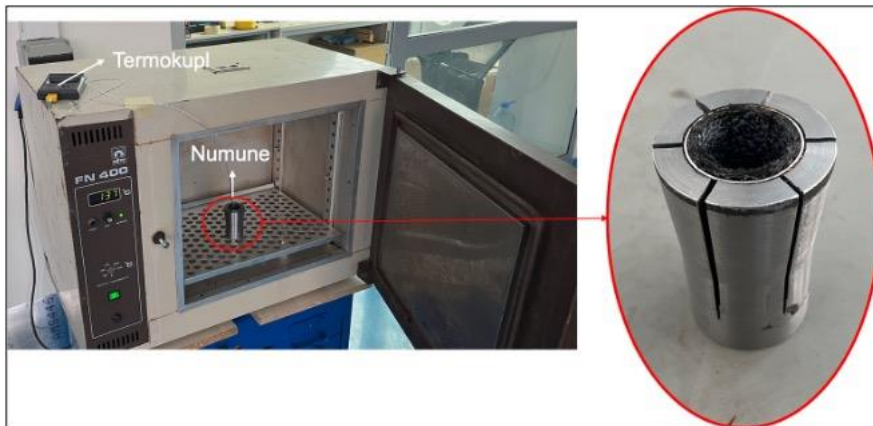


Resim 8.35. Kompozit parça üzerinde açılan kesikler

Ardından, insört, yüzük ve kompozit parçalar bir araya getirilerek Pens-1 içerisine yerleştirilmiştir (Resim 8.36). Kalıplama öncesi, etüv fırınına bırakılarak camsı geçiş sıcaklığının üzerinde ( $180^{\circ}\text{C}$ ) 15 dakika süreyle bekletilmiştir (Resim 8.37).



Resim 8.36. Birleştirme bileşenlerinin Kalıp-1 içine yerleştirilmesi



Resim 8.37. Kalıplama öncesi numunenin etüv fırınına yerleştirilmesi

Ardından insört parçası fırından çıkartılan parçalar ile birleştirilerek Resim 8.38’de gösterildiği gibi preslenmiştir.

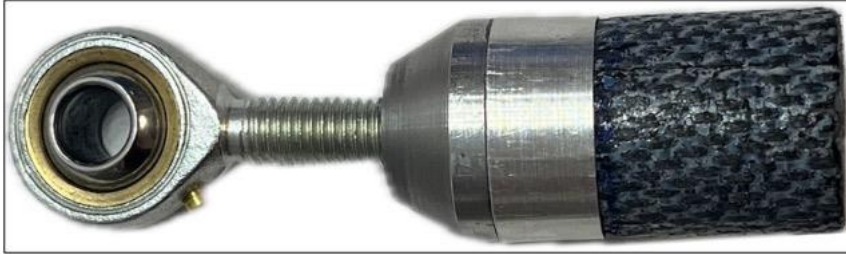


Resim 8.38. Presleme işlemi öncesi yerleşim düzeni

Presleme sonrası elde edilen birleştirilmiş numune Resim 8.39’de verilmiştir. Bu aşamada insört parçasına pah kırılmış, sonrasında rod end bağlantısı gerçekleştirilmiştir (Resim 8.40).

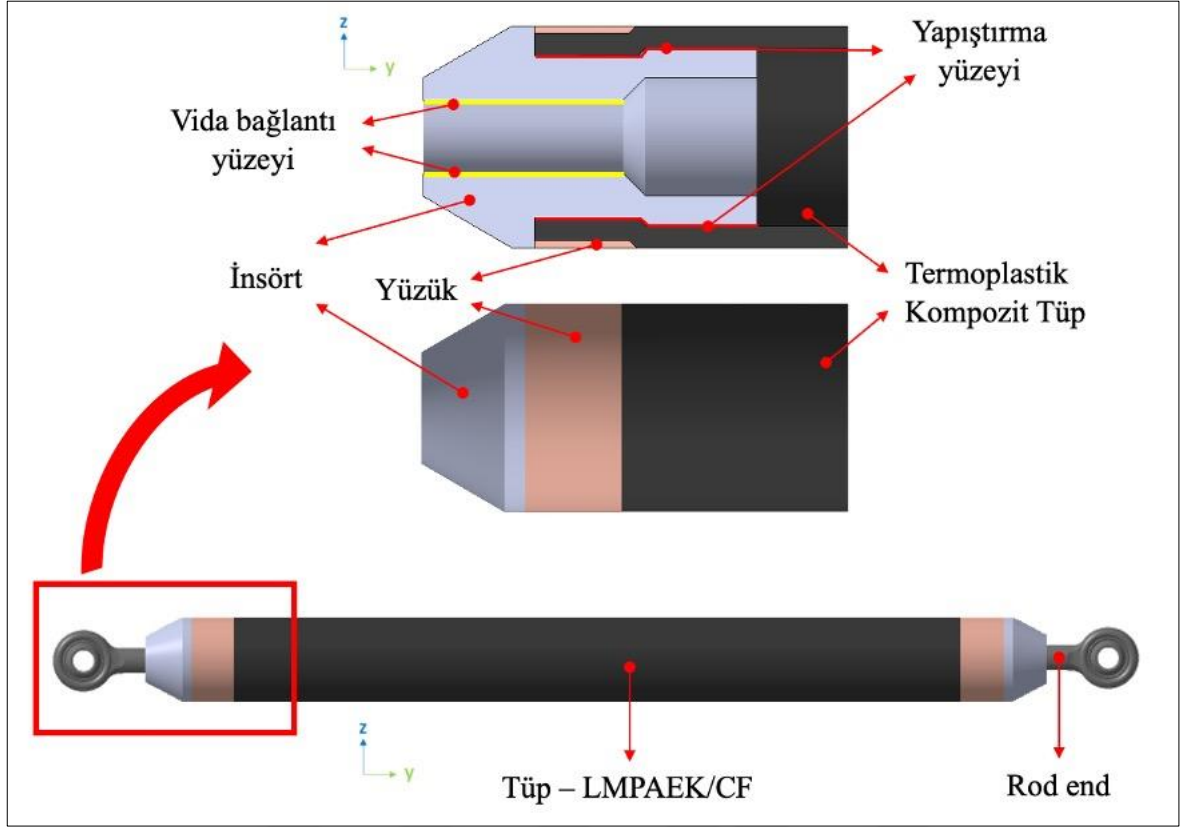


Resim 8.39. Presleme işlemi sonrasında birleştirilmiş numune



Resim 8.40. Rod end bağlantısı tamamlanmış nihai numune

Yapılan bu deneme üretimi, DS1 tasarım çözümünün üretilebilirlik açısından uygulanabilir olduğunu göstermiştir. Elde edilen başarılı sonuçlara dayanarak, muadil kontrol rodunun karşılaştırmalı değerlendirmesinde kullanılacak komponent numune konfigürasyonu Resim 8.41’da sunulmuştur.



Resim 8.41. Komponent numune üretimi için hedeflenen konfigürasyon

#### 8.4. Komponent Numunenin Üretilmesi ve Komponent Testleri

Tez çalışmasının son aşamasında, önceki bölümlerde elde edilen bulgular doğrultusunda, kontrol rodunun bileşen düzeyinde üretimi gerçekleştirilmiş ve yapısal performansı deneysel olarak değerlendirilmiştir. Bu kapsamda, kupon numunelerle yapılan testlerden elde edilen optimum üretim parametreleri kullanılarak termoplastik kompozit tüp kısmı üretilmiş; sonlu elemanlar analizleri ile belirlenen en uygun birleştirme tasarımı (DS1) doğrultusunda metal-insört ile birleştirme işlemi uygulanmıştır. Kompozit gövdeye rod end parçaları entegre edilerek, komponent bazında işlevsel bir kontrol rodu elde edilmiştir. Üretilen bu komponent numuneler, çekme ve flambaj testlerine tabi tutularak, hem birleştirme bölgesinin bütünlüğü hem de genel aksenal dayanım davranışı bakımından değerlendirilmiştir. Bu sayede, yeni geliştirilen üretim yöntemi ve birleştirme çözümünün, konvansiyonel metalik muadillerle kıyaslanabilir mekanik performans sunup sunmadığı belirlenmiştir.

Bu kapsamda, rotor kontrol sisteminde kullanılan metal esaslı muadil kontrol rodun boyutsal referansları esas alınarak, Çizelge 7.9'da ölçüleri verilen konfigürasyona uygun şekilde

komponent numune üretimi gerçekleştirilmiştir (Resim 8.42 ve Resim 8.43). Referans alınan rotor kontrol sisteminde kullanılan muadil kontrol rod parçasının mekanik isterleri ve daha önce gerçekleştirilen test sonuçları Çizelge 8.19’da özetlenmiştir. Üretilen termoplastik kompozit kontrol rodu ile muadil kontrol rodu Resim 8.44’de görsel olarak kıyaslanmıştır.



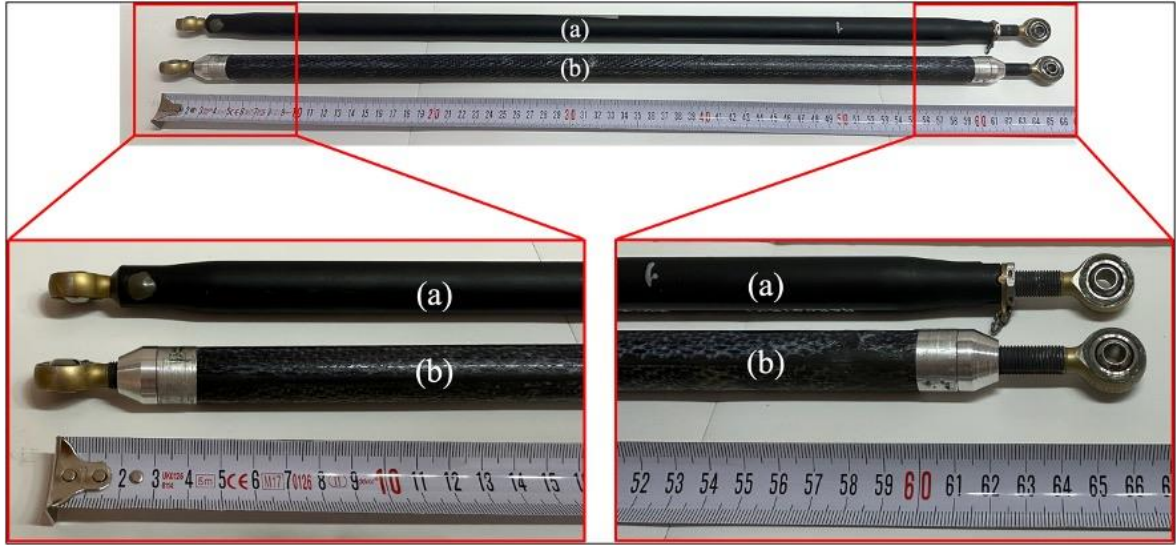
Resim 8.42. Montajı tamamlanmış TPK Kontrol Rod Parçası



Resim 8.43. Montajı tamamlanmış TPK Kontrol Rod Parçası – birleştirme bölgesi detay görüntüsü

Çizelge 8.19. Muadil kontrol rod parçasının mekanik gereksinimleri ve test sonuçları

| Mekanik isterler |       |                |       | Test sonucu     |           |
|------------------|-------|----------------|-------|-----------------|-----------|
| Çekme yükü (N)   |       | Basma yükü (N) |       | Çekme (N)       | Basma (N) |
| Akma             | Kopma | Akma           | Kopma | Kopma / failure |           |
| 4303             | 6455  | 4303           | 6455  | 25778,8         | 10767,7   |

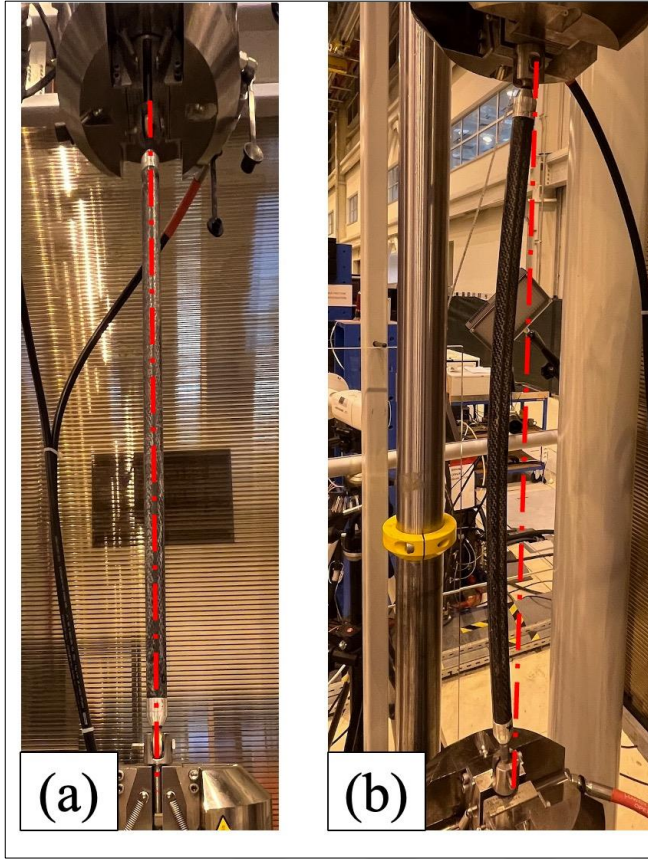


Resim 8.44. (a) geleneksel yöntemler ile üretilmiş kontrol rodu (alüminyum), (b) LM-PAEK/CF termoplastik kompozit kontrol rodu

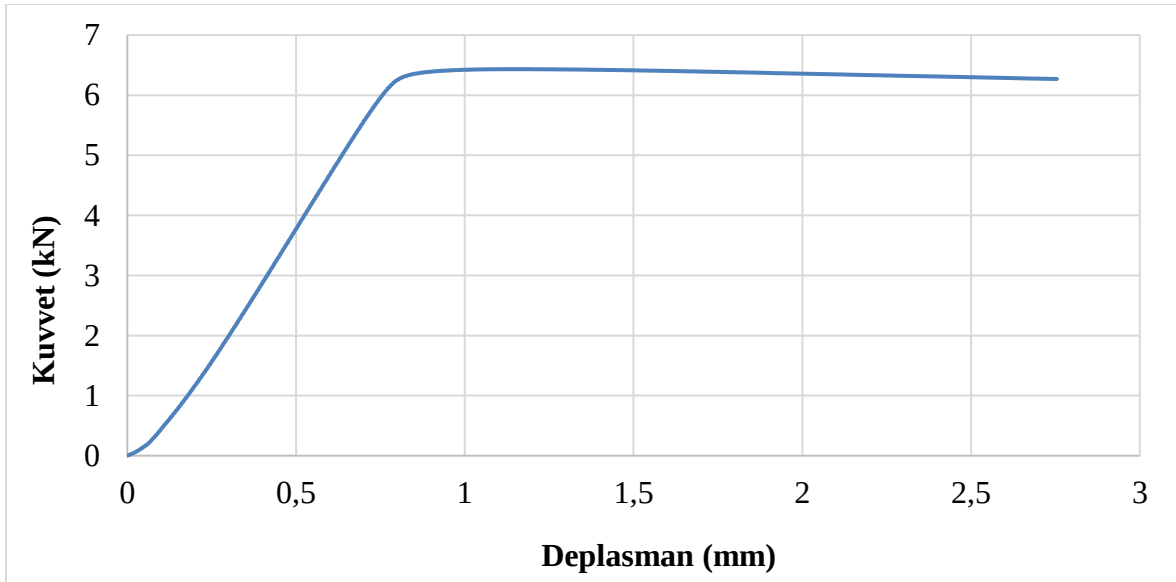
#### 8.4.1. Flambaj testi sonuçları

Bu bölümde, termoplastik kompozit malzemeden üretilen kontrol roduna ait komponent numunelerin eksenel bası altında gösterdiği stabilite davranışı değerlendirilmiştir. Flambaj testleri, parçaların uç kısımlarından uygun fikstürlerle sabitlenerek ve eksenel yönde artan bası yükü uygulanarak gerçekleştirilmiştir. Resim 8.45'te test cihazına sabitlenen komponent numunelerin başlangıç durumu ve test sırasında gözlenen 1. burkulma modunu göstermektedir. Test sırasında numunenin burkulma davranışı, maksimum yük kapasitesi ve deformasyon karakteristikleri gözlemlenmiş, bu sayede rod yapısının yük taşıma davranışı analiz edilmiştir.

Gerçekleştirilen testler sırasında her biri aynı geometriye sahip üç farklı numune kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre, ortalama kritik burkulma yükü 6,44 kN olarak belirlenmiştir. Temsilî bir numuneye ait kuvvet-deplasman eğrisi Şekil 8.14'te verilmiştir. Grafikte yer alan kuvvet-deplasman eğrisi, tipik bir eksenel basma/flambaj davranışını yansıtmaktadır. Başlangıçta yüklemenin artışıyla birlikte doğrusal bir artış eğilimi gözlenmekte, bu evre yapının elastik deformasyon bölgesini temsil etmektedir. Yaklaşık 1 mm deplasmanda maksimum taşıma kapasitesine (yaklaşık 7 kN) ulaşılmaktadır; bu nokta aynı zamanda kritik burkulma yükü olarak değerlendirilebilir. Bu noktadan sonra, sistem rijitliğinde belirgin bir azalma meydana gelmekte ve yük artışı olmaksızın deformasyon ilerlemektedir. Bu evre, stabil flambaj davranışı ile ilişkilendirilebilir.



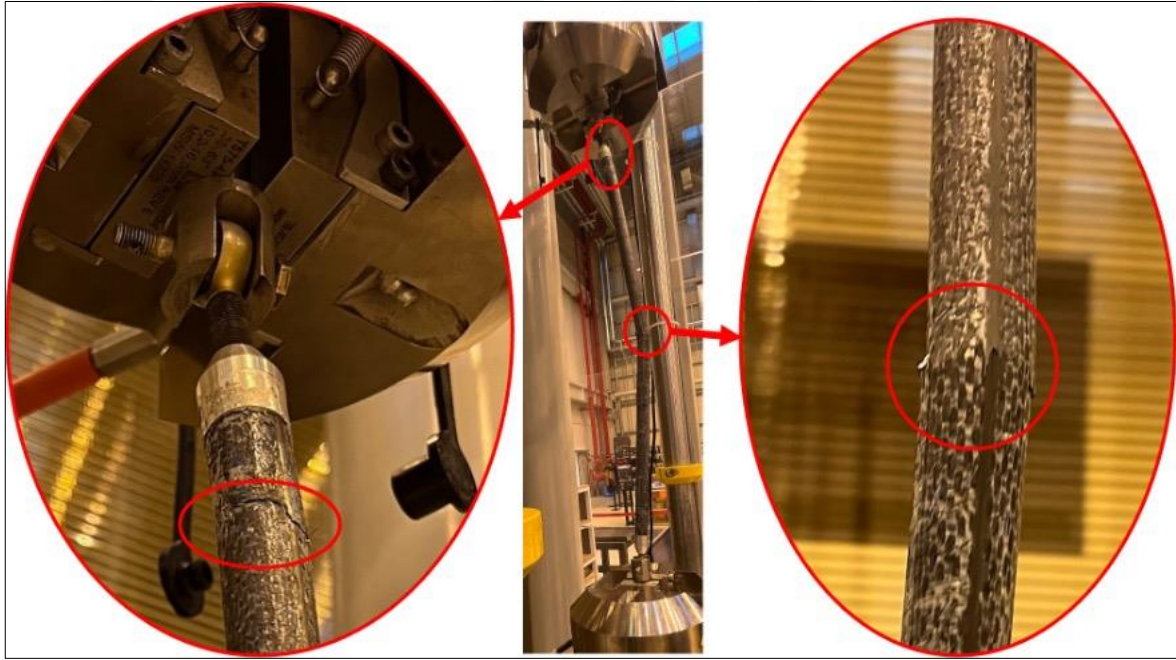
Resim 8.45. Flambaj testi öncesi (a) ve test sırasında (b) numune geometrisi: 1. burkulma modunun gözlemlendiği eğrilik formu



Şekil 8.14. Flambaj testi sırasında elde edilen kuvvet-deplasman grafiği (DN31)

Deplasmanın yaklaşık 5 mm seviyesine ulaşmasıyla birlikte, yapının yük taşıma kapasitesi ani şekilde düşmüş ve kırılma meydana gelmiştir. Bu durum, numunenin nihai mukavemet sınırına ulaştığını ve mikro yapısal hasarların ilerleyerek makro kırılmayla sonuçlandığını göstermektedir.

Sonuç olarak, eğri; yüksek rijitlik, belirgin burkulma kapasitesi ve kontrollü deformasyon sonrası ani kırılma davranışı ile 1. burkulma moduna uygun bir performans sergilemiştir. Bu davranış, test sırasında numunenin tamamen kırılana kadar yüklendiğini doğrulamakta; son kısımdaki ani yük kaybı, yapının artık yük taşıyamayacak duruma gelmesinin doğrudan bir sonucudur. Test sonrasında oluşan hasarlar Resim 8.46’te gösterilmiştir.



Resim 8.46. Flambaj testi sonrası gözlemlenen hasar bölgeleri (DN31)

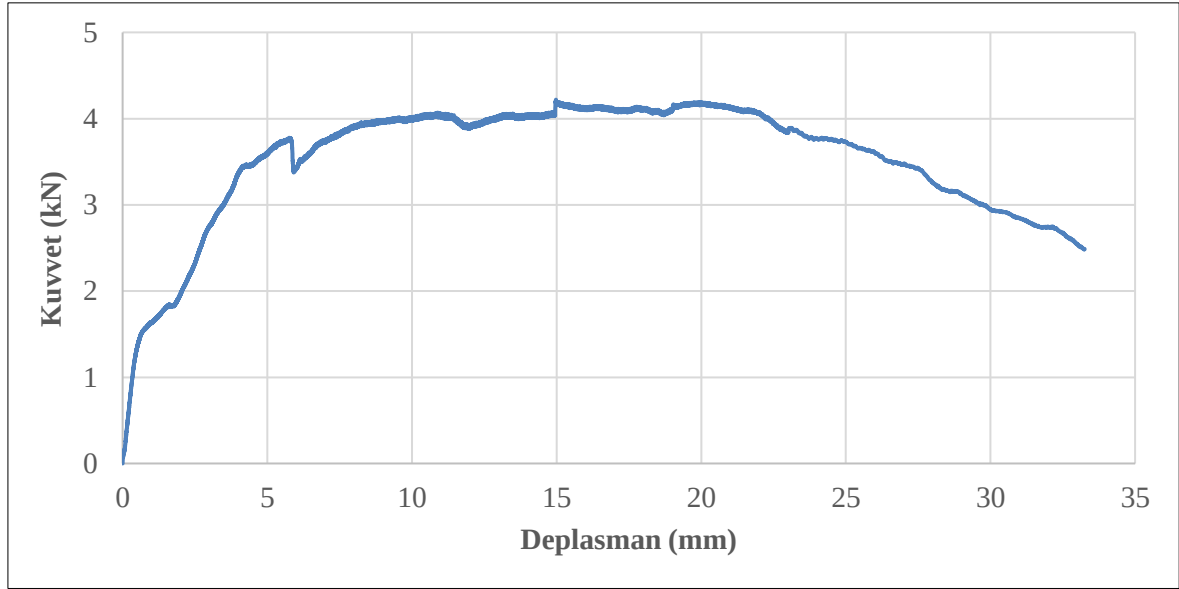
#### 8.4.2. Çekme testi sonuçları

Bu bölümde, üretilen termoplastik kompozit komponent numunelerin uçtan uca yük aktarım performansını değerlendirmek amacıyla gerçekleştirilen çekme testlerinin sonuçları sunulmaktadır. Resim 8.47’de test cihazına sabitlenen komponent numunelerin başlangıç ve test sırasında gözlenen insörtün ayrılma durumu gösterilmektedir.



Resim 8.47. Çekme testi öncesi (a) ve sırasında (b) numune görüntüsü

Çekme testleri iki aşamada yürütülmüştür. İlk aşamada yapılan denemelerde, hedeflenen dayanım seviyelerine ulaşamamıştır. İlk aşama testleri kapsamında her biri aynı geometriye sahip üç farklı numune kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre, ortalama çekme yükü 4,85 kN (HY 4090 yapıştırıcısı ile) olarak belirlenmiştir. Şekil 8.15'te çekme testine maruz bırakılan ilk aşamada üretilen bir numunenin kuvvet-deplasman grafiği verilmiştir.



Şekil 8.15. Çekme testi sırasında elde edilen kuvvet-deplasman grafiği (DN30B1)

Gerçekleştirilen testlerde yapışma bölgesinde erken ayrılmalar meydana gelmiş, bu da bağlantı bölgesinin yeterince yük aktaramadığını ortaya koymuştur. Test sonrası gözlemlerde, Resim 8.48 ve Resim 8.49’da gösterildiği gibi, yapıştırıcının yüzük parçasının basınç uyguladığı bölgede yeterince yayılmadığını ve düzgün dağılmadığını ortaya koymuştur. Resimler incelendiğinde, insörtün kompozit tüp içerisinden sıyrılarak ayrıldığı görülmektedir. Resim 8.48’de verilen yakınlaştırılmış görüntü, yapıştırıcının kompozit iç yüzeyine tutunamadığını ya da tutunmasının zayıf kaldığını göstermektedir.



Resim 8.48. Çekme testi sonrası birleşme bölgesinin görünümü

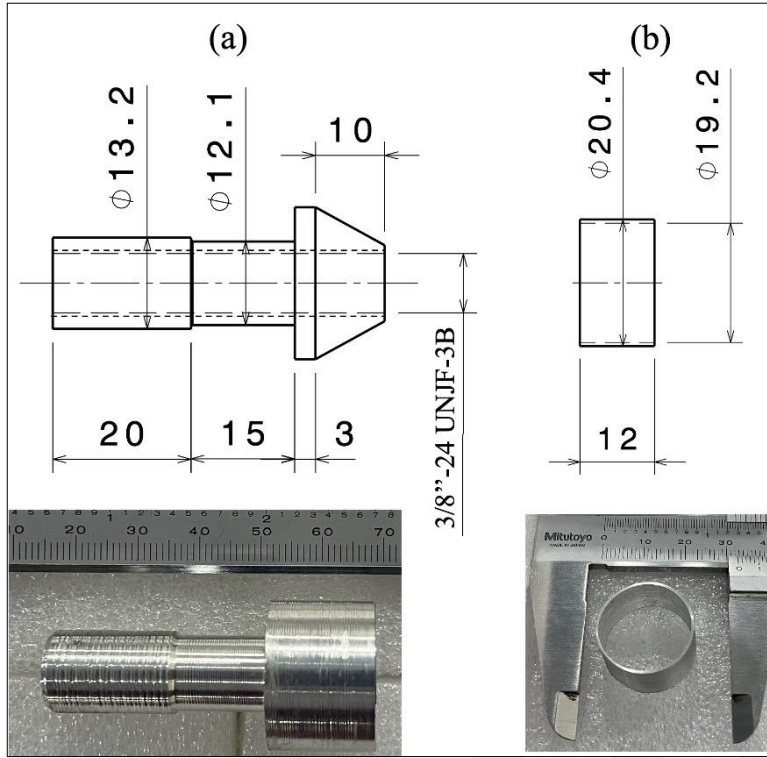


Resim 8.49. Çekme testi sonrası elde edilen insört parçası görüntüsü

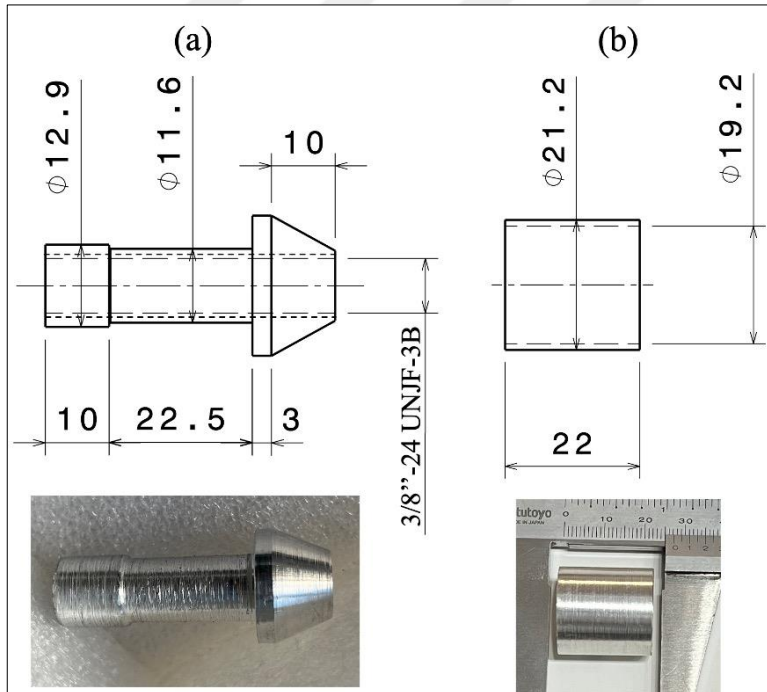
Test sonrası yapılan incelemelerde, insört parçası ile termoplastik kompozit tüp arasındaki toleransın oldukça düşük olduğu belirlenmiştir (Resim 8.50). Bu durum, yapıştırıcının yüzeyler arasında etkin şekilde yayılmasını engellemiş ve sıyrılarak tutunabileceği hacmi azaltmıştır (Resim 8.49). Bu bulgu, ilk tasarımda kullanılan HY4090 yapıştırıcısının işlevsel olarak devreye giremediğini ortaya koymuştur. Ayrıca, birleşme bölgesindeki zayıflığın bir diğer nedeni olarak, yüzük parçasının genişliğinin ve cidar kalınlığının yetersiz kalması değerlendirilmiştir. Resim 8.48 incelendiğinde, yapıştırıcının insörtün küçük çaplı kısmında biriktiği, ancak kompozit parça ile yeterli etkileşime girmediği görülmektedir. Bu duruma, yüzük parçasının uygulayabildiği basıncın yetersiz kalmasının neden olduğu düşünülmektedir.

Bu sorunların giderilmesi amacıyla ikinci aşamada bir dizi tasarım revizyonu gerçekleştirilmiştir. Yapılan iyileştirmeler aşağıda özetlenmiştir:

- İnsört ile kompozit malzeme arasında boşluk bırakılarak (çapta 0,1 mm), yapıştırıcının etkin bir şekilde yayılması ve sağlıklı şekilde kürlenmesi sağlanmıştır (Resim 8.51).
- Yüzük genişliği 12 mm'den 22 mm'ye çıkarılarak, kompozit parça ile olan temas yüzeyi artırılmıştır (Resim 8.51).
- Yüzük cidar kalınlığı 0,55 mm'den 1 mm'ye yükseltilmiştir. Bu değişiklik ile yüzüğün mekanik rijitliği artırılmış ve birleşim bölgesindeki destek etkisi güçlendirilmiştir (Resim 8.51).



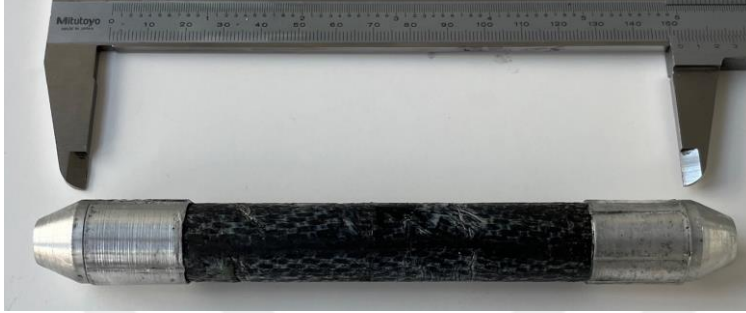
Resim 8.50. Birinci tasarım çözümüne göre (a) insört, (b) yüzük boyutları



Resim 8.51. İkinci tasarım çözümüne göre (a) insört, (b) yüzük boyutları

Yapılan bu değişikliklerle birlikte, sadece HY4090 ile değil, aynı zamanda havacılık uygulamalarında sıkça tercih edilen EA9396 tipi epoksi esaslı yapıştırıcı ile de birleşim

denemeleri gerçekleştirilmiştir (Resim 8.52). Resim 8.53’de, ikinci tasarım çözümü ve EA9396 yapıştırıcısı kullanılarak üretilen numunenin çekme testi öncesi ve sırasındaki görüntüsü verilmiştir. Farklı tasarım ve yapıştırıcı kombinasyonları ile oluşturulan konfigürasyonlara ait ortalama çekme kuvveti değerleri ise Çizelge 8.20’de özetlenmiştir.



Resim 8.52. İkinci tasarım çözümü ve EA9396 yapıştırıcısı kullanılarak birleştirilen numune



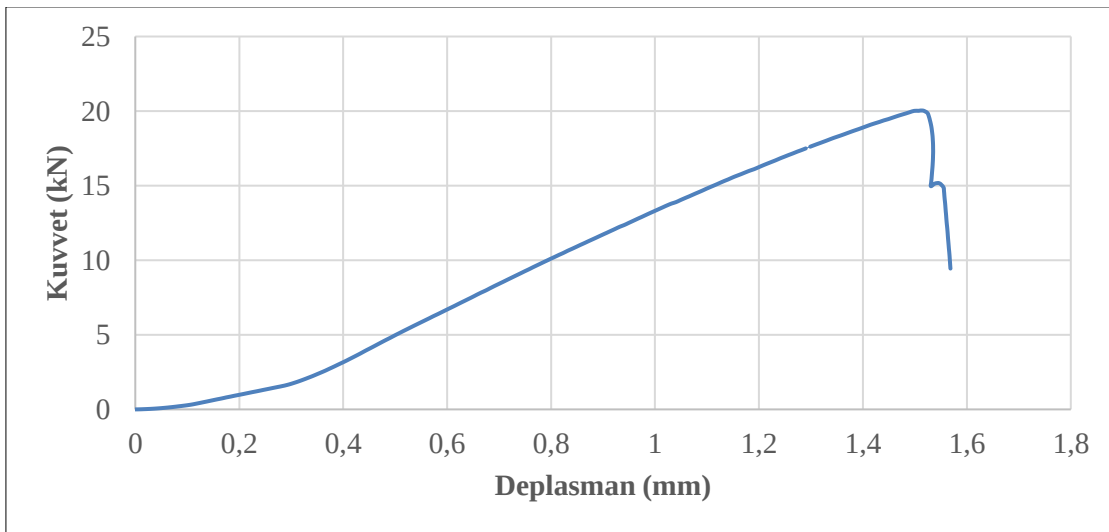
Resim 8.53. İkinci tasarım çözümü ve EA9396 yapıştırıcısı kullanılarak üretilen numunelerin çekme testi öncesi (a) ve sırasında (b) numune geometrisi

Çizelge 8.20. Yapıştırıcı türü ve tasarım çözümüne göre belirlenen konfigürasyonlara ait çekme mukavemetleri

| Konfigürasyon no | Yapıştırıcı türü | Tasarım çözümü | Ortalama çekme mukavemetleri (kN) |
|------------------|------------------|----------------|-----------------------------------|
| 1                | HY4090           | 1 (Resim 8.50) | 4,85                              |
| 2                | HY4090           | 2 (Resim 8.51) | 4,65                              |
| 3                | EA9396           | 2 (Resim 8.51) | 20,04                             |

Bu testler sonucunda, tasarım değişikliklerinin ve yapıştırıcı seçiminin birleşme bölgesinin mekanik performansına etkisi değerlendirilmiş ve en uygun kombinasyonların belirlenmesi hedeflenmiştir. İlk tasarım çözümünde (konfigürasyon 1) gerçekleştirilen testler sonucunda ortalama çekme kuvveti 4,85 kN olarak ölçülmüştür. Konfigürasyon 1 testinde (Şekil 8.15) yapının düşük taşıma kapasitesi sergilediği, yük artışı sonrası hızlı bir düşüş bölgesine geçiş yaptığı ve yükün sınırlı bir aralıkta kaldığı gözlemlenmiştir. Bu davranış, düşük yapışma kalitesi ve zayıf yük transferi ile ilişkilendirilmektedir.

Tasarım iyileştirmeleri sonrası elde edilen yeni konfigürasyonlarda ise, EA9396 yapıştırıcısı kullanılarak gerçekleştirilen birleşim testinde 20,04 kN değerine ulaşılmıştır. Bu önemli gelişme, EA9396 yapıştırıcısının bu uygulama için geliştirilen tasarımla beraber daha güçlü birleşme sunduğunu ve dolayısıyla birleşme mukavemetini anlamlı şekilde artırdığını göstermektedir. Bu teste ait kuvvet-deplasman grafiği Şekil 8.16’te sunulmuştur.



Şekil 8.16. Konfigürasyon 3 (EA9396, Tasarım 2) numunesine ait çekme testi (DN30C1)

Bu testler sonucunda, tasarım değişikliklerinin ve yapıştırıcı seçiminin, kompozit komponentlerin mekanik performansını belirgin şekilde artırabileceğini ortaya koymaktadır.

#### 8.4.3. Muadil numune ile kütle kıyaslaması

Bu çalışmada geliştirilen termoplastik kompozit (TPK) kontrol rodunun, mevcut rotor kontrol sistemlerinde kullanılan metal esaslı muadil kontrol rod ile kütle açısından karşılaştırılması yapılmıştır. Her iki yapı da aynı geometrik ölçülere ve benzer yapısal fonksiyonlara sahip olacak şekilde hazırlanmış olup, kütle ölçümleri doğrudan dijital hassas terazi ile gerçekleştirilmiştir (Resim 8.54).

Yapılan ölçümler sonucunda, metal esaslı muadil rodun toplam kütlesi 319 gram olarak belirlenmiştir. Aynı geometrik yapıya sahip olan ve bu tez kapsamında geliştirilen TPK kontrol rodunun ise kütlesi 222,181 gram olarak ölçülmüştür. Böylece, TPK malzeme ve yöntem kullanılarak üretilen kontrol rodunun, muadil parçaya göre yaklaşık %30,4 oranında daha hafif olduğu tespit edilmiştir (Çizelge 8.21).

Bu sonuç, TPK malzeme sisteminin hafiflik açısından sağladığı avantajı net bir şekilde ortaya koymakta olup, özellikle havacılık uygulamaları gibi ağırlık kısıtlarının kritik olduğu alanlarda önemli yapısal performans iyileştirmelerine olanak sunduğunu göstermektedir.



Resim 8.54. Muadil ve TPK kontrol rodu kütle ölçümleri

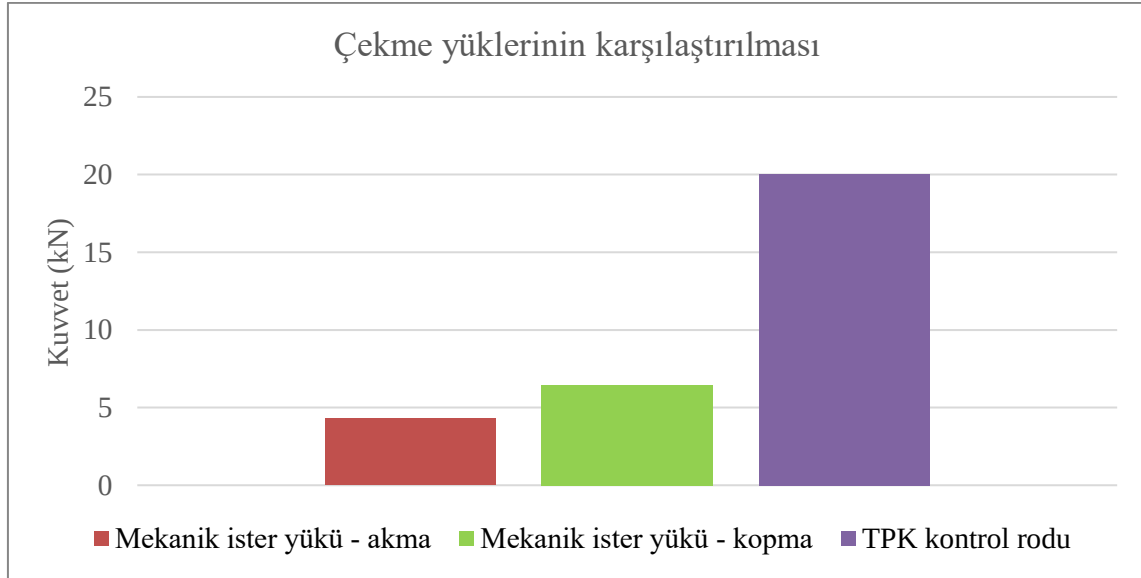
Çizelge 8.21. Muadil ve TPK kontrol rodun kütle kıyaslaması

| Kontrol rod kütlesi (gr) |         | Kütle kazancı (%) |
|--------------------------|---------|-------------------|
| Muadil                   | TPK     |                   |
| 319,00                   | 222,181 | 30,4              |

#### 8.4.4. Komponent numune ile gerçekleştirilen mekanik testlerin değerlendirilmesi

Bu bölümde, geliştirilen TPK kontrol rodunun çekme ve basma/flambaj testlerinden elde edilen sonuçları, sistemde hâlihazırda kullanılan geleneksel yöntemlerle üretilen muadil kontrol rodu ile karşılaştırmalı olarak değerlendirilmiştir. Ayrıca, sistem isterleri kapsamında belirlenmiş minimum akma ve kopma yüklerine göre yapısal performans analiz edilmiştir.

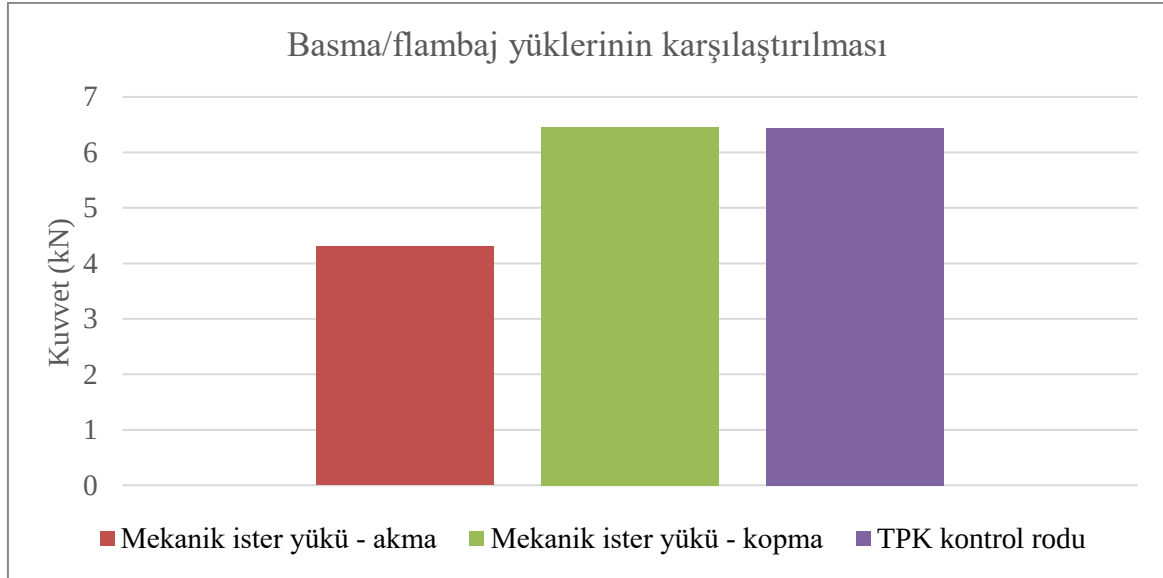
Şekil 8.17’te, geliştirilen TPK kontrol rodunun çekme yükleri altındaki performansının, sistem için tanımlanmış mekanik isterlerle karşılaştırması sunulmaktadır. Yapılan çekme testi sonucunda TPK kontrol rodunun 20,04 kN seviyesinde maksimum çekme dayanımı gösterdiği belirlenmiştir. Bu değer, sistemin minimum kopma yükü gereksinimi olarak tanımlanan 6,46 kN’nin yaklaşık üç katı düzeyindedir. Dolayısıyla üretilen kompozit rod, yalnızca dayanım açısından değil, aynı zamanda emniyet katsayısı bakımından da tatmin edici bir performans ortaya koymuştur. Ayrıca, bu yüksek mekanik performansın %30,4 oranında daha düşük bir kütleyle elde edilmiş olması, özgül dayanım açısından önemli bir mühendislik avantajı sunmakta; havacılık uygulamalarında hafiflik ve dayanımın birlikte sağlanmasına yönelik kritik bir gereksinimi başarıyla karşılamaktadır.



Şekil 8.17. TPK kontrol rodunun çekme testi sonucunun mekanik ister yükleri ile karşılaştırılması

Şekil 8.18’da sunulan basma/flambaj yükü karşılaştırmasına göre, TPK kontrol rodu ortalama 6,44 kN kritik burkulma yüküne ulaşmıştır. Bu değer, sistemin minimum kopma yükü gereksinimi olan 6,46 kN’nin hemen altında kalmakla birlikte, hedefe oldukça yakın bir performans sergilemiştir. Özellikle kompozit sistemin kütle avantajı ve yapısal verimliliği göz önünde bulundurulduğunda, bu seviyedeki performansın uygulama açısından kabul edilebilir olduğu değerlendirilmektedir.

Kompozit yapıların metalik malzemelerden farklı olarak elastik deformasyon sonrası akma bölgesi göstermemesi, bu tür değerlendirmelerde dikkate alınması gereken önemli bir noktadır. Kompozit malzemeler çoğunlukla gevrek kırılma davranışı sergiler; bu nedenle "akma noktası" tanımı yerine, "maksimum dayanım" ya da "kopma yükü" esas alınarak mukavemet değerlendirmesi yapılır. Kompozit malzemelerde plastik deformasyon evresi ve dolayısıyla akma noktası bulunmadığından, TPK kontrol rodunun kopma dayanımının, metal yapıların akma yükü ile kıyaslanması daha doğru bir yaklaşım olacaktır. Çünkü parçanın işlevsel güvenliğini sürdürebilmesi için asgari sınır akma (limit) yüküdür. Bu doğrultuda, 6,44 kN seviyesindeki burkulma dayanımı, sistemin 4,3 kN’lık akma yükü isterini güvenli şekilde karşılamaktadır.



Şekil 8.18. TPK kontrol rodunun flambaj/basma testi sonucunun mekanik ister yükleri ile karşılaştırılması

Sonuç olarak, geliştirilen TPK kontrol rodu, düşük kütleyle sistem isterlerini karşılayacak düzeyde çekme ve burkulma dayanımı sunmakta hem özgül performans hem de üretim kolaylığı açısından mevcut geleneksel yapılar için güçlü bir alternatif oluşturmaktadır.

## 9. SONUÇLAR ve ÖNERİLER

### 9.1. Sonuçlar

Bu tez çalışmasında, ayarlanabilir boy özellikli termoplastik kompozit (TPK) bir kontrol rodunun üretimi, mekanik karakterizasyonu ve metal-insört ile birleştirme yöntemlerinin değerlendirilmesi amaçlanmıştır. Çalışma dört temel aşamadan oluşmakta olup her aşama gerek malzeme performansı gerekse üretim uygunluğu açısından detaylı olarak incelenmiştir. Yürütülen deneysel çalışmalar ve analizler neticesinde elde edilen temel bulgular aşağıda özetlenmektedir:

- Termoplastik kompozit tüp üretimi için önerilen sıcak presleme yöntemi, filament sarma ve otoklav konsolidasyonu gibi alternatiflere kıyasla daha kontrollü yüzey kalitesi ve geometrik bütünlük sağlamıştır. Özellikle LM-PAEK/CF dokuma prepreg kumaş ile yapılan üretimde yüzeyde bozulma gözlenmemiştir.
- Taguchi L16 deney tasarımı ile yürütülen sistematik üretimlerde, sıcaklık, basınç, süre, ısıtma ve soğutma hızı gibi beş parametrenin çekme, basma ve yoğunluk sonuçları üzerindeki etkisi belirlenmiş; Gri İlişkilendirme Analizi (GRA) ile çoklu yanıt optimizasyonu yapılmıştır.
- Basınç faktörü, çekme ve basma mukavemeti ile yoğunluk ölçümü sonuçlarına göre en etkin parametre olarak ön plana çıkmıştır.
- Elde edilen optimum üretim parametreleri ile üretilen doğrulama numunelerinde 641,57 MPa çekme ve 329,44 MPa basma dayanımı ölçülmüş; bu değerler literatürdeki benzer termoplastik kompozit tüplere göre üstün performans sergilemiştir.
- SEM analizleri, yüksek çekme ve basma dayanımı gösteren numunelerde fiber-matris bağlanmasının daha homojen olduğunu ve gözenek oranının azaldığını göstermiştir. DSC analizleri ile %24,5'e kadar kristal yapı oranı elde edilmiştir.
- X-ray görüntülemelerinde basınç faktörü ile birlikte gözenek oluşumunun azaldığı, optimum parametreler ile üretilen numunelerde iç yapının homojen olduğu ve üretim hatalarının büyük oranda giderildiği görülmüştür.
- Üç farklı yapıştırmalı bağlantı tasarımı üzerinde sonlu elemanlar analizleri gerçekleştirilmiş; en yüksek dayanımı sağlayan DS1 tasarımı uygulamaya alınmıştır.
- Geliştirilen termoplastik kompozit kontrol rodu, muadil metal kontrol rod ile aynı geometrik ölçülerde (659 mm boy, 19,05 mm dış çap, 3,05 mm iç çap) üretilmiştir.

Üretilen prototipler ile yapılan flambaj testinde ortalama 6,44 kN'luk kritik yük kapasitesi ölçülmüştür. Çekme testlerinde ise, EA9396 yapıştırıcısı kullanılarak üretilen ikinci tasarımda 20,04 kN'a kadar dayanım elde edilmiştir. Muadil kontrol rodunun çekme/basma yükü altında akma sınırı 4,3 kN, kopma sınırı ise 6,46 kN'dur. Bu sonuçlar doğrultusunda, geliştirilen termoplastik kompozit kontrol rodunun yapısal gereksinimleri karşıladığı görülmektedir.

- Geliştirilen termoplastik kompozit kontrol rodunun metal muadili ile karşılaştırıldığında %30,4 oranında ağırlık avantajı sunduğu belirlenmiştir. Bu durum, havacılık uygulamalarında yapısal verimlilik açısından önemli bir kazanç sunmaktadır.

## 9.2. Öneriler

Bu çalışma, termoplastik kompozit malzemeler kullanılarak tüp şekilli yapısal bileşenlerin üretimi ve değerlendirilmesi konusunda önemli bulgular sunmakla birlikte, ileride yapılacak çalışmalara ışık tutabilecek çeşitli gelişim alanları mevcuttur. Aşağıda, bu kapsamda önerilen araştırma ve geliştirme başlıkları sıralanmıştır:

- Bu çalışmada düşük ergime sıcaklığına sahip LM-PAEK reçinesi tercih edilmiştir. Ancak, PEKK ve PEEK ve PEI gibi daha yüksek mekanik performansa sahip alternatif termoplastik matrislerin kullanımı ile farklı uygulama ihtiyaçlarına uygun çözümler geliştirilebilir.
- Bu tezde eksenel yüklere karşı dayanım ön planda tutulmuştur. Ancak rotor kontrol sistemleri gibi torsiyonel yüklere maruz kalan uygulamalarda kullanılmak üzere tork tüpü üretimi ve burulma dayanımı testleri gerçekleştirilebilir. İleriki çalışmalarda radyal yük, yorulma dayanımı ve çevresel koşullara (sıcaklık, nem) karşı performans değerlendirmeleri yapılması önerilmektedir.
- Çalışma yalnızca beş proses parametresi ile sınırlandırılmıştır. İleri çalışmalarda kalıp yüzey işlem türü, farklı prepreg tipleri, fiber hacim oranı gibi parametrelerin dahil edilmesiyle işlem-mikroyapı-özellik ilişkisi daha kapsamlı şekilde ortaya konabilir.
- Bu tezde dış basınçla vakumsuz konsolidasyon yöntemi başarıyla uygulanmıştır. Ancak, üretim sırasında lokal gözeneklerin ve matris akış problemlerinin daha da azaltılması amacıyla, vakum destekli sıcak presleme süreçleri uygulanabilir.
- Mikroskobik muayenelerde tespit edilen gözenek ve arayüzey hatalarının çekme ve basma dayanımlarını nasıl etkilediği ayrı ayrı ele alınabilir. Ayrıca, mikroskobik hasar

mekanizmaları ile makro mekanik tepkiler arasındaki ilişki sayısal modellemelerle desteklenebilir.

- DS1 tasarımı yüksek performans göstermiştir; ancak yüzük ve insert geometrisinin optimizasyonu, yüzey pürüzlendirme tekniklerinin etkisi ve hibrit yapıştırıcı kullanım senaryoları gibi değişkenler doğrultusunda birleştirme bölgesi daha da iyileştirilebilir, kopmanın kompozit parçadan gerçekleşmesi sağlanabilir.
- Geliştirilen yöntemin endüstriyel ölçekte uygulanabilirliği, otomasyon olanakları, proses döngü süresi ve maliyet etkinliği açısından incelenerek, havacılık ve savunma uygulamaları için seri üretim potansiyeli değerlendirilebilir.





## KAYNAKLAR

1. Chawla, K.K. (2012). *Composite materials: science and engineering*. Springer Science & Business Media.
2. Vedernikov, A., Safonov, A., Tucci, F., Carlone, P., Akhatov, I. (2020). Pultruded materials and structures: A review. *Journal of Composite Materials*, 54(26), 4081-4117.
3. Bakis, C.E., Bank, L.C., Brown, V., Cosenza, E., Davalos, J., Lesko, J., Machida, A., Rizkalla, S., Triantafillou, T. (2002). Fiber-reinforced polymer composites for construction—State-of-the-art review. *Journal of Composites for Construction*, 6(2), 73-87.
4. Biron, M. (2012). *Thermoplastics and thermoplastic composites*. William Andrew.
5. Samet, K., Koçak, H., Karataş, Ç. (2024). *Termoplastik Kompozit Malzemelerden Rod Üretimi ve Güncel Uygulamaları*, in *Malzeme Bilimi Mühendisliğinde Güncel Derlemeler*, I. Kartal, Editor., Bidge: Ankara. 260.
6. Priem, C., Othman, R., Rozycki, P., Guillon, D. (2014). Experimental investigation of the crash energy absorption of 2.5 D-braided thermoplastic composite tubes. *Composite Structures*, 116, 814-826.
7. Yazdani Sarvestani, H. Hojjati, M. (2017). Effects of lay-up sequence in thick composite tubes for helicopter landing gears. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 231(11), 2098-2110.
8. Shadmehri, F., Derisi, B., Hoa, S. (2011). On bending stiffness of composite tubes. *Composite Structures*, 93(9), 2173-2179.
9. Song, C.H., *Development of Manufacturing Process and Testing for Thick Curved Thermoplastic Composite Tubes Made by Automated Fiber Placement*. 2018, Concordia University.
10. Van Hoa, S. (2015). *Automated composites manufacturing*. *Science and Engineering of Composite Materials* 22(2), 113.
11. Frketic, J., Dickens, T., Ramakrishnan, S. (2017). Automated manufacturing and processing of fiber-reinforced polymer (FRP) composites: An additive review of contemporary and modern techniques for advanced materials manufacturing. *Additive Manufacturing*, 14, 69-86.
12. Bhudolia, S.K., Gohel, G., Kantipudi, J., Leong, K.F., Gerard, P. (2021). Mechanical performance and damage mechanisms of thin rectangular carbon/Elum® tubular thermoplastic composites under flexure and low-velocity impact. *Thin-Walled Structures*, 165, 107971.

13. Bhudolia, S.K., Gohel, G., Kantipudi, J., Leong, K.F., Gerard, P. (2021). Manufacturing and investigating the load, energy and failure attributes of thin ply carbon/elium® thermoplastic hollow composites under low-velocity impact. *Materials & Design*, 206, 109814.
14. Matsuo, T., Kan, M., Furukawa, K., Sumiyama, T., Enomoto, H., Sakaguchi, K. (2017). Numerical modeling and analysis for axial compressive crushing of randomly oriented thermoplastic composite tubes based on the out-of-plane damage mechanism. *Composite Structures*, 181, 368-378.
15. Sozer, E., Simacek, P., Advani, S. (2012). Resin transfer molding (RTM) in polymer matrix composites, in *Manufacturing Techniques for Polymer Matrix Composites (PMCs)*. Elsevier. 245-309.
16. Cheng, X., Xiong, J., Peng, B., Cheng, Z., Li, H. (2009). Mechanical properties of RTM-made composite cross-joints. *Chinese Journal of Aeronautics*, 22(2), 211-217.
17. Bhudolia, S.K., Gohel, G., Leong, K.F., Islam, A. (2020). Advances in ultrasonic welding of thermoplastic composites: a review. *Materials*, 13(6), 1284.
18. Weigelt, C., Berek, H., Aneziris, C.G., Eckner, R., Krüger, L. (Year). Joining of Zirconia reinforced metal-matrix composites. in *Materials Science Forum*. of Conference.: Trans Tech Publ.
19. Ma, Q., Sun, J., Gan, X., un, Z. (2021). Experiment and modified model for CFRP/steel hybrid tubes under the quasi-static transverse loading. *International Journal of Crashworthiness*, 26(3), 343-353.
20. Jin, Y., Wu, Z., Pan, Z., Peng, L., Hu, X. (2020). Numerical and experimental study on effect of braiding angle on low-velocity transverse punch response of braided composite tube. *International Journal of Damage Mechanics*, 29(4), 667-686.
21. Fu, J., Liu, Q., Ma, Y., Zhang, Z. (2021). A comparative study on energy absorption of flat sides and corner elements in CFRP square tube under axial compression. *Thin-Walled Structures*, 166, 108080.
22. Limaye, M., Pradeep, S.A., Kothari, A., Savla, S., Agha, A., Pilla, S., Li, G. (2022). Thermoforming process effects on structural performance of carbon fiber reinforced thermoplastic composite parts through a manufacturing to response pathway. *Composites Part B: Engineering*, 235, 109728.
23. Bhudolia, S.K., Gohel, G., Leong, K.F., Joshi, S.C. (2020). Damping, impact and flexural performance of novel carbon/Elum® thermoplastic tubular composites. *Composites Part B: Engineering*, 203, 108480.
24. Wei, Y., Chen, S., Tang, S., Zheng, K., Wang, J. (2022). Mechanical behavior of bamboo composite tubes under axial compression. *Construction and Building Materials*, 339, 127681.

25. Hwang, S.-F. Chang, Y.-C. (2019). Axial crushing behavior of braided carbon/polyurethane composite tubes. *Applied Composite Materials*, 26, 1281-1297.
26. Dean, A., Rolfes, R., Behrens, B.-A., Hübner, S., Chugreev, A., Grbic, N. (2018). Parametric study of hybrid metal-composites clinching joints. *Key Engineering Materials*, 767, 413-420.
27. Tang, H. Liu, L. (2018). A novel metal-composite joint and its structural performance. *Composite Structures*, 206, 33-41.
28. Ramaswamy, K., O'Higgins, R., Corbett, M., McCarthy, M., McCarthy, C. (2020). Quasi-static and dynamic performance of novel interlocked hybrid metal-composite joints. *Composite Structures*, 253, 112769.
29. Yannan, Zhao, G., Liu, J., Pan, J., Liu, J., Quan, D. (2025). The development of advanced low-melt polyaryl-ether-ketone (LM-PAEK) composite adhesive joints with good hygrothermal and chemical resistance. *Polymer Composites*.
30. Kweon, J., Jung, J.-W., Kim, T.-H., Choi, J., Kim, D.-H. (2006). Failure of carbon composite-to-aluminum joints with combined mechanical fastening and adhesive bonding. *Composite Structures*, 75, 192-198.
31. Hoa, S.V. (2009). *Principles of the manufacturing of composite materials*. DEStech Publications, Inc.
32. Brower, G., *Advanced graphite composites in the 757/767*. 1980, SAE Technical Paper.
33. Pantelakis, S. Tserpes, K. (2020). *Revolutionizing aircraft materials and processes*. Springer.
34. McAllister LE, L.W. (1983). *Fabrication of composites*. North-Holland, Amsterdam.
35. Strong, A.B. (2008). *Fundamentals of composites manufacturing: materials, methods and applications*. Society of manufacturing engineers.
36. Friedrich, K., Lu, Z., Hager, A. (1995). Recent advances in polymer composites' tribology. *Wear*, 190(2), 139-144.
37. Brandt, L., Deden, D., Harig, J., Fischer, F., Kupke, M. (2023). Thermocouple based process optimization for laser assisted automated fiber placement of CF/LM-PAEK. *Journal of Composite Materials*, 57, 3897-3906.
38. Luinge, H., Howell, D., Straetker, J. (2019). Low Melt Paek (LM PAEK) Prepreg for Improved Processing of Thermoplastic Composites. *SAMPE 2019 - Charlotte, NC*.

39. Raps, L., Chadwick, A., Schiel, I., Schmidt, I. (2022). CF/LM-PAEK: Characterisation and sensitivity to critical process parameters for automated fibre placement. *Composite Structures*, 284,115087.
40. Offringa, A.R. (1996). Thermoplastic composites—rapid processing applications. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 27(4), 329-336.
41. Scherer, R. and Friedrich, K. (1991). Inter-and intraply-slip flow processes during thermoforming of CF/PP-laminates. *Composites Manufacturing*, 2(2), 92-96.
42. McCool, R., Murphy, A., Wilson, R., Jiang, Z., Price, M., Butterfield, J., Hornsby, P. (2012). Thermoforming carbon fibre-reinforced thermoplastic composites. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, *Part L: Journal of Materials: Design and Applications*, 226(2), 91-102.
43. Wakeman, M.D., Blanchard, P., Manson, J. (Year). Void evolution during stamp-forming of thermoplastic composites. in *15th international conference on composite materials (ICCM-15). of Conference.: Citeseer*.
44. Davies, P., Cantwell, W.J., Jar, P.-Y., Richard, H., Neville, D.J., Kausch, H.H. (1991). Cooling rate effects in carbon fiber/PEEK composites, in *Composite Materials: Fatigue and Fracture (Third Volume)*. ASTM International.
45. Mallon, P., O'bradáigh, C., Pipes, R. (1989). Polymeric diaphragm forming of complex-curvature thermoplastic composite parts. *Composites*, 20(1), 48-56.
46. O'bradáigh, C. Mallon, P. (1989). Effect of forming temperature on the properties of polymeric diaphragm formed thermoplastic composites. *Composites science and technology*, 35(3), 235-255.
47. Pepliński, K. Mozer, A. (2011). Ansys Polyflow software use to optimize the sheet thickness distribution in thermoforming process. *Journal of Polish CIMAC*, 6(3), 215-220.
48. Gardiner, G. (2010). Aerospace-grade compression molding. *High Performance Composites*, 63(2010), 34-40.
49. Nguyen-Chung, T., Friedrich, K., Mennig, G. (2007). Processability of pultrusion using natural fiber and thermoplastic matrix. *Advances in Materials Science and Engineering*, 2007(1), 037123.
50. Novo, P., Nunes, J., Silva, J., Tinoco, V., Marques, A. (2013). Production of thermoplastics matrix preimpregnated materials to manufacture composite pultruded profiles. *Ciência & Tecnologia dos Materiais*, 25(2), 85-91.
51. Vodicka, R. (1996). Thermoplastics for airframe applications: a review of the properties and repair methods for thermoplastic composites.

52. Handbook-MIL-HDBK, M. (2002) 17-3F: Composite Materials Handbook, *Volume 3-Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design and Analysis*. USA: Department of Defense, 539-543.
53. Thoppul, S.D., Finegan, J., Gibson, R.F. (2009). Mechanics of mechanically fastened joints in polymer–matrix composite structures—a review. *Composites Science and Technology*, 69(3-4), 301-329.
54. Ageorges, C., Ye, L., Hou, M. (2001). Advances in fusion bonding techniques for joining thermoplastic matrix composites: a review. *Composites Part A: applied science and manufacturing*, 32(6), 839-857.
55. Hart-Smith, L.J. (1973), Adhesive-bonded single-lap joints. *National Aeronautics and Space Administration*, 3-28.
56. Lee, L.-H. (2013). *Adhesive bonding*. Springer Science & Business Media.
57. Habenicht, G. (2008). *Applied adhesive bonding: a practical guide for flawless results*. John Wiley & Sons.
58. Brockmann, W., Geiß, P.L., Klingen, J., Schröder, K.B. (2009). *Adhesive bonding: materials, applications and technology*. John Wiley & Sons.
59. Ebnesajjad, S. Ebnesajjad, C. (2013). *Surface treatment of materials for adhesive bonding*. William Andrew.
60. Kah, P., Suoranta, R., Martikainen, J., Magnus, c. (2014). Techniques For Joining Dissimilar Materials: Metals And Polymers. *Reviews on Advanced Materials Science*, 36(2).
61. Settineri, L., Atzeni, E., Ippolito, R. (2010). Self piercing riveting for metal-polymer joints. *International journal of material forming*, 3, 995-998.
62. Da Silva, L.F., Öchsner, A., Adams, R.D. (2011). *Handbook of adhesion technology*. Springer Science & Business Media.
63. Gower, H., Pieters, R., Richardson, I. (2006). Pulsed laser welding of metal-polymer sandwich materials using pulse shaping. *Journal of Laser Applications*, 18(1), 35-41.
64. Fortunato, A., Cuccolini, G., Ascari, A., Orazi, L., Campana, G., Tani, G. (2010). Hybrid metal-plastic joining by means of laser. *International Journal of Material Forming*, 3, 1131-1134.
65. Ahmed, T., Stavrov, D., Bersee, H., Beukers, A. (2006). Induction welding of thermoplastic composites—an overview. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 37(10), 1638-1651.

66. Rudolf, R., Mitschang, P., Neitzel, M. (2000). Induction heating of continuous carbon-fibre-reinforced thermoplastics. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 31(11), 1191-1202.
67. Pappadà, S., Salomi, A., Montanaro, J., Passaro, A., Caruso, A., Maffezzoli, A. (2015). Fabrication of a thermoplastic matrix composite stiffened panel by induction welding. *Aerospace Science and Technology*, 43, 314-320.
68. Barile, M., Lecce, L., Iannone, M., Pappadà, S., Roberti, P. (2020). Thermoplastic composites for aerospace applications, in *Revolutionizing aircraft materials and processes*. Springer. 87-114.
69. Pocius, A.V. Dillard, D.A. (2002). *Adhesion science and engineering: surfaces, chemistry and applications*. Elsevier.
70. Moriarty, G.P., Vang, K., Jung, A., Loushin, S.K., White, B. (Year). *Bonding Of Composite Parts: The Structural Adhesives Advantage*. of Conference.
71. Godwin, E. Matthews, F. (1980). A review of the strength of joints in fibre-reinforced plastics: Part 1. Mechanically fastened joints. *Composites*, 11(3), 155-160.
72. Da Silva, L.F. Adams, R. (2005). Measurement of the mechanical properties of structural adhesives in tension and shear over a wide range of temperatures. *Journal of Adhesion Science and Technology*, 19(2), 109-141.
73. Walker, T. Henderson, S. (2000). *The First Jet Airliner: the Story of the De Havilland Comet*. Scoval.
74. Pethrick, R.A. (2010). *Polymer Science and Technology: For Engineers and Scientists*. New York: Whittles Publishing.
75. Kinloch, A.J. (1987). *Adhesion and adhesives: science and technology*. Springer Science & Business Media.
76. Pethrick, R. (2012). *Composite to metal bonding in aerospace and other applications*, in *Welding and joining of aerospace materials*. Elsevier. 288-319.
77. Bishopp, J.A. (1997). The history of Redux® and the Redux bonding process. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 17, 287.
78. Venables, J. (1984). Adhesion and durability of metal-polymer bonds. *Journal of Materials Science*, 19, 2431-2453.
79. Packham, D.E. (2003). Surface energy, surface topography and adhesion. *International journal of adhesion and adhesives*, 23(6), 437-448.
80. Comrie, R., Affrossman, S., Hayward, D., Pethrick, R.A., Zhou, X., Thompson, G.E. (2006). Study of ageing of adhesive bonds with various surface treatments: Part VI. Dicyandiamide-cured epoxy joints aged at 70 C in a water bath. *Journal of adhesion science and technology*, 20(16), 1847-1872.

81. Datta, A., Pethrick, R., Affrossman, S. (1982). Surface Analysis of Etched and Anodised Aluminium-Copper Alloys. *The Journal of Adhesion*, 15(1), 13-25.
82. Molitor, P., Barron, V., Young, T. (2001). Surface treatment of titanium for adhesive bonding to polymer composites: a review. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 21(2), 129-136.
83. Wilson, A.R., Kindermann, M.R., Arnott, D.R. (Year). *Void development in an epoxy film adhesive during vacuum bag cure*. in *International Aerospace Congress 1995: Proceedings; Second Pacific International Conference on Aerospace and Technology; Sixth Australian Aeronautical Conference*. of Conference.: Institution of Engineers, Australia Barton, ACT.
84. Badami, A., Raffa, M., Klinkova, O., Rizzoni, R., Da Silva Botelho, T., Zambelis, G. (2024). Surface roughness influence on the behaviour of biocomposite adhesive joints. *International Journal of Mechanical Sciences*. 283,109624.
85. Jia, Z., Hao, C., Han, C. (2013). Influences of Surface Roughness of Steel Substrate on Bond Strength of Fiber Woven Composite. *Applied Mechanics and Materials*, 481, 258-263.
86. Boerio, F.J., Gosselin, C.A., Williams, J.W., Dillingham, R.G., Burkstrand, J.M. (Year). *Silane primers for improved hydrothermal stability of adhesive bonds to aluminum*. in *Proceedings of the Symposium on Polymer Composites*. of Conference. Seattle, Washington, USA.
87. Hart-Smith, L., Redmond, G., Davis, M. (Year). *The curse of the nylon peel ply*. in *International SAMPE symposium and exhibition*. of Conference.: Sampe Society For The Advancement Of Material.
88. Baldan, A. (2004). Adhesively-bonded joints and repairs in metallic alloys, polymers and composite materials: Adhesives, adhesion theories and surface pretreatment. *Journal of Materials Science*, 39, 1-49.
89. Hull, D. (1996). *An Introduction to Composite Materials*. Cambridge University Press, 198, 1.
90. Armstrong, K.B. (2009). Cautionary tales from experiences when working with adhesively bonded composite and metal structures used in aircraft. *Journal of Adhesion Science and Technology*, 23(4), 567-578.
91. Hart-Smith, L. (1999). A peel-type durability test coupon to assess interfaces in bonded, co-bonded, and co-cured composite structures. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 19(2-3), 181-191.
92. Armstrong, K. (1992). Adhesion in hostile environments: London, UK, 12 December 1991. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 12(2), 121-122.
93. Rosen, S. (1993). Linear viscoelasticity. *Chapter XVIII, Fundamental Principles of Polymeric Materials, 2nd Ed.*, John Wiley and Sons, New York, NY, 298-349.

94. Maxwell, I.D., Pethrick, R.A., Datta, P.K. (1981). Thermal modification of amine cured epoxy resins-thermal and mechanical studies. *British Polymer Journal*, 13(3), 103-106.
95. Kohli, D.K. (1999). Improved 121 C curing epoxy film adhesive for composite bonding and repair applications: FM® 300-2 adhesive system. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 19(2-3), 231-242.
96. DeGarmo, E.P., Black, J.T., Kohser, R.A. (1999). *Materials and Processes in Manufacturing*. 8 ed. Chapter 38. New York: Prentice Hall.
97. Mascia, L. (1982). Thermoplastics: Materials Engineering. *Applied Science Publishers*.
98. Mascia, L. (1989). Thermoplastics: Materials Engineering. 2 ed., London: Elsevier Applied Science. 32.
99. George, B., Grohens, Y., Touyeras, F., Vebrel, J. (2000). New elements for the understanding of the anaerobic adhesives reactivity. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 20(3), 245-251.
100. İnternet: Loctite Products,  
URL:<https://www.loctiteproducts.com/products.html?filter.sort=recent>, Son  
Erişim Tarihi: 27.06.2025.
101. Srinivas, T. (2023). Symmetric Key generation And Tree Construction in Cryptosystem based on Pythagorean and Reciprocal Pythagorean Triples. Qeios.
102. Roy, R.K. (2010). A primer on the Taguchi method. *Society of manufacturing engineers*.
103. Nalbant, M., Gökkaya, H., Sur, G. (2007). Application of Taguchi method in the optimization of cutting parameters for surface roughness in turning. *Materials & Design*, 28(4), 1379-1385.
104. Montgomery, D.C. (2017). *Design and analysis of experiments*. John wiley & sons.
105. Fisher, R.A. (1970). Statistical methods for research workers, in Breakthroughs in statistics: *Methodology and distribution*. Springer. 66-70.
106. Nian, C., Yang, W., Tarng, Y. (1999). Optimization of turning operations with multiple performance characteristics. *Journal of Materials Processing Technology*, 95(1-3), 90-96.
107. Wang, W. Deng, J. (1993). Fundamental study of relational analysis in grey system. 1993 (2nd) *International Symposium on Uncertainty Modeling and Analysis*, 63-64.

108. Lin, S. T., Horng, S. J., Lee, B. H., Fan, P., Pan, Y., Lai, J. L., Chen, R., Khan, M. K. (2011). Application of grey-relational analysis to find the most suitable watermarking scheme. *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, 7(9), 5389-5401.
109. Wu, H. H. (2002). A comparative study of using grey relational analysis in multiple attribute decision making problems. *Quality Engineering*, 15(2), 209-217.
110. Li, C. Tang, S. (2013). Application of Grey Relational in Analysis Work Satisfaction of Nursing Personnel and Influencing Factors. *International journal of applied mathematics and statistics*, 48, 99-107.
111. Huang, J. T., Liao, Y. S. (2003). Application of grey relational analysis to machining parameter determination of wire electrical discharge machining. *International Journal of Production Research*, 41(6), 1244-1256.
112. Wen, K.-L. (2004). The grey system analysis and its application in gas breakdown and var compensator finding. *International Journal of Computational Cognition*, 2(1), 21-44.
113. Siyambaş, Y. Turgut, Y. (2020). Investigation of the Effects of Cutting Parameters on Diameter Change and Burr Height in Drilling of HSLA Steel with Gray Relational Analysis Method. *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi*, 8(2), 320-334.
114. Palanikumar, K., Campos Rubio, J., Abrao, A., Esteves Correia, A., Davim, J.P. (2008). Influence of drill point angle in high speed drilling of glass fiber reinforced plastics. *Journal of composite Materials*, 42(24), 2585-2597.
115. Hamada, H., Coppola, J., Hull, D., Maekawa, Z., Sato, H. (1992). Comparison of energy absorption of carbon/epoxy and carbon/PEEK composite tubes. *Composites*, 23(4), 245-252.
116. Hamada, H., Ramakrishna, S., Satoh, H. (1995). Crushing mechanism of carbon fibre/PEEK composite tubes. *Composites*, 26(11), 749-755.
117. Hamada, H., Ramakrishna, S., Maekawa, Z., Hull, D. (1996). Effect of fiber orientation and specimen geometry on the compressive failure mechanism of carbon fiber/PEEK composite circular tubes. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 27(3), 243-250.
118. Huang, J. Wang, X. (2010). On a new crush trigger for energy absorption of composite tubes. *International Journal of Crashworthiness*, 15(6), 625-634.
119. De Kanter, J., Leijten, J., Tubulars, A.C. (2009). Thermoplastic composite pipe: analysis and testing of a novel pipe system for oil & gas. *Proceedings of the 17th ICCM*, 1-10.

120. Bhudolia, S.K., Perrotey, P., Gohel, G., Joshi, S.C., Gerard, P., Leong, K.F. (2021). Optimizing bladder resin transfer molding process to manufacture complex, thin-ply thermoplastic tubular composite structures: An experimental case study. *Polymers*, 13(23), 4093.
121. Bhudolia, S.K., Gohel, G., Vasudevan, D., Leong, K.F., Gerard, P. (2022). Behaviour of Rectangular Hollow Thin Ply Carbon Thermoset and Thermoplastic Composite Tubes Subjected to Bending. *Polymers*, 14(7), 1386.
122. Butenegro, J.A., Bahrami, M., Swolfs, Y., Ivens, J., Martínez, M.Á., Abenojar, J. (2022). Novel thermoplastic composites strengthened with carbon fiber-reinforced epoxy composite waste rods: Development and characterization. *Polymers*, 14(19), 3951.
123. Volk, M., Wong, J., Arreguin, S., Ermanni, P. (2021). Pultrusion of large thermoplastic composite profiles up to Ø 40 mm from glass-fibre/PET commingled yarns. *Composites Part B: Engineering*, 227, 109339.
124. Singh, A., Reynolds, N., Keating, E.M., Barnett, A.E., Barbour, S.K., Hughes, D.J. (2021). The effect of braid angle on the flexural performance of structural braided thermoplastic composite beams. *Composite Structures*, 261, 113314.
125. Guo, Y., Chen, L., Zhu, C., Liu, H., Pan, X., Du, B., Zhao, W., Li, W. (2021). Fabrication and axial compression test of thermoplastic composite cylindrical sandwich structures with hierarchical honeycomb core. *Composite Structures*, 275, 114453.
126. Naito, K. Oguma, H. (2017). Tensile properties of novel carbon/glass hybrid thermoplastic composite rods. *Composite Structures*, 161, 23-31.
127. Derisi, B., Hoa, S.V., Xu, D., Hojjati, M., Fewes, R. (2011). Mechanical behavior of Carbon/PEKK thermoplastic composite tube under bending load. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 24(1), 29-49.
128. Doan, H.G.M. Mertiny, P. (2020). *Creep testing of thermoplastic fiber-reinforced polymer composite tubular coupons*. *Materials*, 13(20), 4637.
129. Gabrion, X., Placet, V., Trivaudey, F., Boubakar, L. (2016). About the thermomechanical behaviour of a carbon fibre reinforced high-temperature thermoplastic composite. *Composites Part B: Engineering*, 95, 386-394.
130. Böhm, H., Richter, J., Kim, J., Joo, G., Jang, H.-K., Jeong, M., Hornig, A., Gude, M. (2023). Glass-fiber mat/PA6 composite tubes subjected to dynamic axial crush loading—Experimental evaluation and high fidelity modeling of failure phenomena. *Composite Structures*, 319, 117115.
131. Boria, S., Scattina, A., Belingardi, G. (2016). Experimental evaluation of a fully recyclable thermoplastic composite. *Composite Structures*, 140, 21-35.

132. Böhm, H., Weck, D., Hornig, A., Langkamp, A., Adam, F., Gude, M. (2016). Experimental and Numerical Study on the Axial Crushing Behavior of Textile-Reinforced Thermoplastic Composite Tubes. *Advanced Engineering Materials*, 18(3), 437-443.
133. Memon, A. Nakai, A. (2013). Mechanical properties of jute spun yarn/PLA tubular braided composite by pultrusion molding. *Energy Procedia*, 34, 818-829.
134. Sakaguchi, M., Nakai, A., Hamada, H., Takeda, N. (2000). The mechanical properties of unidirectional thermoplastic composites manufactured by a micro-braiding technique. *Composites Science and Technology*, 60(5), 717-722.
135. Laberge-Lebel, L. Van Hoa, S. (2007). Manufacturing of braided thermoplastic composites with carbon/nylon commingled fibers. *Journal of Composite Materials*, 41(9), 1101-1121.
136. Niez, J., Amara, M.B., Capelle, J., Bouchart, V., Schwab, F., Chevrier, P. (2021). Effect of section on absorption ability of composite-based tubular shock absorbers for the automotive sector. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 34(2), 162-180.
137. Maron, B., Garthaus, C., Hornig, A., Lenz, F., Hübner, M., Gude, M. (2017). Forming of carbon fiber reinforced thermoplastic composite tubes–Experimental and numerical approaches. *CIRP Journal of Manufacturing Science and Technology*, 18, 60-64.
138. Kim, J., Jeong, M., Böhm, H., Richter, J., Modler, N. (2020). Experimental investigation into static and dynamic axial crush of composite tubes of glass-fiber mat/PA6 laminates. *Composites Part B: Engineering*, 181, 107590.
139. Liu, M., Yan, B., Peng, X., Peng, F., Wang, L. (2020). Crashworthiness of thermoplastic woven glass fabric reinforced composite tubes manufactured by pultrusion. *Fibers and Polymers*, 21, 416-427.
140. Striewe, J., Reuter, C., Sauerland, K.-H., Tröster, T. (2018). Manufacturing and crashworthiness of fabric-reinforced thermoplastic composites. *Thin-Walled Structures*, 123, 501-508.
141. Singh, A., Reynolds, N., Keating, E.M., Barnett, A.E., Barbour, S.K., Hughes, D.J. (2021). *Three-point flexural performance of tailor-braided thermoplastic composite beam structures*. *Composite Structures*, 260, 113521.
142. Hamada, H., Coppola, J., Hull, D. (1992). Effect of surface treatment on crushing behaviour of glass cloth/epoxy composite tubes. *Composites*, 23(2), 93-99.
143. McGregor, C.J., Vaziri, R., Poursartip, A., Xiao, X. (2007). Simulation of progressive damage development in braided composite tubes under axial compression. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 38(11), 2247-2259.

144. Yang, H., Lei, H., Lu, G. (2021). Crashworthiness of circular fiber reinforced plastic tubes filled with composite skeletons/aluminum foam under drop-weight impact loading. *Thin-Walled Structures*, 160, 107380.
145. Chambe, J.E., Bouvet, C., Dorival, O., Ferrero, J.F. (2020). Energy absorption capacity of composite thin-wall circular tubes under axial crushing with different trigger initiations. *Journal of Composite Materials*, 54(10), 1281-1304.
146. Wu, Z., Shen, Y., Pan, Z., Hu, X. (2019). Three-point bending behavior and energy absorption capacity of composite tube reinforced by gradient braided structure in radial direction. *Fibers and Polymers*, 20, 1455-1466.
147. Ben Khalifa, A., Brahem, N., Braiek, S., Zitoune, R., Zidi, M. (2022). Experimental investigation of three-point bending behavior of assembled hybrid composite tubes before and after the fire endurance test. *Journal of Composite Materials*, 56(18), 2933-2948.
148. Özbek, Ö., Bozkurt, Ö.Y., Erklığ, A. (2019). An experimental study on intraply fiber hybridization of filament wound composite pipes subjected to quasi-static compression loading. *Polymer Testing*, 79, 106082.
149. Babazadeh, J., Rahmani, K., Hashemi, S.J., Sadooghi, A. (2021). Effect of glass, carbon, and kevlar fibers on mechanical properties for polymeric composite tubes produced by a unidirectional winding method. *Materials Research Express*, 8(4), 045301.
150. Chang, Y., Wen, W., Xu, Y., Cui, H., Xu, Y. (2022). Quasi-static mechanical behavior of filament wound composite thin-walled tubes: Tension, torsion, and multi-axial loading. *Thin-Walled Structures*, 177, 109361.
151. Ludick, J. Raman, T. (Year). Industrialization of a Carbon Composite Control Rod. in *Proceedings of International Conference on Composite Materials, ICCM-12, Paris. of Conference*.
152. Jahn, J., Weeber, M., Boehner, J., Steinhilper, R. (2016). Assessment strategies for composite-metal joining technologies : A review. *Procedia CIRP*, 50, 689-694.
153. Cuevas, A.C., Becerril, E., Martínez, M., Ruiz, J. (2018). Joining of Composites. *Metal Matrix Composites: Wetting and Infiltration*, 187-226.
154. Chowdhury, N., Chiu, W. K., & Wang, J. (2014). Review on the fatigue of composite hybrid joints used in aircraft structures. *Advanced Materials Research*, 891, 1591-1596.
155. Suwanpakpraek, K., Patamaprom, B., Chaikittiratana, A. (2019). Study of adhesive bonded joint failure in composite-metal joining. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 501(1), 012023.

156. Paranjpe, N., Uddin, M.N., Rahman, A.S., Asmatulu, R. (2024). Effects of Surface Treatment on Adhesive Performance of Composite-to-Composite and Composite-to-Metal Joints. *Processes*, 12(12), 2623.
157. Kim, W., Hwang, D., Jang, C., Lee, J. (2011). Enhancement Of Composite-Metal Adhesion Strength By Micro-Patterning Of Metal Surfaces. *18th International Conference On Composite Materials, Daejeon*.
158. Nasreen, A., Bangash, M.K., Shaker, K., Nawab, Y. (2023). Effect of surface treatment on stiffness and damping behavior of metal-metal and composite-metal adhesive joints. *Polymers*, 15(2), 435.
159. Malekinejad, H., Carbas, R.J., Marques, E.A., da Silva, L.F. (2025). Performance of Hybrid Reinforced Composite Substrates in Adhesively Bonded Joints Under Varied Loading Rates. *Polymers*, 17(4), 469.
160. Ramezani, F., Simões, B.D., Carbas, R.J., Marques, E.A., da Silva, L.F. (2023). Developments in laminate modification of adhesively bonded composite joints. *Materials*, 16(2), 568.
161. Arenas, J.M., Suárez, J.C., Gavrilenko, E., Alía, C. (2019). Design, manufacturing and testing of hybrid adhesive joints with metallic pins to join steel with fiberglass reinforced composite. *Procedia Manufacturing*, 41, 500-507.
162. Nasreen, A., Shaker, K., Nawab, Y. (2021). Effect of surface treatments on metal–composite adhesive bonding for high-performance structures: an overview. *Composite Interfaces*, 28(12), 1221-1256.
163. Wang, W., Poulis, J., De Freitas, S.T., Zarouchas, D. (Year). Surface pretreatments on CFRP and titanium for manufacturing adhesively bonded bi-material joints. in *ECCM18-18th European Conference on Composite Materials*. of Conference.
164. Scarselli, G., Quan, D., Murphy, N., Deegan, B., Dowling, D., Ivankovic, A. (2021). Adhesion improvement of thermoplastics-based composites by atmospheric plasma and UV treatments. *Applied Composite Materials*, 28, 71-89.
165. Xu, C., Ramani, K., Kumar, G. (2002). Thermoplastic adhesive bonding of galvanized steel to polypropylene composite and its durability. *International Journal of Adhesion And Adhesives*, 22(3), 187-195.
166. Moritzer, E., Weddige, R., Leister, C. (2012). Temperature-dependent lap shear strength of adhesively bonded high-temperature resistant thermoplastics. *Welding in the World*, 56, 62-68.
167. Arai, S., Sugawara, R., Shimizu, M., Inoue, J., Horita, M., Nagaoka, T., Itabashi, M. (2020). Excellent bonding strength between steel and thermoplastic resin using roughened electrodeposited Ni/CNT composite layer without adhesives. *Materials Letters*, 263, 127241.

168. Anaç, N. (2023). Assessment of adhesively bonded joints of similar and dissimilar materials: Industrial case study. *Processes*, 11(5), 1312.
169. Ramaswamy, K., O'Higgins, R.M., Kadiyala, A.K., McCarthy, M.A., McCarthy, C.T. (2020). Evaluation of grit-blasting as a pre-treatment for carbon-fibre thermoplastic composite to aluminium bonded joints tested at static and dynamic loading rates. *Composites Part B: Engineering*, 185, 107765.
170. Ramakrishnan, K.R., Sarlin, E., Kanerva, M., Hokka, M. (2021). Experimental study of adhesively bonded natural fibre composite–steel hybrid laminates. *Composites Part C: Open Access*, 5, 100157.
171. Ramaswamy, K., O'Higgins, R.M., Lyons, J., McCarthy, M.A., McCarthy, C.T. (2021). An evaluation of the influence of manufacturing methods on interlocked aluminium-thermoplastic composite joint performance. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 143, 106281.
172. Popp, J. Drummer, D. (2022). Joining of continuous fiber reinforced thermoplastic/steel hybrid parts via undercutting pin structures and infrared heating. *Journal of advanced joining processes*, 5, 100084.
173. Zinnecker, V., Stokes-Griffin, C., Khudiakova, A., Wolfahrt, M., Compston, P. (2020). A comparative study for shear testing of thermoplastic-based composites and metal-composite hybrids. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 137, 105953.
174. Cárcel, B., López, S., Cárcel, A., Gerard, P. (2020). Hybrid laser joining of RTM acrylic glass fiber composite with stainless steel. *Procedia CIRP*, 94, 526-530.
175. Marinosci, V.M., Grouve, W.J., de Rooij, M.B., Wijskamp, S., Akkerman, R. (2021). Effect of grit-blasting on the fracture toughness of hybrid titanium-thermoplastic composite joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 109, 102893.
176. Xiong, X., Zhao, P., Ren, R., Zhang, Z., Cui, X., Ji, S. (2020). Enhanced resistance-welding hybrid joints of titanium alloy/thermoplastic composites using a carbon-nanotube lamina. *Diamond and Related Materials*, 101, 107611.
177. Krassmann, D. Moritzer, E. (2022). Development of a new joining technology for hybrid joints of sheet metal and continuous fiber-reinforced thermoplastics. *Welding in the World*, 1-16.
178. Drossel, W.-G., Riemer, M., Scholz, P., Osiecki, T., Kroll, L., Frankiewicz, M., Skomudek, W. (2020). Forming induced interface structures for manufacturing hybrid metal composites. *CIRP Annals*, 69(1), 253-256.
179. Quan, D., Deegan, B., Byrne, L., Scarselli, G., Ivanković, A., Murphy, N. (2020). Rapid surface activation of carbon fibre reinforced PEEK and PPS composites by high-power UV-irradiation for the adhesive joining of dissimilar materials. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 137, 105976.

180. Quan, D., Wang, G., Zhao, G., Alderliesten, R. (2022). On the fracture behaviour of aerospace-grade Polyether-ether-ketone composite-to-aluminium adhesive joints. *Composites Communications*, 30, 101098.
181. Jiao, J., Zou, Q., Ye, Y., Xu, Z., Sheng, L. (2021). Carbon fiber reinforced thermoplastic composites and TC4 alloy laser assisted joining with the metal surface laser plastic-covered method. *Composites Part B: Engineering*, 213, 108738.
182. Li, X., Gong, N., Yang, C., Zeng, S., Fu, S., Zhang, K. (2018). Aluminum/polypropylene composites produced through injection molding. *Journal of Materials Processing Technology*, 255, 635-643.
183. İnternet: Toray (2024). PEEK/CF Product Data Sheet. URL: [https://www.toraytac.com/media/7765d981-1f9f-472d-bf24-69a647412e38/oMCfAQ/TAC/Documents/Data\\_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1200\\_PEEK\\_PDS.pdf](https://www.toraytac.com/media/7765d981-1f9f-472d-bf24-69a647412e38/oMCfAQ/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1200_PEEK_PDS.pdf)www, Son Erişim Tarihi: 27.06.2025.
184. Panda, J.N., Bijwe, J., Pandey, R.K. (2019). On the significant enhancement in the performance properties of PAEK composite by inclusion of a small amount of nano-mica particles. *Tribology International*, 136, 87-104.
185. İnternet: Toray (2025). LMPAEK/CF Product Data Sheet. URL: [https://www.toraytac.com/media/3bd72fac-0406-48e4-bfc4-2ffd2398ac0c/fxj5OQ/TAC/Documents/Data\\_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1225\\_PAEK\\_PDS.pdf](https://www.toraytac.com/media/3bd72fac-0406-48e4-bfc4-2ffd2398ac0c/fxj5OQ/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1225_PAEK_PDS.pdf), Son Erişim Tarihi: 27.06.2025.
186. İnternet: Adhesives, H. (2017). Loctite HY 4090 GY - Technical Datasheet. URL: [https://datasheets.tdx.henkel.com/LOCTITE-HY-4090GY-en\\_GL.pdf](https://datasheets.tdx.henkel.com/LOCTITE-HY-4090GY-en_GL.pdf), Son Erişim Tarihi: 27.06.2025
187. İnternet: Adhesives, H. (2013). Technical Process Bulletin Loctite EA 9396 AERO - Epoxy Paste Adhesive. URL: <https://www.aero-consultants.ch/view/data/3285/Produkte/Henkel%20Adhesive/LOCTITE%20EA%209396%20AERO.pdf>, Son Erişim Tarihi: 27.06.2025.
188. Charles, A.D., Rider, A.N. (2018). Triblock copolymer toughening of a carbon fibre-reinforced epoxy composite for bonded repair. *Polymers*, 10(8), 888.
189. Sudheendra, K., Vinodhini, J., Govindaraju, M., and Bhowmik, S. (2023). Application of Box Behnken experimental design to analyze the influence mechanism of process parameters on mechanical properties of high-performance thermoplastic composites. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 36(11), 4482-4505.
190. Saenz-Castillo, D., Martín, M.I., Garcia-Martinez, V., Ramesh, A., Battley, M., Güemes, A. (2020). A comparison of mechanical properties and X-ray tomography analysis of different out-of-autoclave manufactured thermoplastic composites. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 39(19-20), 703-720.

191. Valente, M., Rossitti, I., Sambucci, M. (2023). Different production processes for thermoplastic composite materials: sustainability versus mechanical properties and processes parameter. *Polymers*, 15(1), 242.
192. Choi, B.-K., Kang, C.-S., Yoo, M.-H., Seo, M.-K. (2023). Effect of processing parameters on bonding performance of a carbon fiber/polyetheretherketone thermoplastic composite prepared by induction welding. *Materials*, 16(11), 3954.
193. Saffar, F., Sonnenfeld, C., Beauchêne, P., Park, C.H. (2020). In-situ monitoring of the out-of-autoclave consolidation of carbon/poly-ether-ketone-ketone prepreg laminate. *Frontiers in Materials*, 7, 195.
194. Miller, S.G., Heimann, P.J., Miller, A.J., Scheiman, D.A., McCorkle, L.S., *Manufacturing and Mechanical Testing of TC1225/LM-PAEK and TC1200/PEEK Thermoplastic Composite Panels*. 2023.
195. Dai, G., Zhan, L., Guan, C., Huang, M. (2021). Optimization of molding process parameters for CF/PEEK composites based on Taguchi method. *Composites and Advanced Materials*, 30, 26349833211001882.
196. Hoang, V.-T., Kwon, B.-S., Sung, J.-W., Choe, H.-S., Oh, S.-W., Lee, S.-M., Kweon, J.-H., Nam, Y.-W. (2023). Postprocessing method-induced mechanical properties of carbon fiber-reinforced thermoplastic composites. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 36(1), 432-447.
197. Seefried, K., Bezerra, R., Drechsler, K. (2024). Prediction of consolidation quality in laser-assisted AFP and effect of blank quality on stamp forming. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 43(17-18), 1067-1083.
198. Arquier, R., Sabatier, H., Iliopoulos, I., Régnier, G., Miquelard-Garnier, G. (2024). Role of the inter-ply microstructure in the consolidation quality of high-performance thermoplastic composites. *Polymer Composites*, 45(2), 1218-1227.
199. Campos, D., Maimí, P., Martín, A. (2023). Statistical Study of the Process Parameters for Achieving Continuous Consolidation of a Thermoplastic Composite. *Materials*, 16(20), 6723.
200. Hakim, I.A., Donaldson, S.L., Meyendorf, N.G., Browning, C.E. (2017). Porosity effects on interlaminar fracture behavior in carbon fiber-reinforced polymer composites. *Materials Sciences and Applications*, 8(2), 170-187.
201. Balakumaran, V., Alagirusamy, R., Kalyanasundaram, D. (2024). The synergistic effect and origin of strength in carbon fiber reinforced PAEK, PEEK, and PEKK high-performance thermoplastic composites manufactured by multi-scale aqueous dispersion coating. *Polymer Composites*, 45(14), 12995-13016.
202. Giżyński, M., Romelczyk-Baishya, B. (2021). Investigation of carbon fiber-reinforced thermoplastic polymers using thermogravimetric analysis. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 34(1), 126-140.

203. Hayashi, T., Kobayashi, T., Takahashi, J. (2017). Quantification of the void content of composite materials using soft X-ray transmittance. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 30(11), 1522-1540.
204. Zhang, J., Bi, R., Jiang, S., Wen, Z., Luo, C., Yao, J., Liu, G., Chen, C., Wang, M. (2022). Laser ablation mechanism and performance of carbon fiber-reinforced Poly Aryl Ether Ketone (PAEK) composites. *Polymers*, 14(13), 2676.
205. Yang, D., Zhang, H., Wu, J., McCarthy, E.D. (2021). Fibre flow and void formation in 3D printing of short-fibre reinforced thermoplastic composites: An experimental benchmark exercise. *Additive Manufacturing*, 37, 101686.
206. Zhang, D., Heider, D., Gillespie Jr, J.W. (2017). Determination of void statistics and statistical representative volume elements in carbon fiber-reinforced thermoplastic prepregs. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 30(8), 1103-1119.
207. Jurkovic, Z., Jurkovic, M., Buljan, S. (2006). Optimization of extrusion force prediction model using different techniques. *Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering*, 17(1-2), 353-356.
208. Rice, R.C., Jackson, J.L., Bakuckas, J., Thompson, S. (2003). Metallic materials properties development and standardization. MMPDS). *National Technical Information Service, cap*, 1-4.
209. Guell, D. C., Graham, A. L., Papathanasiou, T., & Petrovic, J. J. (1993). Aligned, short-fiber composites by novel flow processing methods. *Los Alamos National Laboratory (LANL), Los Alamos, NM (United States)*, 1-7.
210. Kuriger, R., Alam, M., Anderson, D., Jacobsen, R. (2002). Processing and characterization of aligned vapor grown carbon fiber reinforced polypropylene. *Composites Part A-applied Science and Manufacturing*, 33, 53-62.
211. Li, A.-J., Zhang, J.-J., Zhang, F., Long, L., Zhu, S., Yang, Y.-H. (2020). Effects of fiber and matrix properties on the compression strength of carbon fiber reinforced polymer composites. *New Carbon Materials*, 35, 752-761.
212. Eyer, G., Montagnier, O., Hochard, C., Charles, J. (2017). Effect of matrix damage on compressive strength in the fiber direction for laminated composites. *Composites Part A-applied Science and Manufacturing*, 94, 86-92.
213. Osti de Moraes, D.V., de Melo Morgado, G.F., Magnabosco, R., Rezende, M.C. (2024). Study of the influence of PPS, PAEK, and PEEK thermoplastic matrices on the static mechanical behavior of carbon fiber-reinforced composites. *Polymer Composites*, 45(2), 1726-1736.
214. Gan, D., Lu, S., Song, C., Wang, Z. (2001). Mechanical properties and frictional behavior of a mica-filled poly (aryl ether ketone) composite. *European Polymer Journal*, 37(7), 1359-1365.

215. Awla, N.J. Khdir, Y.K. (2023). Mechanical Properties Investigation of Unidirectional Woven Carbon Fiber Reinforced Epoxy Matrix Composite. *Al-Khwarizmi Engineering Journal*, 19(1), 24-35.
216. Ekoi, E.J., Dickson, A.N., Dowling, D.P. (2021). Investigating the fatigue and mechanical behaviour of 3D printed woven and nonwoven continuous carbon fibre reinforced polymer (CFRP) composites. *Composites Part B: Engineering*, 212, 108704.
217. Abot, J. Daniel, I. (2004). Through-thickness mechanical characterization of woven fabric composites. *Journal of Composite Materials*, 38(7), 543-553.
218. Lee, G., Sung, M., Youk, J.H., Lee, J., Yu, W.-R. (2019). Improved tensile strength of carbon nanotube-grafted carbon fiber reinforced composites. *Composite Structures*, 220, 580-591.
219. Çetinkaya, B.(2022) *The Effects of Manufacturing Defects on the Material Properties of Carbon Fiber Reinforced Low Melting Point Polyaryletherketone (PAEK) Composite Laminates Manufactured by Autoclave Consolidation*, in *Department of Metallurgy and Materials Engineering*.Ankara Yıldırım Beyazıt University: Ankara. 105.
220. Martı, İ.B. (2023) *Resistance Welding of PAEK/Carbon Fiber Thermoplastic Composite Laminates*.,Middle East Technical University.
221. Wang, W., Zhang, J., Gao, D., Yu, K., Liu, G., Wang, M., Yao, J. (2023). The Effect of Resin Matrix on the Properties of CF/PEI and CF/PAEK Thermoplastic Composites. *International Journal of Polymer Science*, 2023(1), 8407907.
222. Batista, N.L., Anagnostopoulos, K., Botelho, E.C., Kim, H. (2021). Influence of crystallinity on interlaminar fracture toughness and impact properties of polyphenylene sulfide/carbon fiber laminates. *Engineering Failure Analysis*, 119, 104976.
223. Kobayashi, S. Sakamoto, K. (2009). Bending and compressive properties of crystallized TCP/PLLA composites. *Advanced Composite Materials*, 18(3), 287-295.
224. Um, H.-J., Hwang, Y.-T., Choi, K.-H., Kim, H.-S. (2021). Effect of crystallinity on the mechanical behavior of carbon fiber reinforced polyethylene-terephthalate (CF/PET) composites considering temperature conditions. *Composites Science and Technology*, 207, 108745.
225. van de Werken, N., Koirala, P., Ghorbani, J., Doyle, D., Tehrani, M. (2021). Investigating the hot isostatic pressing of an additively manufactured continuous carbon fiber reinforced PEEK composite. *Additive Manufacturing*, 37, 101634.
226. Zhao, D., Li, T., Zhang, H., Liu, W., Yue, G., Pan, L. (2023). Effect of the cooling rate on the fracture toughness of carbon fiber reinforced thermoplastic composites. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 36(4), 1680-1693.

227. Kotzur, K., Chadwick, A., Löbbbecke, M. (2021). Moderation of thermoplastic composite crystallinity and mechanical properties through in situ manufacturing and post-manufacturing tempering: Part 1 – Mechanical characterisation. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 143,106286.
228. Yuan, W., Yang, T., Liu, C., Du, Y., Gao, L. (2023). Towards understanding the thermal characteristics of thermoplastic CF/PEEK composite drilling: heat transfer mechanism, crystallinity, and hole making performance. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 130, 1075-1092.
229. Zhang, C., Duan, Y., Xiao, H., Wang, B., Ming, Y., Zhu, Y., Zhang, F. (2022). Effect of porosity and crystallinity on mechanical properties of laser in-situ consolidation thermoplastic composites. *Polymer*. 242,124573.
230. Um, H.-J., Hwang, Y.-T., Choi, K.-H., Kim, H. (2021). Effect of crystallinity on the mechanical behavior of carbon fiber reinforced polyethylene-terephthalate (CF/PET) composites considering temperature conditions. *Composites Science and Technology*, 207, 108745.
231. Chang, T., Zhan, L., Tan, W., Li, S. (2017). Void content and interfacial properties of composite laminates under different autoclave cure pressure. *Composite Interfaces*, 24(5), 529-540.
232. Boisse, P., Hamila, N., Vidal-Sallé, E., Dumont, F. (2011). Simulation of wrinkling during textile composite reinforcement forming. Influence of tensile, in-plane shear and bending stiffnesses. *Composites Science and Technology*, 71(5), 683-692.
233. Chen, L. Kalyanasundaram, S. (Year). *Effect of Fiber Orientation on the Wrinkling Behavior of Thermoplastic Composite*. in Materials Science Forum. of Conference.: Trans Tech Publ.
234. Dolan, J., Doyle, A., O’Bradaigh, C., Jaredson, D. (2012) (Year). *Out-of-autoclave manufacturing of large integrated structures using thermoplastic composite materials*. in 15th European Conference on Composite Materials: Composites at Venice, ECCM. of Conference.
235. Li, X., Daso, F., Lee, J., Spangler, J., Canart, J.-P., Kinsella, M., Wardle, B.L. (2023). Consolidation of aerospace-grade high-temperature thermoplastic carbon fiber composites via nano-engineered electrothermal heating. *Composites Part B: Engineering*, 262, 110814.
236. Luinge, H., Howell, D.D., Straetker, J. (2019). Low melt paek (lm paek) prepreg for improved processing of thermoplastic composites. *SAMPE 2019-Charlotte, NC*, May 2019.
237. Zhang, C., Duan, Y., Xiao, H., Wang, B., Xin, Z., Liu, G., Wang, F., Cui, W. (2022). Preparation of MWCNTs/CF/PEEK multi-scale composites with good mechanical and electrical conductivity by a two-step process of AFP and out-of-autoclave tempering. *Composites Part C: Open Access*, 9, 100321.

238. Prabha, U., Eramma, H., Surendran, M. (2022). Modelling of Crack Growth in Composite Joints. *International Journal of Advances in Engineering and Management (IJAEM)*, 4(8), 1530-1545.





*Gazili olmak ayrıcalıktır*