



**HAVA TAŞITLARINDAKİ KARBON EPOKSİ KOMPOZİT-ÇELİK
BAĞLANTILARIN MEKANİK ÖZELLİKLERİNİ GELİŞTİRMEK İÇİN
YAPIŞTIRMA İŞLEMİNİN OPTİMİZASYONU**

Yavuz AKALIN

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

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

TEMMUZ 2023

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.

Yavuz AKALIN

12/07/2023

HAVA TAŞITLARINDAKİ KARBON EPOKSİ KOMPOZİT-ÇELİK BAĞLANTILARIN
MEKANİK ÖZELLİKLERİNİ GELİŞTİRMEK İÇİN YAPIŞTIRMA İŞLEMİNİN
OPTİMİZASYONU
(Yüksek Lisans Tezi)

Yavuz AKALIN

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Temmuz 2023

ÖZET

Hava taşıtlarında kompozit ve metal parçaların birleştirilmesi işlemlerinde bağlayıcılar ve yapıştırıcılar birbirine alternatif ya da birbirini tamamlayıcı olarak kullanılmaktadır. Yapıştırma yöntemi kullanılarak üretilen yapıların genel dayanımı birçok unsura bağlı olmakla birlikte, bu unsurlar arasında farklı kompozit parça üretim teknikleri ön plana çıkmaktadır. Özellikle kullanılan farklı kürlenme prosesleri üretilen kompozit parçaların yapısal dayanımlarının değişmesine yol açabilmektedir. Kompozit malzemelerin yapıştırma işlemleri için temelde üç farklı proses kullanılmaktadır; eş zamanlı kürlenme, eş zamanlı yapıştırma ve ikincil yapıştırma. Bu çalışmada, karbon fiber takviyeli epoksi kompozit malzemelerin birleştirilmesi (kompozit-kompozit) ve ayrıca aynı malzemelerin paslanmaz çelik (kompozit-çelik-kompozit) ile birleştirilmesi üç farklı yapıştırma yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Test panel üretimleri temiz odada gerçekleştirilmiş ve polimerizasyon işlemi otoklavda tamamlanmıştır. Oluşturulan test panelleri, tek bindirmeli çekme dayanımı, katmanlar arası kesme dayanımı ve camı geçiş sıcaklıkları gibi kritik parametreler açısından karşılaştırılmıştır. Kompozit-kompozit panellerde ikincil birleştirme (27,91 MPa), eş zamanlı birleştirme (25,97 MPa) ve eş zamanlı kürlenme (21,03 MPa) yöntemlerine kıyasla en yüksek dayanım değerlerini vermiştir. Bu durum, yüzey hazırlama tekniğinin yapışma yüzeyine olan etkisinden kaynaklanmıştır. Kompozit-çelik-kompozit panellerde ise eş zamanlı kürlenme (25,26 MPa), ikincil birleştirme (21,52 MPa) ve eş zamanlı birleştirme (20,69 MPa) yöntemlerine kıyasla en yüksek dayanım değerlerini vermiştir. Bu durum, çeliğin kompozit yapıya göre farklı termal genleşmeye sahip olmasından kaynaklanmıştır. Katmanlar arası kesme dayanımı testlerinin sonucunda kompozit-çelik-kompozit paneller için 78,52 MPa, kompozit-kompozit paneller için 75,84 MPa dayanım elde edilmiştir ve bu farklılık (%3,5) bir dalgalanma olarak değerlendirilmemiştir. Bu durum tüm panellerdeki kırılma modunun kompozit katmanları arasında olmasından kaynaklanmıştır. DMA test sonuçlarına göre, kullanılan yapıştırıcının (FM300K) eş zamanlı kürlenme prosesinde (154,21°C) diğer proseslere kıyasla (139,93°C) 14°C daha yüksek camı geçiş sıcaklığı verdiği görülmüştür. Bu durum eş zamanlı kürlenme süreci sırasındaki polimerizasyon süresinin diğer iki procese göre 11 dakika daha uzun olmasından kaynaklanmıştır. Yapılan değerlendirmeler sonucunda, camı geçiş sıcaklığı için epoksi reçinenin kürlenme süresi ve sıcaklığı, yapıştırma yöntemi veya yüzey hazırlama tekniklerinden daha belirleyici olduğu tespit edilmiştir. Elde edilen sonuçlara dayalı olarak, sadece yapıştırma yönteminin değiştirilmesi optimize edilmek istenen prosesin belirlenmesi için yeterli olmamaktadır. Sonuç olarak, karbon takviyeli kompozitlerin çelikle birleştirilmesi sürecinin optimizasyonu tüm faktörlerin (yüzey hazırlığı, parça geometrisi, kürlenme yöntemleri, termal genleşme farklılıkları, v.b.) bütüncül değerlendirilmesi sonucunda ortaya çıkacak stratejik bir karar olacağı değerlendirilmiştir.

Bilim Kodu : 91213
Anahtar Kelimeler : Karbon-epoksi kompozit, çelik, eş zamanlı kürlenme, eş zamanlı birleştirme, ikincil birleştirme, yapışma süreci, ikincil birleştirme
Sayfa Adedi : 91
Danışman : Doç. Dr. Derya ÖZGÜR

OPTIMIZATION OF THE ADHESION PROCESS TO ENHANCED MECHANICAL
PROPERTIES OF CARBON EPOXY COMPOSITE-STEEL JOINTS FOR AIRCRAFT

APPLICATION

(M. Sc. Thesis)

Yavuz AKALIN

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

July 2023

ABSTRACT

During production of air vehicles, the assembly of composite and metallic parts, adhesives and bonding agents are utilized as alternative or complementary methods. While the overall strength of structures produced using adhesive bonding is contingent on various factors, different manufacturing techniques for composite parts emerge as prominent determinants. In particular, the different curing processes employed can significantly impact the structural integrity of the composite parts. For adhesive bonding of composite materials, there are three main processes: simultaneous curing (co-curing), simultaneous bonding (co-bonding), and secondary bonding. In this research, the joining of carbon fiber reinforced epoxy composite materials was investigated through three different bonding techniques for composite-composite configurations, as well as for composite-steel-composite configurations. Test panel productions were carried out in a clean room, and the polymerization process was completed in an autoclave. The created test panels were compared based on critical parameters such as single-lap shear strength, interlaminar shear strength, and glass transition temperatures. Test panels with composite-composite configurations bonded using the secondary bonding technique exhibited the highest adhesive strength (25,97 MPa) in terms of single-lap tensile strength with respect to co-bonded (25,97 MPa) and co-cured (21,03 MPa) technique. Among the test panels with composite-steel-composite configurations, those bonded using the co-curing method (25,26 MPa) exhibited the highest adhesive strength with respect to secondary bond (21,52 MPa) and co-bond (20,69 MPa) technique. As a result of interlaminar shear strength tests composite-steel-composite configuration revealed 75,84 MPa, composite-composite configurations revealed 75,84 MPa strength values and the difference among these results (%3,5) is not a considerable fluctuation. This is due to the failure mode occurring between the composite layers. According to DMA test results, glass transition temperature of adhesive system (FM300K) in co-cured test panels (154,21°C), is 14°C higher than the co-bonding and secondary bonding techniques (139,93°C) which is due to co-cured test panels has 11 minutes longer polymerization time with respect to two other bonding techniques. Considering the evaluations performed, it was determined that changes in the curing time and temperature of the epoxy resin had a greater impact on glass transition temperature measurements than the bonding method or surface preparation techniques. The findings indicate that process optimization for joining carbon fiber composites with steel cannot be achieved by simply changing the bonding method. Therefore, optimizing the process, including determining the most suitable methods for part production and assembly, is evaluated as a strategic decision that requires considering all relevant factors (surface preparation, part geometry, curing processes, thermal expansion coefficients, etc.) during the production stage.

Science Code : 91213

Key Words : Carbon-epoxy composite, steel, co-curing, co-bonding, secondary bonding, adhesion process

Page Number : 91

Supervisor : Assoc. Prof. Dr. Derya ÖZGÜR

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tezimin hazırlanmasında ve yüksek lisans eğitimim boyunca, değerli yardımlarını ve desteğini hiçbir zaman esirgemeyen değerli danışmanım Sayın Doç. Dr. Derya ÖZGÜR'e, yüksek lisans eğitimim boyunca bilgi birikimi ve tecrübelerinden faydalandığım Sayın Prof. Dr. Nursel DİLSİZ'e, çalışmalarım sırasında teknik destek sağlayan endüstri danışmanım Dr. Emin Selçuk ARDIÇ'a teşekkürlerimi sunarım. Yüksek Lisans programına başlamama vesile olan çalışma arkadaşım Dr. Erdem MERMER'e, test panellerinin üretimi sırasında bana destek olan değerli çalışma arkadaşlarım Erdem İLHAN ve Hakan CAN'a; test faaliyetlerinin gerçekleştirilmesinde desteğini esirgemeyen Mürşide Yağmur DEMİRCİ, Adem ATUK ve Celal Murat GÜNDEŞ'e teşekkürlerimi sunarım. Bu çalışmanın asıl sahibi sevgili aileme, özellikle eşim Esin Alaz AKALIN'a, sonsuz sevgi ve desteklerinden dolayı teşekkürlerimi sunarım. Tez savunması sırasında yapmış oldukları yapıcı eleştiriler ile yapmış olduğum çalışmanın olgunluk kazanmasına destek olan Prof. Dr. Nuray Yıldız'a teşekkürlerimi sunarım. Bu çalışmanın gerçekleşmesini sağlayan ve bunun için imkân ve olanaklarını sunarak bana destek olan TUSAŞ'a teşekkürlerimi sunarım. Son olarak "İstikbal Göklerdedir" sözüyle ülkemizin havacılıktaki vizyonunu ortaya koyan ve gelişmiş medeniyetler seviyesinde bilime katkı sağlayabilmem için gerekli alt yapıyı oluşturan Mustafa Kemal ATATÜRK'e sonsuz şükranlarımı sunarım.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	x
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	xi
RESİMLERİN LİSTESİ.....	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xiv
1. GİRİŞ.....	1
2. KOMPOZİT MALZEMELER.....	5
2.1. Kompozit Yapılarda Kullanılan Matris Türleri.....	6
2.1.1. Seramik matrisli kompozitler	6
2.1.2. Metal matrisli kompozitler	7
2.1.3. Polimer matrisli kompozitler	7
2.1.4. Kompozit yapılarda kullanılan takviye elemanları.....	13
2.1.5. Karbon fiber.....	13
2.1.6. Cam fiber	14
2.1.7. Aramid fiber	14
2.1.8. Takviye elemanlarının formları	15
3. KOMPOZİT MALZEME ÜRETİM PROSESLERİ.....	17
3.1. Islak Serim	17
3.2. Reçine İnfüzyonu	18
3.3. Prepreg Kullanarak Elle Serme İşlemi.....	19
4. KOMPOZİT MALZEMELERİN BİRLEŞTİRİLMESİ İÇİN KULLANILAN YÖNTEMLER.....	21

	Sayfa
4.1. Mekanik Birleştirme.....	21
4.2. Yapıştırıcılar ile Birleştirme.....	21
4.3. Yapışma.....	22
4.3.1. Yapıştırma geometrileri.....	25
4.3.2. Kompozitlerde birleşme	25
4.3.3. Yapışmada hata modları	26
4.3.4. Havacılıkta kullanılan yapıştırıcılar.....	26
5. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	29
6. MALZEME VE METOD.....	35
6.1. Kullanılan Malzemeler.....	35
6.1.1. Kompozit malzemeler.....	35
6.1.2. Yapıştırıcı olarak kullanılan malzemeler.....	35
6.1.3. Çelik.....	36
6.1.4. Yardımcı malzemeler	36
6.2. Üretim Metodu	37
6.2.1. Serim takımının hazırlanması	39
6.2.2. Prepreg ve yapıştırıcıların hazırlanması	39
6.2.3. Çelik parçaların hazırlanması	39
6.2.4. Serim işlemi.....	40
6.2.5. Eş zamanlı kürleme	41
6.2.6. Eş zamanlı birleştirme	42
6.2.7. İkincil birleştirme	43
6.2.8. Vakum torbası.....	44
6.2.9. Kürleme – otoklav	44
6.2.10. Test numunelerinin hazırlanması.....	45
7. DENEYSEL ÇALIŞMA.....	47

	Sayfa
7.1. Karakterizasyon Çalışmaları	47
7.1.1. Tek bindirmeli çekme dayanımı	47
7.1.2. Katmanlar arası kesme dayanımı	48
7.1.3. Camsı geçiş sıcaklığı	49
8. BULGULAR VE TARTIŞMA	51
8.1. Tek Bindirmeli Çekme Dayanımı Sonuçları.....	51
8.2. Katmanlar Arası Kesme Dayanımı Test Sonuçları	54
8.3. Camsı Geçiş Sıcaklığı Test Sonuçları	56
9. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	59
KAYNAKLAR	63
EKLER.....	69
ÖZGEÇMİŞ	91

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 2.1. Seramik matrislerin tipik özellikleri	7
Çizelge 2.2. Metal matrislerin tipik özellikleri	7
Çizelge 2.3. Termoplastik ve termosetlerin teknik özelliklerinin karşılaştırılması	8
Çizelge 2.4. Bazı termosetlerin tipik özellikleri	9
Çizelge 2.5. Bazı termoplastiklerin tipik özellikleri	12
Çizelge 2.6. Karbon fiberlerin fiziksel özellikleri	14
Çizelge 2.7. Cam fiberlerin fiziksel özellikleri	14
Çizelge 2.8. Aramid fiberlerin fiziksel özellikleri	15
Çizelge 3.1. Prepreg ile elle serme proses detayları	19
Çizelge 4.1. Mekanik birleştirme yönteminin avantaj, dezavantaj ve sınırlılıkları	21
Çizelge 4.2. Yapıştırma yönteminin avantaj, dezavantaj ve sınırlılıkları	22
Çizelge 4.3. Yapıştırıcı formlarının genel özellikleri	27
Çizelge 6.1. Hexply 8552/AGP280-5HS Fiziksel özellikleri	35
Çizelge 6.2. Hexply 8552/AGP280-5HS Mekanik özellikleri.....	35
Çizelge 6.3. FM300K Fiziksel özellikleri.....	36
Çizelge 6.4. FM300K Mekanik özellikleri	36
Çizelge 6.5. AMS5517 Kimyasal kompozisyon ve mekanik özellikler.....	37
Çizelge 6.6. Test panellerinin isimlendirilmesi	40
Çizelge 6.7. CC100B Serim sıralaması.....	41
Çizelge 6.8. CC100S Serim sıralaması	41
Çizelge 6.9. CB100B Serim sıralaması.....	42
Çizelge 6.10. CB100S Serim sıralaması	42
Çizelge 6.11. SB100B Serim sıralaması	43
Çizelge 6.12. SB100S Serim sıralaması	43
Çizelge 6.13. Kurlenme parametreleri ve proses esnasında kaydedilen değerler.....	45

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. Yapıştırma yöntemleri	3
Şekil 2.1. Ara yüz mekanizmaları: (a) İnter-difüzyon sonrası moleküler birleşme, (b) Elektrostatik yapışma, (c) Kimyasal birleşme ve (d) Mekanik kilitlenme. ...	6
Şekil 2.2. Termoset moleküllerinin kurlenme sırasında çapraz bağ oluşturması	9
Şekil 2.3. Epoksi moleküler yapısı	10
Şekil 2.4. Diglisidil eter- bisfenol-A (DGEBA) kimyasal yapısı	10
Şekil 2.5. Novolak epoksi reçine kimyasal yapısı	10
Şekil 2.6. Novolak fenolik reçine kimyasal yapısı	11
Şekil 2.7. Risol fenolik reçine kimyasal yapısı.....	11
Şekil 2.8. Doymamış polyester reçine kimyasal yapısı	11
Şekil 2.9. PEKK (Polieter-ke-ton-ke-ton) kimyasal yapısı	12
Şekil 2.10. PEEK (Polieter-eter-ke-ton) kimyasal yapısı.....	12
Şekil 2.11. PPS (Polifenilen sülfid) kimyasal yapısı	12
Şekil 2.12. Cam fiberlerin kimyasal yapısı.....	14
Şekil 2.13. Dokuma türleri, a- Düz örgü, b- Dokuma kumaş 2x2, c- 4(atkı) Harness saten dokuma, d- 5(atkı) Harness saten dokuma, e- 8(atkı) Harness saten dokuma, f- Sepet örgüsü	15
Şekil 3.1. Vakum torbası ve bileşenleri	18
Şekil 4.1. Yapışmayı meydana getiren fiziksel ve kimyasal unsurlar	23
Şekil 4.2. Yapışma (Adezyon) ve kohezyon.....	23
Şekil 4.3. Yüzey serbest enerjisi ve ıslatma açısı	24
Şekil 4.4. Yapıştırıcı birleşme konfigürasyonları, a- Tek bindirmeli bağlantı, b- Pahlı bağlantı c- Şeritli bağlantı, d- Çift bindirmeli bağlantı, e- Çift şeritli bağlantı, f- Çift bindirmeli pahlı bağlantı, g- Geçişli bağlantı.....	25
Şekil 4.5. Kopma modları	26
Şekil 6.1. Deneysel çalışmalar sırasında üretilen parçaların proses akış sıralaması.....	38
Şekil 6.2. Eş zamanlı kurlenme test panelleri, a-CC100B, b-CC100S	41

Şekil	Sayfa
Şekil 6.3. Eş zamanlı birleştirme test panelleri, a-CB100B, b-CB100S	43
Şekil 6.4. İkincil birleştirme test panelleri, a-SB100B, b-SB100S	43
Şekil 7.1. Tek bindirmeli çekme dayanımı Kuvvet-Uzama grafiği	47
Şekil 7.2. Katmanlar arası kesme dayanımı Kuvvet-Uzama grafiği.....	49
Şekil 7.3. Camsı geçiş sıcaklığı termogramı.....	50
Şekil 8.1. Örnek kopma modları: a- kopma modu: yapışma bölgesinde, b- kopma modu kompozit katmanları arasında	51
Şekil 8.2. Tek bindirmeli çekme dayanımı test sonuçları	52
Şekil 8.3. Tek bindirmeli çekme dayanımı test sonuçları	53
Şekil 8.4. Katmanlar arası kesme dayanımı test sonuçları.....	54
Şekil 8.5. Katmanlar arası kesme dayanımı test sonuçları.....	55
Şekil 8.6. Katmanlar arası kesme dayanımı numunelerinde kopma modları: a- Çok katmanlı kırılma, b-Tek katmanlı kırılma	56
Şekil 8.7. FM300K malzemesine ait camsı geçiş sıcaklığı ve polimerleşme süreleri	57
Şekil 8.8. FM300K malzemesine ait camsı geçiş sıcaklığı.....	58

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 6.1. Otomatik kesim tezgâhı	40
Resim 6.2. Serim işlemi, a, b-Test panelleri, c-Ara vakumlama işlemi, d-Vakum saati	44
Resim 6.3. Otoklav	45
Resim 6.4. Tek bindirmeli çekme dayanımı test kuponları	46
Resim 7.1. Instron 5985 Test cihazı ve tek bindirmeli çekme dayanımı test numunesi.	48
Resim 7.2. Instron 5966 Test cihazı ve katmanlar arası kesme dayanımı test numunesi	49
Resim 7.3. DMA-Q-800 Test cihazı ve DMA test numunesi.....	50

SİMGELER VE KISALTMALAR

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

Simgeler	Açıklamalar
°	Derece
°C	Santigrat derece
cm	Santimetre
cPs	Santipoise
dk	Dakika
g	Gram
G _{IIc}	Mod 2 katmanlar arası tokluk
GPa	Gigapaskal
kN	Kilonewton
MPa	Megapaskal
µm	Mikrometre
mm	Milimetre
N	Newton
R _a	Yüzey pürüzlülüğü
θ	Islanma açısı
γ	Yüzey gerilimi
γ _{LV}	Sıvı-gaz yüzey gerilimi
γ _{SL}	Katı-sıvı yüzey gerilimi
γ _{SV}	Katı-gaz yüzey gerilimi
T _g	Camsı geçiş sıcaklığı
T _{peak}	Maksimum modülü kaybının olduğu sıcaklık
W _A	Yapışma işi

Kısaltmalar	Açıklamalar
AMS	Aerospace material specifications
ASTM	American society for testing and materials

Kısaltmalar**CFRP****DMA****EN****GFRP****ILSS****Açıklamalar**

Karbon elyaf takviyeli plastik

Diferansiyel mekanik analiz

The European Standard

Cam elyaf takviyeli plastik

Katmanlar arası kesme dayanımı

1. GİRİŞ

Hava araçlarını oluşturan parçaların üretiminde malzeme seçimi karmaşık bir süreç olarak göze çarpmaktadır. Seçim için dikkate alınan kriterler genel olarak ağırlık azaltma, düşük maliyet ve yüksek dayanım, sertlik/esneklik, korozyon direnci, işlenebilirlik, yüksek kırılma tokluğu, yüksek yorulma dayanımı gibi özel tasarım gereksinimleri şeklinde sıralanabilir [1, 2]. İkinci Dünya Savaşı'na kadar hava taşıtlarında kullanılan ana malzemeler alüminyum ve çelikten oluşurken hem uçak ana yapısının hem de motor yapılarının yüksek korozyon direncine ve spesifik dayanım ihtiyacını karşılamaya yönelik 1950'lerden itibaren titanyum alüminyumun yerini almaya başlamıştır. 1940'lardan itibaren cam elyafı kompozit malzemeler, 1960'lardan itibaren de bor bazlı fiberler farklı tiplerdeki polimerler ile birleştirilerek kullanılmaya başlamıştır [3,4]. Bu malzemeler kompozitlerin öncülü olmakla birlikte, günümüzde karbon fiber ve epoksi matris içeren malzemeler en yaygın kullanılan kompozit tipidir. Hava taşıtlarındaki malzemeler temel olarak metal ve kompozit olarak ikiye ayrıldığında metalik malzemelerin seçimindeki etken olan unsur, kolay tasarım, kolay tamir edilebilirlik, karmaşık olmayan muayene adımları ve esnek montaj ve sökülebilmek şeklinde sıralanabilir [5].

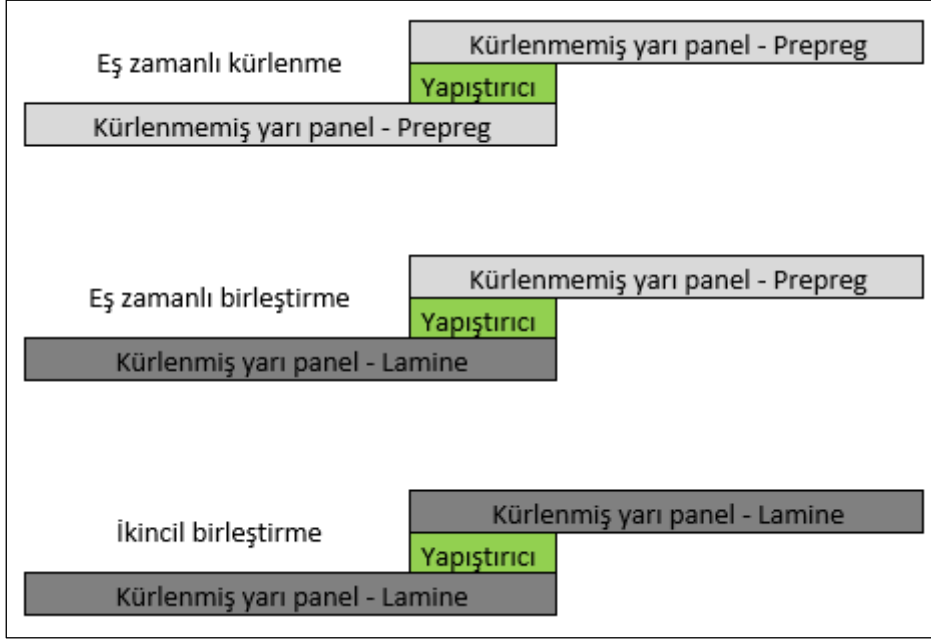
Kompozit malzemeler için tercih sebebi olan unsurlar yüksek özgül dayanım ve özgül sertlik/esneklik (E-modülü), düşük termal genleşme katsayısı, ayarlanabilir termo-mekanik özellikler, yorulma direnci, korozyon direnci, hava taşıtlarının radardaki kesit alanını azaltma, sıcaklığa direnç, hava taşıtlarında ağırlığın azalması ve dolayısıyla düşük yakıt tüketimi ve gaz emisyonu olarak sıralanabilir [4,6-8]. Her ne kadar kompozit malzemelerin metalik malzemelere göre daha üstün özellikleri olsa da metalik malzemelerin kullanımı tamamen ortadan kalkmış değildir. Bu durum da kompozit malzemelerin farklı metalik malzemelerle birleştirilmesi konusundaki ihtiyacı devam ettirmektedir.

Birleştirme operasyonları temel olarak bağlayıcılar ve yapıştırıcılar kullanılarak ya da bu ikisinin bir arada kullanılması şeklinde uygulanmaktadır. Cıvata, perçin, pim gibi mekanik bağlayıcılar havacılık alanında uzun zamandır kullanılmaktadır. Mekanik bağlayıcılarla yapılacak birleştirme işlemleri delik delinmesini gerektirdiğinden özellikle bağlayıcıların çevresinde bölgesel stres oluşumuna yol açmaktadır. Bu şekilde yapılan birleştirme işlemleri kolay muayene edilebilirlik ve sökme takma işlemlerinde kolaylığın yanı sıra, bağlayıcıların birleştirilecek metal ya da kompozit parçalar ile anodik etkinliklerinin farklılığından dolayı

montaj bölgelerinde oluşabilecek galvanik korozyon riskini ortadan kaldırmak adına ilave kimyasal operasyonların kullanımını zorunlu hale getirmektedir. [9-14]. Yapıştırıcı kullanılarak gerçekleştirilen birleştirme proseslerinde yük dağılımı homojen bir şekilde tüm yüzeye dağılmaktadır. Ancak bu şekilde yapılan birleştirme işlemlerinde de termal streslerin oluşumu söz konusu olabilmektedir. Ayrıca, yapıştırıcı ile gerçekleştirilen birleştirme işlemlerinde tamir işlemleri bağlayıcılarla yapılan birleştirme işlemlerine göre daha zordur [14].

Yapıştırmayı etkileyen faktörler üzerinde yapılan çalışmalar ilgili prosesin, yapıştırılacak parçaların fiziko-kimyasal durumu (uygulanan yüzey hazırlığı), yapıştırıcı kalınlığı , yapıştırma alanı, parça geometrisi, yapıştırılan malzemelerin yapıştırıcı ile olan uyumu, yapıştırıcının kürlenme prosesi, (kürlenme sıcaklığı, kürlenme sırasındaki ısınma hızı, polimerleşme süresi, polimerleşme sıcaklığı, soğuma hızı), birleştirme sırasında kullanılan parçaların kürlenme durumu, çevresel koşullar (birleştirme operasyonunun gerçekleştirildiği ortamın sıcaklık ve nem değeri), yapıştırıcının proses sırasındaki viskozitesi, soğuk hava zincirinde depolanan malzemelerin oda sıcaklığında kaldığı süre, kullanılacak malzemelerin raf ömürleri, yapıştırılacak parçalar arasındaki termal genleşme farklılıkları gibi birçok parametreye bağlı olduğunu göstermektedir. [8, 9, 13, 15-25].

Yapıştırma işlemi birleştirilecek parçaların kürlenme durumuna göre eş zamanlı kürlenme, eş zamanlı birleştirme ve ikincil birleştirme şeklinde sınıflandırılır. Kürlenme prosesleri ve bu prosesler sırasında kullanılan parçaların durumu Şekil 1.1’de verilmiştir. Eş zamanlı kürlenme prosesinde birleştirilecek tüm malzemeler (prepreg ve yapıştırıcı) tek aşamada kürlendirilerek yapıştırma işlemi tamamlanır. Eş zamanlı birleştirme prosesinde birleştirilecek parçaların yarısı önceden kürlendirilerek lamine haline getirilir. Önceden kürlendirilmiş bu paneller prepreg ve tercihen yapıştırıcı kullanılarak ikinci aşama kürlenme ile birleştirilir. İkincil birleştirme prosesinde birleştirilecek kompozit parçalar önceden kürlendirilerek lamine haline getirilir ve sonrasında yapıştırıcı varlığındaki ikincil aşama kürlenme işlemi ile yapışma işlemi tamamlanır.

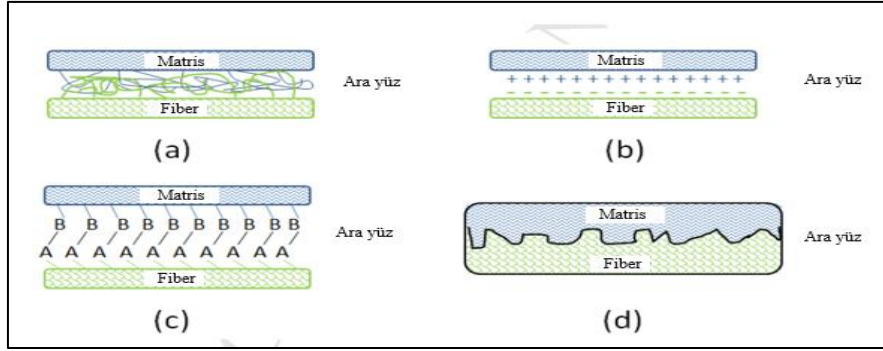


Şekil 1.1. Yapıştırma yöntemleri

Bu çalışma sırasında eş zamanlı kürlenme, eş zamanlı birleştirme ve ikincil birleştirme proseslerinin üretilen yapılar üzerindeki etkilerinin incelenmesi hedeflenmiştir. Çalışma sırasında bu üç proses için iki farklı malzeme dizilimi kullanılarak test panelleri üretilmiştir. İlk deney kurgusunda malzeme dizilimi, karbon elyaf takviyeli epoksi polimer (CFRP) ve epoksi yapıştırıcı kullanılarak birleştirilmiştir, ikinci deney kurgusunda ise karbon elyaf takviyeli epoksi polimer (CFRP), paslanmaz çelik ve epoksi yapıştırıcı kullanılarak birleştirilmiştir. Panel üretimi malzeme üreticileri ve havacılık standartlarında belirtilen yönergeler dahilinde temiz oda koşullarında üretilmiş ve otoklavda kürlenmiştir. Üretilen test panellerinin tek bindirmeli çekme dayanımı, katmanlar arası kesme dayanımı ve Dinamik Mekanik Analiz (DMA) cihazı kullanılarak camsı geçiş sıcaklığı belirlenmiştir. Yapılan testlerde elde edilen mekanik dayanım değerleri ve camsı geçiş sıcaklığı (T_g) belirlenerek karşılaştırmalı olarak analiz edilmiştir.

2. KOMPOZİT MALZEMELER

Kompozit malzemeler makroskobik olarak iki veya daha fazla bileşenden oluşan ve bu bileşenlerin arasındaki bir ara yüz bulunan yapılardır. Kompozit malzemeler mekanik dayanımlarındaki üstün özelliklerin yanı sıra elektriksel, termal ve çevresel özelliklerinden dolayı tercih edilen malzemelerdir. Kompozit malzemeler temel olarak iki bileşenden oluşur. Bu bileşenler genellikle, fiberlerden oluşan takviye malzemesi ile metal, seramik veya polimerlerden oluşan matrisi içerir. Ancak, malzeme bileşenleri arasındaki uyumsuzluklar nedeniyle takviye malzemesi ve matris yapı ara yüzleri hassasiyet gösterebilir. Ayrıca, fiber ve takviye malzemeleri arasında kasıtlı ya da istenmeyen kimyasal tepkimeler de oluşabilir ve bu da hassasiyeti artırabilir [14, 26]. Bu nedenle, farklı ara yüz birleşim mekanizmaları kullanılarak malzeme bileşenleri arasındaki uyumsuzlukların minimize edilmesi amaçlanmaktadır. Fiber ve reçine arasındaki bağlanma mekanizması genel olarak interdifüzyon sonrası moleküler birleşme, elektrostatik yapışma, kimyasal birleşme ve mekanik kilitlemeyi içerir. İnterdifüzyon yapışma mekanizması adhezyon ve difüzyon aşamalarını içerir. Adhezyon aşamasında fiber ve reçinenin yakın temas halinde bulunması sonrasında reçinenin yayılması ve penetrasyonu gerçekleşir. Yeterli ıslanma sonrasında fiber ve reçine arasındaki kalıcı yapışma moleküller arasında oluşan Van der Waals, kovalent ve elektrostatik etkileşimin sonucunda ortaya çıkar. Ortaya çıkan kimyasal ve fiziksel bağlar yüzey kimyasıyla ilişkilendirilebilir. Elektrostatik yapışma fiber ve reçine arayüzünde bulunan zıt yüklerin (anyonik ve katyonik) etkileşimi ile ilişkilidir. Kimyasal adsorpsiyon arayüzde oluşan kimyasal tepkimelerin sonucunda meydana gelir. Mekanik kilitleme mekanizması fiber üzerinde bulunan tepe noktalarının, çukurların ve düzensizliklerin reçine tarafından doldurulması sonucu oluşan yapışma olarak tarif edilebilir. Bu mekanizmalar yapışmada rol oynamakla birlikte genel olarak bir tanesi yapışmada baskın rol oynar. Bununla birlikte yapışma mekanizmaları arasında oluşan mekanik kilitlemenin fazla olması diğer mekanizmalara kıyasla toplamda oluşan yapışma mekanizmasını daha fazla güçlendirmektedir [26]. Şekil 2.1, farklı ara yüz birleşim mekanizmalarını göstermektedir.



Şekil 2.1. Ara yüz mekanizmaları: (a) İnter-difüzyon sonrası moleküler birleşme, (b) Elektrostatik yapışma, (c) Kimyasal birleşme ve (d) Mekanik kilitlenme [26].

2.1. Kompozit Yapılarda Kullanılan Matris Türleri

Kompozit malzemelerin sınıflandırılması matris yapılarına göre değerlendirildiğinde seramik matrisli kompozitler, metal matrisli kompozitler ve polimer matrisli kompozitler olmak üzere 3'e ayrılırlar.

2.1.1. Seramik matrisli kompozitler

Seramik malzemeler yüksek sıcaklığa dayanıklılık, hafiflik, kimyasal kararlılık, sertlik, erozyon ve aşınmaya direnç gibi özelliklerinden dolayı ön plana çıksa da gevrek olmaları, basma dayanımının iyi olmasına karşın düşük çekme direncine sahip olmaları, düşük güvenilirlik (reliability) ve tokluk özelliklerinden dolayı kullanımları kısıtlı olmaktadır. Seramiklerin bu üstün özelliklerini kullanabilmek için zayıf özelliklerinin iyileştirilebilmesi için ikinci bir fazın bu yapılara homojen şekilde dağıtılarak kullanımını gerekli kılmaktadır. Bu amaçla, seramik matrisin içine sürekli veya süreksiz takviyelerin eklenmesi suretiyle seramik matrisli kompozitlerin üretimi ve zayıf özelliklerinin iyileştirilmesi hedeflenmektedir. Ancak üretim sırasında ortaya çıkabilecek küçük hataların bile çatlak oluşumuna sebebiyet vermesi, yüksek maliyet dolayısıyla sınırlı kullanım alanına sahiptir. Alüminyum oksit (Al_2O_3), borosilikat cam ve silisyum karbür (SiC) yaygın olarak kullanılan seramik matrislerdir [27, 28]. Seramik matris olarak kullanılan malzemelerin bazı özellikleri Çizelge 2.1'de verilmiştir

Çizelge 2.1. Seramik matrislerin tipik özellikleri [27]

Matris malzemesi	Yoğunluk (g/cm ³)	Çekme Gerilimi (MPa)	Çekme Gerinimi (GPa)
Alüminyum oksit (Al ₂ O ₃)	3,8	500	380
Borosilikat cam	2,3	100	64
Silisyum karbür (SiC)	3,4	400	400

2.1.2. Metal matrisli kompozitler

Metal matrisli kompozit yapılar, genellikle alüminyum (Al), magnezyum (Mg), çinko (Zn), bakır (Cu), titanyum (Ti), nikel (Ni) ve bu metallerin alaşımları kullanılarak üretilir. Bu yapıların takviye malzemesi olarak ise silisyum karbür (SiC), silisyum nitrür (Si₃N₄), titanyum nitrür (TiN), bor karbür (B₄C), titanyum diborür (TiB₂), alüminyum nitrür (AlN), bor (B), grafit, alüminyum oksit (Al₂O₃) gibi malzemeler tercih edilir. Bu bileşenlerin kullanımı, metallere kıyasla daha yüksek aşınma direnci, daha iyi yorulma direnci, düşük ısıl genişleme katsayısı, yüksek sıcaklıklarda mukavemetini koruyabilme ve düşük sürtünme oranı gibi daha iyi yüksek sıcaklık özellikleri, yüksek mukavemet/yoğunluk oranı (spesifik mukavemet) ve yüksek esneklik modülü/yoğunluk oranı (spesifik modül) gibi avantajlar sağlar. [27, 29]. Metal matris olarak kullanılan malzemelerin bazı özellikleri Çizelge 2.2’de verilmiştir.

Çizelge 2.2. Metal matrislerin tipik özellikleri [27]

Matris malzemesi	Yoğunluk (g/cm ³)	Çekme Gerilimi (MPa)	Çekme Gerinimi (GPa)
Alüminyum	2,7	200-600	70
Magnezyum	1,8	100-300	45
Titanyum	4,5	300-1000	110

2.1.3. Polimer matrisli kompozitler

Havacılık alanında kullanılmakta olan kompozit malzemeler büyük ölçüde polimer matrisli kompozit malzemelerden oluşmaktadır. Matris yapı olarak kullanılan reçinelerin ana fonksiyonu takviye elemanları arasındaki yük transferini sağlamak, takviye elemanlarını mekanik ve çevresel etkilerden korumak olarak sıralanabilir. Matris malzemeler aynı zamanda kompozit malzemenin servis sıcaklığı ve proses parametreleri için belirleyici rol oynamaktadır. Kullanılmakta olan matris yapısı genel olarak termoset ve termoplastik olarak sınıflandırılan reçinelerden oluşmaktadır [27]. Termoset malzemelerin özellikleri, termoplastiklere göre farklılık gösterir. Termoset malzemelerin proses sıcaklıkları daha

düşüktür, ancak proses süreleri daha uzundur. Ayrıca, çözücülerin etkilerine karşı daha dayanıklıdır. Bununla birlikte, tokluk özellikleri termoplastiklere göre daha düşüktür [30].

Çizelge 2.3'te, termoset ve termoplastik malzemelerin teknik özellikleri karşılaştırmalı olarak verilmiştir. Bu özellikler arasında mukavemet, sertlik, proses ve ısıl işlem özellikleri gibi faktörler yer almaktadır. Bu karşılaştırma, malzemenin kullanım amacına göre hangi tür malzemenin daha uygun olduğuna karar vermek için faydalı olabilir.

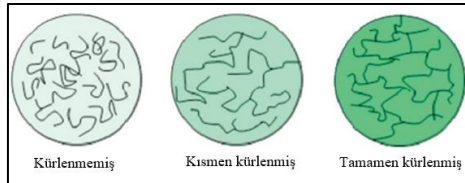
Çizelge 2.3. Termoplastik ve termosetlerin teknik özelliklerinin karşılaştırılması [14]

Teknik özellik	Termoplastik	Termoset
Çekme özellikleri	Mükemmel	Mükemmel
Sertlik	Mükemmel	Mükemmel
Basma özellikleri	İyi	Mükemmel
Darbe sonrası basma	İyi – Mükemmel arası	Vasat – Mükemmel arası
Mekanik bağlayıcı ile uyum	Vasat	İyi
Yorulma dayanımı	İyi	Mükemmel
Hasara tolerans	Mükemmel	Vasat – Mükemmel arası
Çevresel zayıflık	Hidrolik sınırları	Nem
Proses Sıcaklığı, °C	343–427	121–315
Proses Basıncı, MPa	1.38–2.07	0.59–0.69
Serim özelliği	Kuru, zor	Yapışkan, katlanabilir, kolay
Vakumlama, eritme, ısıyla yapıştırma	Parça düz değilse her katmanda	Her 3+ katmanda bir
Proses sırasında birleştirme	Eş zamanlı eritme	Eş zamanlı kürleme, eş zamanlı birleştirme
Proses sonrası birleştirme	Mekanik bağlayıcılar, yapıştırma, eritme	Mekanik bağlayıcılar, yapıştırma
Prepreg yapılabilme	Zayıf – vasat arası	İyi – Mükemmel arası
Raf ömrü, oda sıcaklığında kalma süresi	Mükemmel	İyi

Termoset polimerler

Termosetler, polimerizasyon sırasında sert bir yapıya dönüşmek üzere tasarlanmış malzemelerdir. Bu polimerizasyon genellikle sıcaklık veya katalizör kullanılarak tetiklenir. Polimerizasyon süreci (kürleme) sonucunda, termoset malzemelerin moleküler yapıları, geri dönüşümsüz olarak sertleşir ve bu nedenle tekrar yumuşatılamaz (akma eğilimi göstermez) veya yeniden şekillendirilemezler. Bu özellikleri nedeniyle termosetler genellikle yüksek sıcaklık uygulamalarında kullanılır. Kürleme işlemi sırasında Şekil 2.2.'de verildiği şekilde 3 boyutlu çapraz bağlı yapılar oluştururlar ve yapı içindeki çapraz bağlanma ne kadar fazlaysa malzeme termal olarak dayanıklı ve sert olur. Polyester, vinil ester, epoksi, fenolik, siyanat ester, bismaleimid ve poliüretan termoset polimer örnekleri

arasında yer alan çeşitli malzemelerdir. Termosetler sıvı ya da düşük erime sıcaklığına sahip katı malzemelerdir. Bu özellikleri, proses edilebilmelerini ve prepreg formuna dönüştürülebilmelerini kolaylaştırır. [27]. Yaygın olarak kullanılan termoset malzemelere ait fiziksel özellikler Çizelge 2.4'te verilmiştir.



Şekil 2.2. Termoset moleküllerinin kürlenme sırasında çapraz bağ oluşturmaları [27]

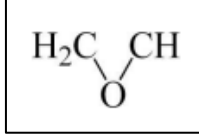
Çizelge 2.4. Bazı termosetlerin tipik özellikleri [27]

Matris malzemesi	Yoğunluk (g/cm ³)	Çekme Gerilimi (MPa)	Çekme Gerinimi (GPa)
Epoksi	1,2-1,4	50-110	2,5-5,0
Fenolik	1,2-1,4	35-60	2,7-4,1
Polyester	1,1-1,4	35-90	1,6-4,1

Epoksi reçineler

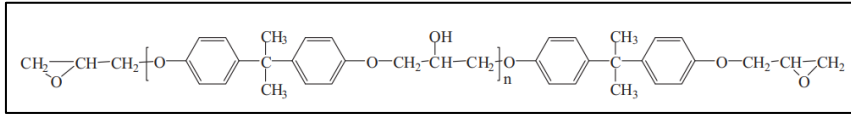
Epoksi sıra dışı mekanik dayanımı, yüksek yapışma dayanımı, iyi sıcaklık direnci ve yüksek elektriksel direnç özelliklerinden dolayı boya, yapıştırıcı, kompozit yapılarda matris olarak kullanılan ve toplam kompozit yapıların %80'inde bulunan matris türüdür. Orta dereceli sıcaklıklara dayanıklı olan epoksiler diğer termoset polimerlere göre pahalıdır. Kürlenme sırasında düşük miktarda uçucu oluşumu kompozit yapılar içinde düşük porozite ihtiyacından dolayı tercih sebebidir. Yaklaşık %2-%3 aralığında büzüşme (shrinkage) değerlerine sahiptir. Epoksi yapılar ihtiyaç durumuna göre farklı sıcaklıklarda kürlenme özelliğinden dolayı farklı morfolojik özellikler göstermekte ve bu özelliklerinden dolayı farklı yapısal ihtiyaçlara yanıt vermektedir. Epoksi yapılar yüksek depolama kararlılığı özelliği sayesinde kompozit ham madde üretiminde prepreg formunda daha sık kullanılmaktadır. Ancak yüksek sıcaklıklarda %5-%6 oranında neme duyarlı yapısı nedeniyle bozunma (decomposition) eğilimi göstermektedir. Bunun yanı sıra, epoksiler uzun vadede ultraviyole ışınlarına karşı hassas olduklarından dolayı da bozunma eğilimi gösterebilmektedir. Epoksi yapıların, yüksek nem alma oranına sahip olmaları ve uzun vadede ultraviyole ışınlarına hassasiyet göstermeleri, sonraki montaj operasyonları öncesinde dış etkenlerden korunma ihtiyacı doğurmaktadır [31, 32]. En basit epoksi yapılar,

alfa-epoksi veya 1-2 epoksi olarak adlandırılan ve Şekil 2.3'te belirtilen molekül formunu içeren yapılar olarak bilinmektedir.

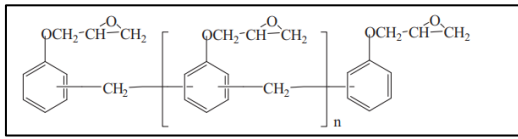


Şekil 2.3. Epoksi moleküler yapısı [27]

Farklı sentez mekanizmalarıyla üretilmiş epoksi reçine türleri Şekil 2.4 ve Şekil 2.5'te verilmiştir.



Şekil 2.4. Diglisidil eter- bisfenol-A (DGEBA) kimyasal yapısı [31]

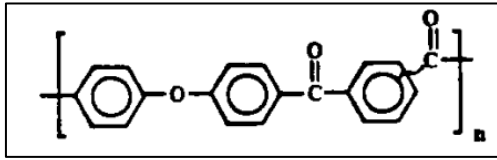


Şekil 2.5. Novolak epoksi reçine kimyasal yapısı [31]

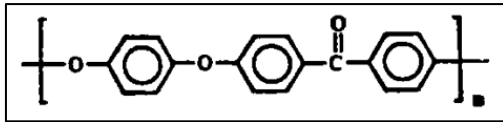
Fenolik reçineler

Fenolik reçineler, diğer yapılarla karşılaştırıldığında düşük viskozitelerine rağmen kolay kullanım imkân sağlarlar. Ancak düşük depolama kararlılığı nedeniyle kaliteli kompozit parça üretimi için uygun değildir. Bu sınıf malzemeler, yüksek büzülme oranına sahip olmaları ve alevlenmeyi durdurucu özelliğe sahip olmaları nedeniyle, yüksek sıcaklığa maruz kalması beklenen parçalar için tercih edilmektedirler. Fenolik reçinelerin yüksek nem alma eğilimi, epoksi reçinelerde olduğu gibi uygulama sıcaklıklarında malzeme dayanımındaki zayıflıklara sebep olmamaktadır. Termal oksitlenmeye doğal direnç sahibi fenolik reçineler epoksi reçinelere kıyasla daha gevreklerdir [31, 32]. Farklı sentez mekanizmalarıyla üretilmiş fenolik reçine türleri Şekil 2.6 ve Şekil 2.7'de verilmiştir.

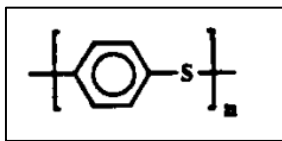
şekillendirilebilirler. Termoplastik yapılar 300°C-400°C seviyelerinde yüksek sıcaklıkta proses edilmesinden dolayı uygulaması zordur. Nem alma eğilimi olmayan termoplastikler yapısında solvent bulunmadığı sürece sonsuz depolama ömrüne sahiptirler, ancak prepreg üretimi oldukça zorlu bir süreçtir. Bununla birlikte, termoplastik malzemeler termoset malzemelere kıyasla ıslak ve sıcak ortamlarda üstün özellikler gösterirler. Lineer polimer yapıları nedeniyle kurlenme işlemine ihtiyaç duymazlar. Mekanik dayanım açısından yüksek kırılma tokluğu ve hasara tolerans özellikleri öne plana çıkar. [27, 32, 36]. Polietilen, polipropilen, polyester, naylon, polikarbonat, polieterimid, polifenilensülfid (Şekil 2.9), polietereterketon (Şekil 2.10) ve polieterketonketon (Şekil 2.11) yaygın olarak kullanılan termoplastik türlerdir. Yaygın olarak kullanılan termoset malzemelere ait fiziksel özellikler Çizelge 2.5’te verilmiştir.



Şekil 2.9. PEKK (Polieter-keton-keton) kimyasal yapısı [36]



Şekil 2.10. PEEK (Polieter-eter-keton) kimyasal yapısı [36]



Şekil 2.11. PPS (Polifenilen sülfid) kimyasal yapısı [36]

Çizelge 2.5. Bazı termoplastiklerin tipik özellikleri [27]

Matris malzemesi	Yoğunluk (g/cm ³)	Çekme Gerilimi (MPa)	Çekme Gerinimi (GPa)
Polipropilen	0,90	25-38	1-1,4
Polietilen	0,9-1,0	20-35	0,7-1,4
Polyester	1,3-1,4	55-60	2,1-2,8
Polifenilensülfid	1,3-1,4	80	3,4
Polietereterketon	1,3-1,35	100	3,5-4,4

2.1.4. Kompozit yapılarda kullanılan takviye elemanları

Kompozit yapılarda dayanımı etkileyen önemli faktörlerden biri yapı içinde kullanılan takviye elemanlarıdır. Devamlı filament yapıda bulunan bir takviye elemanı kullanılması durumunda ve yapı içindeki ara yüz mekanizmasının iyi bir bağlanma yapısı oluşturması durumunda karışım kuralı (rule of mixture) geçerli olur. Yapının genel dayanımı kullanılan matris yapı ve takviye elemanlarının dayanımına, takviye elemanlarının dağılımına ve yapı içindeki yönlerine bağlı olarak değişmektedir [27]. Karbon, cam, aramid, ultra yüksek molekül ağırlıklı polietilen, seramik, bor ve metalik fiberler kompozitlerde kullanılan takviye elemanlarıdır.

Havacılık alanında karbon, cam elyafı ve aramid polimer esaslı kompozitlerde takviye elemanı olarak kullanılmakta olan başlıca malzemelerdir. Bu malzemeler farklı kullanım amaçlarına yönelik olarak seçilmektedir. Karbon takviye içeren kompozit malzemeler genel olarak çekme dayanımları ve E-modülü özelliklerine göre sınıflandırılmakta olup, bu özelliklerine bağlı olarak hava taşıtlarının birincil ve ikincil yük taşıyan elemanlarında, uzay araçlarında, uydularda ve roketlerde kullanılmaktadır. Cam takviye içeren kompozit malzemeler küçük yolcu uçaklarında, hava taşıtlarının radom bölgesinde, motor muhafazalarında ve uçakların iç mekân parçalarında sıklıkla kullanılmaktadır. Aramid takviye içeren kompozit yapılar ise yüksek dayanım gerektirmeyen yapısal parçalarda, örneğin radom, roket ve motor muhafazalarında yaygın olarak kullanılmaktadır [32].

2.1.5. Karbon fiber

Karbon fiberler çapı 0,005-0,010 mm arasında değişen ve yüksek dayanıma sahip malzemelerdir. Yapılarının %90'ını oluşturan karbon kristalleri, uzun eksene paralel bir şekilde birleşerek boyutuna göre son derece güçlü bir yapı oluşturur. Binlerce fiberin bir araya gelmesiyle karbon iplikleri oluşturulur ve bu iplikler farklı dokuma şekilleri için kullanılır. Hem çeliğe kıyasla daha düşük yoğunluğa sahip olması, hem de yüksek dayanımı ve düşük termal genleşme özellikleri nedeniyle karbon fiberler havacılıkta sık tercih edilen bir malzeme konumundadır [27].

Karbon fiberler yüksek dayanımlı, yüksek E-modülü ve ultra yüksek E-modülü özelliklerine sahip olmak üzere 3 farklı şekilde seviyede ele alınır. Çizelge 2.6'da karbon fiberlerin bazı

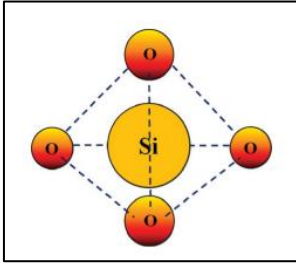
fiziksel özellikleri verilmiştir. Karbon fiberlerin termal genleşme katsayısı $-0,1$ ile $-1,2$ ($\times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$) dolaylarındadır [27].

Çizelge 2.6. Karbon fiberlerin fiziksel özellikleri [27]

Karbon Fiber	Yoğunluk (g/cm^3)	E-modülü-Young's (GPa)	Çekme dayanımı (GPa)	Uzama (%)
Yüksek dayanım	1,8	230	2,48	1,1
Yüksek E-modülü	1,9	370	1,79	0,5
Ultra yüksek E-modülü	2,0-2,1	520-620	1,03-1,31	0,2

2.1.6. Cam fiber

Cam fiberler kristal olmayan yapıdaki düşük ağ yapısına sahip çok ince cam fiberlerin bir araya gelmesiyle oluşur. Genel olarak cam takviyeli polimer yapılar "fiberglas" olarak adlandırılır. Kompozit yapılar içinde çoğunlukla silika bazlı cam fiberler kullanılmaktadır. Şekil 2.12'de cam fiberlerin moleküler yapısı verilmiştir. Çizelge 2.7'de cam fiberlerin bazı fiziksel özellikleri verilmiştir.



Şekil 2.12. Cam fiberlerin kimyasal yapısı [27]

Çizelge 2.7. Cam fiberlerin fiziksel özellikleri [27]

Cam Fiber	Yoğunluk (g/cm^3)	E-modülü (GPa)	Çekme dayanımı (GPa)	Uzama (%)
E-Cam	2,54	70	3,45	4,8
S-Cam	2,50	86	4,50	5,7

2.1.7. Aramid fiber

Aramid fiberler güçlü yapıda ve yüksek sıcaklığa dirençli sentetik fiberlerdir. Havacılık ve savunma alanlarında balistik ve zırh amaçlarıyla kullanılmaktadır. Aramid, aromatik polyamidin kısa adıdır. Amin grubu ve karboksilik asit gruplarının birleşmesiyle oluşan bir

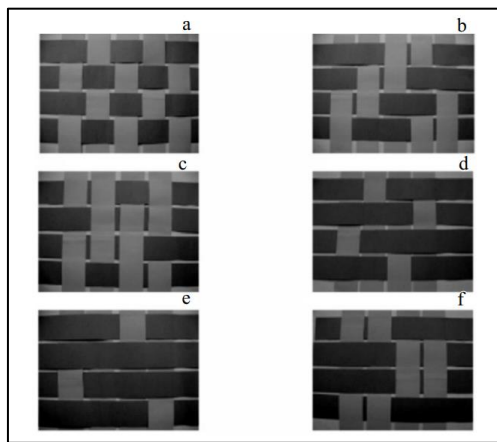
homopolimer türüdür. Nomex, Kevlar ve Twaron iyi bilinen aramidlerdir. Boyutsal kararlılığı oldukça iyi olan aramidlerin termal genleşme katsayısı $-4 (x10^{-6} \text{ m/m.}^{\circ}\text{C})$ dolaylarındadır. Çizelge 2.8’de aramid fiberlerin bazı fiziksel özellikleri verilmiştir.

Çizelge 2.8. Aramid fiberlerin fiziksel özellikleri [27]

Cam Fiber	Yoğunluk (g/cm ³)	E-modülü (GPa)	Çekme dayanımı (GPa)	Uzama (%)
Kevlar 29	1,45	80	2,8	3,5
Kevlar 49	1,45	130	2,8	2,5

2.1.8. Takviye elemanlarının formları

Takviye elemanı olarak kullanılan bu malzemeler havacılıkta çoğunlukla tek yönlü kumaş (UD) ya da dokuma şeklinde kullanılmaktadır. Kompozit malzemeler anizotropik yapıları dolayısıyla diğer malzemelere kıyasla daha yüksek performans sağlamaktadır. Geleneksel olarak kullanılan tek yönlü kumaş içeren prepreg formundaki malzemeler çok yüksek dayanım ve sertlik sağlamaktadır. Ancak kompozit malzemeler düzlem içinde çok iyi mekanik dayanım değerleri verse de kalınlık yönünde delaminasyona yatkınlığı nedeniyle zayıf kalmaktadır. Bu problemin üstesinden gelmek için düzlem ve kalınlık yönünde güçlü mekanik dayanım sağlayabilen, dokuma kumaş içeren ve 3 boyutlu takviye malzemeleri tercih edilmektedir [37]. Dokuma kumaş tipleri düz örgü (plain weave), dokuma kumaş (twill weave), saten dokuma (4, 5, 8 harness satin weave) ve sepet örgüsü (basket weave) gibi sıralanabilir. Şekil 2.13’te farklı kumaş tiplerine örnekler verilmiştir.



Şekil 2.13. Dokuma türleri, a- Düz örgü, b- Dokuma kumaş 2x2, c- 4(atkı) Harness saten dokuma, d- 5(atkı) Harness saten dokuma, e- 8(atkı) Harness saten dokuma, f- Sepet örgüsü [37]

3. KOMPOZİT MALZEME ÜRETİM PROSESLERİ

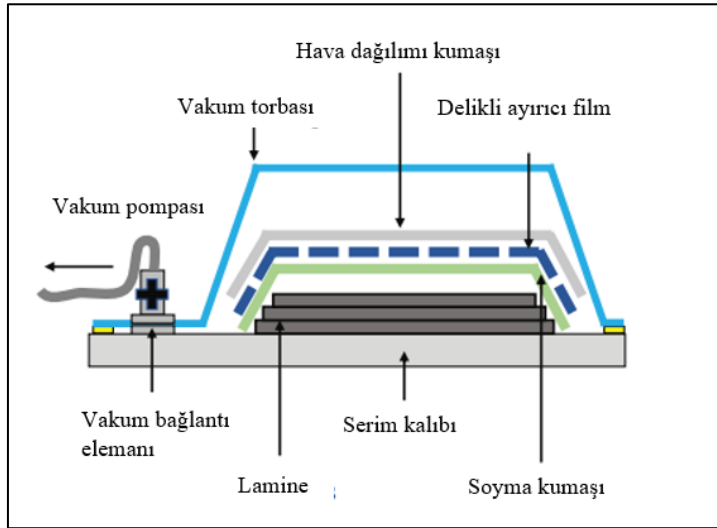
Bu bölümde polimer takviyeli kompozit parçaların üretim yöntemleri tartışılmıştır. İhtiyaç duyulan parçaların üretim yöntemleri belirlenirken, malzeme seçimi de göz önünde bulundurulmalıdır. Takviye elemanının seçiminde önemli olan faktörler şunlardır: i) Takviye elemanının sürekli ya da süreksiz olması ii) Takviye elemanının matris içindeki dağılım durumu, yüzey işlemi ve hacimsel oranı iii) Dokuma kumaş türü. Matris seçiminde dikkat edilmesi gereken başlıca parametreler şunlardır: i) termoplastik ya da termoset malzeme seçimi, ii) ihtiyaç duyulan servis sıcaklığı ve çevresel koşullar, iii) takviye elemanı ile uyum, iv) matris yapısına bağlı olarak belirlenen viskozite, basınç, zaman gibi proses parametreleri, v) proses sonrasında yapının içindeki boşluk oranı. Parçaya yönelik kalınlık, toplam boyut, parçanın içinin boş ya da katı olması, kesit alanındaki dalgalanmalar gibi geometrik özellikler de üretim yöntemini belirlemede dikkate alınması gereken diğer unsurlardır. Ayrıca, parçanın üretim yöntemi belirlenirken ekonomik açıdan kaç set üretim yapılacağı, otomasyona uyumluluk, üst montaj işlemleri için detaylı hazırlıkların yapılması, kullanılacak tesis yatırımları, kalıp maliyetleri, işçilik, enerji sarfiyatı ve kullanılacak takım ömrü gibi faktörler de göz önünde bulundurulmalıdır [14].

İhtiyaç duyulan parça geometrisine ve kullanılacak malzemeye bağlı olarak pultrüzyon, enjeksiyon kalıplama, filament sarma, elle serme, otomatik fiber serme gibi farklı üretim teknikleri kullanılmaktadır. Tezin bundan sonraki kısmında ıslak serim, reçine infüzyonu ve prepreg kullanılarak yapılan elle serme proseslerinin detayları ele alınmıştır.

3.1. Islak Serim

Islak serim yöntemi kullanılarak bir parça üretilirken, takım üzerine takviye malzemesi olarak uygun dokuma kumaşı yerleştirilir ve her katman, haricen hazırlanmış reçine karışımı ile ıslatılır. Takım yüzeyinde oluşabilecek boşlukları gidermek için, serim işlemi öncesinde kalıba ince bir kat halinde reçine uygulaması yapılır. Daha sonraki aşamalarda dokuma kumaşları her seferinde kalıbın üzerine serilir ve fırça ya da rulo yardımıyla reçine sürülerek ıslatma işlemi devam ettirilir. Bu aşamada, uygulamanın gerçekleştiği sıcaklık ve nem koşulları, kullanılan reçinenin karışım sonrasındaki kullanım süresini doğrudan etkilediği için kritiktir. Genel olarak kullanılan reçinelerin kullanım ömrü, uygulama zamanı, ortam sıcaklığı ve reçinenin viskozitesine bağlı parametrelerdir. Karışım miktarı, reçine

karışımlarında ekzotermik reaksiyon riskini artıran bir faktördür. Bu nedenle, karışım miktarı dikkatli bir şekilde kontrol edilmelidir. Proses sırasında takip edilmesi gereken ana parametreler sıcaklık ve zaman olup, reçinenin viskozitesinin tüm proses boyunca ölçümü mümkün olmayabilir. Bu nedenle, reçine karışımı sırasında oluşabilecek uçucuların sistemden gaz alma yöntemiyle uzaklaştırılması yaygın bir uygulama yöntemidir. Serim işleminin tamamlandıktan sonra, parçalar vakum torbasına alınarak laminasyon sırasında kumaş katmanlarının arasında kalan havanın tahliye edilmesi ve katmanlar arasındaki dayanımın artırılması hedeflenir [38-42]. Islak serim ve prepreg üretim süreçlerinde kullanılan vakumlama yöntemi temel olarak birbirinden farklı değildir. Bu uygulamalar için kullanılan örnek vakum torbası ve bileşenleri Şekil 3.1’de verilmiştir [41].



Şekil 3.1. Vakum torbası ve bileşenleri [41]

3.2. Reçine İnfüzyonu

İnfüzyon yöntemi büyük parçaların serimi için daha uygun ve ıslak serim yöntemine kıyasla daha düşük işçilik maliyetleri sağladığından tercih edilir. Ayrıca, daha homojen bir kalınlık elde edilmesine yardımcı olduğundan daha kaliteli parçaların üretimine olanak tanır. Takviye elemanları serim işlemi tamamlandıktan sonra vakum torbasına yerleştirilir ve ardından harici olarak hazırlanan reçine vakum yardımıyla sistemdeki elemanlara aktarılır. Reçinenin işlem parametreleri, ıslak serim ve prepreg üretimindeki gibi benzerlik gösterir. Bu nedenle, bu işlem sırasında da proses parametreleri titizlikle takip edilmelidir [39-41, 43].

3.3. Prepreg Kullanarak Elle Serme İşlemi

Prepreg ile elle serme yöntemi, takviye elemanlarının ön katalizleme işlemi geçirmiş reçine sistemi ile birleştirildiği bir üretim yöntemidir. Prepreg formundaki malzemeler, reçine sistemi ile birleştirilmiş bir şekilde bulunur. Bu reçine sistemi, oda sıcaklığında katı ve yapışkan bir formda yer alır. Prepreg formundaki malzemelerin viskozitesi ısınma sırasında azalır ve fiberlerin ıslanmasına olanak sağlayarak serim takımının şeklini alır. Reçine sıcaklığı belli bir seviyenin üzerine çıktığında, termosetler için çapraz bağlı yapılar oluşmaya başlar. Bu proses sırasında kullanılan reçine sistemi genellikle soğuk hava zincirinde saklanır, bu nedenle kullanılabilir malzeme ömrü malzemenin oda sıcaklığında kalabileceği süre ile sınırlıdır. Prepregler, oda sıcaklığında kürlenme özelliğine sahip olmakla birlikte çoğunlukla yüksek sıcaklıkta ve otoklav operasyonu ile kürlenme işlemine ihtiyaç duyarlar [44].

Kompozit parça üretiminde standart bir uygulama gerçekleştirmek amacıyla, proses spesifikasyonları oluşturulmaktadır. Bu spesifikasyonlar, uygulama koşullarını, kullanılacak malzemeleri, uygulama sıralamasını ve kalite kontrol faaliyetlerinin ayrıntılarını içermektedir. Spesifikasyonların amacı, her aşamanın önceden belirlenmesi ve standartlaştırılması yoluyla, üretimde tekrarlanabilirliği sağlamaktır.

Prepreg kullanılarak üretilen kompozit parçalar için, üretim prosesi detayları üretilen parçanın gerekliliklerine göre değişebilir. Bu detaylar, Çizelge 3.1'de listelenmiştir.

Çizelge 3.1. Prepreg ile elle serme proses detayları [45]

Proses Adımı	Belirlenmesi ve kontrol edilmesi gereken detaylar
Malzeme	Proses sırasında kullanılmasına izin verilen malzemeler (Yardımcı malzemeler dahil)
Uygulama Alanı	Uygulama alanının temizlik şartları (havada asılı kalan parçacık boyutu ve sayısı), ortam sıcaklığı ve nemi
Malzemelerin çözünmesi	Soğuk hava zincirinde saklanan malzemelerin paketinin açılmadan önce geçmesi gereken süre ya da malzemenin minimum sıcaklığı, sıcaklık kayıtları
Malzeme kesimi	Kesim metodu, kesim bıçağı, kesim hızı
Kalıp hazırlık işlemleri	Ayırıcı uygulamasının ne şekilde uygulanacağı, miktarı, kuruma/kürlenme süresi Kullanılacak serim kalıplarının vakum kaçırmadığının kontrol edilmesi, kaçak testi Kullanılacak serim kalıplarının hızlı ve yavaş ısınan bölgelerinin belirlenmesi için yapılacak çalışmanın belirlenmesi
Serim metodu	Serim işleminin hangi yöntemle yapılacağı, serim sırasında kontrol edilmesi gereken parametreler: serim açısı, serim sırası, serim pozisyonu, otomatik serim işlemlerinde serim hızı, kullanılacak NC program

Çizelge 3.1. (devam) Prepreg ile elle serme proses detayları [45]

Ara vakumlama	Hangi aşamada, ne kadar süreyle vakum uygulanacağı , vakum torbasının ne şekilde yapılacağı
Vakum torbası	Kullanılacak tüm malzemeler, kullanım sırası, baskı plakası kullanım durumu, kaçak testinin ne şekilde yapılacağı, geçme/kalma kriteri
Kürlenme	Isınma hızı, basınç, vakum, kürlenme sıcaklığı, kürlenme süresi, soğuma hızı, kalptan çıkarma sıcaklığı, toleranslar
Proses kontrol	Şahit numunelerin hangi bölgeden alınacağı, boyutları, sıcaklık doğrulanması için kullanılan ısı çifti (thermocouple) yerleri ve kontrol edilmesi gereken sıcaklık, basınç gibi parametreler
Muayene adımları	Tahribatsız muayene tipi ve gereksinimleri

4. KOMPOZİT MALZEMELERİN BİRLEŞTİRİLMESİ İÇİN KULLANILAN YÖNTEMLER

Hava taşıtları için üretilen termoplastik ve termoset kompozit parçalar, nihai ürün haline getirilmeden önce mekanik birleştirme, yapıştırıcılar kullanılarak birleştirme veya bu iki yöntemin kombinasyonu ile birleştirme işlemlerine tabi tutulurlar. Bu birleştirme yöntemleri hem termoplastik hem de termoset malzemeler için geçerlidir. Ancak termoplastik malzemeler, eritme yöntemi ile de birleştirilebilmektedir [46].

4.1. Mekanik Birleştirme

Mekanik bağlayıcılar kullanarak kompozit parçaların birleştirilmesi işlemi, pratik ve ekonomik bir yöntemdir. Ayrıca montaj ve demonte edilme açısından da kolaylık sağladığından tercih edilmektedir. Ancak, birleştirme işlemi öncesinde parçalara delik açılması, parçanın yük taşıma kapasitesini düşürerek delik çevresinde stres birikmesine neden olabilir. Bu nedenle, hava taşıtında birleştirilecek parçaların tasarımı, yapısal bütünlük için hayati bir önem taşır. Yanlış bir tasarım, hava taşıtı için ilave yük veya yapısal problemleri ve ek maliyetleri beraberinde getirebilir [47-49]. Mekanik birleştirme yönteminin avantajları, dezavantajları ve uygulama sınırlılıkları Çizelge 4.1’de verilmiştir.

Çizelge 4.1. Mekanik birleştirme yönteminin avantaj, dezavantaj ve sınırlılıkları [5]

Avantajlar	Dezavantajlar	Sınırlılıklar
Kolay tasarım Muayene edilebilirlik Tamir kolaylığı De-monte edilebilirlik	Çok sayıda parça içermesi Stres birikmesi Zayıf bağlantı noktası Birleşme bölgesinde sızdırmazlık malzemesi ihtiyacı Yorulmaya eğilimli Aşınmaya ve korozyona eğilimli	Yapısal olarak zayıf nokta oluşturması Ana yapıda hasar başlatma Çok ince yapılarda kullanım kısıtı

4.2. Yapıştırıcılar ile Birleştirme

Hava taşıtlarında, kompozit yapıların birbirleriyle ve metallerle birleştirilmesi sıklıkla yapıştırıcılar kullanılarak gerçekleştirilir. Mekanik bağlayıcılara kıyasla, yapıştırıcılarla gerçekleştirilen birleştirme işlemlerinde, yük transferi daha homojen bir şekilde dağıtılabilir [50]. Bu amaçla yapıların ara yüzeylerinde gerekli yapışma kuvvetlerinin oluşturulması gerekmektedir. Yapışma işlemi, yapıştırma ajanı ve birleştirilecek yüzeylerin atomları ve

molekülleri arasındaki çekim gücü ile doğrudan ilişkilidir. Atomlar ve moleküller arasındaki çekim gücünün büyüklüğü yüzey gerilimi ile ölçülebilir. [51].

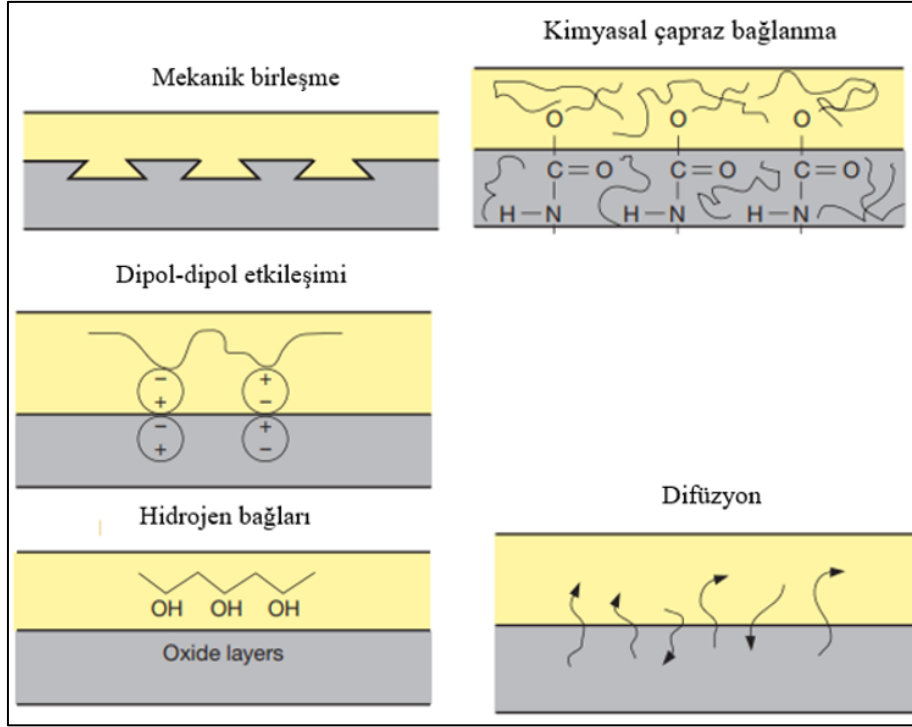
Yapıştırıcılar ile yapılan birleştirme yönteminin avantajları, dezavantajları ve uygulama sınırlılıkları Çizelge 4.2’de verilmiştir.

Çizelge 4.2. Yapıştırma yönteminin avantaj, dezavantaj ve sınırlılıkları [5]

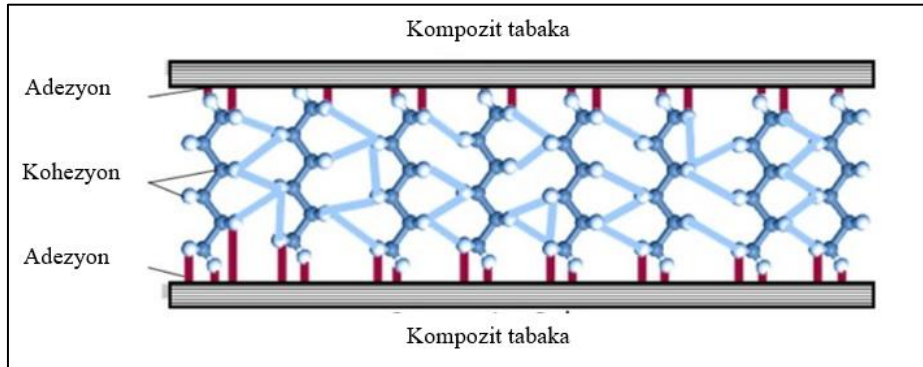
Avantajlar	Dezavantajlar	Sınırlılıklar
Az sayıda parça Homojen yük transferi Tamir edilebilirlik Yorulmaya dayanıklı Sızdırmazlık Katı bağlantı Düşük yapısal ağırlık Pürüzsüz geçiş Korozyona dayanıklı Bölgesel gerilim oluşumu yok	Muayene edilmesi zor Yüzey hazırlığı Çevresel etkiler Yeni tasarım metotları Uygulama becerisi ihtiyacı Kalınlık limiti Kalıntı gerilmeleri Demonte edilemez Sadece kesme yükleri	Parça kalınlığı Parça geometrisi

4.3. Yapışma

Yapışma (adezyon) terimi, bir yapıştırıcının yüzeye tutunmasını sağlayan güçleri veya mekanizmaları ifade eder. Bu kuvvetler veya mekanizmalar, yapıştırıcı ve yüzey arasındaki ince bir katmanda (sınır tabakası) meydana gelir. Yapışmanın oluşumuna neden olan fiziksel ve kimyasal faktörler Şekil 4.1’de verilmiştir. Bununla birlikte, yapıştırıcı içindeki moleküllerin birbirine tutunma gücüne kohezyon denilmektedir. Kohezyon, yapıştırıcı içindeki moleküllerin birbirlerine yapışarak sistemin bütünlüğünü sağlar. [5]. Şekil 4.2’de görsel olarak da açıklandığı gibi, yapışma ve kohezyon birlikte çalışarak güçlü bir bağ oluştururlar.



Şekil 4.1. Yapışmayı meydana getiren fiziksel ve kimyasal unsurlar [52]

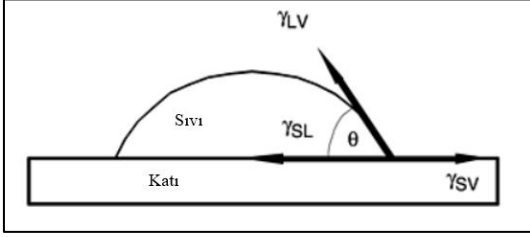


Şekil 4.2. Yapışma (Adezyon) ve kohezyon [53]

Bir yapıştırıcının kompozit ya da metal yüzeye yapışabilmesi için öncelikle yüzeyi ıslatabilmesi gerekmektedir. Islatma işlemi, yapıştırıcı ile yüzey arasındaki termodinamik dengelerle sınırlıdır ve yüzeyin ıslanması, gerekli yapışmayı sağlanabilmek için ön koşullardan biridir. Bu bağlamda, yüzey kimyası, yapıştırıcının yüzeyindeki serbest enerji (gerilim), yüzeyin yapıştırıcı tarafından ıslatılma termodinamiği ve yapışma arasında bir bağlantı mevcuttur.

Sıvının yüzey gerilimi, γ_{LV} ; sıvı tarafından katı yüzeyinde oluşturulan açı θ , denge anında katı-sıvı ara yüzeyindeki serbest yüzey enerjisi γ_{SL} , olmak üzere yüzey gerilimi γ_{SV} , Eş.4.1’de [14] verilmiştir. Yüzey serbest enerjisi ve ıslatma açısı Şekil 4.3’te verilmiştir.

$$\gamma_{SV} = \gamma_{SL} + \gamma_{LV} \cos \theta \quad (4.1)$$



Şekil 4.3. Yüzey serbest enerjisi ve ıslatma açısı [14]

Şekil 4.3’te verilen θ açısı 90° ’den büyük olduğunda sıvı yüzeyi ıslatamaz. Yapıştırıcının yüzeyi ıslatabilmesi için θ açısının 90° ’den küçük olması gereklidir. Şekil 4.3’te gösterilen katı kısım, kompozit yapılardaki takviye elemanı veya yapıştırılacak yüzeyi ifade ederken, sıvı olarak gösterilen kısım, kompozit yapılardaki matris veya yapıştırıcıyı ifade etmektedir.

Sıvı-gaz ve katı-gaz ara yüzeyinin oluşması için gereken termodinamik iş, yüzeydeki yapışma işi (W_A) olarak belirtilmektedir ve Eş.4.2’de verilmiştir [14].

$$W_A = \gamma_{LV} + \gamma_{SV} - \gamma_{SL} \quad (4.2)$$

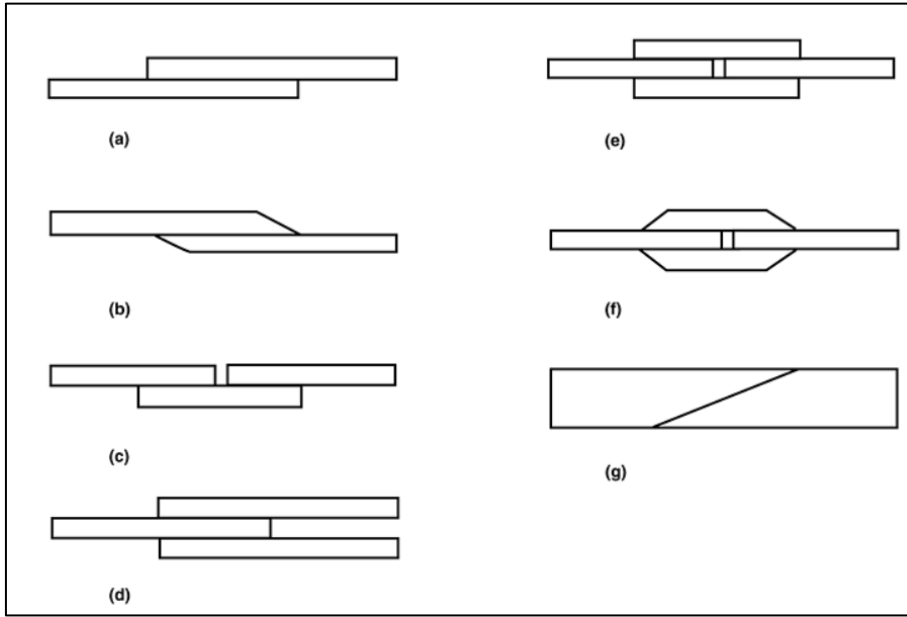
Eşitlik 5.1 ve Eşitlik 5.2 birleştirildiğinde yapışma işi Eş.4.3’te verildiği gibi hesaplanabilir [14].

$$W_A = \gamma_{LV}(1 + \cos \theta) \quad (4.3)$$

Katı yüzeyin serbest enerjisi, γ_{SV} , yüzey hazırlığına bağlıdır ve bu parametre kontrol altına alındığında yapışma büyük ölçüde kontrol edilebilir [5].

4.3.1. Yapıştırma geometrileri

Yapısal bir yapışma işlemi, yükün bir yüzeyden diğer yüzeye aktarılması yoluyla gerçekleştirilir. Bu aktarımın etkinliği bağlantı tasarımına, yapıştırıcının etkinliğine ve yapıştırıcı-parça ara yüzeyine bağlıdır [14]. Yapıştırıcılar kesme, çekme ve basma yönlerinde en iyi performansı sergiler ve bu durum birleşim tasarımı sırasında dikkate alınmalıdır [5]. Şekil 4.4'te farklı birleşme konfigürasyonları gösterilmiştir.



Şekil 4.4. Yapıştırıcı birleşme konfigürasyonları, a- Tek bindirmeli bağlantı, b- Pahlı bağlantı c- Şeritli bağlantı, d- Çift bindirmeli bağlantı, e- Çift şeritli bağlantı, f- Çift bindirmeli pahlı bağlantı, g- Geçişli bağlantı [14]

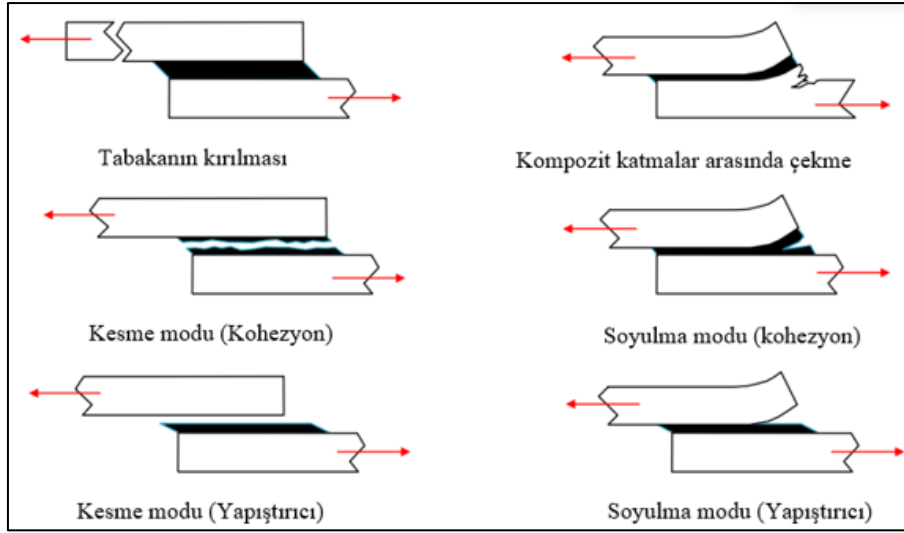
4.3.2. Kompozitlerde birleşme

Kompozit parçalarda birleşme işlemi 3 farklı proses ile gerçekleştirilebilir. Eş zamanlı kütleme, eş zamanlı birleştirme ve ikincil birleştirme (Bkz. Şekil 1.1). Eş zamanlı kütleme işleminde birleştirilecek parçalar birlikte kürlenirler. Bu işlem parçalar arasında yapıştırıcı kullanılarak ya da kullanılmaksızın gerçekleştirilebilir. Eş zamanlı birleştirme işleminde, birleştirilecek parçalardan bir tanesi önceden kürlenmiş olup ikinci parça yapıştırıcı ile birleştirilir. İkincil birleştirme işleminde birleştirilecek parçalar önceden kürlenmiş olup yapıştırıcı kullanılarak birleştirilir. Eş zamanlı birleştirme ve ikincil birleştirme işlemlerinde yüzey hazırlığı kritik öneme sahiptir. İkincil birleştirme işlemi parçaların hassas şekilde konumlandırılmasını ve buna uygun birleştirme takımlarının

tasarımını gerektirmektedir. Ayrıca, ikincil birleştirme ve eş zamanlı birleştirme operasyonlarında parçaların tekrar ısıtılması bir risk unsurudur. [5, 14].

4.3.3. Yapışmada hata modları

Yapışma işleminin doğru şekilde analiz edilebilmesi için kopma modlarının belirlenmesi önemlidir. Kopma modu, genellikle parçaların maruz kaldığı bağlantının belli bir ekseninde dönmesi veya soyulma yönünde oluşan gerilimler gibi dayanımdan bağımsız faktörlere bağlı olarak meydana gelir [20]. Şekil 4.5'te kopma modlarının örnekleri verilmiştir.



Şekil 4.5. Kopma modları

4.3.4. Havacılıkta kullanılan yapıştırıcılar

Havacılıkta kullanılan yapıştırıcılar macun, sıvı ya da film formunda bulunur. Malzeme yapısı olarak epoksi, bismaleimid ve siyanat ester yaygın olarak kullanılan yapıştırıcı tipleridir [5]. Yapıştırıcı formlarının genel özellikleri Çizelge 4.3'te verilmiştir.

Yapışmaya etki eden parametreler ve karakterizasyon yöntemleri

Birleştirilen kompozit ve metal parçaların dayanımı, çevresel şartlara verdiği tepki, servis sıcaklığı gibi performans özellikleri birçok parametreye bağlı olarak değişmektedir. Birleştirme işlemi sırasında, parçaların geometrisi, yapışma mesafesi, birleştirilecek

parçaların kalınlığı ve yapıştırıcı kalınlığı gibi birçok parametre göz önünde bulundurulmalıdır. Ayrıca, kompozit parçaların serim yönleri, parçaların yüzey hazırlığı, birleştirilecek parça ile yapıştırıcının termodinamik olarak uyumu, farklı termal genleşme katsayısına sahip malzemelerin kullanımı, kürlenme sırasında kullanılan kalıp malzemesi ve kürlenme prosesi gibi üretim sırasındaki faktörlerde önemlidir. Tüm bunlara ek olarak yüksek sıcaklık, düşük sıcaklık, yüksek nem ve tuz sisi (salt spray) gibi çevresel faktörlere maruz kalmak, birleştirilmiş parçaların yapısal dayanıklılığı üzerinde olumsuz etkiler yaratabilir. Yukarıda belirtildiği gibi, söz konusu çevresel faktörlere maruz kalan birleştirilmiş parçaların dayanıklılığı, zamanla azalma eğilimi gösterebilmektedir. Mekanik dayanımın belirlenmesinde tek bindirmeli kesme dayanımı, 3-4 nokta bükme dayanımı, katmanlar arası kesme dayanımı ve tokluk gibi testler önemli bir yer tutar. [13, 17, 22, 25-30]. Bununla birlikte, parçaların üretim yöntemine bağlı olarak camsı geçiş sıcaklığı da dikkate alınması gereken bir parametre olarak karşımıza çıkmaktadır. Bir malzemenin camsı geçiş sıcaklığı ile malzemenin kullanım limitleri arasında kabul görmüş bir fark (yaklaşık 28°C) söz konusudur. Başka bir deyişle, malzemenin camsı geçiş sıcaklığı arttıkça daha yüksek sıcaklık koşullarında kullanılması mümkün olabilmektedir. Kullanım limitlerinin belirlenmesi için ortaya koyulan bu yaklaşım camsı geçiş sıcaklığının başka test verileriyle desteklenmesi sonucunda daha da azalabilir [25].

Çizelge 4.3. Yapıştırıcı formlarının genel özellikleri [5]

Yapıştırıcı türü	Uygulama avantajları	Uygulama dezavantajları
Sıvı yapıştırıcı Viskozite: 100-6000 cPs Etkin kalınlık aralığı: 50-250 µm	İnce yapışma kalınlıklarında için en iyi yük transferi özelliği sağlar.	Film ve macunlara göre daha kırılabilir ve soyulma ve bölünmeye daha az dirençli
Macun yapıştırıcı Viskozite: >10 000 cPs Etkin kalınlık aralığı: 125-500 µm	Kalın boşluk doldurma uygulamaları yapısal olarak değerlendirilmez. Bazı durumlarda mekanik bağlayıcılarla kullanılır	Yapılarındaki dolgu malzemeleri nedeniyle iyi bir ıslatma sağlayamayabilir.
Film yapıştırıcı	Yapısındaki örgü ya da keçe ile yapışma kalınlığı kontrol edilir.	Yüksek performanslı film yapıştırıcıların soğuk hava zincirinde saklanma ihtiyacı vardır. Kullanım öncesinde oda sıcaklığında bekletilerek çözünmesi gerekir. Yüksek sıcaklıkta kürlenme gerektirir

5. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Yapılan literatür araştırmasında yapıştırma prosesini etkileyen parametrelerin üretilen yapılara olan çıktıları üzerinde durulmuştur. Bu araştırma kapsamında farklı üretim yöntemlerinin farklı şartlandırma koşullarında mekanik dayanıma, termomekanik özelliklere ve genel parça kalitesine olan etkileri derinlemesine incelenmiştir. Farklı araştırmacıların yapmış oldukları çalışma örnekleri ve sonuçları aşağıda özetlenmiştir.

Song ve diğerleri yaptıkları çalışmada farklı üretim yöntemlerini kullanarak üst üste bindirme mesafesinin, birleştirilen parça kalınlıklarının ve serim yönlerinin tek bindirmeli çekme dayanımına olan etkilerini analiz etmişlerdir. Yapıştırıcı kullanılarak ve kullanılmadan yapılan eş zamanlı birleştirme, ikincil birleştirme, eş zamanlı kürlenme prosesi üretim yöntemleri olarak kullanılmıştır. Bindirme mesafesi olarak 12,7 mm, 19,05 mm, 25,4 mm, 38,1 mm ve 50,8 mm çalışılmış olup, bindirme mesafesi arttıkça dayanımın arttığı gözlenmiştir. İkinci çalışmada parça kalınlığı olarak 1,52 mm (8 kat), 4,57 mm (24 kat), 6,09 mm (32 kat) ve 7,62 mm (40 kat) çalışılmış olup, birleştirilen parçaların kalınlıkları arttıkça tek bindirmeli çekme dayanımının artış eğiliminde olduğu gözlenmiştir. Üçüncü çalışmada ise birleştirilecek parçalardaki serim yönleri üzerinde durulmuştur. İlk numune setinde $[45/0/-45/90]_{3s}^1$ (24 kat), ikinci numune setinde $[45/-45/90/45/-45/45/-45/0/45/-45]_{s^2}^2$ (20 kat) ve üçüncü numune setinde $[45/0/-45/90/0/0/45/0/-45/0]_{s^3}^3$ (20 kat) çalışılmış olup test sonucunda ilk numune setinde daha yüksek değerler elde edilmiştir. Tüm sonuçlar üretim yöntemleri açısından değerlendirildiğinde ikincil birleştirme ve yapıştırıcı kullanılmadan eş zamanlı kürlenme proseslerinin diğer iki yöntemden daha yüksek tek bindirmeli çekme dayanımı değerleri verdiği gözlenmiştir [13].

Silva ve diğerleri yapmış oldukları çalışmada kompozit parçaların çelik ile yapıştırılması sırasında çeliğe uygulanan yüzey işlemin, sıcaklığın, yapıştırma mesafesinin, yüksek/düşük sıcaklık (-20°C/+20°C) çevriminin ve tuz sisi (salt spray) kabinindeki çevresel şartlandırmanın yapışma dayanımına olan etkilerini analiz etmişlerdir. Yüzey hazırlama işlemi için üç farklı yöntem kullanılmıştır. İlk yöntemde herhangi bir yüzey işlemi yapılmamıştır. İkinci yöntemde yüzey, silika ile kumlama işlemine tabi tutulmuştur.

1[45/0/-45/90/45/0/-45/90/45/0/-45/90/90/-45/0/90/-45/0/90/-45/0/90/-45/0]

2[45/-45/90/45/-45/45/-45/0/45/-45/-45/45/0/-45/45/-45/45/90/-45/45]

3[45/0/-45/90/0/0/45/0/-45/0/0/-45/0/45/0/0/90/-45/0/45]

Üçüncü yöntemde ise yüzey çelik ile kumlama işlemine tabi tutulmuş ve ayrıca tuz sisi (salt spray) kabininde şartlandırılarak kompozit parçalar ile birleştirilmiştir. Kumlama yapılan parçalarda herhangi bir yüzey işlem yapılmamış ve şartlandırılmış parçalara kıyasla daha yüksek dayanımlar elde edilmiştir. Hazırlanan test kuponları 20°C'den 95°C'ye kadar farklı sıcaklıklarda teste alınmış, sıcaklık arttıkça yapışma dayanımının ciddi anlamda azaldığı gözlemlenmiştir. Yapıştırma mesafesine yönelik yapılan çalışmalarda ise 10 mm'den başlayarak 200 mm'ye kadar farklı yapıştırma mesafeleri değerlendirilmiş, yapıştırma mesafesi arttıkça yapışma dayanımının genel olarak arttığı ancak 136 mm ve sonrasında herhangi bir artış olmadığı gözlenmiştir. Yüksek/düşük sıcaklık (-20°C/+20°C) döngüsüne (cycle) alınan test kuponlarında hem yapıştırma dayanımında hem de kullanılan yapıştırıcının camsı geçiş sıcaklığında ciddi bir farklılık gözlenmemiştir. Çelik ile kumlanan parçalar farklı sürelerde tuz sisi (salt spray) kabininde bekletilmiş olup bekleme süresi arttıkça dayanım azaldığı ancak 10 günlük bekleme sonrasında oluşan paslı yapının yüzeyler arasındaki ayrılmayı engelleyerek beklenenden daha yüksek dayanım değerleri verdiği gözlenmiştir [17].

Kadıoğlu ve diğerleri yaptıkları çalışmada üst üste bindirme mesafesinin ve kullanılan kompozit parçaların kalınlığının yapışma dayanımına olan etkilerini analiz etmişlerdir. Bu kapsamda hazırlanan test kuponlarında tek bindirmeli çekme dayanımı ve dört nokta bükme dayanımı deneysel olarak çalışılmıştır. 2 mm ve 3 mm kalınlığındaki parçalar 15 mm, 25 mm ve 40 mm'lik üst üste bindirme mesafesi kullanılarak birleştirilmiştir. Yapılan çalışma sonucunda tek bindirmeli çekme dayanımının 15 mm ve 25 mm üst üste bindirme mesafesi uygulanan panellerde birbirine yakın çıktığı 40 mm üst üste bindirme mesafesi uygulanan panellerde ise 2 mm'lik parçaların birleştirilmesi sonucunda daha yüksek tek bindirmeli çekme dayanımı elde edildiği gözlenmiştir. Ancak 3 mm kalınlığındaki parçaların birleştirilmesi sonucunda daha düşük tek bindirmeli çekme dayanımı sonuçları elde edildiği, bu durumun birleştirilen kompozit parça kalınlığının birleşme bölgesinde yarattığı soyulma etkisinden kaynaklandığı şeklinde yorumlanmıştır. 4 nokta bükülme testlerinde elde edilen sonuçlarda 2 mm ve 3 mm kalınlığındaki parçalarla üretilen numuneler kendi aralarında benzer dayanım değerleri vermekle birlikte 3 mm kalınlığındaki parçalar ile üretilen numuneler 2 mm'lik numunelere kıyasla %100 oranında daha fazla yükü karşılayabildiği analiz edilmiştir [22].

Wang ve diğeri yaptıkları çalışmada karbon takviyeli kompozit parçaları iki farklı özellikteki yapıştırıcı kullanarak çelik ile birleştirerek üretilen test panellerini $-20^{\circ}\text{C}/+40^{\circ}\text{C}$ aralığında 150, 300 ve 500 defa sıcaklık döngüsüne aldıktan sonra tek bindirmeli çekme dayanımında ve E-modülü değerinde oluşan değişiklikleri analiz etmişlerdir. Yapılan çalışmada birbirlerine göre lineer (yüksek çekme modülüne sahip ve uzama eğilimi göstermeyen) ve lineer olmayan (düşük çekme modülüne sahip ve yüksek uzama eğilimi gösteren) yapıştırıcılar kullanılmıştır. Yapılan çalışmanın sonucunda lineer yapıştırıcının çekme dayanımı değerinde ve lineer olmayan yapıştırıcının E-modülü değerinde ciddi bir değişiklik olmamış, lineer yapıştırıcının E-modülü değerinde %9'lük, lineer olmayan yapıştırıcının çekme dayanımı değerinde %17'lik bir azalma gözlenmiştir [25].

Moretti ve diğeri yapmış oldukları çalışmada karbon takviyeli kompozit yapıların birleştirilmesi işlemi sırasında ortaya çıkan boyutsal çarpılmanın (warpage) sebeplerini; kürlenme operasyonunda kullanılan serim takımı, farklı birleştirme yöntemleri, serim konfigürasyonu ve kullanılan yapıştırıcının birleştirmeye etkisi çerçevesinde değerlendirmişlerdir. Bu çalışmada, parçaların üretiminde invar (Demir-Nikel alaşımı) ve alüminyum serim kalıpları kullanılmıştır. Deney sonuçlarına göre, alüminyum kalıpla üretilen parçalardaki çarpılma oranı (warpage), invar kalıpla üretilenlere kıyasla daha yüksek bulunmuştur. Bununla birlikte $+45^{\circ}/-45^{\circ}$ serim açısıyla invar takım üzerinde çalışılan panellerde çarpılmanın en düşük seviyede olduğu gözlenmiştir (0,255 mm). Aynı çalışma yapıştırıcı kullanımının çarpılmaya etkisini gözlemek için invar kalıplar kullanılarak 0° serim açısı ile farklı birleştirme prosesleri (eş zamanlı kürlenme, eş zamanlı birleştirme, ikincil birleştirme) uygulanmıştır. Yapıştırıcı kullanılarak yapılan eş zamanlı kürlenme prosesinde çarpılmanın en düşük olduğu (0,395 mm); yapıştırıcı kullanılmadan yapılan eş zamanlı birleştirme prosesinde ise en yüksek olduğu gözlenmiştir (1,250 mm). Yapılan çalışma kapsamında elde edilen sonuçlar kendi aralarında değerlendirildiğinde sabit tutulan parametrelerin etkisi net şekilde görülmekteyken, birden fazla parametre değiştirildiğinde sonuçlardaki değişimin daha fazla olabildiği gözlenmiştir [54].

Park ve diğeri farklı yapıştırma yöntemleri kullanılarak birleştirilen karbon takviyeli kompozit yapıların çevresel koşullara karşı yapışma dayanımlarını karşılaştırmışlardır. Bu çalışmada, ikincil birleştirme, eş zamanlı birleştirme, yapıştırıcı ile eş zamanlı kürlenme ve yapıştırıcı olmadan eş zamanlı kürlenme yöntemleri kullanılarak üretilen test kuponları oda sıcaklığı, -54°C ve 71°C sıcaklık koşullarında şartlandırılarak tek bindirmeli çekme

dayanımı testine (ASTM D3165) tabi tutulmuştur. Kompozit parçalar CYCOM 5276-1/G40-800-24K (Cytec) prepreg malzemesi ile üretilmiş, FM300K (Cytec) film yapıştırıcı ile birleştirilmiştir. Üretilen kompozit parçalar $[45/0/-45/90]_{3S}^1$ serim açılarıyla üretilmiştir.

Numune fotoğraflarından anlaşıldığı üzere 45° yüzeyler birbirleriyle birleştirilmiştir. İkincil birleştirme ve eş zamanlı birleştirme için hazırlanan parçalarda yüzey hazırlığı 120 grit ile zımparalanarak hazırlanmıştır. Tüm çevresel koşullarda yapıştırıcı kullanılmadan eş zamanlı kürlenme prosesi ile üretilen panellerde en yüksek dayanım gözlemlenmiştir. İkinci sırada ise eş zamanlı birleştirme ya da ikincil birleştirme yöntemi ile üretilen panellerin olduğu gözlemlenmiştir. Düşük sıcaklıkta test edilen numuneler, oda sıcaklığında test edilenlere kıyasla %8 ile %21 arasında daha düşük dayanım değerleri gösterirken, yüksek sıcaklıkta ıslak olarak test edilen numunelerin dayanım değerleri %11 ile %23 arasında artmıştır. [55].

Mendonça Sales ve diğerleri eş zamanlı birleştirme ve ikincil birleştirme yöntemleri ile üretilen test panellerini incelemiştir. Bu çalışmada oda sıcaklığında ve $80^\circ\text{C}/\%90$ bağıl nemde şartlandırılan numunelerin Mod 2 katmanlar arası tokluk, G_{IIC} (4 nokta bükme) ve camsı geçiş sıcaklık değerlerini analiz edilmiştir. Bu çalışma kapsamında, prepreg olarak T800/3900-2C (Toray) ve yapıştırıcı olarak EA9695 (Loctite) kullanılmış olup, parçalar 13 katlı 0° olacak şekilde, (toplamda 26 katlı 0°) 177°C sıcaklıkta otoklavda kürlenmiştir. Mekanik testler yüksek sıcaklık ve nem koşullarında şartlandırılan numuneler için 80°C 'de gerçekleştirilmiş, oda sıcaklığındaki numuneler ise şartlandırma yapılmaksızın 25°C 'de Instron 5500 test cihazında analiz edilmiştir. Termomekanik testler ise DMA 2980 cihazında ASTM D7028 standardına uygun olarak gerçekleştirilmiştir. Yüksek sıcaklık ve neme maruz kalan numunelerdeki camsı geçiş sıcaklığı değerleri oda sıcaklığında bekletilen numunelere kıyasla %11'lik bir düşüş gösterirken, ikincil birleştirme yöntemiyle üretilen numunelerde Mod 2 katmanlar arası tokluk ve G_{IIC} değerleri sırasıyla %94, ve %92 oranında düşük dayanım göstermiştir [56].

Yudhanto ve diğerleri karbon-epoksi (CFRP) ve cam-epoksi kompozit yapılar üzerindeki yüzey hazırlama tekniklerinin avantaj ve dezavantajlarını belirlemek üzere kapsamlı bir analiz yapmışlardır. İncelenen teknikler arasında soyma kumaşı (peel ply) kullanımı, solvent temizliği, yüzey aktif temizlik ajanlarının kullanımı, kumlama, zımparalama, asit ve baz kullanarak yüzey hazırlama, alev uygulama, kimyasal fonksiyonel grupların oluşturulması ve lazer uygulaması bulunmaktadır. $1[45/0/-45/90/45/0/-45/90/45/0/-45/90/90/-45/0/90/-45/0/90/-45/0/90/-45/0]$

Çeşitli yüzey hazırlama teknikleri kullanılarak elde edilen yüzeylerin yüzey pürüzlülüğü (Ra), temas açısı (θ), yüzey enerjisi (γ), tek bindirmeli çekme dayanımı ve kırılma tokluğu parametrelerine olan etkileri incelenmiştir. Ayrıca, farklı sıvılar kullanılarak elde edilen sonuçlar tablolar halinde sunulmuş ve bu sayede kullanıcılara, uygun yüzey hazırlama yöntemlerinin seçiminde rehberlik edilmesi hedeflenmiştir. Bu çalışmada ayrıca farklı sıvılar denenerek elde edilen sonuçlar tablolar halinde verilerek yüzey hazırlama yöntemi olarak ihtiyaç duyulabilecek yöntemin kullanıcının seçimine yol göstermesi hedeflenmiştir [57].

Karunagaran ve diğerleri cam takviyeli epoksi (GFRP) malzemeler ile paslanmaz çeliğin (AISI 304) birleştirme işlemi sırasında farklı yüzey hazırlama tekniklerinin üretilen test panellerinin mekanik dayanımına olan etkilerini karşılaştırmak için bir çalışma yapmışlardır. GFRP parçalar sülfürik asit (H_2SO_4) ve sodyum hidroksit (NaOH) kullanılarak hazırlanırken, çelik parçalar 30-50 μm büyüklüğündeki aşındırıcılarla kumlama yapılarak ve ayrıca elektrolitik olarak aşındırılarak iki farklı yöntemle hazırlanmıştır (Katot: Bakır; Elektrolit: fosforik asit (H_3PO_4), Potansiyel:12 Volt)). Yüzey hazırlık işlemlerinin etkisini görebilmek için herhangi bir yüzey işleme alınmayan parçalar da birbirleriyle birleştirilmiştir. Farklı yüzey işlemlerine alınmış GFRP ve çelik parçalarının birleştirilmesi üzerine yapılan mekanik testler sonucunda elde edilen bulgular rapor edilmiştir. Sülfürik asit ve sodyum hidroksit ile hazırlanan GFRP parçalar, diğer yüzey hazırlama yöntemlerine göre daha yüksek dayanım değerleri vermiştir. Ayrıca, çelik parçaların elektrolitik yöntemle hazırlanması ince çukurlar, kumlama prosesi ise düzensiz aşındırıcı çukurlar oluşturmuştur. Yapısında çelik bulunan parçaların, çelik kullanılmayanlara kıyasla %20 ila %30 arasında yüksek mekanik dayanım değerleri verdiği tespit edilmiştir [58].

Mevcut literatürde, çelik yapıların kompozit yapılarla birleştirilmesinde farklı kürlenme proseslerinin etkilerini araştıran yeterli çalışmalar bulunmamaktadır. Bu tez çalışmasının hedefi, çelik-kompozit yapıların üzerinde farklı kürlenme proseslerinin etkisini inceleyerek, daha önce bu alanda yapılmamış önemli bir araştırma ortaya koymaktır. Bu çalışma, çelik-kompozit yapıların üretiminde daha etkili ve optimize edilmiş kürlenme prosesleri geliştirilmesine katkı sağlayacak önemli bulgular sunmaktadır.

6. MALZEME VE METOD

6.1. Kullanılan Malzemeler

6.1.1. Kompozit malzemeler

Test paneli hazırlığı için kullanılan parçaların üretiminde Hexcel firmasının karbon takviyeli epoksi prepreg ürünü (Hexply 8552/AGP280-5HS) kullanılmıştır. Kullanılan malzemenin fiziksel özellikleri ve mekanik özellikleri sırasıyla Çizelge 6.1 ve Çizelge 6.2’de verilmiştir.

Çizelge 6.1. Hexply 8552/AGP280-5HS Fiziksel özellikleri [59]

Fiber Tipi	AS4 3K
Fiber yoğunluğu (g/cm ³)	1.77
Dokuma tipi	5HS
Birim yüzey ağırlığı (g/m ²)	286
Ağırlık oranı (Atkı/Çözüğü)	50 :50
Nominal fiber hacmi (%)	0.289
Nominal kürlenmiş katman kalınlığı (mm) (%37 fiber hacim oranı)	55.29
Nominal lamine yoğunluğu (g/cm ³)	1.57

Çizelge 6.2. Hexply 8552/AGP280-5HS Mekanik özellikleri [59]

Çekme dayanımı (0°), 25°C (MPa)	876
Çekme dayanımı (90°), 25°C (MPa)	800
Çekme gerinimi (0°), 25°C (GPa)	67
Çekme gerinimi (90°), 25°C (GPa)	66
Basma dayanımı (0°), 25°C (MPa)	924
Basma gerinimi (90°), 25°C (GPa)	64
Kesme dayanımı, ILSS (0°), 25°C (MPa)	79

Hexply 8552/AGP280-5HS malzemesinin raf ömrü en fazla -18°C’de saklanmak koşuluyla üretim tarihinden itibaren 12 ay, 23°C sıcaklıkta serim için kalabileceği süre 10 gündür. Malzeme yapısında bulunan reçinenin camsı geçiş sıcaklığı en az 200°C olarak belirtilmiştir [59].

6.1.2. Yapıştırıcı olarak kullanılan malzemeler

Yapıştırıcı olarak Cytec firması tarafından üretilen FM300K epoksi yapıştırıcı kullanılmıştır. Kullanılan malzemenin fiziksel ve mekanik özellikleri sırasıyla Çizelge 6.3 ve Çizelge 6.4’te verilmiştir. Yapıştırıcı malzemenin içinde, ince bir örgü (knit) yapı kullanılmaktadır. Bu

örgü, yapıştırıcının kalınlığının sabit kalmasını sağlar. FM300K yapıştırıcısının raf ömrü - 18°C’de saklanması koşuluyla sevkiyat tarihinden itibaren 12 aydır. [60]. Serim için uygun sıcaklıkta (24°C), malzeme 30 gün boyunca kullanılabilir.

Çizelge 6.3. FM300K Fiziksel özellikleri [60]

Birim yüzey ağırlığı (g/m ²)	244 g/m ²
Malzeme kalınlığı (mm)	0,20 mm
Yapısındaki uçucu oranı (% , ağırlıkça)	En fazla 1

Çizelge 6.4. FM300K Mekanik özellikleri [60]

Tek bindirmeli çekme dayanımı ASTM D1002 (MPa) 1.60 mm 2024-T3 clad alüminyum, BR127 astar (24°C)	36,8 Mpa
Soyma dayanımı ASTM D3167 (kN/m) 1.63 mm ve 0,63mm 2024-T3 clad alüminyum, BR127 astar (24°C)	4,9 kN/m

6.1.3. Çelik

Bu çalışma sırasında AMS5517, (18Cr – 8Ni) standardında 0,2 mm kalınlığında 301 serisi paslanmaz çelik kullanılmıştır. Malzeme içeriği ve mekanik özellikleri Çizelge 6.5’te verilmiştir.

6.1.4. Yardımcı malzemeler

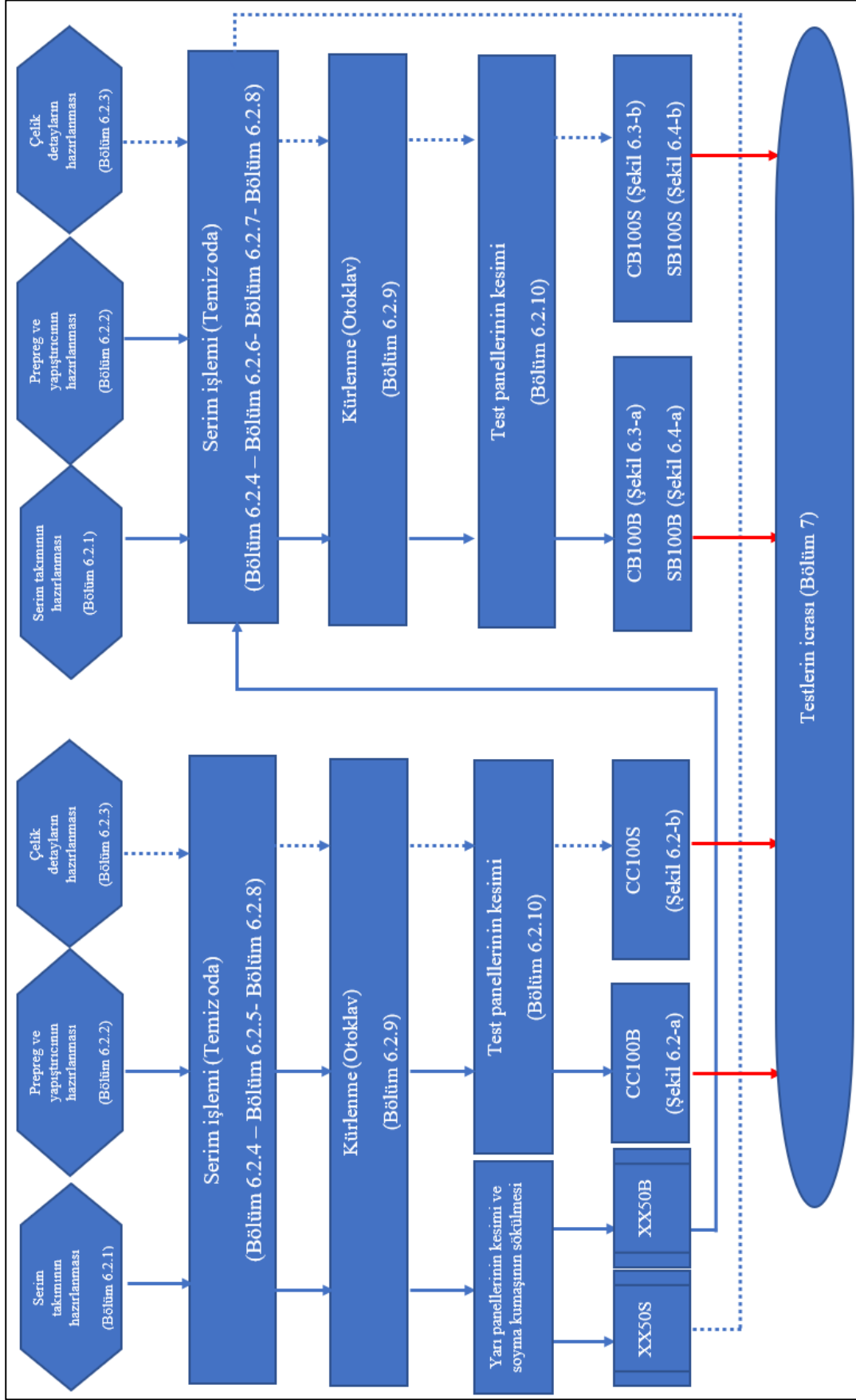
İkincil birleştirme ve eş zamanlı birleştirme proseslerinde parçaların yüzeylerinin hazırlanması için Peel Ply F adı verilen yüzey hazırlama soyma kumaşı kullanılmıştır. Vakum torbası hazırlamak için Airtech firmasının Wrightlon 5200 ve Wrightlon 5200P ayırıcı filmleri (Release Film); nefes alan kumaş (Breather), Airwave 10; ve KM1300 vakum torbası kullanılmıştır. Çelik panellerin yüzey hazırlığı için 180 Grit Al₂O₃ kum kullanılmıştır. Parçalardaki sıcaklık verilerinin kaydedilebilmesi için J tipi ısı çiftleri kullanılmıştır. Serim takımında ayırıcı olarak Henkel firmasının Frekote700 malzemesi kullanılmıştır.

Çizelge 6.5. AMS5517 Kimyasal kompozisyon ve mekanik özellikler [61]

	Element	En az	En çok
Kimyasal Kompozisyon	Karbon	0	0,15
	Manganez	0	2,00
	Silikon	0	1,00
	Fosfor	0	0,040
	Sülfür	0	0,030
	Krom	16,00	18,00
	Nikel	6,00	8,00
	Molibden	0	0,75
	Bakır	0	0,75
	Çekme dayanımı	En az 862 MPa	
Akma dayanımı (%0,2 ofset)	En az 517 MPa		

6.2. Üretim Metodu

Test panelleri TUSAŞ tesislerinde bulunan 100 000 sınıfı temiz oda koşullarında hazırlanmış olup, yine TUSAŞ tesislerinde bulunan otoklavda kürlenmiştir. Proses sıralaması Şekil 6.1’de verilmiştir.



Şekil 6.1. Deneysel çalışmalar sırasında üretilen parçaların proses akış sıralaması

6.2.1. Serim takımının hazırlanması

Serim sırasında çelik serim takımı kullanılmıştır. Üretilen parçaların kürlenme sonrasında takımdan kolay şekilde ayrılabilmesi için serim takımının yüzeyine 3 kat Frekote 700 malzemesi uygulanmıştır. Bu uygulama temiz oda dışında gerçekleştirildikten sonra ayırıcı yüzeyin yeteri kadar kürlenmesi beklenmiş ve herhangi bir kirlenme oluşmaması için korunarak temiz oda operasyonuna dahil edilmiştir.

6.2.2. Prepreg ve yapıştırıcıların hazırlanması

Hexply 8552/AGP280-5HS ve FM300K malzemeleri üretici tarafından belirtilen -18°C 'deki raf ömrü ve oda sıcaklığında geçirebileceği süreler tamamlanmadan prosese dahil edilmiştir. Bu malzemeler -18°C 'de depolandığı için serim işlemi öncesinde, nem geçirmeyen koruyucu paketi açılmadan temiz oda koşullarında üzerinde nem oluşumu gözlenmeyene kadar bekletilmiştir. Bu işlem sayesinde epoksi moleküllerinin havada bulunan nem ile temas etmemesi amaçlanmaktadır. Nemin reçine tarafından absorbe edilmesi hem malzemenin kullanım ömrünün hem de yapısal dayanımının düşmesine yol açmaktadır [14]. Sonrasında malzemeler temiz oda koşullarında koruyucu paketinden çıkarılarak Resim 6.1'de gösterilen otomatik prepreg kesim tezgahında kesilerek serim operasyonuna hazır hale getirilmiştir.

6.2.3. Çelik parçaların hazırlanması

Çelik parçalar önce metil-etil-keton ile temizlenmiş ardından kumlama tezgahında 180 grit kum ile yüzeyi hazırlanmıştır. Parçalar kirlenme olmaması amacıyla korunarak temiz oda operasyonuna dahil edilmiştir. Kumlanmış çelik paneller 4 saat içinde serim işlemine dahil edilmiştir.



Resim 6.1. Otomatik kesim tezgâhı

6.2.4. Serim işlemi

Serim işlemini gerçekleştirmek amacıyla 3 farklı kürlenme prosesine yönelik test parçaları hazırlanmış olup, her bir set yapısında çelik olmadan ve serim işlemine çelik dahil edilerek çalışılmıştır. Test panellerinde kullanılan katman sayısı toplam panel kalınlığını Hazırlanan test panellerinin isimlendirilmesi Çizelge 6.4’te verilmiştir.

Çizelge 6.6. Test panellerinin isimlendirilmesi

Test paneli	Test paneli detayı
CB100B (Co-Bonded - Blank)	Eş Zamanlı Birleştirme – Boş Panel
CC100B (Co-Cured - Blank)	Eş Zamanlı Kürlenme – Boş Panel
SB100B (Secondary Bonded - Blank)	İkincil Birleştirme – Boş Panel
CB100S (Co-Bonded - Steel)	Eş Zamanlı Birleştirme – Çelik
CC100S (Co-Cured - Steel)	Eş Zamanlı Kürlenme – Çelik
SB100S (Secondary Bonded - Steel)	İkincil Birleştirme – Çelik
XX50B	İkincil birleştirme ve eş zamanlı birleştirme yarı panelleri (Boş paneller) için
XX50S	İkincil birleştirme ve eş zamanlı birleştirme yarı panelleri (Çelik paneller)

6.2.5. Eş zamanlı kürlenme

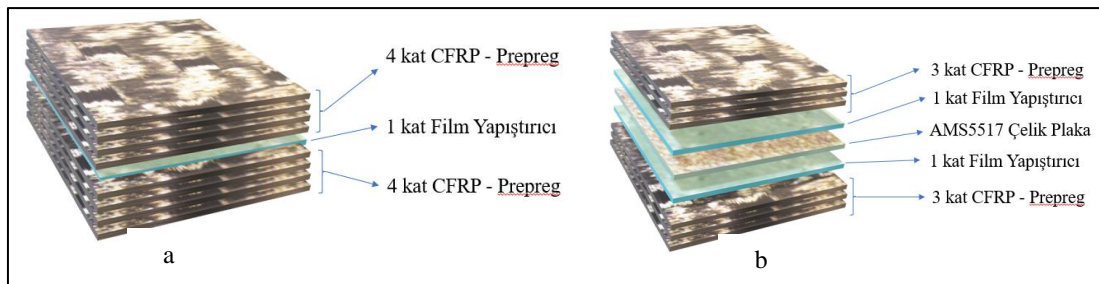
Eş zamanlı kürlenme prosesi için hazırlanmış panellerin serim sıralaması Çizelge 6.7 ve Çizelge 6.8’de, görselleri Şekil 6.2’de verilmiştir. Tüm malzemeler eş zamanlı kürlenme prosesi kullanılarak tek aşamada üretilmiştir.

Çizelge 6.7. CC100B Serim sıralaması

CC100B Eş Zamanlı Kürlenme – Boş Panel	
9.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
8.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
7.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
6.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
5.kat	500 mm x 400 mm FM300K
4.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
3.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
2.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
1.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS

Çizelge 6.8. CC100S Serim sıralaması

CC100S Eş Zamanlı Kürlenme – Çelik Panel	
9.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
8.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
7.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
6.kat	500 mm x 400 mm FM300K
5.kat	400 mm x 300 mm AMS5517 Çelik plaka
4.kat	500 mm x 400 mm FM300K
3.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
2.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
1.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS



Şekil 6.2. Eş zamanlı kürlenme test panelleri, a-CC100B, b-CC100S

6.2.6. Eş zamanlı birleştirme

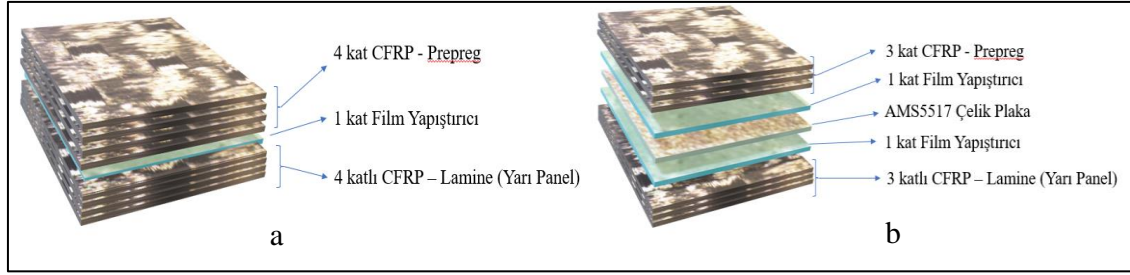
Eş zamanlı birleştirme prosesi için hazırlanmış panellerin serim sıralaması Çizelge 6.9 ve Çizelge 6.10'da belirtilmiştir. Şekil 6.3, eş zamanlı birleştirme prosesi için hazırlanmış panellerin görsel örneklerini içermektedir. Eş zamanlı birleştirme prosesinde kullanılan yarı paneller (Bkz. Çizelge 6.6) önceden kürlendirilmiş ve işlem sırasında her iki yüzeyinde Peel Ply F soyma kumaşı kullanılmıştır. Paneller lamine haline getirildikten sonra serim işleminin hemen öncesinde temiz oda koşullarında Peel Ply F soyularak serim işlemine devam edilmiştir. Eş zamanlı birleştirme işleminde kullanılan yarı paneller önceden kürlenmiş ve bu sırada her iki yüzeyine Peel Ply F uygulanmıştır. Panellerin laminasyon işlemi tamamlandıktan sonra, Peel Ply F serilmiş yüzeyleri temiz oda koşullarında soyularak serim işlemine hazır hale getirilmiştir. Peel Ply F, laminasyon işlemi tamamlandıktan sonra yüzeyden kolayca soyulabilen ve yapışma işlemi öncesinde zımparalama işlemi ile birlikte veya zımparalama işleminin yerine yüzey hazırlığı için kullanılan bir kumaştır. Bu kumaş, laminasyon sonrasında yüzeyde oluşabilecek porozitenin engellenmesi hem de homojen, temiz yapılmaya hazır bir yüzeyin oluşturulması amacıyla kullanılmaktadır [14].

Çizelge 6.9. CB100B Serim sıralaması

CB100B Eş Zamanlı Birleştirme – Boş Panel	
6.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
5.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
4.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
3.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
2.kat	500 mm x 400 mm FM300K
1.kat	CX50B (4 katlı lamine)

Çizelge 6.10. CB100S Serim sıralaması

CB100S Eş Zamanlı Birleştirme – Çelik Panel	
7.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
6.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
5.kat	500 mm (0°) x 400 mm Hexply 8552/AGP280-5HS
4.kat	500 mm x 400 mm FM300K
3.kat	400 mm x 300 mm AMS5517 Çelik plaka
2.kat	500 mm x 400 mm FM300K
1.kat	CX50S (3 katlı lamine)



Şekil 6.3. Eş zamanlı birleştirme test panelleri, a-CB100B, b-CB100S

6.2.7. İkincil birleştirme

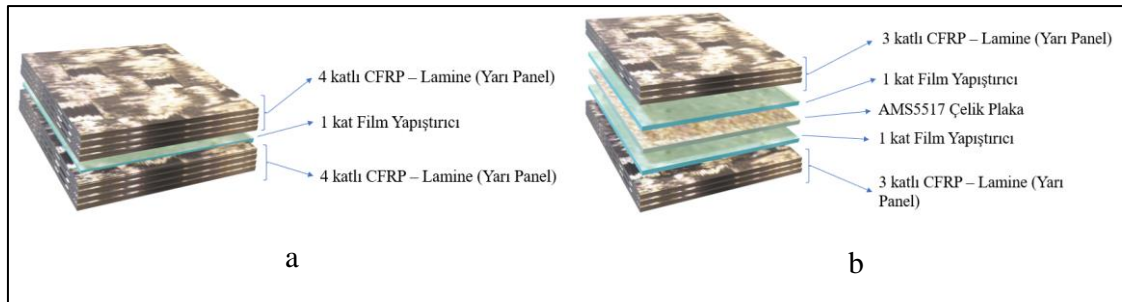
Eş zamanlı birleştirme prosesi için hazırlanmış panellerin serim sıralaması Çizelge 6.11 ve Çizelge 6.12’de, görselleri Şekil 6.4’te verilmiştir. İkincil birleştirme prosesinde kullanılan yarı paneller önceden kürlendirilmiş, her iki yüzeyde Peel Ply F kullanılmıştır. Paneller lamine haline getirildikten sonra serim işlemi öncesinde temiz oda koşullarında Peel Ply F soyulmuş ve böylece serim işlemine hazır hale getirilmiştir.

Çizelge 6.11. SB100B Serim sıralaması

SB100B İkincil Birleştirme – Boş Panel	
3.kat	CX50B (4 katlı lamine)
2.kat	500 mm x 400 mm FM300K
1.kat	CX50B (4 katlı lamine)

Çizelge 6.12. SB100S Serim sıralaması

SB100S İkincil Birleştirme – Çelik Panel	
5.kat	CX50S (3 katlı lamine)
4.kat	500 mm x 400 mm FM300K
3.kat	400 mm x 300 mm AMS5517 Çelik plaka
2.kat	500 mm x 400 mm FM300K
1.kat	CX50S (3 katlı lamine)

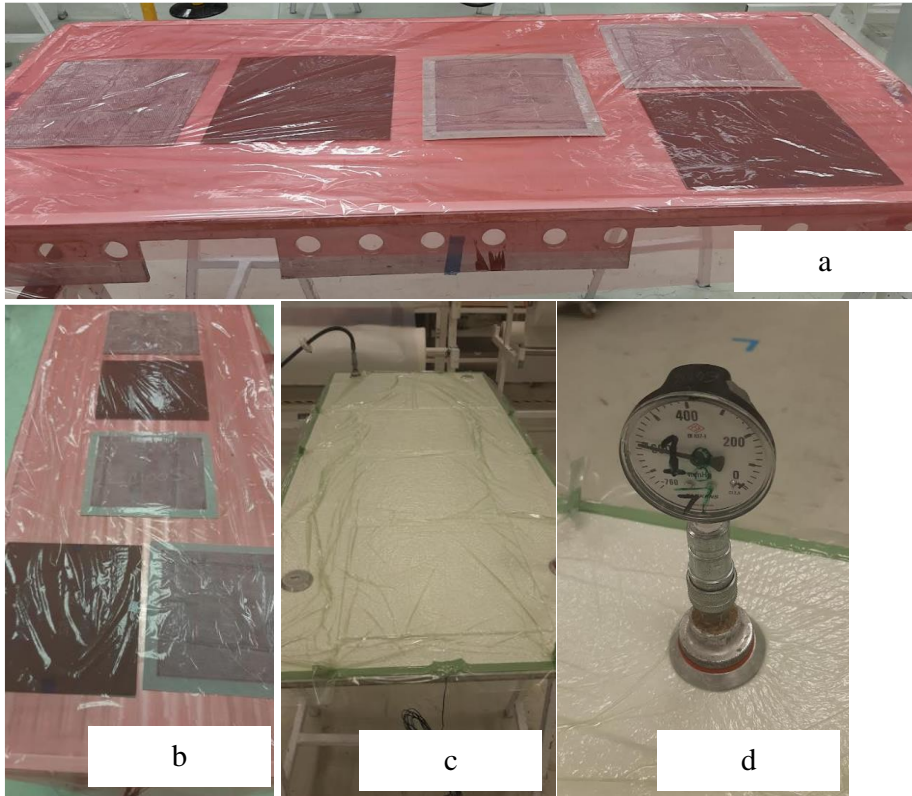


Şekil 6.4. İkincil birleştirme test panelleri, a-SB100B, b-SB100S

Serim işlemi sırasında prepreg ve yapıştırıcının birbirlerine daha iyi yapışması ve aralarındaki boşlukların giderilmesi için delikli Wrightlon 5200P ayırıcı film kullanılarak en az 550 mm Hg'lik bir vakum oluşturacak şekilde ara vakumlama işlemi gerçekleştirilmiştir. Serim işlemi sırasındaki test panelleri ve vakumlama işlemi Resim 6.2'de verilmiştir.

6.2.8. Vakum torbası

Serim işlemi tamamlandıktan sonra paneller vakum torbasına alınarak (Bkz. Şekil 3.1) otoklavdaki kür işlemi öncesinde kaçak testi yapılmıştır. Kaçak testi sırasında vakumlama işlemi durdurulduktan sonra 5 dakika boyunca vakum değerinde düşüş olup olmadığı kontrol edilerek vakum torbasında herhangi bir kaçak olup olmadığı tespit edilmiştir. Uygulama sırasında herhangi bir vakum düşüşü gözlenmemiştir.



Resim 6.2. Serim işlemi, a, b-Test panelleri, c-Ara vakumlama işlemi, d-Vakum saati

6.2.9. Kürlenme – otoklav

Kürlenme işlemi Resim 6.3'te gösterilen otoklavda gerçekleştirildi. Kürlenme sırasında ısınma hızı, polimerizasyon süresi, polimerizasyon sıcaklığı, soğuma hızı ve ortam basıncı

kaydedildi. Kürlenme için belirlenen proses parametreleri ve proses sırasında gerçekleşen parametreler izelge 6.11’de verilmiştir.



Resim 6.3. Otoklav

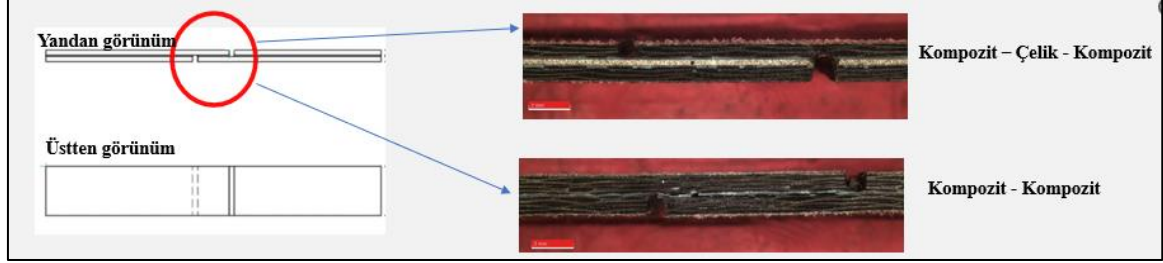
Çizelge 6.13. Kürlenme parametreleri ve proses esnasında kaydedilen değerler

Proses Parametreleri	Eş zamanlı krleme ve yarı paneller (CC100B, CC100S, CX50B, CX50S)	Eş zamanlı birleştirme ve İkincil Birleştirme (CB100B, CB100S, SB100B, SB100S)
Isınma Hızı (1,1-5,0 °C/dk.)	2,86-3,24 °C/dk.	2,7-3,67 °C/dk.
Polimerizasyon Sıcaklığı ve Süresi (170-180°C, 110-130 dk.)	175-180°C, 121-124 dk.	175-179°C, 110-113 dk.
Soğuma Hızı (En fazla 3°C/dk.)	0,80-1,79 °C/dk.	0,81-2,11 °C/dk.
Kürlenme işleminin sonlandırıldığı sıcaklık (En fazla 60°C)	58,8 °C	58,6 °C
Proses boyunca otoklav basıncı (2,7-3,4 bar)	2,9-3,2 bar	2,7-3,2 bar

6.2.10. Test numunelerinin hazırlanması

Krleme işlemi tamamlanan test panelleri otoklavda hazırlandıktan sonra, su jeti ve talama tezgâhı kullanılarak test kuponları oluşturuldu. retimi yapılan tek bindirmeli çekme dayanımı test panelleri, öncelikle istenilen ölçülere getirildi. Daha sonra, Resim 6.4’te gösterildiği Şekilde 12.5 x 25 mm yapışma alanı oluşturacak Şekilde kanallar açılarak hazır hale getirildi. Katmanlar arası kesme dayanımı numuneleri 20 mm (0° prepreg yönü) x 10

mm boyutlarında, DMA numuneleri 35 mm (0° prepreg yönü) x 10 mm boyutlarında hazırlanmıştır.



Resim 6.4. Tek bindirmeli çekme dayanımı test kuponları

7. DENEYSEL ÇALIŞMA

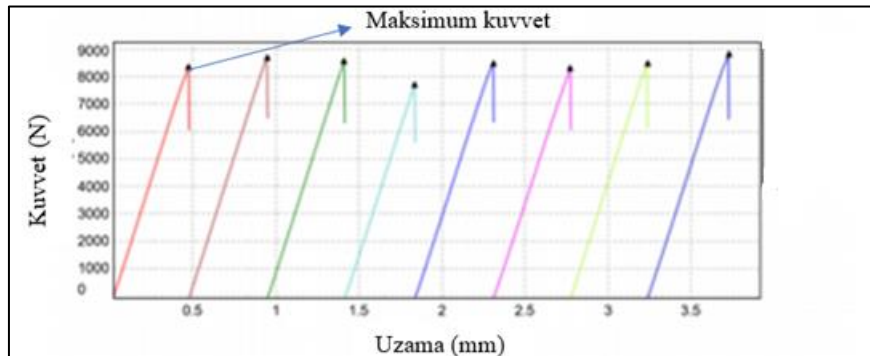
7.1. Karakterizasyon Çalışmaları

Deneysel çalışmalar kapsamında tek bindirmeli çekme dayanımı, katmanlar arası kesme dayanımı ve camlı geçiş sıcaklık değerleri analiz edilmiştir.

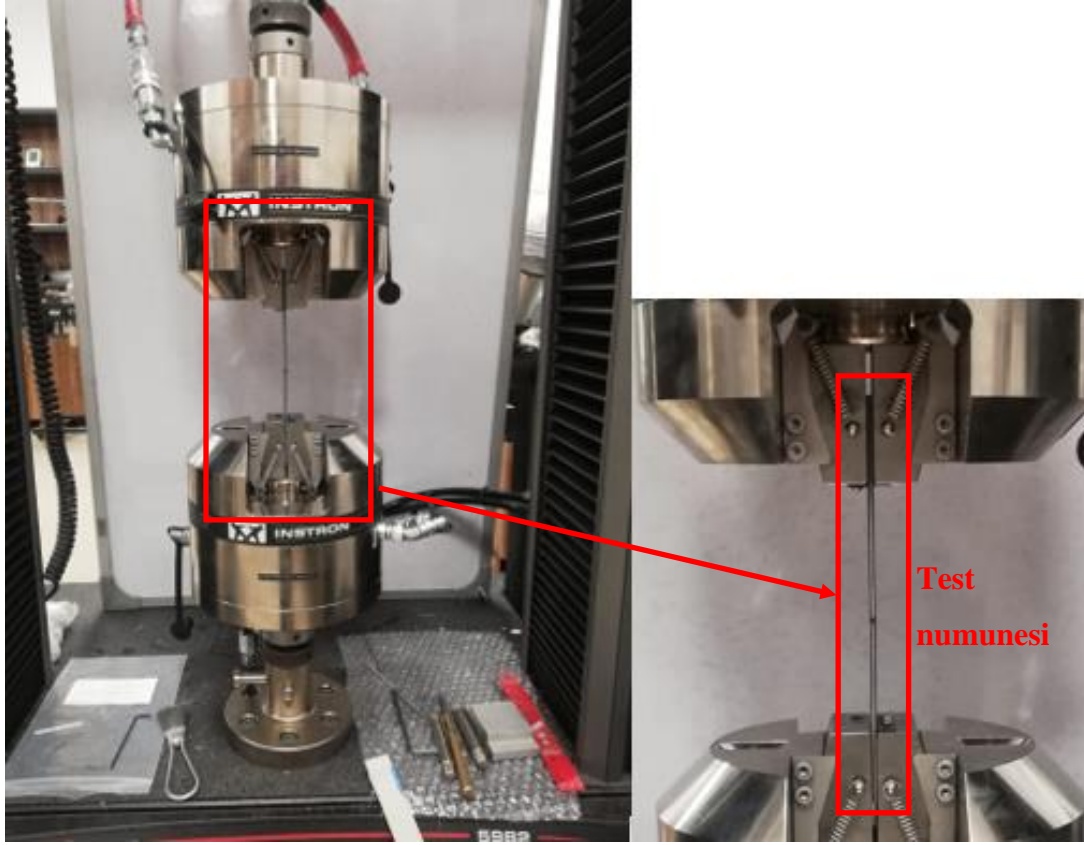
7.1.1. Tek bindirmeli çekme dayanımı

Tek bindirmeli çekme dayanımı testleri Resim 7.1’de verilen 100 kN yük hücreli Instron 5985 model mekanik çekme cihazında ASTM D3165 [62] yöntemine göre gerçekleştirilmiştir. Tek bindirmeli çekme dayanımı Eş.7.1’de belirtildiği şekilde hesaplanmaktadır. Örnek Kuvvet-Uzama grafiği Şekil 7.1’de verilmiştir. Testler tamamlandıktan sonra, test kuponları mikroskop altında 10 kat büyütülerek incelenmiş ve elde edilen mikroskobik görüntüler ve kopma modları (kompozit yapının katmanları arasında ya da yapıştırıcının temas ettiği yüzeylerde) EK-2’de sunulmuştur. Kopma modu, yapışma bölgesinde kohezif olmayan test kuponları hariç tutulmuştur. Bu numunelerde kopma modu yapıştırıcı ile metal arasında ya da yapıştırıcı ile kompozit arasında olmamıştır. Hariç tutulan numunelerden elde edilen mekanik dayanım sonuçları yapışma bölgesindeki dayanımı temsil etmediği için değerlendirme dışında tutulmuştur.

$$\text{Çekme dayanımı (MPa)} = \frac{\text{Maksimum kuvvet (N)}}{\text{Genişlik (mm)} \times \text{Uzunluk (mm)}} \quad (7.1)$$



Şekil 7.1. Tek bindirmeli çekme dayanımı Kuvvet-Uzama grafiği

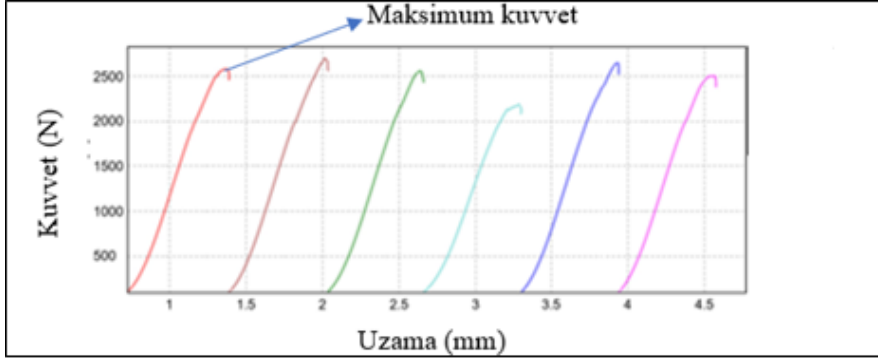


Resim 7.1. Instron 5985 Test cihazı ve tek bindirmeli çekme dayanımı test numunesi

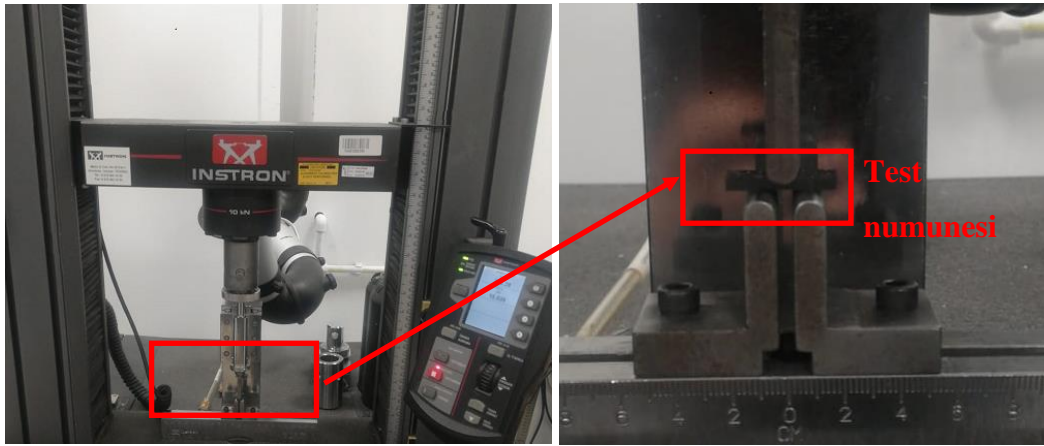
7.1.2. Katmanlar arası kesme dayanımı

Katmanlar arası kesme dayanımı testleri Resim 7.2’de verilen 10 kN yük hücreli Instron 5966 mekanik çekme cihazında EN2563 [63] yöntemine göre gerçekleştirilmiştir. Katmanlar arası kesme dayanımı Eş.7.2’de belirtildiği şekilde hesaplanmaktadır. Örnek Kuvvet-Uzama grafiği Şekil 7.2’de verilmiştir. Testlerin tamamlanmasının ardından test kuponları 100X büyütme ile mikroskop altında incelenmiş ve kopma modunun ne şekilde olduğu değerlendirilmiştir.

$$\text{Katmanlar arası kesme dayanımı (MPa)} = 0,75 \times \frac{\text{Maksimum kuvvet (N)}}{\text{Genişlik (mm)} \times \text{Kalınlık (mm)}} \quad (7.2)$$



Şekil 7.2. Katmanlar arası kesme dayanımı Kuvvet-Uzama grafiği

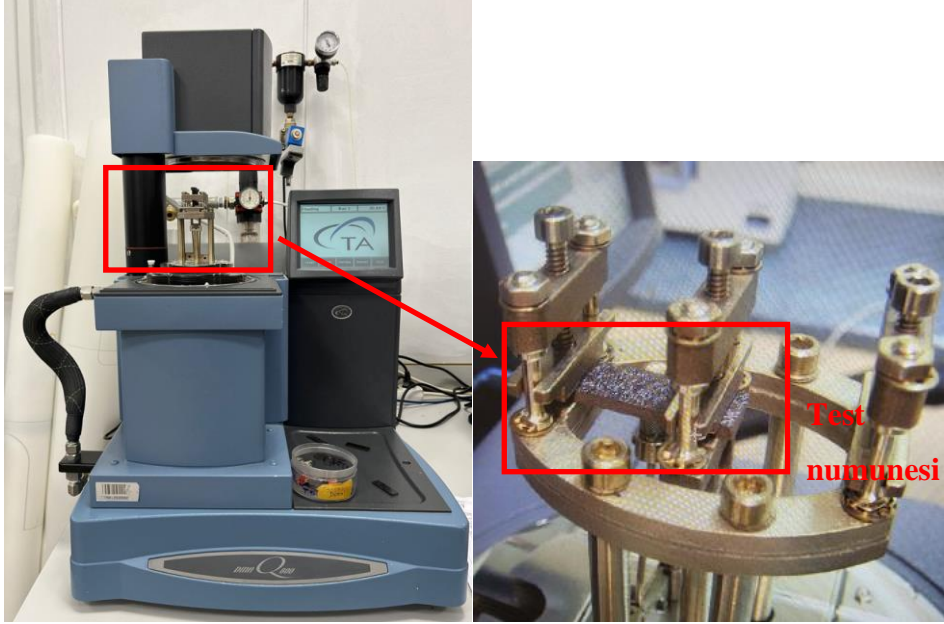


Resim 7.2. Instron 5966 Test cihazı ve katmanlar arası kesme dayanımı test numunesi

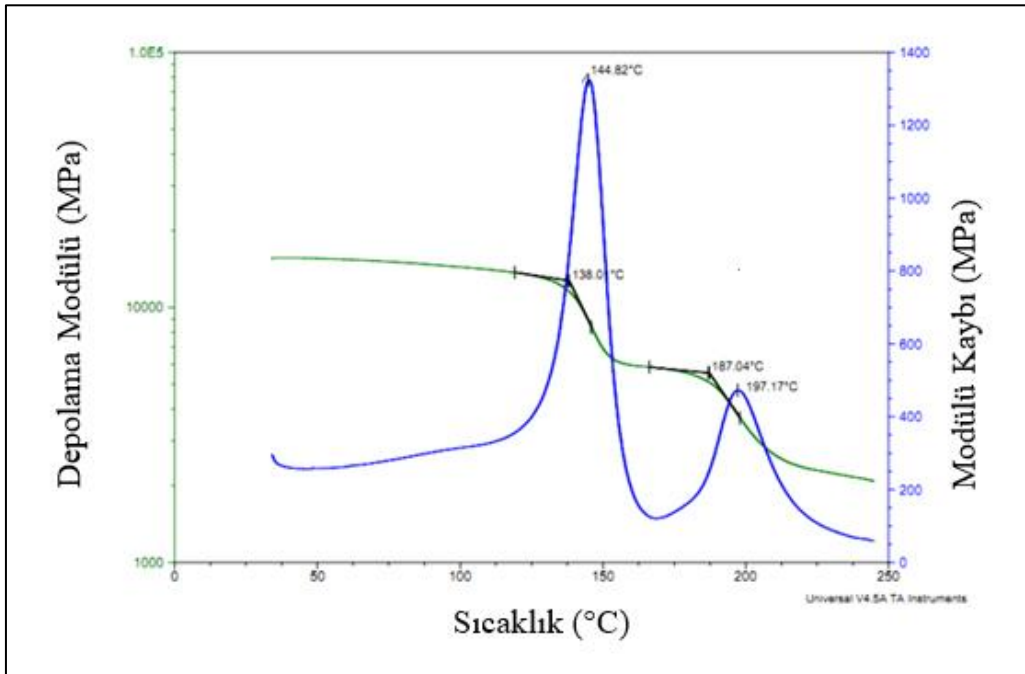
7.1.3. Camsı geçiş sıcaklığı

Camsı geçiş sıcaklığının belirlenmesi için DMA (Differential Mechanical Analyzer) yöntemi kullanılmış, bu amaçla testler Resim 7.3'te verilen TA Instruments DMA-Q-800 cihazında ASTM D7028 [64] yöntemine göre gerçekleştirilmiştir. Testler 10 mm X 35 mm boyutunda hazırlanan numunelerle tek konsol eğme modunda gerçekleştirilmiştir. Test sırasında DMA cihazı, numunenin sıcaklığını dakikada 5°C arttırmak için 1 Hz frekansla salınım yapmıştır. Bu aşamada sıcaklık artırılırken malzemedeki depolama modül değişimi cihaz tarafından sürekli olarak hesaplanarak malzemenin camsı özelliğini kaybederek lastiksi bir özellik gösterdiği sıcaklık değeri camsı geçiş sıcaklığı (T_g) olarak belirlenmiştir. Örnek termogram Şekil 7.3'te verilmiştir. Termogramlar incelendiğinde FM300K ve Hexply 8552 malzemelerinin iki farklı bölgede camsı geçiş sıcaklığı verdiği tespit edilmiştir. Numuneler, test öncesi ve test sonrasında 34X büyütme altında mikroskop ile incelenerek,

bu süreçte oluşabilecek değişiklikler gözlemlenmiştir. Numunelere ait görüntüler EK-6'da sunulmuştur.



Resim 7.3. DMA-Q-800 Test cihazı ve DMA test numunesi

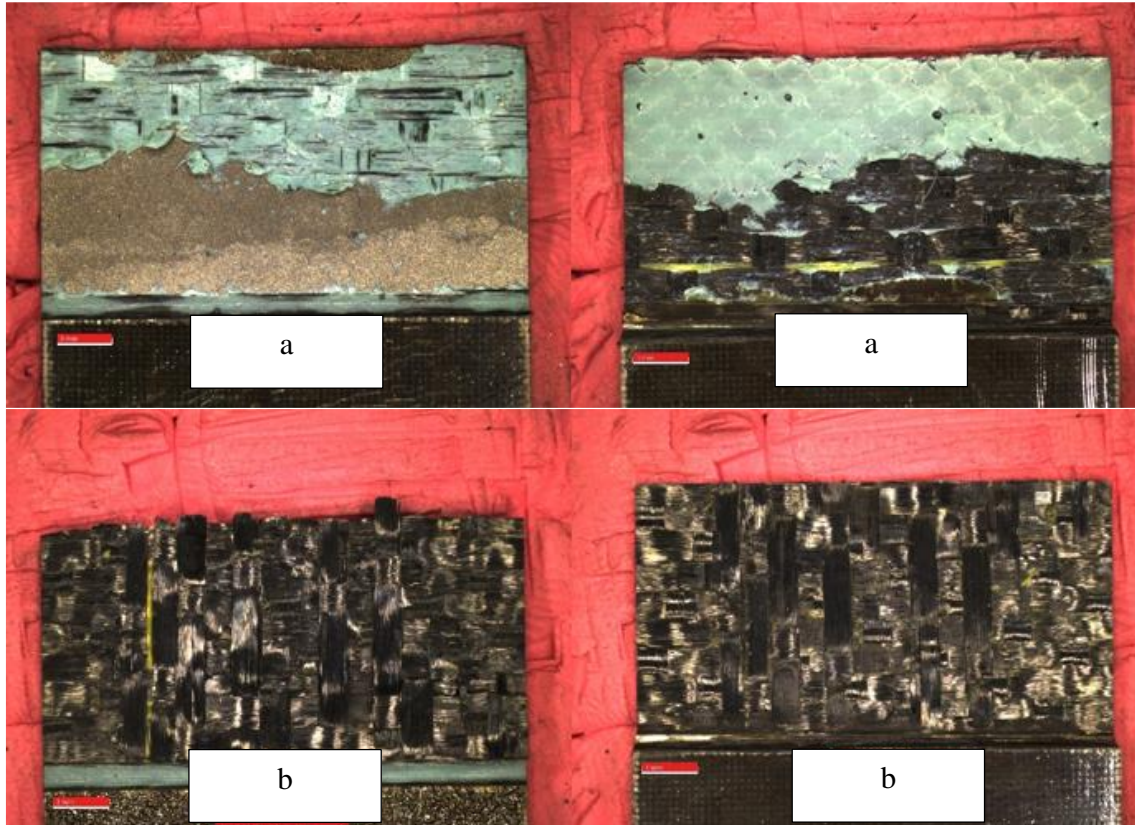


Şekil 7.3. Camsı geçiş sıcaklığı termogramı

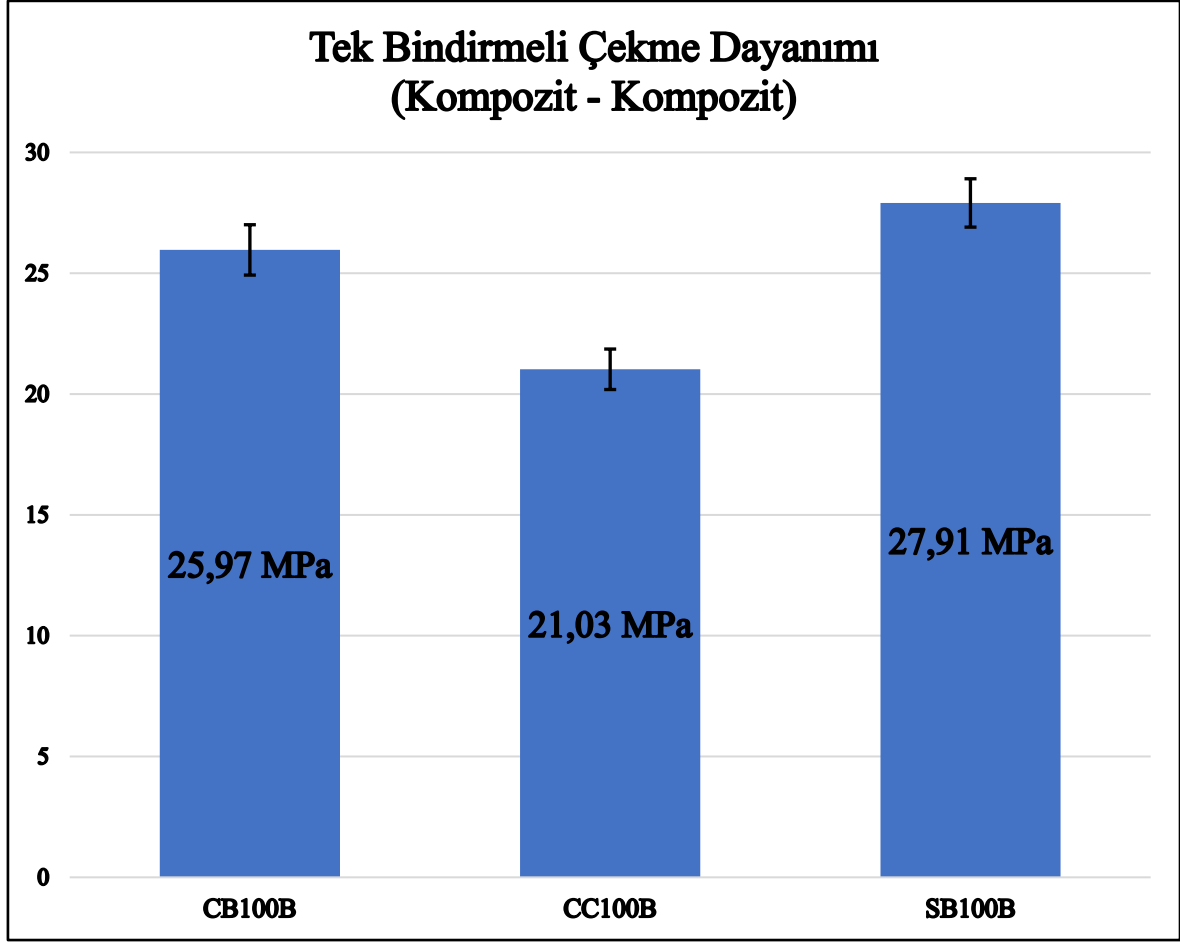
8. BULGULAR VE TARTIŞMA

8.1. Tek Bindirmeli Çekme Dayanımı Sonuçları

Tek bindirmeli çekme dayanımı test sonuçlarına ait kuvvet uzama grafikleri ve Eş. 7.1’de belirtildiği gibi yapılan hesaplamalar (numune boyutları, kırılma anındaki kuvvet ve dayanım değerleri) EK-1’de verilmiştir. Numunelere ait kopma modları incelendiğinde kopma modları yapışma yüzeyinde olan numuneler (Şekil 8.1-a) değerlendirilmiş, kopma modu kompozit katmanları arasında bulunan numuneler (Şekil 8.1-b) değerlendirme dışında tutulmuştur. Numunelerin tamamına ait kopma modları EK-2’de gösterilmiştir. Değerlendirme kapsamında tutulan numunelerin tek bindirmeli çekme dayanımlarının ortalama değerleri Şekil 8.2 ve Şekil 8.3’te sunulmuştur.



Şekil 8.1. Örnek kopma modları: a- kopma modu: yapışma bölgesinde, b- kopma modu kompozit katmanları arasında

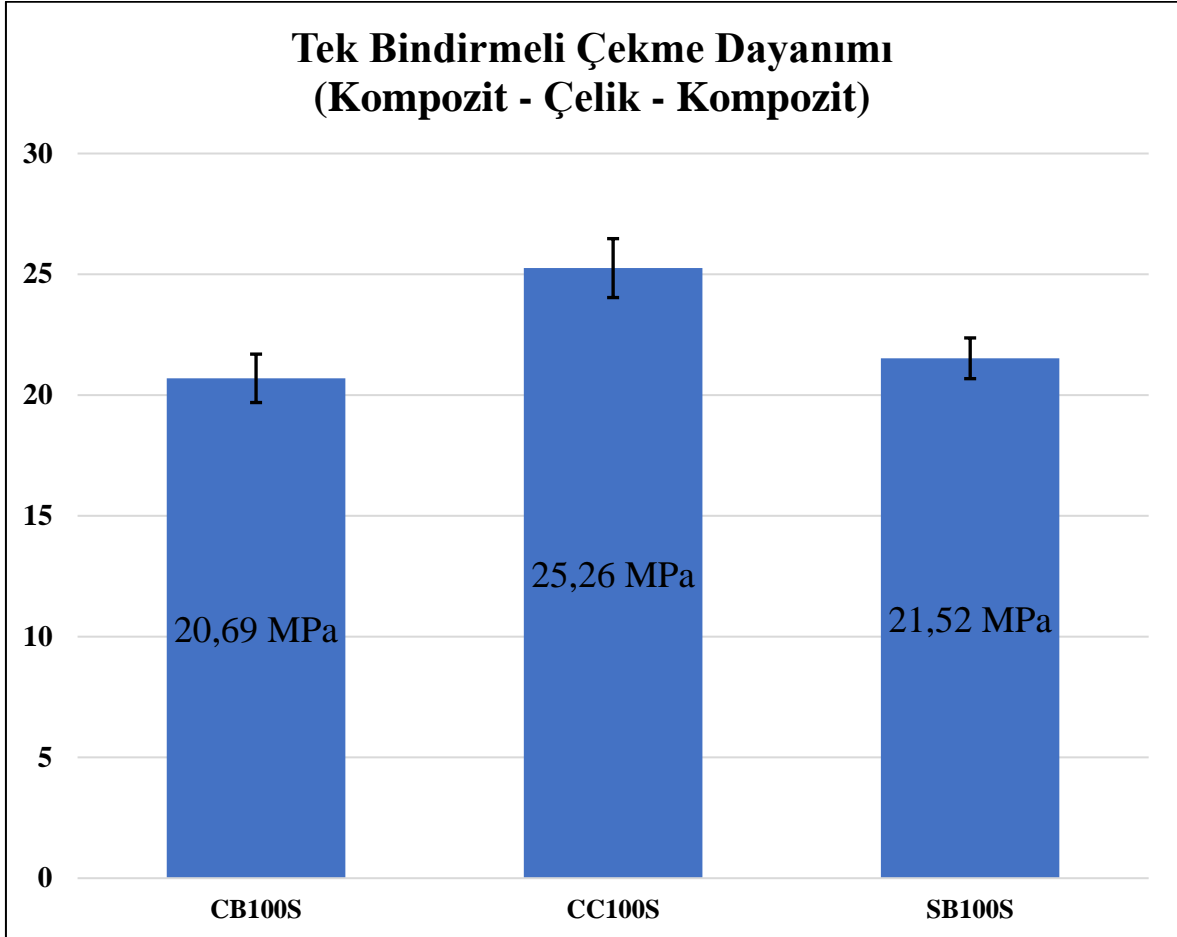


Şekil 8.2. Tek bindirmeli çekme dayanımı test sonuçları (CB100B, CC100B, SB100B)

Çelik içermeyen numunelerin tek bindirmeli çekme dayanımı sonuçları incelendiğinde, dayanım sıralaması ikincil birleştirme, eş zamanlı birleştirme ve eş zamanlı kurlama (İkincil birleştirme (27,91 MPa) > Eş zamanlı birleştirme (25,97 MPa) > Eş zamanlı kurlama (21,03 MPa)) şeklinde gerçekleşmiştir.

Eş zamanlı kurlama, eş zamanlı birleştirme ve ikincil birleştirme yöntemleri kullanılarak yapılan farklı çalışmalarda tek bindirmeli çekme dayanımı değerleri arasında tutarlı bir sonuç elde edilememiştir [13, 19, 21, 22, 27]. Bu çalışmada daha önce yapılan çalışmalarda ön plana çıkan birçok parametre (yapıştırıcı kalınlığı, serim yönleri, parça kalınlığı, yapışma mesafesi) sabit tutulmuş ve yüzey hazırlama işlemi soyma kumaşı (peel ply) kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu şekilde hazırlanan yüzeylerdeki yapışma işleminde mekanik kilitlenme ön plana çıkmaktadır. Yapışma prosesinin genel etkenleri incelendiğinde mekanik kilitlenmenin diğer yapışma mekanizmalarına göre daha üstün olduğu bilinmektedir [26]. Dolayısıyla, diğer çalışmalara kıyasla bu çalışmada kullanılan soyma kumaşının yapıştırıcı

sistemine olan uyumunun göre daha yüksek olmasından dolayı ikincil birleştirme (27,91 MPa) ve eş zamanlı birleştirme (25,97 MPa) işlemleri sırasında daha yüksek dayanım değerleri elde edilmiştir.



Şekil 8.3. Tek bindirmeli çekme dayanımı test sonuçları (CB100S, CC100S, SB100S)

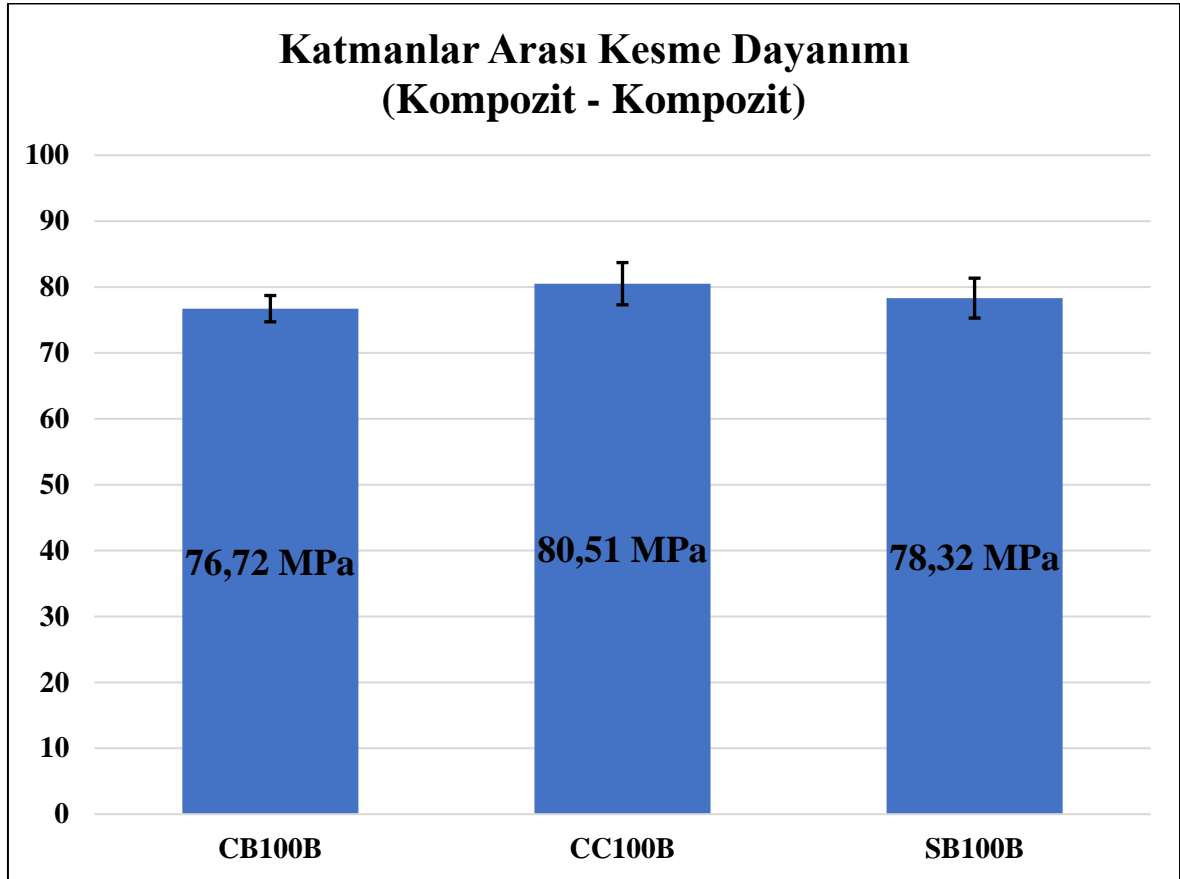
Çelik içeren numunelerde, eş zamanlı kürlenmenin, ikincil birleştirme ve eş zamanlı birleştirmeye göre daha yüksek bir dayanım sergilediği görülmüştür Eş zamanlı kürlenme (25,26 MPa) > İkincil birleştirme (21,52 MPa) = Eş zamanlı birleştirme (20,69 MPa). Ancak ikincil birleştirme ve eş zamanlı birleştirme yöntemleri arasında bir farklılık gözlenmemiştir.

Literatürde kompozit-çelik birleştirme prosesinin mekanik dayanıma etkisini gösteren bir çalışmaya rastlanmamıştır. Bununla birlikte Moretti ve diğerleri tarafından yapılan çalışmada farklı üretim tekniklerinin panellerdeki çarpılmaya (warp) olan etkisi değerlendirilmiş ve bu çalışmada yapıştırıcı kullanılarak yapılan eş zamanlı kürlenme prosesinde çarpılmanın en düşük seviyede olduğu gözlenmiştir. Çarpılmanın fazla olması

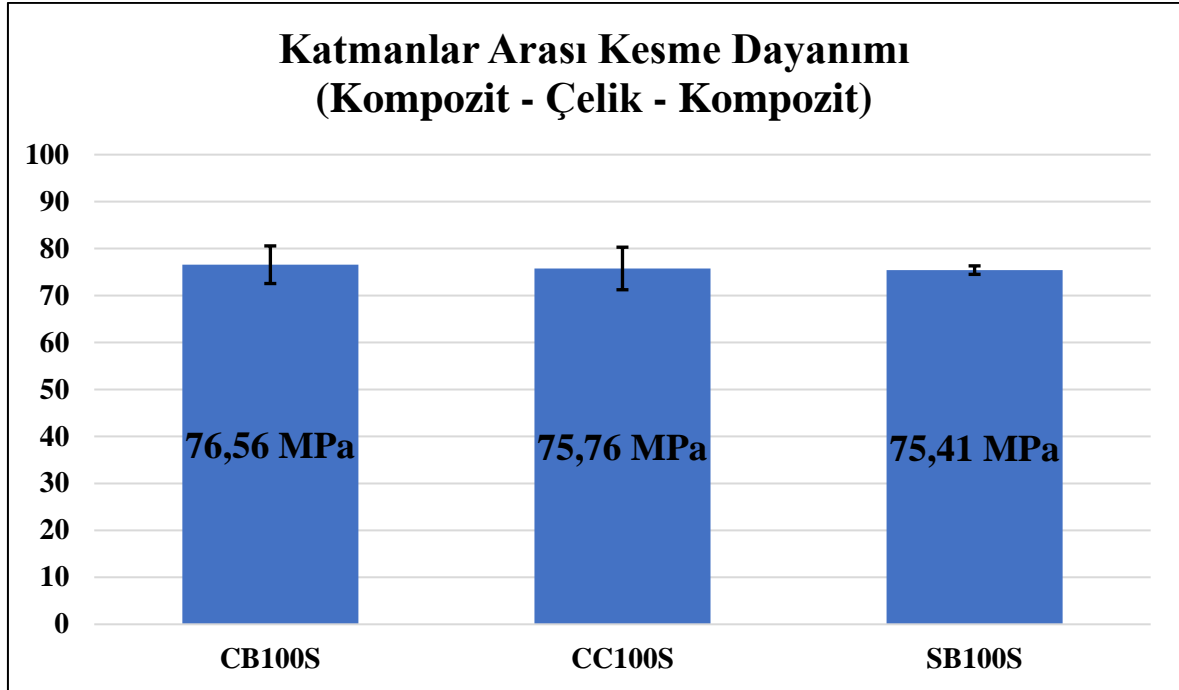
paneller üzerindeki termal gerilim etkisinden kaynaklı olup, bu çalışmada eş zamanlı kürlenme prosesi sırasında en yüksek değerlerin elde edilmiş olması da termal stresin mekanik dayanıma olan etkisi açısından değerlendirildiğinde, ilgili çalışma ile benzerlik göstermektedir [49].

8.2. Katmanlar Arası Kesme Dayanımı Test Sonuçları

Katmanlar arası kesme dayanımı test sonuçlarına ait kuvvet uzama grafikleri ve Eř. 7.2’de belirtildiği gibi yapılan hesaplamalar (numune boyutları, kırılma anındaki kuvvet ve dayanım değerleri) EK-3’te verilmiştir. Katmanlar arası kesme dayanımlarının ortalama değerleri şekil 8.4 ve şekil 8.5’te sunulmuştur.

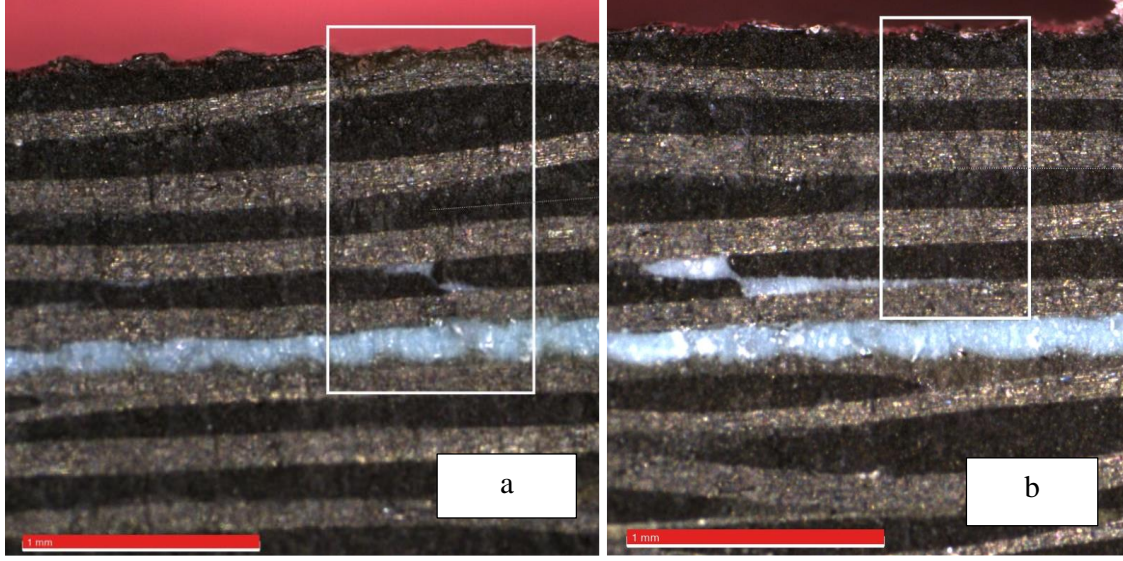


şekil 8.4. Katmanlar arası kesme dayanımı test sonuçları (CB100B, CC100B, SB100B)



Şekil 8.5. Katmanlar arası kesme dayanımı test sonuçları (CB100S, CC100S, SB100S)

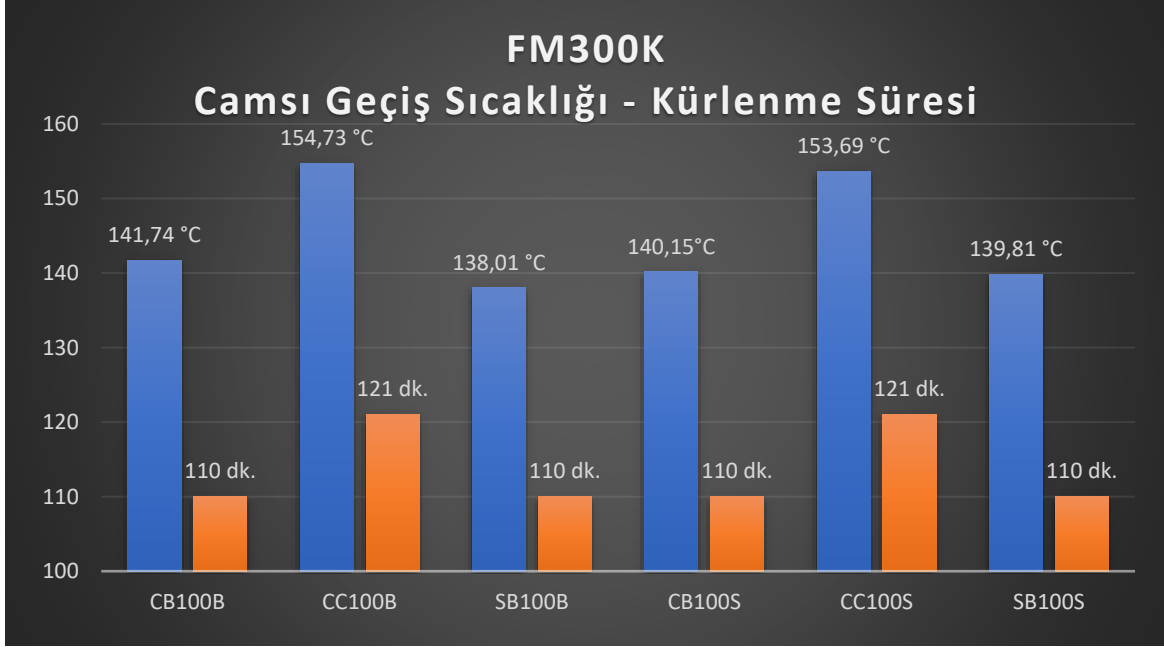
Katmanlar arası kesme dayanımı sonuçları 100X büyütme altında incelendiğinde, tüm kırılmaların Hexply 8552 katmanları arasında tek katman kırılması (Şekil 8.6-a) ya da çoklu katman kırılması (Şekil 8.6-b) şeklinde meydana geldiği görülmüştür. Diğer numunelere ait mikroskop görüntüleri EK-4'te sunulmuştur. Bu duruma ek olarak, çelik içermeyen numuneler %3,5 daha yüksek bir dayanım göstermiştir. Ancak bu sonuçlar katmanlar arası test sonuçları açısından ihmal edilebilecek düzeyde bir farklılıktır. Daha önce yapılan çalışmalarda katmanlar arası kesme dayanımına benzer geometride gerçekleştirilen 4 nokta bükme testinde ikincil birleştirme işleminde daha yüksek sonuçlar elde edilmiştir [22]. Bu çalışmada kompozit-yapıştırıcı-kompozit ve kompozit-yapıştırıcı-çelik birleşme bölgelerinde herhangi bir kopma modu gözlenmemiştir. Numune geometrisine yönelik tüm parametrelerin sabit tutulduğu için yapısında çelik bulunan ve çelik bulunmayan test numunelerinde kompozit katmanları arasında kırılma sonucunda birbirine benzer sonuçlar elde edilmiştir. Yapısında çelik bulunan numunelerde elde edilen sonuçların daha düşük olması çelik ve kompozit arasındaki ısıl genleşme farklılığının mekanik dayanıma olan negatif etkisinden kaynaklı olduğu şeklinde yorumlanmıştır [49].



Şekil 8.6. Katmanlar arası kesme dayanımı numunelerinde kopma modları: a- Çok katmanlı kırılma, b-Tek katmanlı kırılma

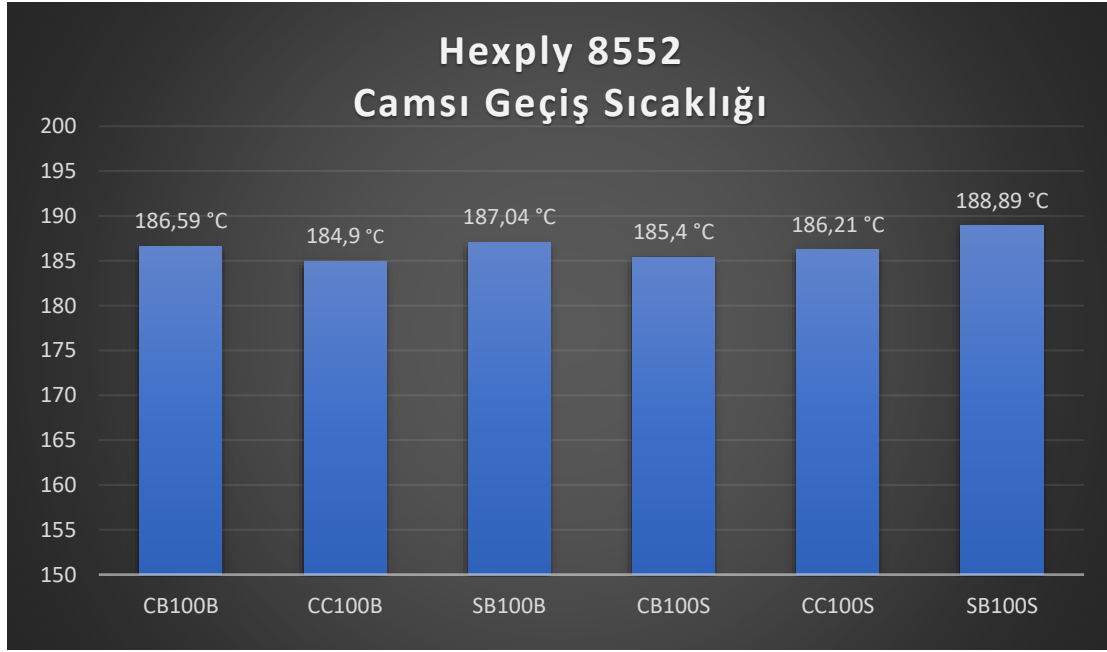
8.3. Camsı Geçiş Sıcaklığı Test Sonuçları

Camsı geçiş sıcaklığının belirlenmesi için elde edilen termogramlar EK-5'te verilmiştir. Termogramların analizi sonucunda, yapıştırıcı sistemi ve karbon takviyeli epoksi reçinesinin farklı sıcaklık aralıklarında farklı camsı geçiş sıcaklıklarına sahip olduğu gözlemlenmiştir. Eş zamanlı kurlenme prosesi ile üretilen test panellerinde (CC100B: 154,73°C, CC100S: 153,69°C) camsı geçiş sıcaklıkları incelendiğinde, FM300K malzemesinin camsı geçiş sıcaklığında diğer proseslerle üretilen test panellerine (CB100B: 141,74°C, CB100S: 140,15°C, SB100B: 138,01°C, SB100S: 139,81°C) kıyasla ortalama 13°C'lik bir artış olduğu gözlenmiştir. Şekil 8.7'de FM300K malzemesine ait camsı geçiş sıcaklıkları ve polimerleşme süreleri verilmiştir.



Şekil 8.7. FM300K malzemesine ait camsı geçiş sıcaklığı ve polimerleşme süreleri

Polimerleşme süresi ve sıcaklığının yüksek olması durumu camsı geçiş sıcaklığını artırması beklenen bir durumdur [65]. Bu çalışmada eş zamanlı kürlenme prosesindeki FM300K malzemesinin polimerizasyon süresi ikincil birleştirme ve eş zamanlı birleştirme proseslerindeki polimerizasyon süresinden 11 dakika uzun (Bkz. Çizelge 6.11) gerçekleşmiştir. Karşılaşılan durum daha önce yapılan çalışma ile paralellik göstermektedir [65]. Ancak, Şekil 8.8’de verildiği şekilde Hexply 8552 malzemesi için elde edilen verilerde camsı geçiş sıcaklıkları arasında herhangi bir farklılık gözlenmemiştir.



Şekil 8.8. FM300K malzemesine ait camsı geçiş sıcaklığı

9. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Kompozit-kompozit konfigürasyonunda üretilen parçaların tek bindirmeli çekme dayanımı değerleri incelendiğinde, en yüksek dayanımın sırasıyla ikincil birleştirme (SB100B: 27,91 MPa), eş zamanlı birleştirme (CB100B: 25,97 MPa) ve eş zamanlı kürlenme (CC100B: 21,03 MPa) yöntemleriyle elde edildiği görülmektedir. Bu sıralama kullanılan soyma kumaşının yüzey hazırlığına olan olumlu etkisinden kaynaklanmıştır.—İkincil birleşme sırasında yapıştırıcının temas ettiği tüm yüzeyler soyma kumaşı ile hazırlanırken, eş zamanlı birleştirme sırasında ise sadece bir yüzey soyma kumaşı ile hazırlanmıştır. Eş zamanlı kürlenme sırasında ise soyma kumaşı olmadığından yüzey hazırlığına bir etkisi yoktur. Bu nedenle, yapıştırıcının temas ettiği tüm yüzeylerin soyma kumaşı ile hazırlanmış olması, çekme dayanımını artıran bir faktör olarak değerlendirilmiştir.

Eş zamanlı kürlenme yöntemi ile üretilen Kompozit-çelik-kompozit konfigürasyon yapısının tek bindirmeli çekme dayanımı değerleri diğer yöntemlere kıyasla daha yüksektir (CC100S: 25,26 MPa). Eş zamanlı birleştirme (CB100S: 20,69 MPa) ve ikincil birleştirme (SB100S: 21,52 MPa) prosesleri ise yaklaşık olarak aynı sonucu vermiştir. Malzeme yapısında oluşabilecek termal gerilimlerin mikro seviyede çatlaklar oluşturduğu ve dayanım değerlerini düşürdüğü bilinmektedir [13, 66]. Prepreg formundaki malzemeler, liflerin reçine ile önceden doyurulmuş halidir ve ısınma sırasındaki genleşme farkı daha az olduğu için eş zamanlı kürlenme yöntemi daha yüksek bir dayanım değeri sağlayabilir. Lamine haline getirilmiş yarı panellerin çelik ile birleştirilmesi sırasında eş zamanlı veya ikincil birleştirme yapıldığında, çelik ve lamine paneller arasındaki ısıl genleşme farkı nedeniyle ısınma ve soğuma sırasında termal gerilimler oluşabilmektedir. Bu gerilimlerin yapışma dayanımını azalttığı düşünülmektedir.

Katmanlar arası kesme dayanımı için üretilen test numunelerinin kopma modları ve kırılmanın gerçekleştiği bölgeler incelendiğinde tüm numunelerdeki kırılmanın kompozit katmanları arasında olduğu gözlenmiştir. Kopma modları katmanların tekli ya da çoklu kırılması şeklinde ortaya çıkmıştır. Yapışma bölgesinde oluşan dayanım değerleri kompozit katmanları arasındaki kesme geriliminden yüksek olduğu için test sırasında ilk kırılma kompozit katmanları arasında gözlenmiştir. Numunelerin hiçbirinde yapıştırıcı ya da yapıştırıcıya komşu katmanlarda kırılma gözlenmemiştir. Elde edilen sonuçlar bu durumu desteklemektedir. Kompozit- kompozit konfigürasyonu ile üretilen panellerde (CB100B,

CC100B, SB100B) ortalama 78,52 MPa, kompozit- çelik-kompozit konfigürasyonu ile üretilen panellerde (CB100S, CC100S, SB100S) ortalama 75,84 MPa dayanım elde edilmiştir. Ancak iki konfigürasyon arasında ortaya çıkan %3,5 mertebesindeki farklılık bu test açısından kabul edilebilir düzeyde bir farklılık olmakla birlikte çelik ve kompozit arasındaki ısıl genleşme farklılığının oluşturduğu termal kalıntı gerilimlerinin mekanik dayanıma olan etkisi nedeniyle olduğu değerlendirilmiştir.

Camsı geçiş sıcaklığı için üretilen numunelerin DMA cihazı ile elde edilen termogramları incelendiğinde kullanılan yapıştırıcının ve karbon fiber takviyeli kompozit yapının termal davranışlarının farklı olduğu, başka bir deyişle camsı geçiş sıcaklıklarının farklı olduğu gözlenmiştir. Eş zamanlı kürlenme prosesi sonucunda yapıştırıcının camsı geçiş sıcaklığında (CC100B: 154,73°C, CC100S: 153,69°C) diğer proseslere kıyasla (CB100B: 141,74°C, CB100S: 140,15°C, SB100B: 138,01°C, SB100S: 139,81°C) 13°C'lik bir artış olduğu görülmüştür. Camsı geçiş sıcaklığına etki edebilecek parametrelerin başında gelen polimerizasyon parametreleri incelendiğinde eş zamanlı kürlenme prosesi ile üretilen numunelerin eş zamanlı birleştirme ve ikincil birleştirme yöntemiyle üretilen numunelere kıyasla 11 dakika daha uzun süreyle polimerleşme sıcaklığı aralığında beklediği görülmüştür. Polimerleşme süresi ve sıcaklığının artırılması camsı geçiş sıcaklığını doğrudan arttırmıştır. Yapıştırıcının camsı geçiş sıcaklığı, benzer kürlenme süresine maruz kalmış numunelerde birbirine yakın çıkıyorsa, bu durum kürlenme prosesi seçiminin camsı geçiş sıcaklığına doğrudan etki etmediği ve camsı geçiş sıcaklığının doğrudan kürlenme süresi ve sıcaklığı ile ilgili olduğu şeklinde değerlendirilebilir.

Eş zamanlı kürlenme, eş zamanlı birleştirme ve ikincil birleştirme proseslerinin tek bindirmeli çekme dayanımına etkisi olduğu ancak camsı geçiş sıcaklığı ve katmanlar arası kesme dayanımına bir etkisi olmadığı değerlendirilmiştir.

Kompozit-çelik-kompozit konfigürasyonuna sahip hibrit bir yapının yapışmaya yönelik özellikleri incelendiğinde ve bu çalışma kapsamındaki parametreler (yapışma geometrisi, parçalara uygulanan yüzey hazırlama teknikleri, yapıştırıcı kalınlığı) ile çalışıldığında eş zamanlı kürlenme işleminin dayanım anlamında tercih edilmesi gerektiği söylenebilir. Ancak sabit tutulan proses parametrelerinden bir ya da birkaçının değiştirilmesi sonucunda farklı sonuçlar alınması söz konusu olabilir. Bununla birlikte, ihtiyaç duyulabilecek tamir operasyonları için bu çalışmadaki parametrelerin kullanılması sonucunda bile ikincil

birleştirme ya da eş zamanlı birleştirme uygulamalarının tercih edilebileceği göz önünde bulundurulmalıdır. Bu durumda da dayanım gereksinimlerinin tekrar gözden geçirilmesi uygun olacaktır.

Raporun ortaya koyduğu sonuçlar ve çıkarımlar, bu çalışmada kullanılan malzemelere, yöntemlere ve parametrelere bağlı olarak elde edilmiştir. Benzer bir çalışmada yapışmayı etkileyebilecek proses parametrelerinin (parça geometrisi, yapışma mesafesi, yapıştırıcı kalınlığı, farklı termal genleşme özelliğine sahip malzemelerin kullanımı, yüzey hazırlama prosesleri v.b.) değiştirilmesi, bu çalışmada elde edilenden farklı sonuçlar ortaya çıkarabilir. Genel olarak literatürdeki çalışmalar arasında da bir fikir birliği olmaması [13, 27] her bir proses parametresinin tüm yönleriyle değerlendirilmesi gerektiğini ortaya koymaktadır. Bunun yanı sıra, havacılıkta yeni bir üretim tekniği geliştirilirken proseslerin ve parçaların niteliklerinin belirlenmesi süreçleri ayrı ayrı ele alınmaktadır. Her bir parçanın üretim süreci için tüm proses parametrelerinin bir arada düşünülerek değerlendirilmesi gerektiği konusu, havacılıkta yeni bir üretim tekniği geliştirilirken kalifikasyon süreçleri sırasında önem kazanmaktadır.

KAYNAKLAR

1. Miller, S. (1995). Advanced materials mean advanced engines. *Interdisciplinary Science Reviews*, 20(4), 117–129.
2. Campanile, G., Prisco, A., Squillace, A., Bitondo, C., Dionoro, G., Buonadonna, P., Tronci, A., Fratini, L., and Palmeri, D. (2011). FSW of AA2139-T8 butt joints for aeronautical applications. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications*, 225(2), 87–101.
3. Boyer, R. (2001). Aircraft materials. *Encyclopedia of Materials: Science and Technology*, 2(3), 66–73.
4. Arif, M., Asif, M., and Ahmed, I. (2017). Advanced composite material for aerospace application-a review, *International Journal of Engineering and Manufacturing Science*. 7(2), 393-409
5. Dorworth, L. C. and Dillingham, G. (2017, March). *Fundamentals of adhesive bonding of composite materials*. AeroDef Manufacturing Conference, Texas, 25-32.
6. Mangalgi, P. D. (1999). Composite materials for aerospace applications. *Bulletin of Materials Science*, 22(3), 657–664.
7. Gopal, K. V. N. (2016). Product design for advanced composite materials in aerospace engineering. *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering*, 8(4), 413–428.
8. Mangino, E., Carruthers, J. and Pitarresi, G. (2007). The future use of structural composite materials in the automotive industry. *International Journal of Vehicle Design*, 44(3/4), 211.
9. Chowdhury, N. M., Chiu, W. K., Wang, J. and Chang, P. (2016). Experimental and finite element studies of bolted, bonded and hybrid step lap joints of thick carbon fibre/epoxy panels used in aircraft structures. *Composites Part B: Engineering*, 100, 68–77.
10. Jun, J., Lim, Y., Li, Y., Warren, C. and Feng, Z. (2021). Mitigation of galvanic corrosion in bolted joint of AZ31B and carbon fiber-reinforced composite using polymer insulation. *Materials*, 14(7), 1670.
11. Oplinger, D. W. (1998). Mechanical fastening and adhesive bonding. *Handbook of Composites*, 6(7), 610–666.
12. Shan, M., Guo, K., Gou, G., Fu, Z., Yang, B. and Lu, W. (2019). Effect of anodizing on galvanic corrosion behavior of T300 cfrp/5083p-o al bolted joints. *Materials and Corrosion*, 71(3), 409–418.
13. Song, M.-G., Kweon, J.-H., Choi, J.-H., Byun, J.-H., Song, M.-H., Shin, S.-J. and Lee, T.-J. (2010). Effect of manufacturing methods on the shear strength of composite single-lap bonded joints. *Composite Structures*, 92(9), 2194–2202.

14. Miracle, D. B., and Donaldson, S. L. (2001). *Asm handbook Volume 21*. ASM International. 339, 582, 670, 1010-1012, 1128, 1154, 1451-1453, 1814, 2028, 2121, 2356
15. Markatos, D. N., Tserpes, K. I., Rau, E., Markus, S., Ehrhart, B. and Pantelakis, S. (2013). The effects of manufacturing-induced and in-service related bonding quality reduction on the mode-I fracture toughness of composite bonded joints for aeronautical use. *Composites Part B: Engineering*, 45(1), 556–564.
16. Pantelakis, S. and Tserpes, K. I. (2013). Adhesive bonding of composite aircraft structures: Challenges and recent developments. *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*, 57(1), 2–11.
17. Silva, M. A. G., Biscaia, H. and Ribeiro, P. (2019). On factors affecting CFRP-steel bonded joints. *Construction and Building Materials*, 226, 360–375.
18. Qian, Z. and Akisanya, A. R. (1998). An experimental investigation of failure initiation in bonded joints. *Acta Materialia*, 46(14), 4895–4904.
19. Budhe, S., Banea, M. D., de Barros, S. and da Silva, L. F. M. (2017). An updated review of adhesively bonded joints in composite materials. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 72, 30–42.
20. Banea, M. D. and da Silva, L. F. (2009). Adhesively bonded joints in composite materials: An Overview. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications*, 223(1), 1–18.
21. Jeevi, G., Nayak, S. K. and Abdul Kader, M. (2019). Review on adhesive joints and their application in hybrid composite structures. *Journal of Adhesion Science and Technology*, 33(14), 1497–1520.
22. Kadioglu, F., Avil, E., Ercan, M. E. and Aydogan, T. (2018). *Effects of different overlap lengths and composite adherend thicknesses on the performance of adhesively-bonded joints under tensile and bending loadings*. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 369, 012034.
23. Kim, K.-S., Yoo, J.-S., Yi, Y.-M. and Kim, C.-G. (2006). Failure mode and strength of uni-directional composite single lap bonded joints with different bonding methods. *Composite Structures*, 72(4), 477–485.
24. Hussain, M. I., Zain, Z. M., Ying, C. J. and Sin, T. C. (2016, March). *Effect of humidity on physical properties of prepreg and adhesive film of composite material manufacturing*. Proceedings of the Sixth International Conference on Industrial Engineering and Operations Management, Malaysia, 8-10.
25. Wang, Z. and Xian, G. (2021). Effects of thermal expansion coefficients discrepancy on the CFRP and steel bonding. *Construction and Building Materials*, 269, 121356.
26. Zhou, Y., Fan, M. and Chen, L. (2016). Interface and bonding mechanisms of plant fibre composites: An overview. *Composites Part B: Engineering*, 101, 31–45.

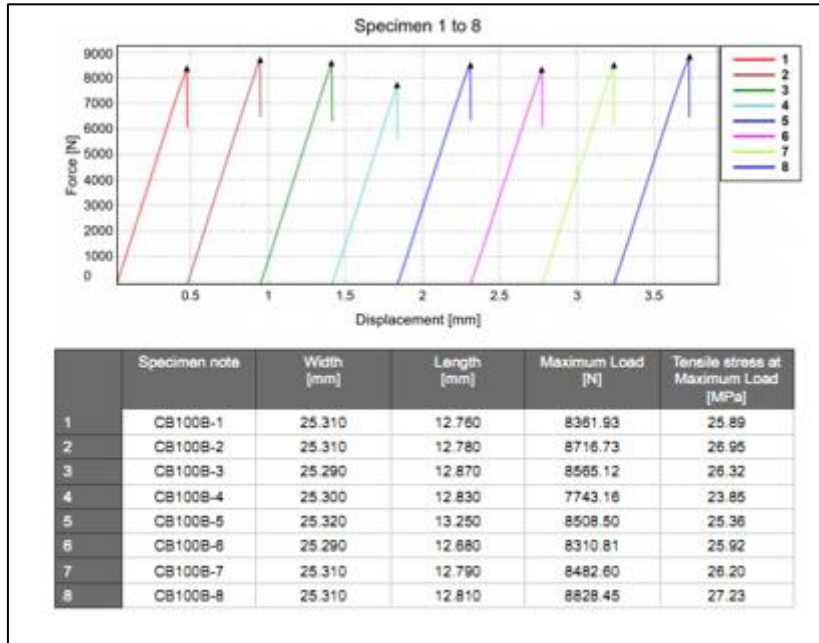
27. Park, S.-J. and Seo, M.-K. (2011). *Interface science and composites*. Amsterdam: Elsevier, 433-481.
28. Kalemtaş, A. (2015). *Seramik matrisli kompozit malzemeler*. Bursa: Putech and Composites, 20-26.
29. Kalemtaş, A. (2014). *Metal matrisli kompozitlere genel bir bakış*. Bursa: Putech&Composites, 18-30.
30. İnternet: Tenney, D. R. and Dexter, H. B. (1985, January). *Advances in composites technology- NASA technical reports server (NTRS)*. Web: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19850008739>, Son Erişim Tarihi: 11/04/2023.
31. Jin, F.-L., Li, X. and Park, S.-J. (2015). Synthesis and application of epoxy resins: A Review. *Journal of Industrial and Engineering Chemistry*, 29, 1–11.
32. Mangalgiri, P. D. (1999). Composite materials for aerospace applications. *Bulletin of Materials Science*, 22(3), 657–664.
33. Tang, K., Zhang, A., Ge, T., Liu, X., Tang, X. and Li, Y. (2021). Research progress on modification of phenolic resin. *Materials Today Communications*, 26, 101879.
34. AZIZ, S., ANSELL, M., CLARKE, S. and PANTENY, S. (2005). Modified polyester resins for natural fibre composites. *Composites Science and Technology*, 65(3-4), 525–535.
35. Islam, M. N., Ar-Rashid, H., Islam, F., Karmaker, N., Koly, F. A., Mahmud, J., Keya, K. N. and Khan, R. A. (2019). Fabrication and characterization of E-glass fiber reinforced unsaturated polyester resin based composite materials. *Nano Hybrids and Composites*, 24, 1–7.
36. Chang, I. Y. and Lees, J. K. (1988). Recent development in Thermoplastic Composites: A review of Matrix Systems and processing methods. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 1(3), 277–296.
37. Dixit, A. and Mali, H. S. (2013). Modeling techniques for predicting the mechanical properties of woven-fabric textile composites: A Review. *Mechanics of Composite Materials*, 49(1), 1–20.
38. Stringer, L. G. (1989). Optimization of the wet lay-up/vacuum bag process for the fabrication of carbon fibre epoxy composites with high fibre fraction and low void content. *Composites*, 20(5), 441–452.
39. Abanilla, M. A., Karbhari, V. M. and Li, Y. (2006). Interlaminar and intralaminar durability characterization of wet layup carbon/epoxy used in external strengthening. *Composites Part B: Engineering*, 37(7-8), 650–661. 023
40. Owen, M. J., Middleton, V. and Jones, I. A. (2000). *Integrated Design and manufacture using fibre-reinforced polymeric composites*. Amsterdam: Woodhead, 52-56.

41. Mujahid, Y., Sallih, N., Abdullah, M. Z. and Mustapha, M. (2020). Effects of processing parameters for vacuum-bag-only method on void content and mechanical properties of laminated composites. *Polymer Composites*, 42(2), 567–582.
42. Afendi, M., Banks, W. M. and Kirkwood, D. (2005). Bubble free resin for infusion process. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 36(6), 739–746.
43. Kazmi, S. M. R., Govignon, Q. and Bickerton, S. (2018). Control of laminate quality for parts manufactured using the resin infusion process. *Journal of Composite Materials*, 53(3), 327–343.
44. Stewart, R. (2009). New prepreg materials offer versatility, top performance. *Reinforced Plastics*, 53(5), 28–33.
45. Pansart, S. (2013). Prepreg processing of advanced fibre-reinforced polymer (FRP) composites. *Advanced Fibre-Reinforced Polymer (FRP) Composites for Structural Applications*, 2(4), 125–154.
46. Wei, J., Jiao, G., Jia, P. and Huang, T. (2013). The effect of interference fit size on the fatigue life of bolted joints in composite laminates. *Composites Part B: Engineering*, 53, 62–68.
47. Ireman, T., Nyman, T. and Hellbom, K. (1993). On design methods for bolted joints in composite aircraft structures. *Composite Structures*, 25(1-4), 567–578.
48. İçten, B. M., Karakuzu, R. and Toygar, M. E. (2006). Failure analysis of woven kevlar fiber reinforced epoxy composites pinned joints. *Composite Structures*, 73(4), 443–450.
49. Collings, T. A. (1977). The strength of bolted joints in multi-directional CFRP laminates. *Composites*, 8(1), 43–55.
50. Mortensen, F. and Thomsen, O. T. (2002). Analysis of adhesive bonded joints: A unified approach. *Composites Science and Technology*, 62(7-8), 1011–1031.
51. Baldan, A. (2012). Adhesion phenomena in bonded joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 38, 95–116.
52. İnternet: Dorworth, L. C. (2021, August 17). Troubleshooting failures in adhesive-bonded composite joints. *Composites World*. Web: <https://www.compositesworld.com/articles/troubleshooting-failures-in-adhesive-bonded-composite-joints-> Son Erişim Tarihi: 14/04/2023.
53. Goldschmidt, A. and Streitberger, H.-J. (2018). *Basf handbook: Basics of coating technology*. Hannover: Vincentz Network, 374-376.
54. Moretti, L., Olivier, P., Castanié, B. and Bernhart, G. (2021). Experimental study and in-situ FBG monitoring of process-induced strains during autoclave co-curing, co-bonding and secondary bonding of composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 142, 106224.

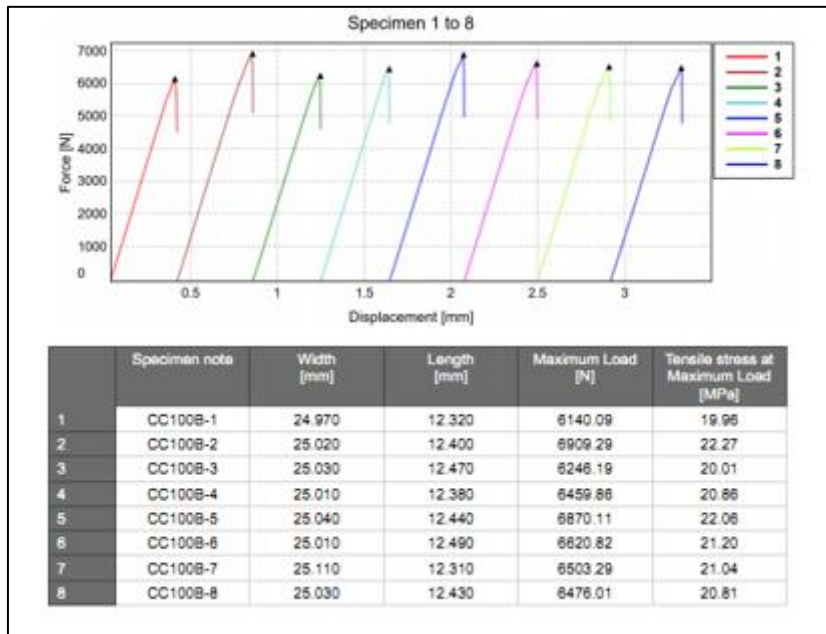
55. Park, Y.-B., Song, M.-G., Kim, J.-J., Kweon, J.-H. and Choi, J.-H. (2010). Strength of carbon/epoxy composite single-lap bonded joints in various environmental conditions. *Composite Structures*, 92(9), 2173–2180.
56. Mendonça Sales, R. de, Brito, C. B., Silveira, N. N., Souza Sena, J. L., Arbelo, M. A. and Donadon, M. V. (2018). Hygrothermal effects on Mode II interlaminar fracture toughness of CO-bonded and secondary bonded composites joints. *Polymer Composites*, 40(8), 3220–3232.
57. Yudhanto, A., Alfano, M. and Lubineau, G. (2021). Surface preparation strategies in secondary bonded thermoset-based composite materials: A Review. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 147, 106443.
58. Karunagaran, N. and Rajadurai, A. (2016). Effect of surface treatment on mechanical properties of glass fiber/stainless steel wire mesh reinforced epoxy hybrid composites. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 30(6), 2475–2482.
59. İnternet: Hexcel (2020). Hexcel Composite Materials and structures. Web: https://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_8552_eu_DataSheet.pdf, Son Erişim Tarihi: 15/04/2023.
60. İnternet: Solvay. (2018). FM 300. Web: <https://www.solvay.com/en/product/fm-300#product-documents>, Son Erişim Tarihi: 15/04/2023.
61. İnternet: SAE International. (2018). AMS5517M, Steel, corrosion resistant, sheet and strip 18Cr - 8Ni (301) cold rolled, 125 ksi (862 MPA) tensile strength. SAE MOBILUS. Web: <https://saemobilus.sae.org/content/AMS5517M/>, Son Erişim Tarihi: 16/06/2023.
62. ASTM International (2014). Standard test method for strength properties of adhesives in shear by tension loading of single-lap-joint laminated assemblies. *ASTM*, Pensilvanya, 16-23.
63. European Standarts (1997). Aerospace series - Carbon fibre reinforced plastics - Unidirectional laminates; determination of apparent interlaminar shear strength, BS EN 2563.
64. ASTM International (2015). Standard test method for glass transition temperature (DMA Tg) of polymer matrix composites by dynamic mechanical analysis (DMA), ASTM D 7028, *ASTM*, Pensilvanya, 85-92.
65. Güney Erkal, Ö., (2015), *Karbon epoksi kompozitin camı geçiş sıcaklığı üzerine farklı kürleşme çevrimlerinin etkisi*, Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 75-82.
66. Demirbas, M. D. (2017). Thermal stress analysis of functionally graded plates with temperature-dependent material properties using theory of elasticity. *Composites Part B: Engineering*, 131, 100–124.

EKLER

EK-1. Tek bindirmeli çekme dayanımı Kuvvet-Uzama grafikleri ve test sonuçları

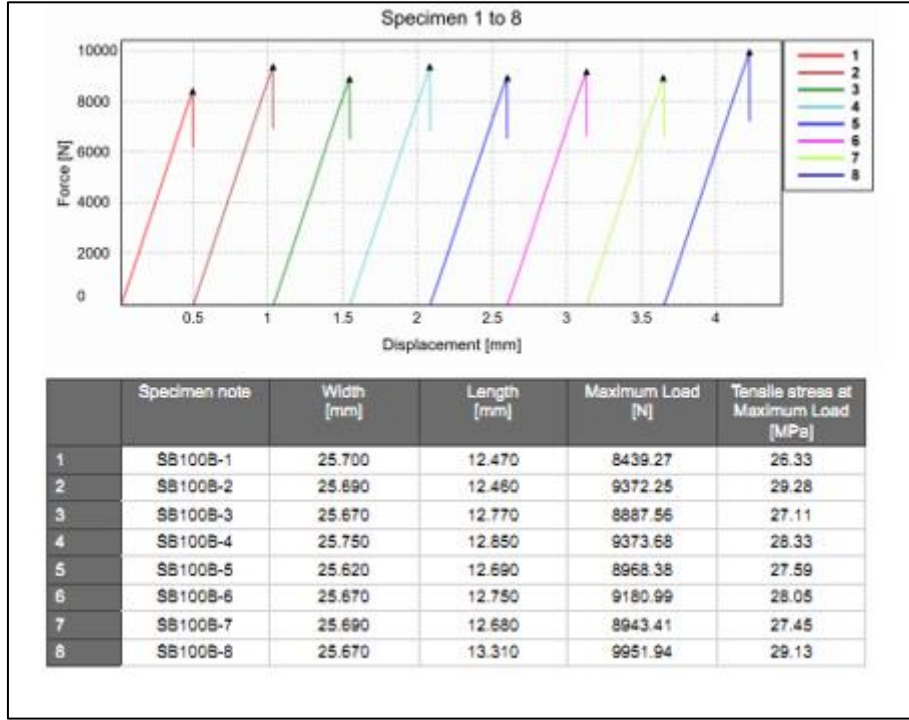


Şekil 1.1. CB100B Tek bindirmeli çekme dayanımı test sonuçları

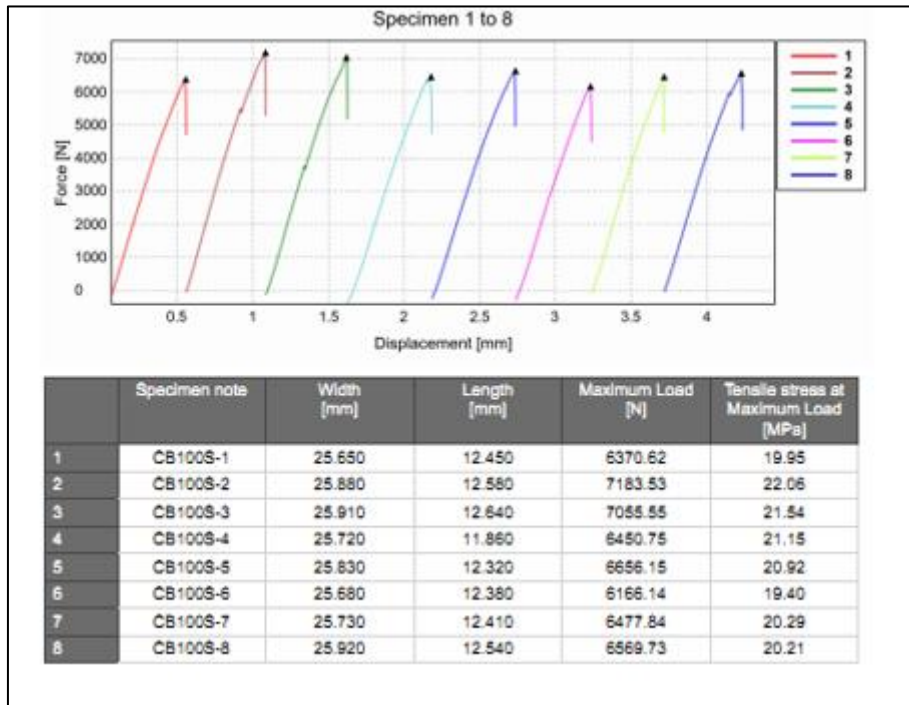


Şekil 1.2. CC100B Tek bindirmeli çekme dayanımı test sonuçları

EK-1. (devam) Tek bindirmeli çekme dayanımı Kuvvet-Uzama grafikleri ve test sonuçları

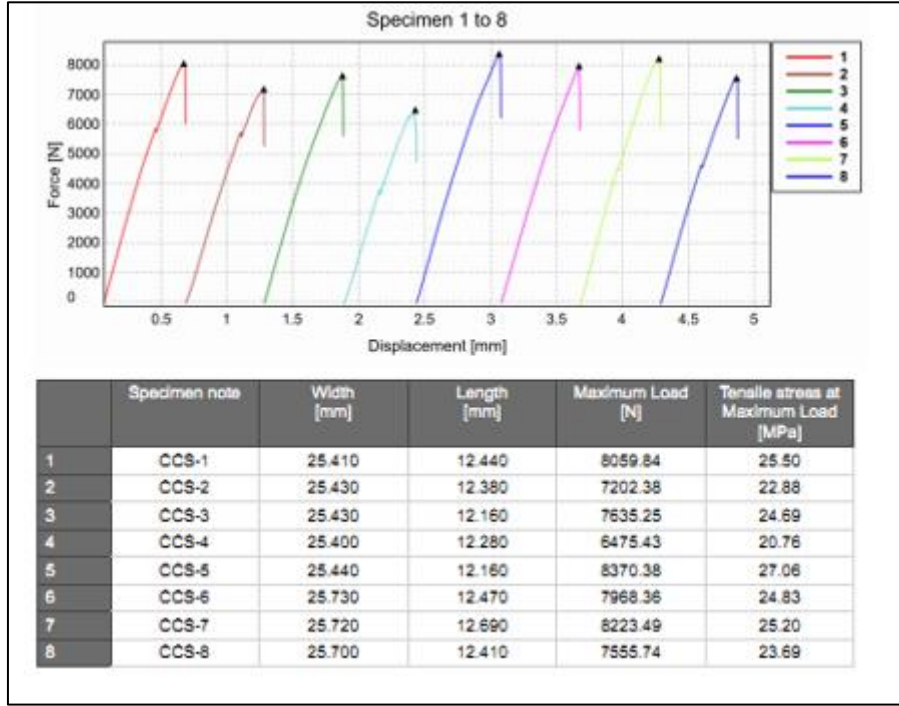


Şekil 1.3. SB100B Tek bindirmeli çekme dayanımı test sonuçları

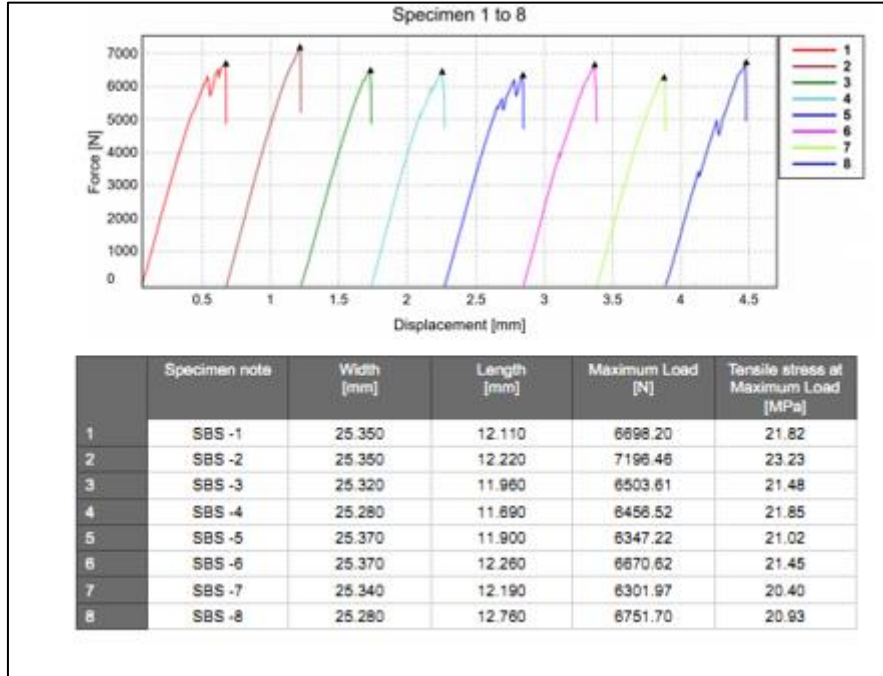


Şekil 1.4. CB100S Tek bindirmeli çekme dayanımı test sonuçları

EK-1. (devam) Tek bindirmeli çekme dayanımı Kuvvet-Uzama grafikleri ve test sonuçları

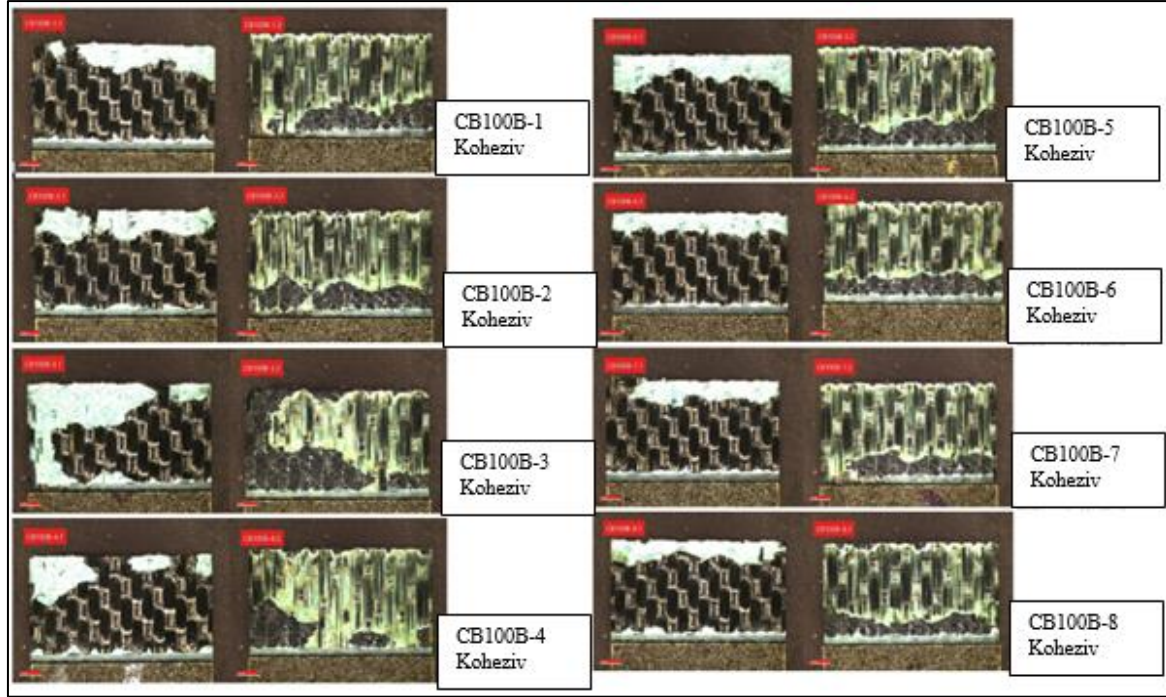


Şekil 1.5. CC100S Tek bindirmeli çekme dayanımı test sonuçları

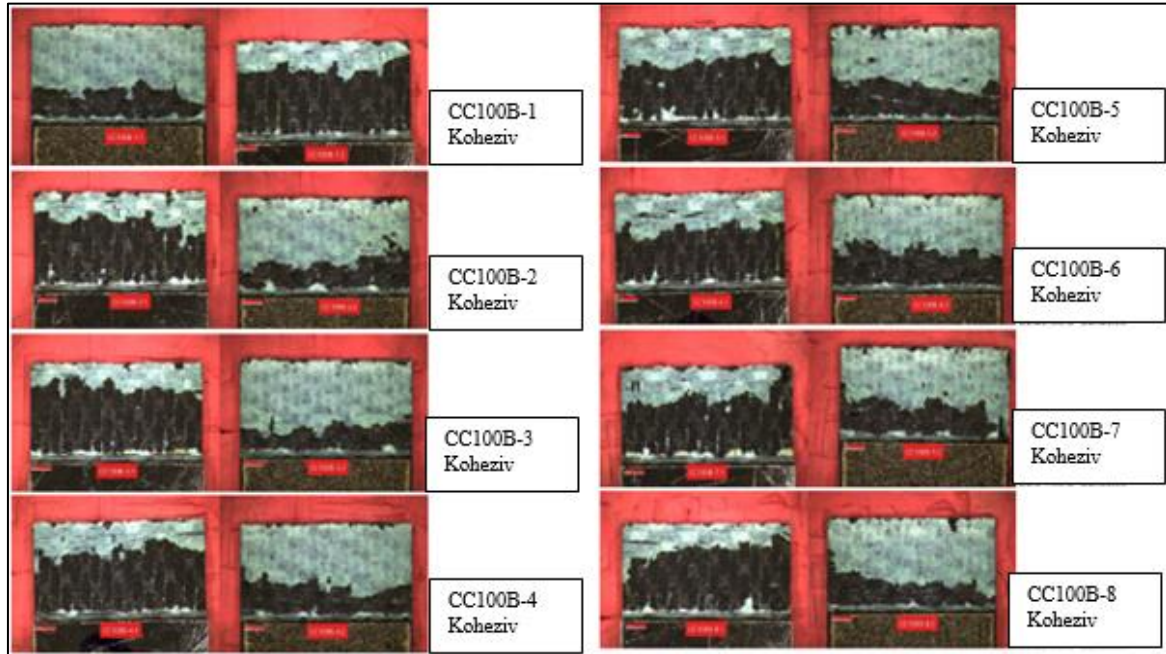


Şekil 1.6. SB100S Tek bindirmeli çekme dayanımı test sonuçları

EK-2. Tek bindirmeli çekme dayanımı numuneleri kopma modu analizleri

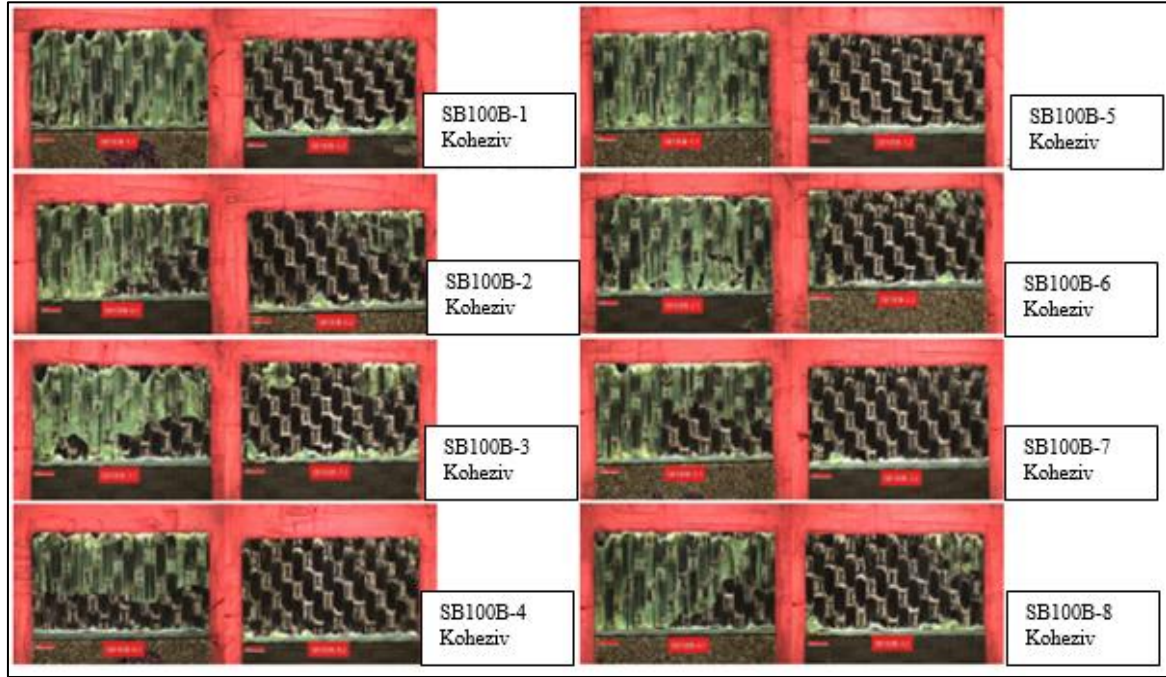


Resim 2.1. CB100B Tek bindirmeli çekme dayanımı kopma modları

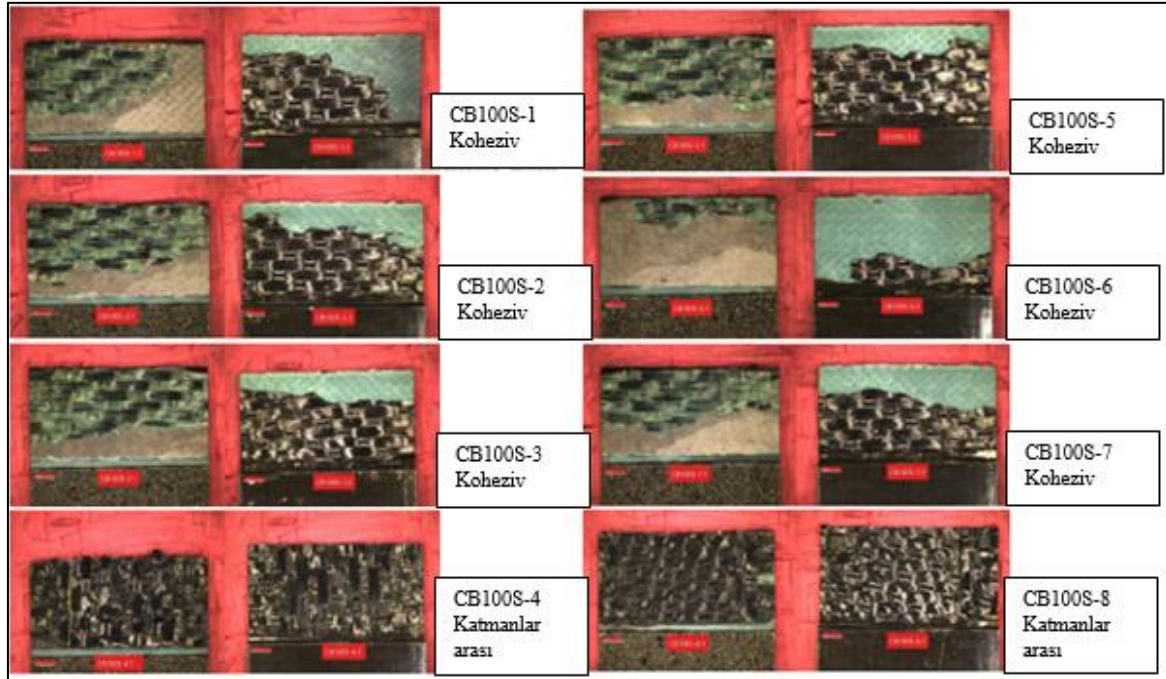


Resim 2.2. CC100B Tek bindirmeli çekme dayanımı kopma modları

EK-2. (devam) Tek bindirmeli çekme dayanımı numuneleri kopma modu analizleri

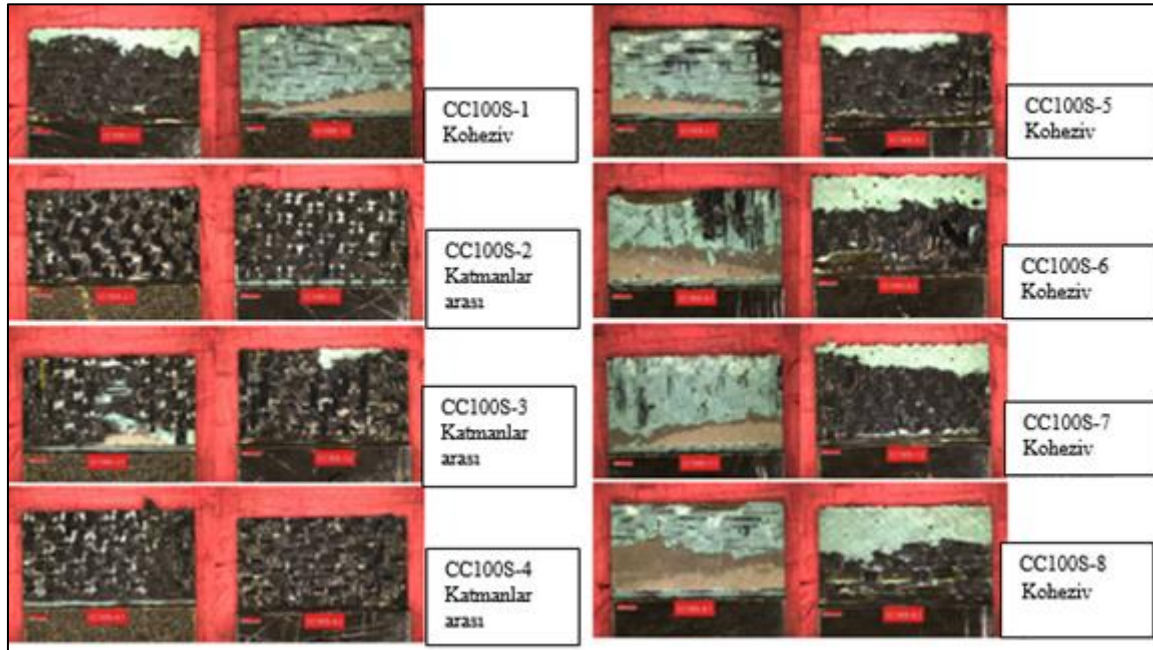


Resim 2.3. SB100B Tek bindirmeli çekme dayanımı kopma modları

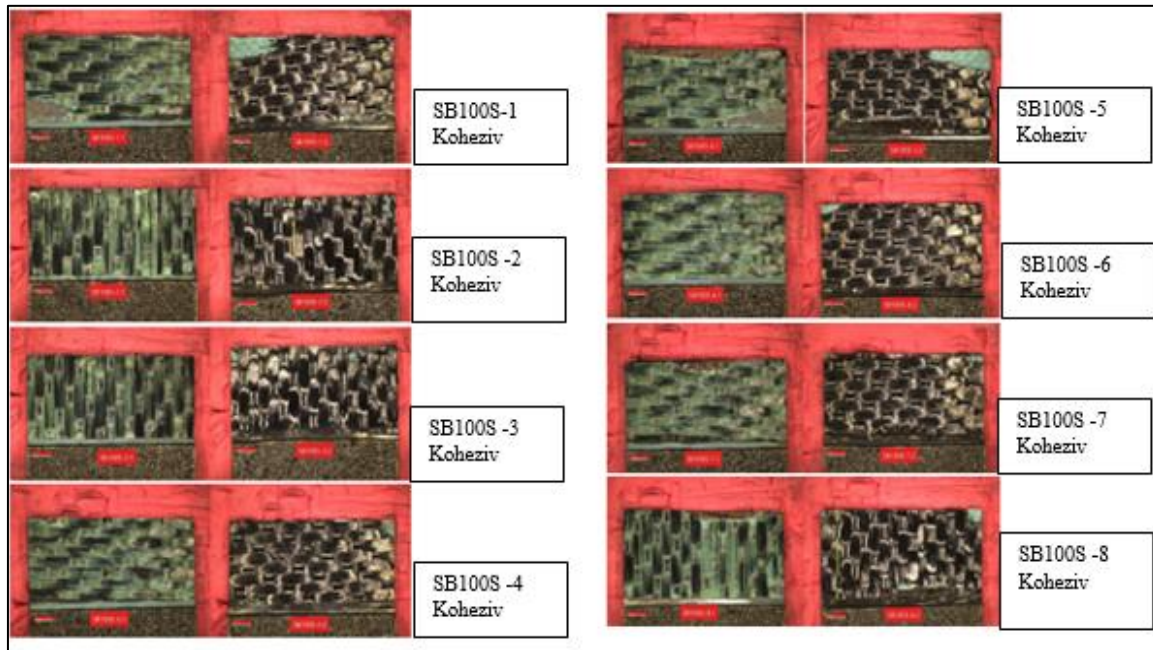


Resim 2.4. CB100S Tek bindirmeli çekme dayanımı kopma modları

EK-2. (devam) Tek bindirmeli çekme dayanımı numuneleri kopma modu analizleri

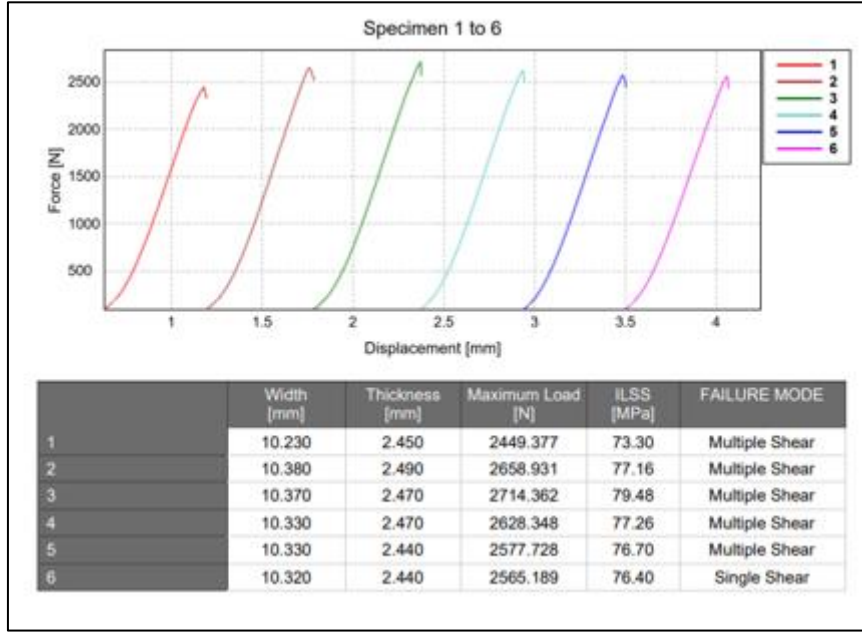


Resim 2.5. CC100S Tek bindirmeli çekme dayanımı kopma modları

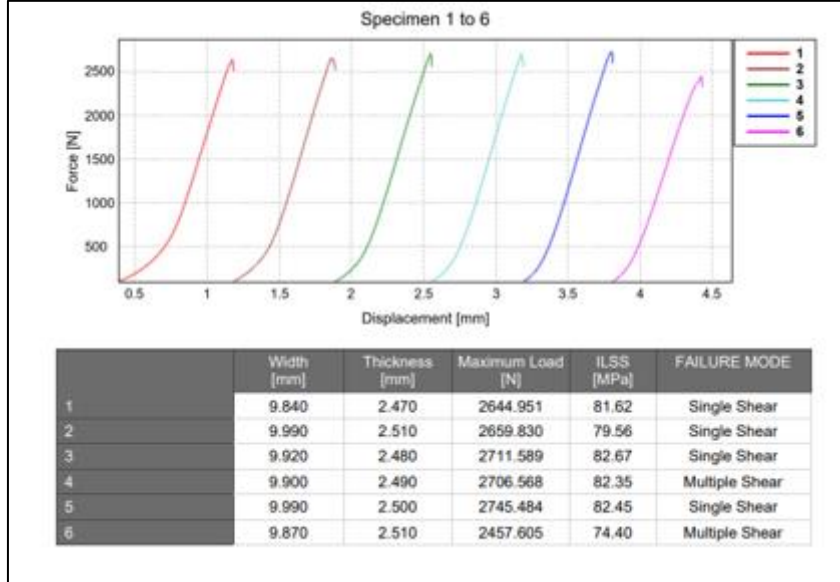


Resim 2.6. SB100S Tek bindirmeli çekme dayanımı kopma modları

EK-3. Katmanlar arası kesme dayanımı Kuvvet-Uzama grafikleri ve test sonuçları

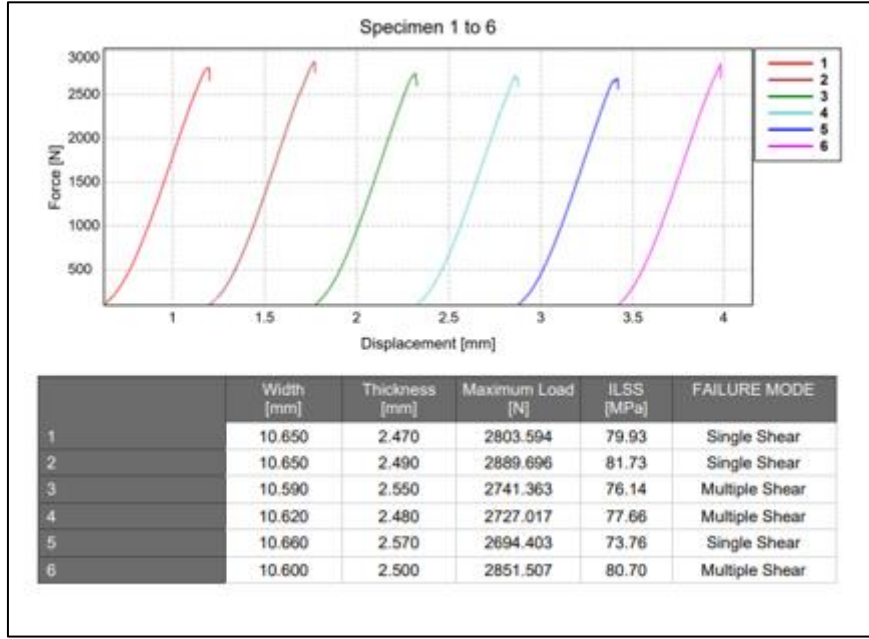


Şekil 3.1. CB100B Katmanlar arası kesme dayanımı test sonuçları

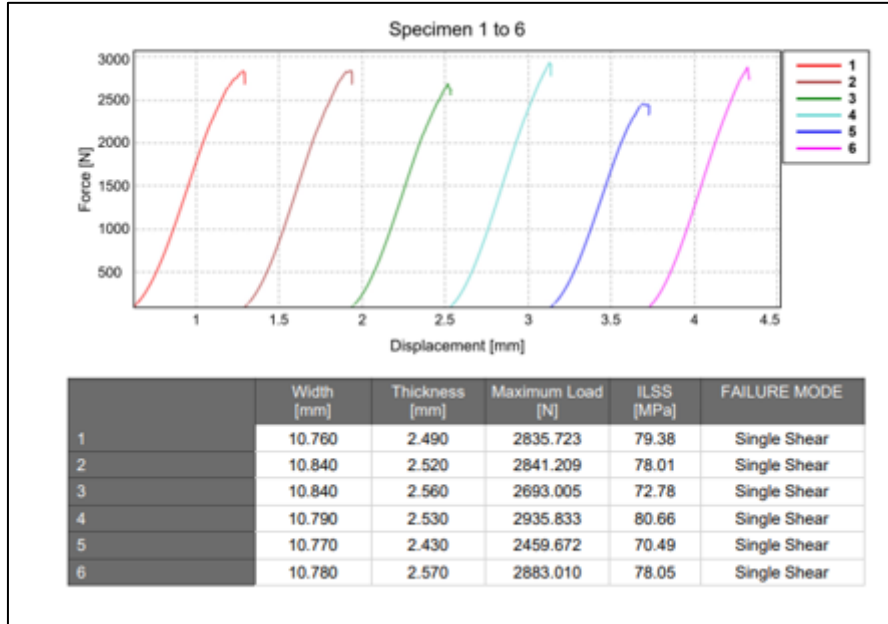


Şekil 3.2. CC100B Katmanlar arası kesme dayanımı test sonuçları

EK-3. (devam) Katmanlar arası kesme dayanımı Kuvvet-Uzama grafikleri ve test sonuçları

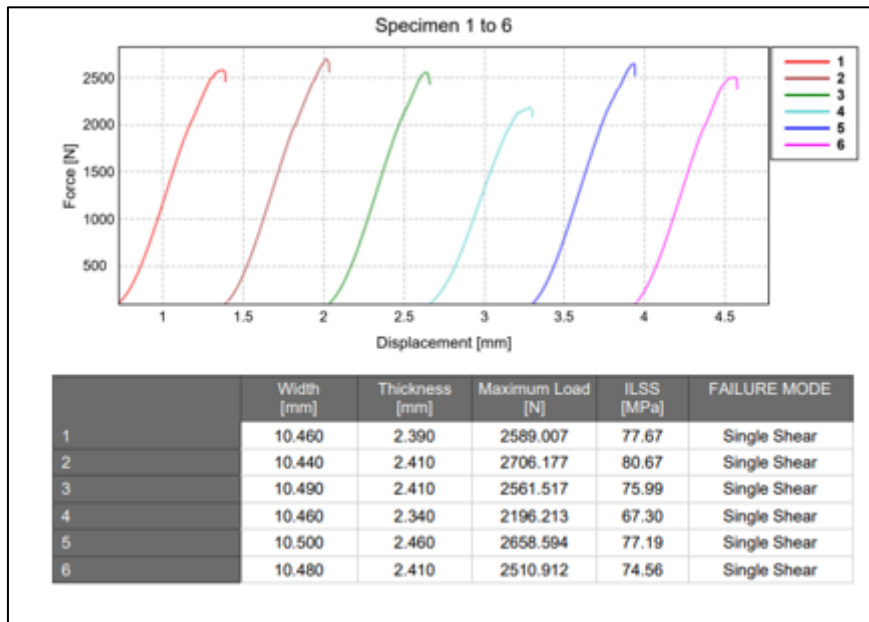


Şekil 3.3. SB100B Katmanlar arası kesme dayanımı test sonuçları

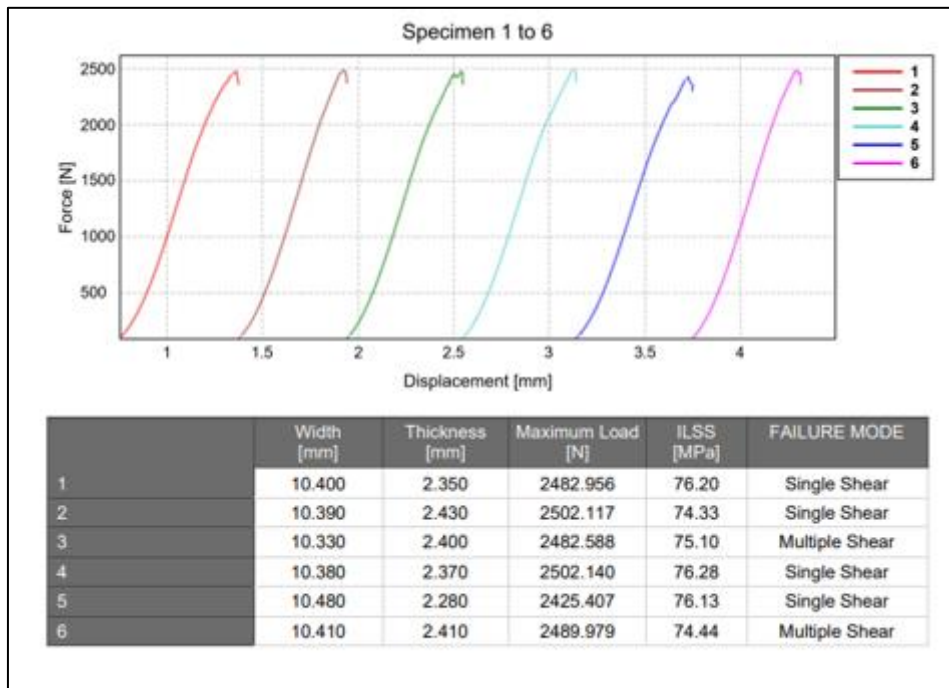


Şekil 3.4. CB100S Katmanlar arası kesme dayanımı test sonuçları

EK-3. (devam) Katmanlar arası kesme dayanımı Kuvvet-Uzama grafikleri ve test sonuçları

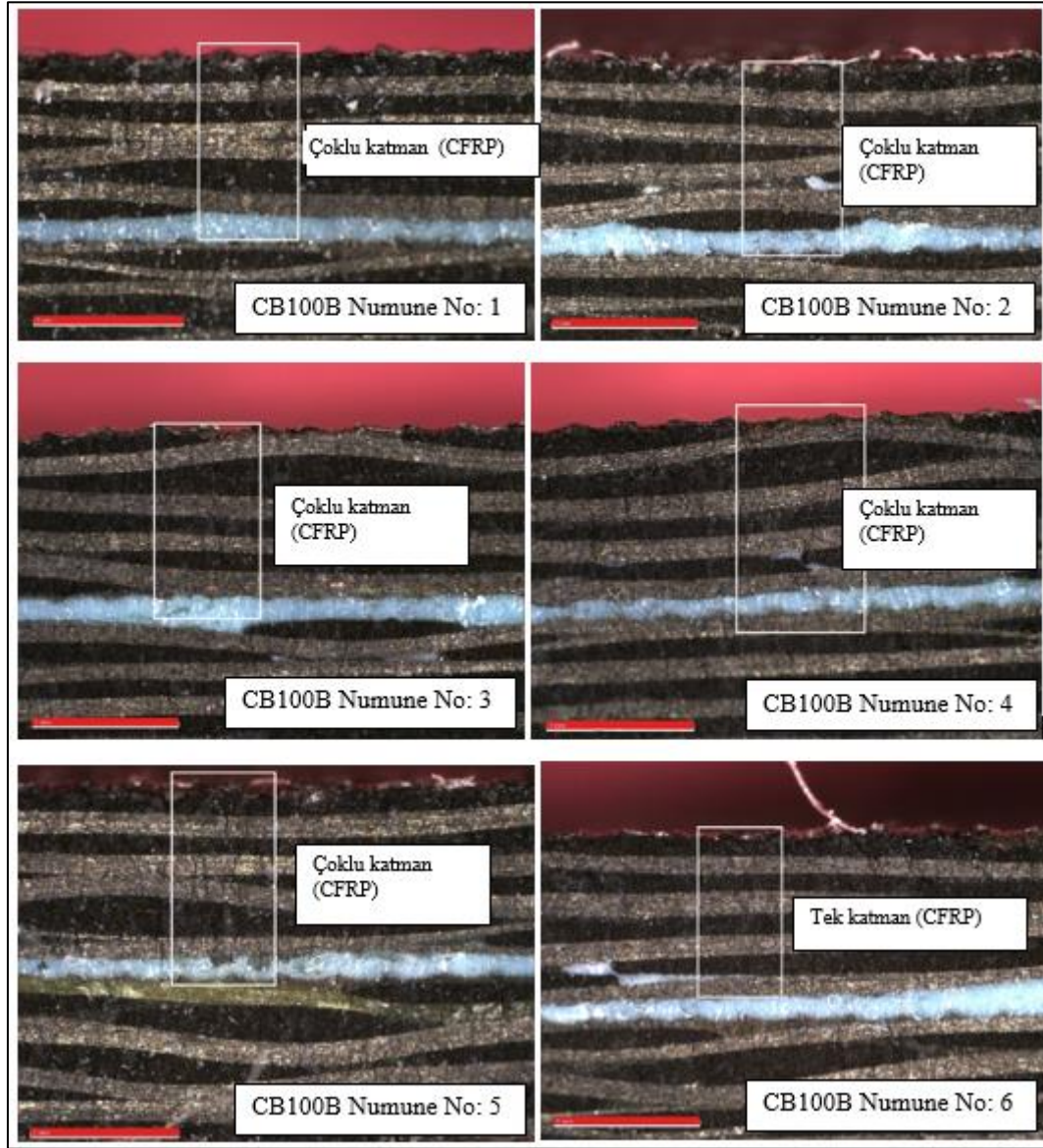


Şekil 3.5. CC100S Katmanlar arası kesme dayanımı test sonuçları



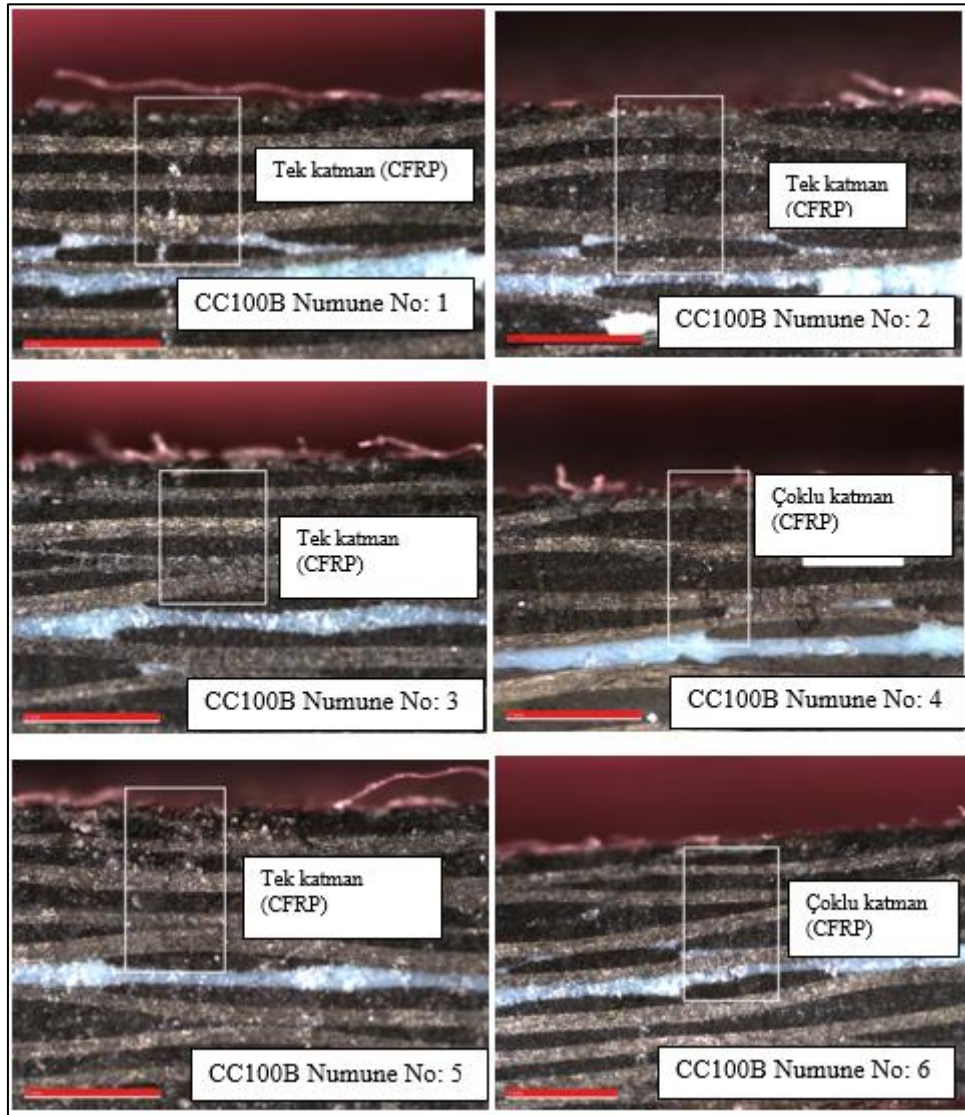
Şekil 3.6. SB100S Katmanlar arası kesme dayanımı test sonuçları

EK-4. Katmanlar arası kesme dayanımı numuneleri kopma modu analizleri



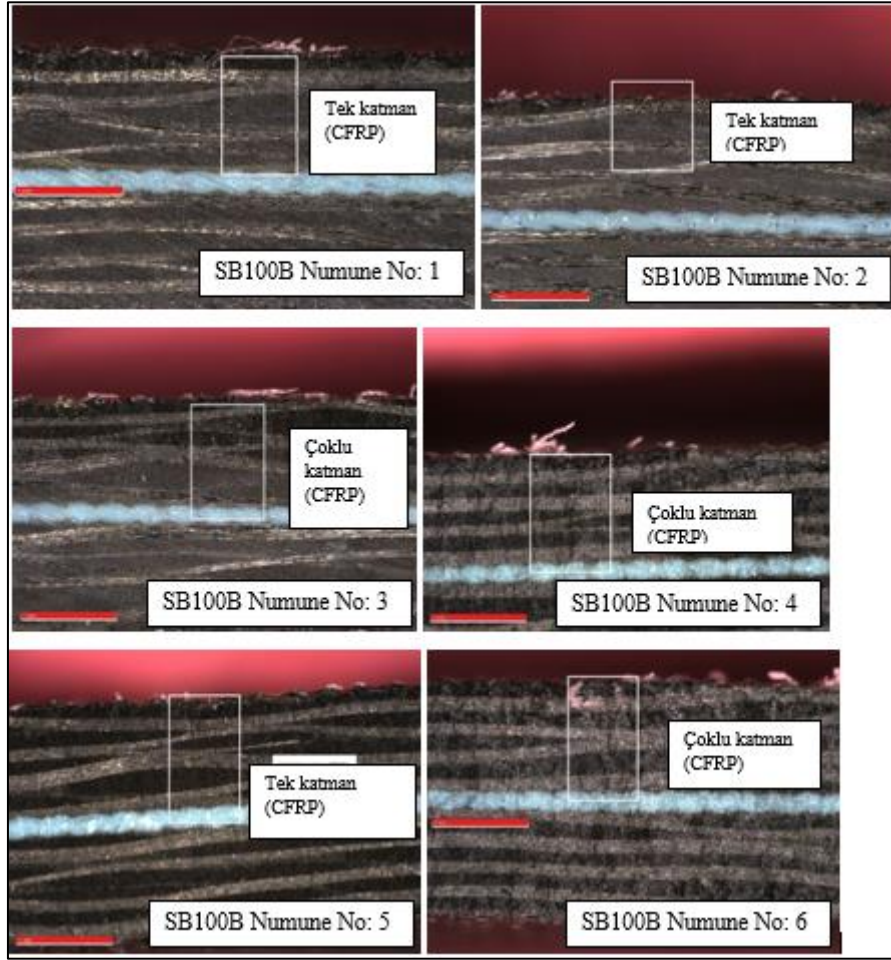
Resim 4.1 CB100B Katmanlar arası kesme dayanımı kopma modları

EK-4. (devam) Katmanlar arası kesme dayanımı numuneleri kopma modu analizleri



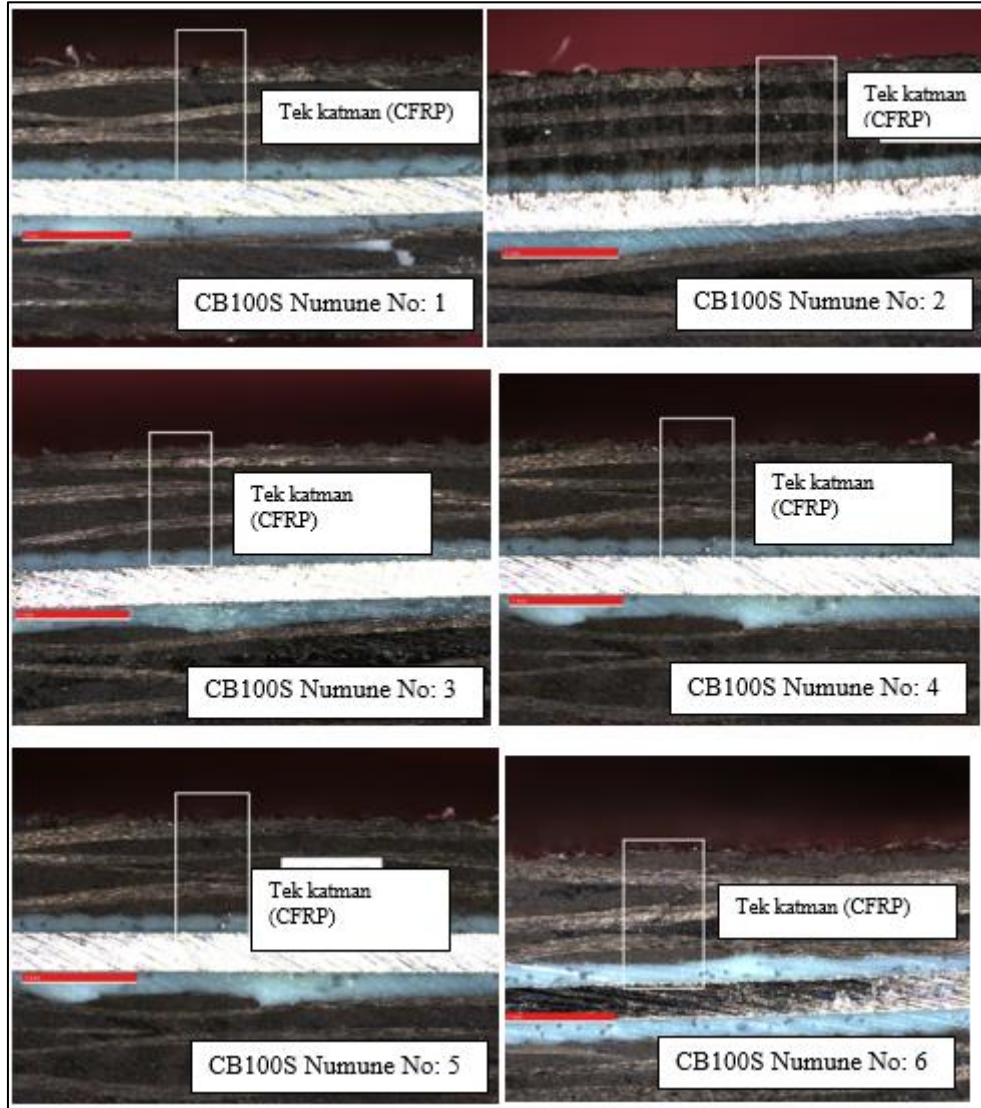
Resim 4.2 CC100B Katmanlar arası kesme dayanımı kopma modları

EK-4. (devam) Katmanlar arası kesme dayanımı numuneleri kopma modu analizleri



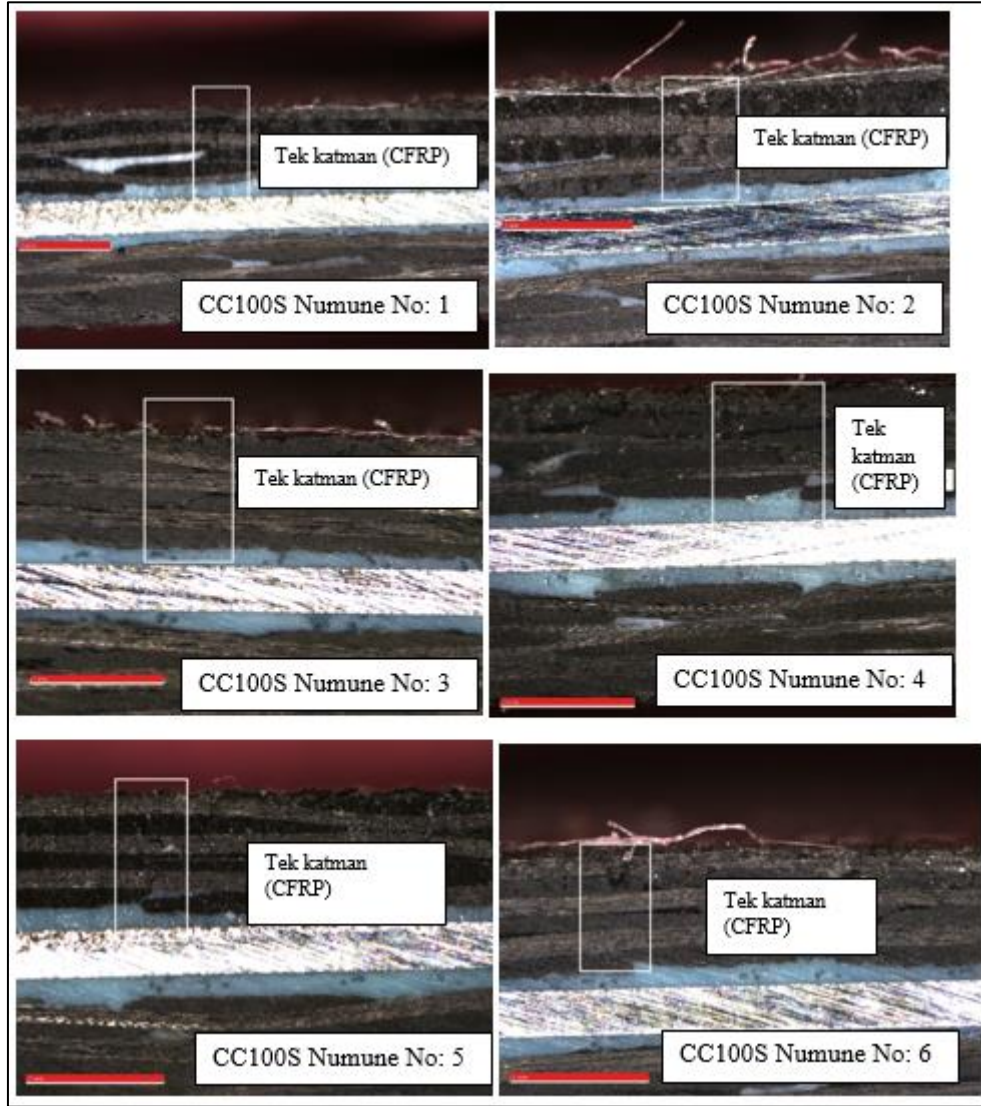
Resim 4.3 SB100B Katmanlar arası kesme dayanımı kopma modları

EK-4. (devam) Katmanlar arası kesme dayanımı numuneleri kopma modu analizleri



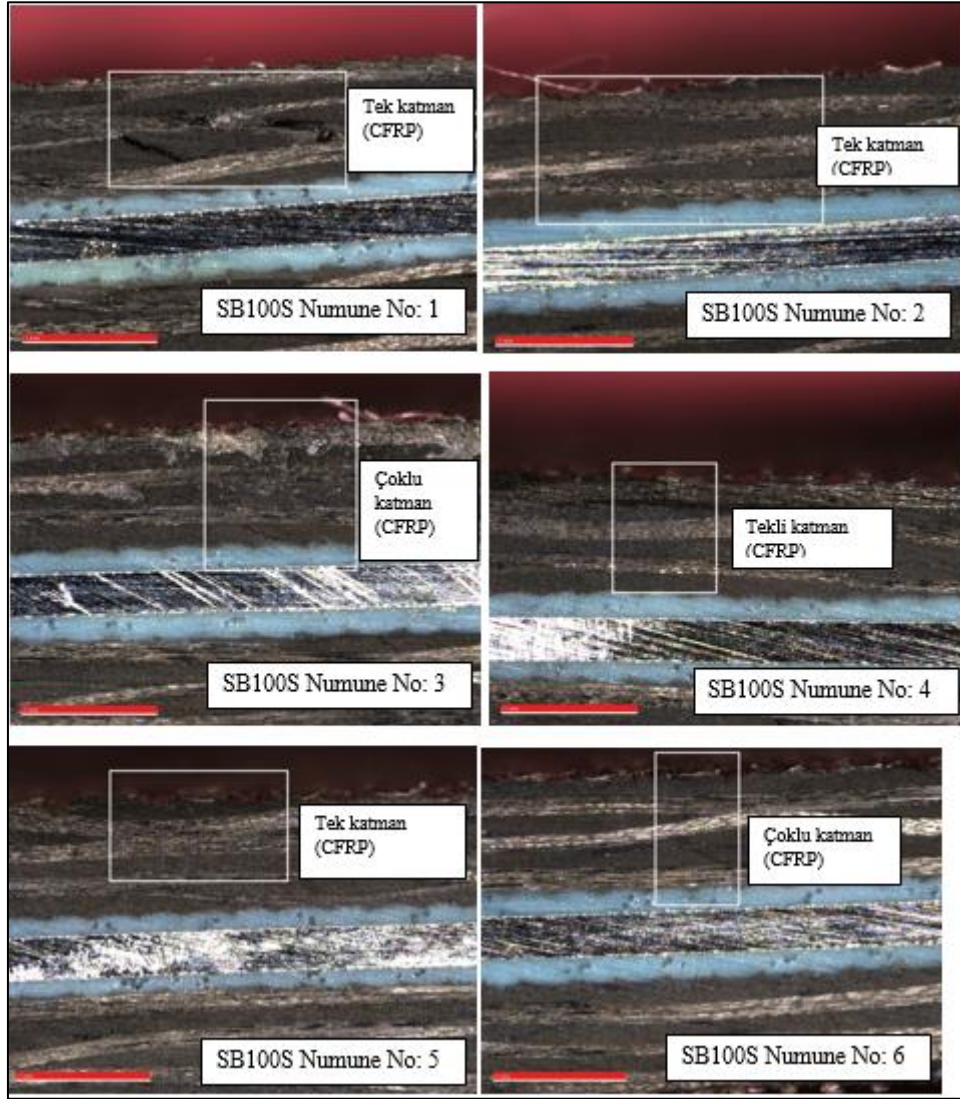
Resim 4.4 CB100S Katmanlar arası kesme dayanımı kopma modları

EK-4. (devam) Katmanlar arası kesme dayanımı numuneleri kopma modu analizleri



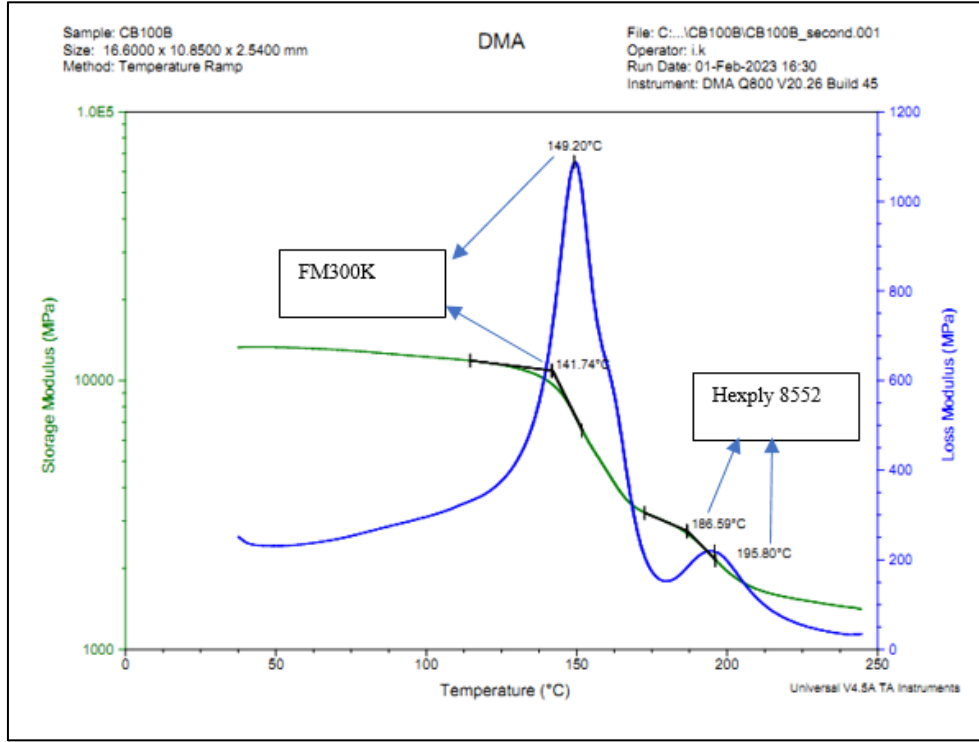
Resim 4.5 CC100S Katmanlar arası kesme dayanımı kopma modları

EK-4. (devam) Katmanlar arası kesme dayanımı numuneleri kopma modu analizleri

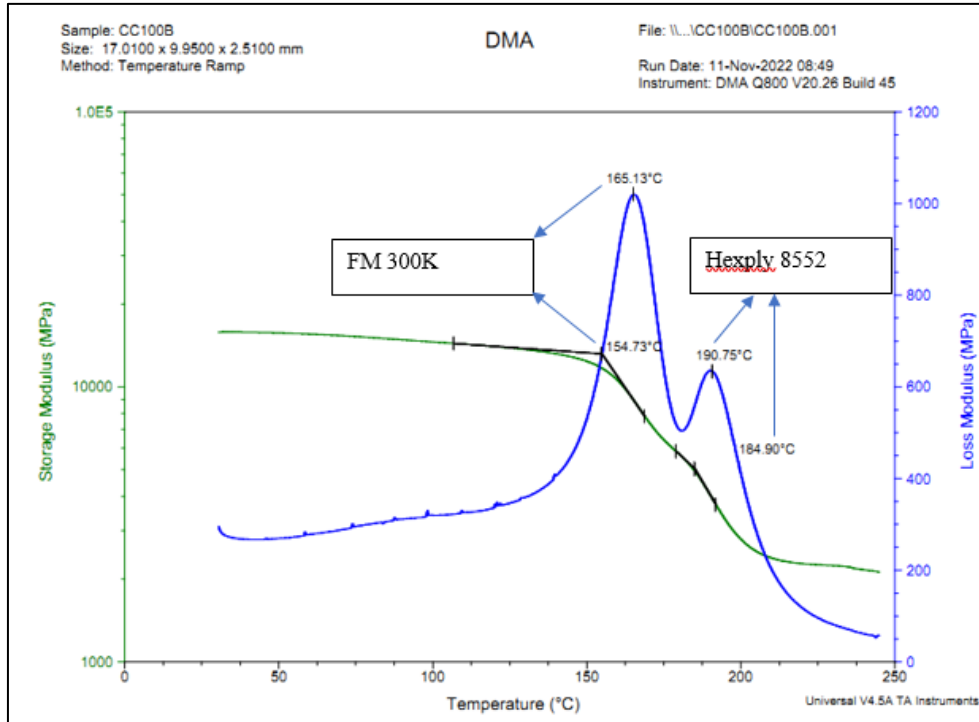


Resim 4.6 SB100S Katmanlar arası kesme dayanımı kopma modları

EK-5. Dinamik mekanik analiz termogramları

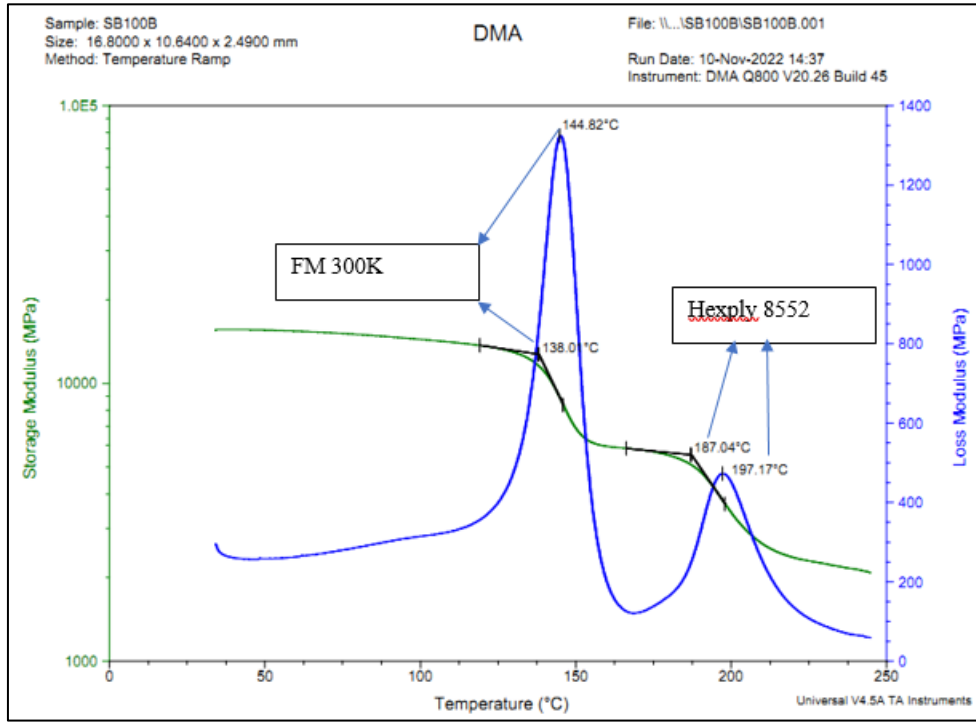


Şekil 5.1. CB100B Depolama Modülü – Sıcaklık- Modülü düşüşü termogramı

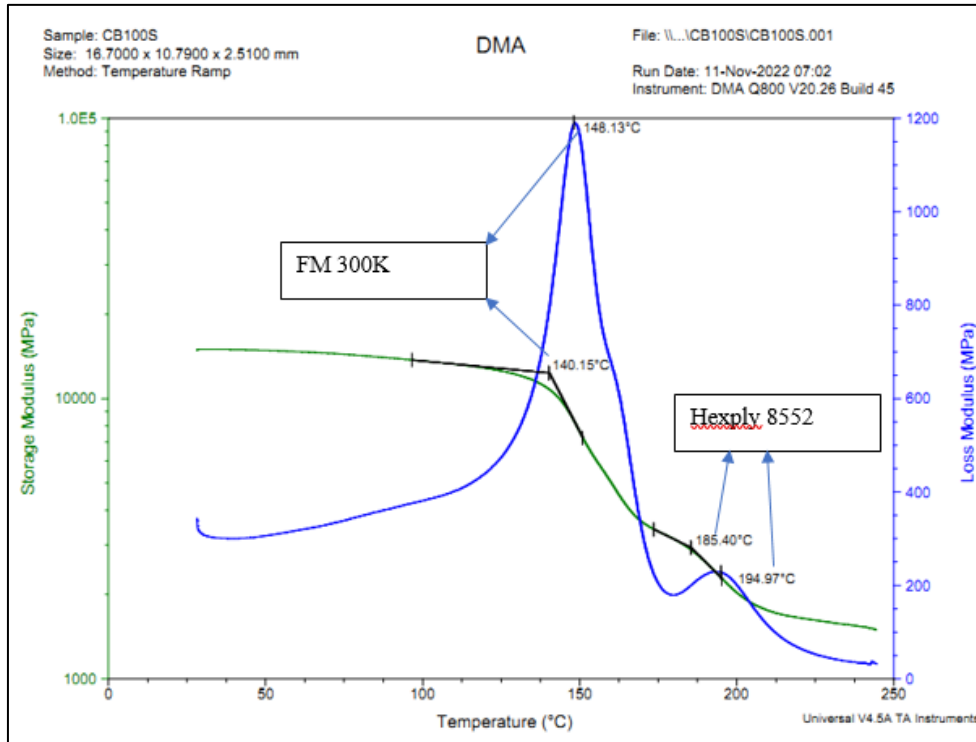


Şekil 5.2. CC100B Depolama Modülü – Sıcaklık- Modülü düşüşü termogramı

EK-5. (devam) Dinamik mekanik analiz termogramları

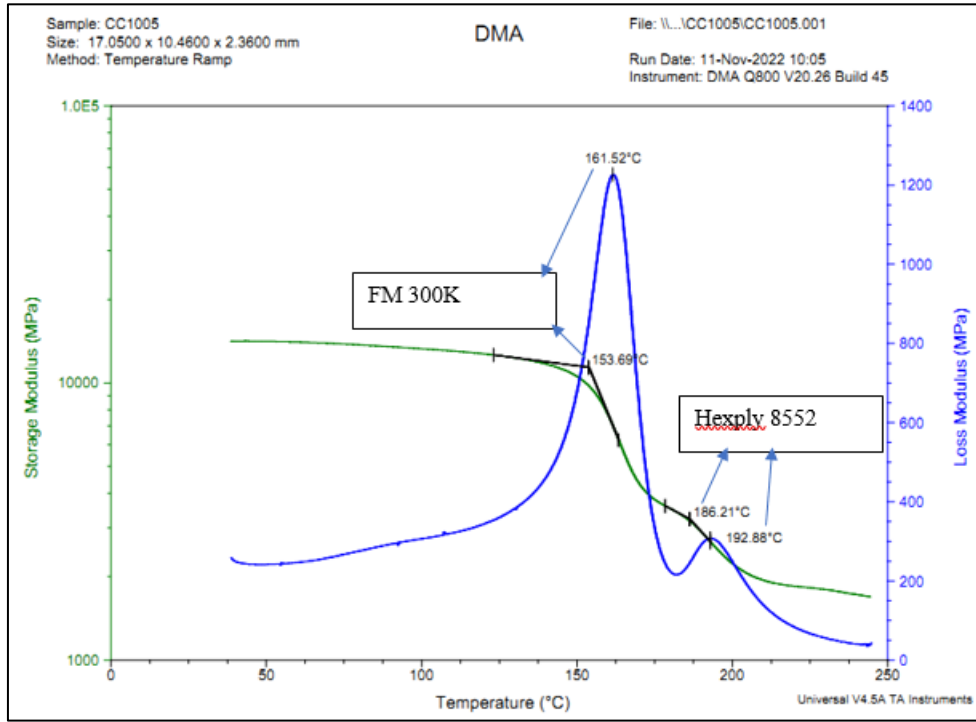


Şekil 5.3. SB100B Depolama Modülü – Sıcaklık- Modülü düşüşü termogramı

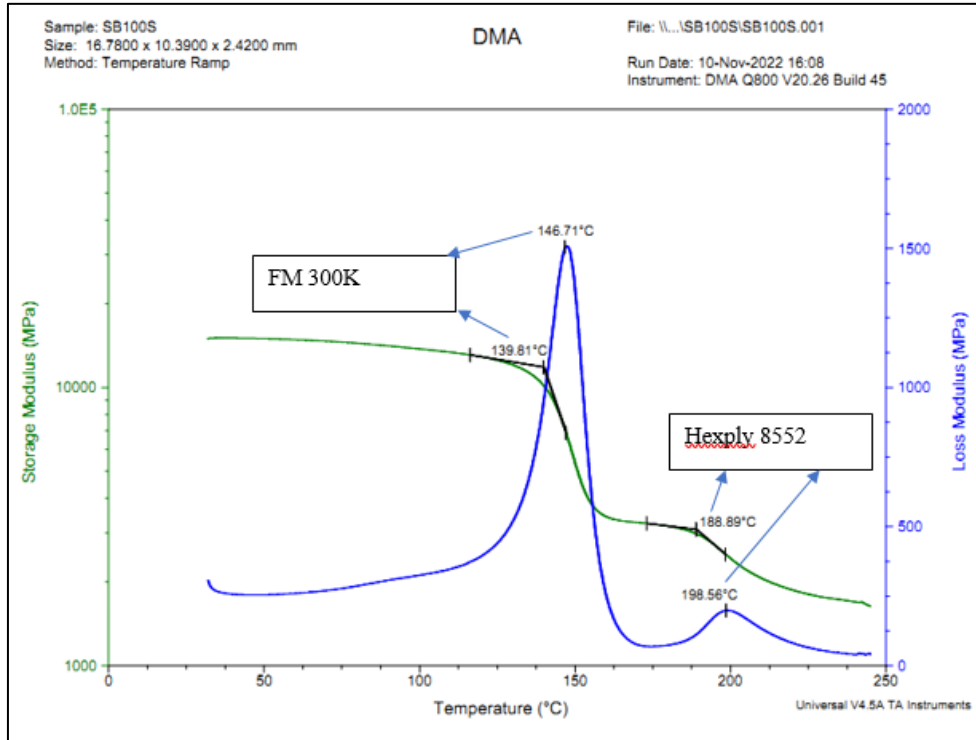


Şekil 5.4. CB100S Depolama Modülü – Sıcaklık- Modülü düşüşü termogramı

EK-5. (devam) Dinamik mekanik analiz termogramları



Şekil 5.5. CC100S Depolama Modülü – Sıcaklık- Modülü düşüşü termogramı

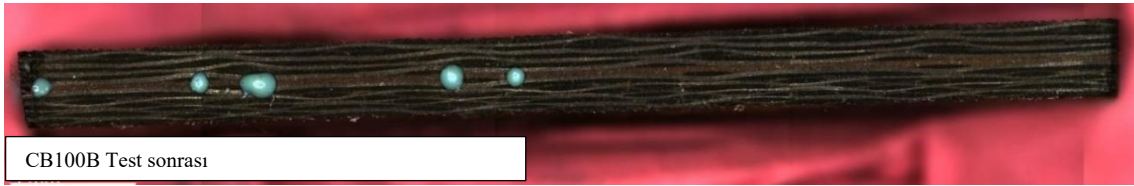


Şekil 5.6. SB100S Depolama Modülü – Sıcaklık- Modülü düşüşü termogramı

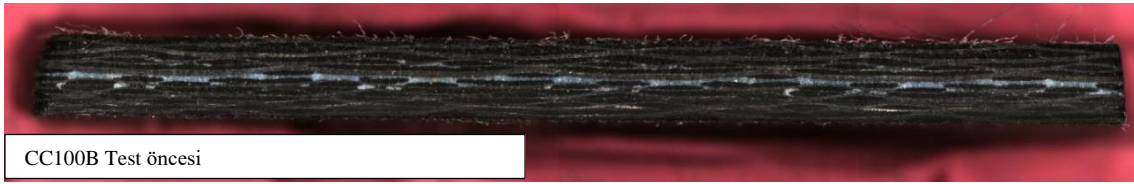
EK-6. DMA Numunelerinin test öncesi ve sonrasındaki görüntüleri



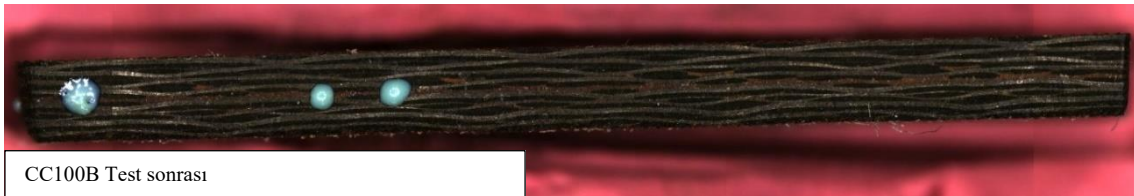
Resim 6.1 CB100B Numunesinin test öncesi görüntüsü



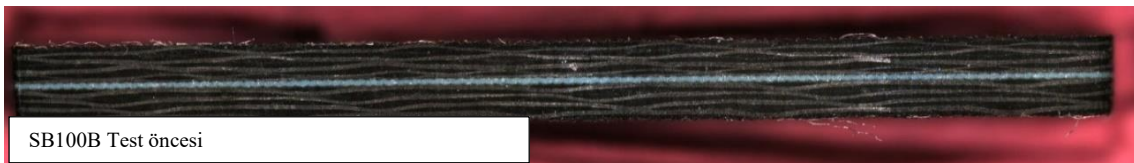
Resim 6.2 CB100B Numunesinin test sonrası görüntüsü



Resim 6.3 CC100B Numunesinin test öncesi görüntüsü



Resim 6.4 CC100B Numunesinin test sonrası görüntüsü

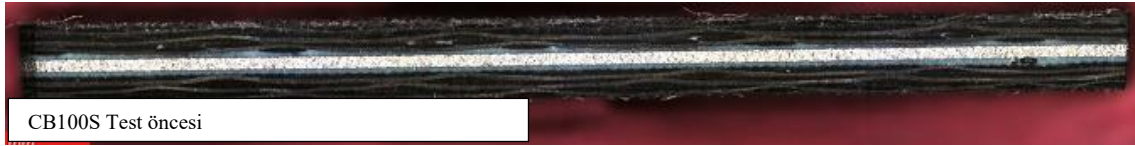


Resim 6.5 SB100B Numunesinin test öncesi görüntüsü

EK-6. (devam) DMA Numunelerinin test öncesi ve sonrasındaki görüntüleri



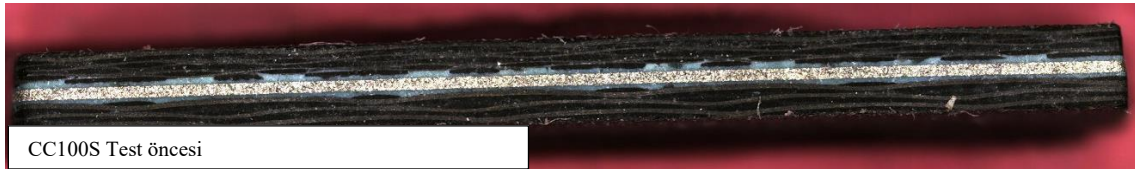
Resim 6.6 SB100B Numunesinin test sonrası görüntüsü



Resim 6.7 CB100S Numunesinin test öncesi görüntüsü



Resim 6.8 CB100S Numunesinin test sonrası görüntüsü

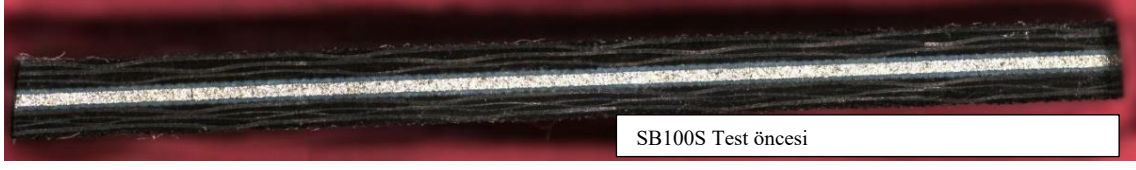


Resim 6.9 CC100S Numunesinin test öncesi görüntüsü



Resim 6.10 CC100S Numunesinin test sonrası görüntüsü

EK-6. (devam) DMA Numunelerinin test öncesi ve sonrasındaki görüntüleri



Resim 6.11 SB100S Numunesinin test öncesi görüntüsü



Resim 6.12 SB100S Numunesinin test sonrası görüntüsü



Gazili olmak ayrıcalıktır...