



T.C.

**BARTIN ÜNİVERSİTESİ**  
**LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**  
**MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**AYNI PROFİLDE, FARKLI AÇILARDA ELLE SERİM**  
**YAPILARAK ÜRETİLMİŞ KOMPOZİT PARÇALARIN**  
**İNCELENMESİ**

**MURAT PEHLİVANLI**

**DANIŞMAN**  
**PROF. DR. M. SABRİ GÖK**

**BARTIN-2023**



**T.C.**  
**BARTIN ÜNİVERSİTESİ**  
**LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**  
**MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**AYNI PROFİLDE, FARKLI AÇILARDA ELLE SERİM YAPILARAK**  
**ÜRETİLMİŞ KOMPOZİT PARÇALARIN İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Murat PEHLİVANLI**

**BARTIN-2023**

## **BEYANNAME**

Bartın Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü tez yazım kılavuzuna göre Prof. Dr. M. Sabri GÖK danışmanlığında hazırlamış olduğum “AYNI PROFİLDE, FARKLI AÇILARDA ELLE SERİM YAPILARAK ÜRETİLMİŞ KOMPOZİT PARÇALARIN İNCELENMESİ” başlıklı yüksek lisans tezimin bilimsel etik değerlere ve kurallara uygun, özgün bir çalışma olduğunu, aksinin tespit edilmesi halinde her türlü yasal yaptırımını kabul edeceğimi beyan ederim.

27.04.2023

Murat PEHLİVANLI

## ÖNSÖZ

Çalışmalarım boyunca beni cesaretlendirmeleri, destekleri ve gözetimleri için kıymetli hocalarım Prof. Dr. M. Sabri GÖK'e ve Doç. Dr. Azmi ERDOĞAN'a en derin şükranlarımı sunarım.

Değerli önerileri ile tez çalışmama katkı sağlayan Prof. Dr. Vadet Veli ÇAY, Doç. Dr. Bilal KURŞUNCU ve Doç. Dr. Okan ÜNAL'a en derin şükranlarımı sunarım.

Eşim Saniye, oğlum Dursun Arda ve kızım Defne'ye sonsuz sevgileri için, Babam Dursun PEHLİVANLI ve annem Sakine PEHLİVANLI'ya bana rol model olarak destek oldukları için teşekkür ederim.

Ender AK ve Abdullah ASLAN'a katkılarından dolayı teşekkür ederim.

Mete ESER ve Musa YILDIZ'a güvenleri ve teşvikleri için teşekkür ederim.

Son olarak arkadaşlarım İlker GENÇ ve tez çalışmamda hep yanımda olup destek veren Hidayet ATILLA'ya dostlukları için teşekkür ederim.

Murat PEHLİVANLI



## ÖZET

### Yüksek Lisans Tezi

## AYNI PROFİLDE, FARKLI AÇILARDA ELLE SERİM YAPILARAK ÜRETİLMİŞ KOMPOZİT PARÇALARIN İNCELENMESİ

**Murat PEHLİVANLI**

**Bartın Üniversitesi**

**Lisansüstü Eğitim Enstitüsü**

**Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Prof. Dr. M. Sabri GÖK**

**İkinci Danışmanı: Doç. Dr. Azmi ERDOĞAN**

**Bartın-2023, sayfa: 83**

Uçakların performansı büyük ölçüde kanat tasarımlarına bağlıdır. Tarihsel olarak, daha iyi uçuş kontrolleri, daha uzun menzil ve daha iyi uçuş profilinin yanı sıra düşük sürtünme ve düşük yakıt tüketimi ile daha iyi performans gösteren uçaklar geliştirmek için birçok tasarım değişikliği yapılmıştır. Tasarım değişikliğine bağlı olarak, uçağın parçalarının yapıldığı malzemelerde değişmek zorunda kalmıştır. Buna bağlı olarak havacılıkta yeni malzemeler geliştirme yoluna gitmiştir.

İlk uçaklarda kullanılan tahta ve bez malzemelerin yerini günümüzde yüksek teknoloji ile üretilen ve bir malzemenin tek başına sahip olamayacağı mukavemet, korozyon direnci ve hafiflik gibi birçok üstün özelliği bir arada barındıran kompozit malzemeler almıştır. Günümüz uçaklarının özellikle uçuş kontrollerini sağlayan elevatör, aileron, spoiler gibi ana kumanda yüzeylerini oluşturan parçaların üretiminde kompozit malzeme kullanılmaktadır.

Kuşlardan esinlenen dönüşen kanatlar, gelecekteki uçakların kanatları ve kanatçıklarıdır. Böyle bir uçak kanadının içinde, bükülmeye uyumlu yapılar, kanat kutusunun hemen dışındaki elastomerik kaplamalarla birleşir. Bu yapılar kanadın dış kabuğunu oluşturur ve anizotropik davranış gösterir. Aralık yönünde sert ve kiriş yönünde esnek, karmaşık

çalıştırma mekanizmalarına gerek yoktur; bunun yerine, küçük servo motorlarla birlikte balık kılıçına benzer bir içyapı, daha az enerji ve minimum ağırlık ile aynı işlevi yerine getirir.

Söz konusu yapıların bu faydaları ve Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'nin (TAI) Türk savaş uçağı Hürjet, insansız hava araçları Anka ve Aksungur gibi mevcut uçak projeleri göz önüne alındığında, ana odak noktaları bu yapılar olmaktadır. Kapsamlı bir literatür taramasının ardından, uygun geometriyi belirlemek için trapez oluklu yapıların çekme ve 3 noktalı eğilme (3PB) testlerinin FEM analizi yapılmıştır.

geometriye sahip bir tanesi alüminyumdan, diğeri kompozitten olmak üzere iki adet parça üretilmiştir. Üretimden önce alüminyum ve kompozit olarak uygun dolgu yapı belirlenmiştir. Ayrıca belirlenen geometride alüminyum parçanın üretilmesini sağlamak üzere kalıp ve kompozit parçanın üretilmesi için kullanılacak uygun geometriye sahip serim tool'unun tasarımı yapılmıştır. Tasarlanan tool'un ve kalıbın imalatı yapılmıştır. Daha önce belirlediğimiz dolgu yapılar, elde edilen kalıp ve tool yardımı ile tasarlanan parçalara dönüştürülmüştür. Üretilen bu parçalar testlere tabi tutulmuştur. Test sonuçları değerlendirilmiştir.

Bu çalışmanın sonuçları göstermiştir ki serim tasarımında elyaf yönleri mutlaka dikkate alınmalıdır.

**Anahtar kelimeler:** Kompozit, çekme mukavemeti, karma malzemeler, tek bindirmeli birleştirme, farklı açılı serim, yapıştırma.

## **ABSTRACT**

**M. Sc. Thesis**

### **INVESTIGATION OF COMPOSITE PARTS MANUFACTURED WITH WET LAY-UP ON THE SAME PROFILE, AT DIFFERENT ANGLES**

**Murat PEHLİVANLI**

**Bartın University**

**Graduate School**

**Department of Mechanical Engineering**

**Thesis Advisor: Prof. Dr. M. Sabri GÖK**

**Second Advisor: Doç. Dr. Azmi ERDOĞAN**

**Bartın-2023, pp:83**

Aircraft performance is highly dependent on wing design. Historically, many design changes have been made to develop airplanes that perform better with better flight controls, longer range and better flight profile, as well as lower friction and lower fuel consumption.

Depending on the design change, the materials of which the parts of the aircraft were made had to change. Accordingly, it has chosen to develop new materials in aviation.

Today, the wood and cloth materials used in the first aircraft have been replaced by composite materials, which are produced with high technology and which contain many superior features such as strength, corrosion resistance and lightness that a material cannot have on its own. Composite materials are used in the production of parts that form the main control surfaces of today's aircraft, such as elevators, ailerons, spoilers, which provide flight controls.

Inspired by birds, transforming wings are the wings and ailerons of future airplanes. Inside such an airplane wing, flexural structures are combined with elastomeric coatings



just outside the wing box. These structures form the outer shell of the wing and show anisotropic behavior. Rigid in the gap direction and flexible in the beam direction, there is no need for complex actuation mechanisms; instead, a fishbone-like internal structure combined with small servo motors performs the same function with less energy and minimal weight.

Considering the benefits of these structures and the existing aircraft projects of Turkish Aerospace Industries (TAI), such as the Turkish warplane Hürjet, Anka Unmanned Aerial Vehicle (UAV), Aksungur, these structures became the main focus.

Following an extensive literature review, FEM analysis of tensile and 3-point bending (3PB) testing of trapezoidal corrugated structures will be performed to determine the appropriate geometry. Two parts, one from aluminum and the other from composite, will be produced with the decided geometry. Before production, the appropriate core structure will be determined as aluminum and composite. In order to ensure the production of the aluminum part in the determined geometry, the design of the Lay-up tool with the appropriate geometry to be used for the production of the mold and the composite part will be made. The designed tool and mold will be manufactured. The core structures that we determined before will be converted into designed parts with the help of the mold and tool. These produced parts will be subjected to tests. Test results will be evaluated and comparisons will be made on them.

**Key words:** Composite, tensile strength, composite materials, single lap jointing, different angle laying, bonding.

## İÇİNDEKİLER

KABUL VE ONAY .....	Error! Bookmark not defined.
BEYANNAME .....	ii
ÖNSÖZ .....	iii
ÖZET .....	v
ABSTRACT.....	vii
İÇİNDEKİLER .....	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xii
TABLolar DİZİNİ .....	xiv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ .....	xv
KISALTMALAR .....	xv
1. GİRİŞ .....	0
1.1. Kompozit Nedir? .....	0
1.2. Kompozitlerin Avantajları;.....	1
1.2. Kompozitlerin Dezavantajları; .....	2
2. GENEL YAPI TİPLERİ .....	3
2.1. Fiber Metal Laminasyonu (FML).....	3
2.2. Fiber Takviyeli Plastikler veya Polimerler (FRP).....	3
3. GÜÇLENDİRME ELEMANLARI .....	5
3.1. Güçlendirme Formları.....	5
3.2. Kumaşlar.....	5
3.3. Sürekli Fiberler .....	5
3.4. Cam Fiberler.....	6
3.4.1. Cam Fiber Sınıfları.....	6
3.5. Aromatik Poliamid (Aramid) Fiberler .....	7
3.6. Karbon Fiberler .....	8
3.7. Seramik Fiberler .....	8
3.8. Hibrit Fiberler .....	8
3.9. Kuru Fiber .....	9
4. MATRİS ELEMANLARI .....	10
4.1. Reçineler.....	10
4.1.1. Termoplastik (veya Termosoft) Polimer Reçineler .....	10
4.1.2. Termoset Polimer Reçineler .....	11
4.2. Reçinelerin Kütleme Aşamaları.....	11
4.2.1. B-Aşama Elemanları ve Uygulamaları .....	12

4.2.1.1 Reçine Ön Emdirilmiş Kumaş, Yarı Kürlenmiş Malzeme .....	12
4.2.1.2 Kompozit Elemanlar- Prepreg .....	14
4.2.1.3 Kesim, Kit yapma ve Uygulama.....	15
4.2.1.4 Kat Kesim ve Kit Hazırlama .....	15
4.3. Laminasyon.....	16
4.3.1. Kat Yönlendirme .....	16
4.5. Dokuma Stilleri.....	16
4.5.1. Çözücü Saati.....	18
5. SANDVIÇ YAPILAR .....	19
5.1. Yüzey Kaplamaları .....	19
5.2. Dolgu Malzemeleri .....	19
5.3. Dolgu İşleme Alanı .....	21
5.3.1. Dolgu İşleme Araçları .....	22
5.3.2. Dolgu Ek Yapma.....	22
6. YAPIŞTIRMA.....	24
6.1. Yapıştırıcı Malzemeler.....	24
6.2. Yapıştırma şekilleri.....	25
6.3. Yapışma Kalitesi.....	26
6.4. Yapıştırıcı Raf Ömürleri ve Saklama Şartları .....	26
7. MODERN BİR UÇAKTA KOMPOZİT BİLEŞENLER.....	27
8. KOMPOZİT İMALATI VE İŞLEME .....	28
8.1. Açık Kalıp İşlemleri .....	28
8.1.1. El Yatırma (Islak Yatırma) .....	28
8.1.2. Sprey Yatırma.....	29
8.1.3. Filaman Sargı.....	30
8.2. Kapalı Kalıp İşlemleri.....	31
8.2.1. Otomatik Fiber Yerleştirme (AFP).....	31
8.2.2. Otomatik Bant Sarma (ATL) .....	32
8.2.3. Reçine Transfer Kalıplama (RTM) .....	33
8.2.4. Vakum Torbası İşleme .....	33
8.2.5. Otoklav Kalıplama .....	34
9. YILDIRIM KORUMASI .....	36
10. TEMİZ ODA .....	37
10.1. Temiz Odada Yasak Malzemeler.....	38
10.2. YA-MA-HA (Yabancı Madde Hasarları) Önlenmesi .....	39

10.3. Otoklav'lar .....	39
10.4. Termokupil'ler .....	40
10.5. Vakum Portları.....	41
10.6. Torbalama.....	42
11. TAHRİBATSIZ MUAYENE .....	43
12. LİTERATÜR ÖZETİ.....	44
13. MATERYAL VE YÖNTEM.....	53
13.1. Çekme ve basma deneyleri .....	53
13.2. Kuru Kayma Davranışı İncelenecek Numunelerin Hazırlanması.....	57
13.3. Taramalı Elektron Mikroskobu (SEM- Scanning Elektron Microscopy) ..	57
13.4. Sertlik Deneyleri.....	58
13.5. Kuru kayma Aşınma Deneyleri .....	58
14. BULGULAR VE TARTIŞMA.....	59
15. SONUÇ .....	61
15.2. Kuru kayma deney sonuçları .....	65
15.3. Sürtünme katsayı değerleri .....	74
15.4. Sonuç .....	77
KAYNAKLAR .....	79
ÖZGEÇMİŞ .....	Error! Bookmark not defined.

## ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil No	Sayfa No
2.1: GLARE Kesiti .....	3
2.2: Fiber Takviyeli Polimer Kesiti .....	4
3.1: Çeşitli formlarda takviye malzemeler .....	5
3.2: Fiber bazlı dokuma kumaşlar .....	5
3.3: Takviye olarak kullanılan ana lif malzemeleri .....	6
4.1: ABS Termoplastik Reçine ile yapılan LEGO'lar .....	10
4.2: Termoset (melamin) mutfak aleti .....	11
4.3: Kumaşa reçine emdirme süreci .....	13
4.4: Prepreg ruloların depolama ve uygulamaya hazırlık aşamaları .....	14
4.5: Prepreg ruloların etiket bilgileri .....	15
4.6: Prepreg depolama alanları .....	15
4.7: Lamine ve Laminat .....	16
4.8: Lamine istifleme .....	16
4.9: Çözücü saati .....	18
5.1: Sandviç yapı örneği .....	19
5.2: Dolgular ve yüzey kaplamaları örneği .....	20
5.3: Oks, altıgen ve esnek formda dolgular .....	20
5.4: Dolgu işleme alanı .....	21
5.5: Dolgu işleme araçları .....	22
5.6: Dolgu ek yapma .....	23
6.1: Dolgu elemanların yapıştırılması .....	24
6.2: 3 şekilde yapıştırma .....	25
7.1: Bir uçakta kullanılan kompozit parçalar .....	27
8.1: El yatırma yöntemi .....	28
8.2: El yatırma yönteminde kumaşa reçine uygulama .....	29
8.3: Sprey yatırma yöntemi .....	30
8.4: Silindirik filaman sargı yöntemi .....	31
8.5: Otomatik Fiber Yerleştirme makinası .....	32
8.6: Otomatik Bant Sarma Makinası (Mtorres) .....	32
8.7: Reçine Transfer Kalıplama yöntemi .....	33
8.8: Vakum torbalama .....	34
8.9: Vakum torbalama yönteminde prepreg serimi .....	34
8.10: Vakum torbalama yönteminde katmanlar .....	35
10.1: Temiz oda görünümü .....	37
10.2: Temiz oda yapısı .....	38
10.3: Temiz odada olmaması gerekenler .....	39
10.4: Otoklav ve operasyon kontrol merkezi .....	40
10.5: Termokupil yerleşimi (1+2+3) .....	41
10.6: Vakum port ile ara vakuma alınan bir kalıp .....	41
13.1: Instron Test Cihazı .....	54
13.2: Ball-on-Disk Deney cihazı .....	58
14.1: ±45 Derece Test Öncesi, a. Yan görünüş b. Ön görünüş .....	59

<b>14.2:</b> $\pm 0$ Derece Test Öncesi, a. Yan görünüş b. Ön görünüş .....	60
<b>15.1:</b> 0 derece 1. Numune, Test Sonrası, Ön ve Yan görünüş .....	62
<b>15.2:</b> $\pm 45$ Derece 1. Numune Test Sonrası .....	63
<b>15.3:</b> $\pm 45$ Derece 2. Numune Test Sonrası .....	64
<b>15.4:</b> 1N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	66
SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim) .....	66
<b>15.5:</b> 3N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	67
SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim) .....	67
<b>15.6:</b> 5N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	68
SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim) .....	68
<b>15.7:</b> 1 N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	69
SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim) .....	69
<b>15.8:</b> 3N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	70
SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim) .....	70
<b>15.9:</b> 5N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	70
SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim) .....	70
<b>15.10:</b> 1N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	71
SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim) .....	71
<b>15.11:</b> 3 N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	72
SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim) .....	72
<b>15.12:</b> 5 N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	72
SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim) .....	72
<b>15.13:</b> 1 N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	73
SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim) .....	73
<b>15.14:</b> 3N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	73
SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim) .....	73
<b>15.15:</b> 5N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin .....	74
SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim) .....	74
<b>15.16.</b> Numunelere ait farklı kayma hızlarında elde edilen COF değerleri a)0.02 m/sn b) 4 m/sn.....	75
<b>15.17.</b> Numunelere ait farklı kayma hızlarında elde edilen COF değerleri a) 0.02 m/sn b) 0.04 m/sn.....	77

## TABLolar DİZİNİ

Şekil	Sayfa
No	No
6.1: Yapıştırıcı raf ömürleri ve saklama şartları .....	26
9.1: Yıldırım düşmesi için alınan tedbirler ve maliyetleri .....	36
13.2: Tahribatsız muayene yöntemleri .....	54
13.3: İlk numunenin test sonuçları .....	55
13.4: İkinci numunenin test sonuçları.....	55
13.5: Üçüncü numunenin test sonuçları .....	56
13.6: Dördüncü numunenin test sonuçları .....	56
13.7: Numunelere test esnasında binen yükler .....	57
15.1: 0,02 ve 0.04 m/sn kayma hızlarında 1, 3 ve 5 N'luk yükler altında yapılan deneyler sonucunda elde edilen hacim kaybı değerleri .....	65

## SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

E	: modulus of elasticity (Young's modulus), (in Pa)
$\delta$	: displacement, (in m)
$\sigma$	: flexural strength, (in Pa)
$\tau$	: tensile lap shear strength, (in Pa)
M	: moment, (in Nm)
I	: polar moment of inertia, (in m <sup>4</sup> )
F	: force, (in N)
L	: length of support, (in m)
b	: wide, (in m)
h	: height, (in m)
y	: distance from the center of the specimen to the convex surface, (in m)

## KISALTMALAR

AFP	: Automated Fiber Placing
ATL	: Automated Tape Layering
RTM	: Resin Transfer Molding
LSP	: Lightning Strike Protection
NDT	: Non-Destructive Testing
FRP	: Fiber Reinforced Plastic
FML	: Fiber Metal Lamination
FOD	: Foreign Object Damage
CMC	: Ceramic Matrix Composites
FRC	: Fiber Reinforced Composites
MMC	: Metal Matrix Composites
PAN	: Poly-Acrylo-Nitrile
PMC	: Polymer Matrix Composites
PPE	: Personal Protective Equipment
UD	: Unidirectional



# 1. GİRİŞ

## 1.1. Kompozit Nedir?

Kompozit, bir amaç için en az iki farklı malzemenin bir araya getirilmesiyle oluşan yeni bir malzemedir. Birleştirmenin amacı, bileşenlerin hiçbirinde tek başına bulunmayan bir malzeme elde etmektir. Bileşenlerin üstün özelliklerine sahip yeni bir malzeme üretilmesi hedeflenmektedir.

Kompozit malzeme, makroskopik düzeyde birleştirilen ve birbirini içinde çözünmeyen iki veya daha fazla birleşik bileşenden oluşan yapısal bir malzemedir. Bir bileşene takviye elemanı, içinde gömülü olduğu diğerine matris elemanı denir. İç yapıları çıplak gözle incelendiğinde yapı bileşenlerini seçmek ve ayırt etmek mümkündür. Yapıyı oluşturan bileşenler birbirleri içinde çözünmezler ve kimyasal olarak kararlı davranırlar. Ancak, özellikle metalik sistemlerde, düşük oranlarda bile bileşenler arasında bir miktar çözünme görülebilir. Çekirdek olarak kullanılan bir fiber malzeme vardır ve bu malzemenin etrafında hacim olarak çoğunluğu oluşturan bir matris malzeme vardır.

Yapısal malzemeler dört temel kategoriye ayrılabilir: metaller, polimerler, seramikler ve kompozitler. Makroskopik bir yapısal birimde birleştirilmiş iki veya daha fazla ayrı malzemedan oluşan kompozitler, diğer metallerin, polimerlerin ve seramiklerin çeşitli kombinasyonlarından yapılır.

Günümüzde kompozit malzemeler, özellikle uçaklar için birincil havacılık yapılarının yapımında giderek daha önemli hale gelmektedir. Wright Kardeşler, Flyer (Uçan Nesne) adını verdikleri ilk uçağı 1903'te ürettiklerinden beri, uçak tasarımında kullanılan malzemeler sürekli olarak geliştiriliyor. Wright Flyer, kanatları kaplayan müslin ile esas olarak ladin ve dişbudak ağacından oluşuyordu. Örneğin 1969 yılında yapılan Boeing 747 tipi uçak, komple uçağı göre %11 oranında kompozit parçaya sahiptir. Boeing 787 tipi uçaklarda kompozit malzeme oranı büyük oranda %50'nin üzerine çıkarılmıştır.

Modern uçakların üretiminde hafiflik ve mukavemetinden dolayı çoğunlukla alüminyum elementi kullanılsa da bazı kısımları çelikten üretilmektedir. 1960'ların ortalarında, bilim adamları ve mühendisler, kompozit adı verilen yeni havacılık malzemeleri için çalışmaya

başladılar. Kompozit, fiziksel veya kimyasal olarak önemli ölçüde farklı mekanik özellikler gösteren iki veya daha fazla bileşenden yapılmış bir mühendislik malzemesidir. Bugün artık kullanılmamakla birlikte, kompozit malzemenin erken bir örneği, tuğla yapmak için kullanılan çamur ve saman karışımıdır.

İleri kompozit malzemeler, genellikle havacılık uygulamalarında kullanılan kompozit malzemeler olarak tanımlanır. Bir traktörde 15-20 bin, arabada 20-25 bin, tankta 40 bin, uçakta 100 bin ve bir denizaltıda 120 bin parça bulunmaktadır. Bu karmaşık sistemlerin her biri birçok malzemeyi bir araya getirerek önemli görevleri yerine getirir. Bu nedenle malzemelerin doğru ve buldukları yere göre seçilmesi çok önemlidir. Aksi takdirde sistem bir çalışma sırasında bozulabilir ve can ve mal kaybına neden olabilir.

## **1.2. Kompozitlerin Avantajları;**

- Yüksek güç,
- Hafiflik,
- Tasarım esnekliği,
- Ölçüsel durağanlık,
- Yüksek dielektrik direnci,
- Korozyon direnci,
- Kalıplama kolaylığı,
- Yüzey uygulamaları,
- Yüzelelere uygulama imkânı,
- Ahşap yüzeylerde uygulama imkânı,
- Demir yüzeylerde uygulama imkânı,
- Yanmazlık özelliği,
- Farklı malzemeler gömülebilir,
- Tamir edilebilirlik özelliği,
- Kolayca kesilebilir ve delinebilir.

## **1.2. Kompozitlerin Dezavantajları;**

- Pahalı ve karmaşık kalite kontrol yöntemleri,
- Yüksek üretim maliyeti,
- Farklı mekanik özellikler,
- Onarımda deneyimli personel ihtiyacı,
- Üretim ve onarım,
- Sınırlı kurtarma,
- Sağlığa zararlı,
- Kürlenme süresi,
- Katmanlar arasında yabancı cisim oluşumuna elverişli olması,
- Katmanların ayrılması,
- Sınırlı raf ömrü,
- Saklama koşulları.

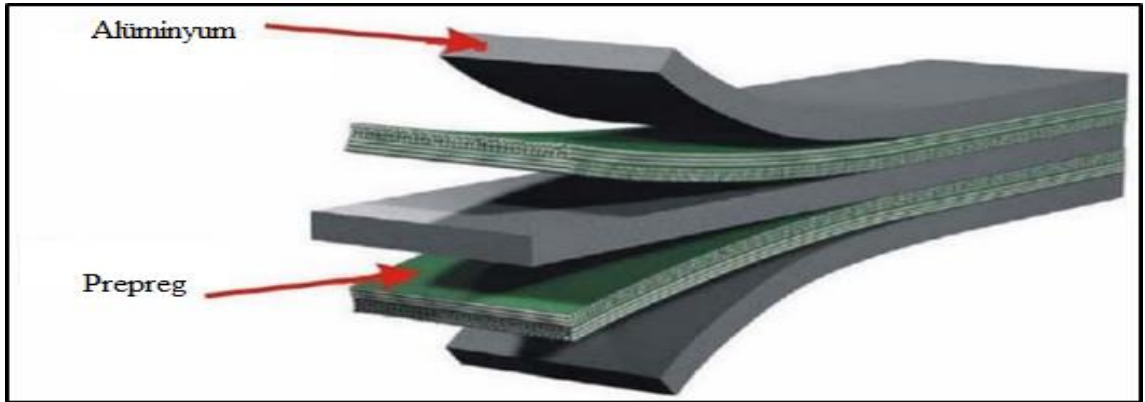
## 2. GENEL YAPI TİPLERİ

### 2.1. Fiber Metal Laminasyonu (FML)

Kompozit malzeme katmanlarıyla birleştirilmiş birkaç ince metal katmandan oluşan bir laminattan oluşur. Bu form, malzemenin basit bir metal yapı gibi davranmasına izin verir, ancak metal yorgunluğu, darbe, korozyon direnci, yangına dayanıklılık, ağırlık tasarrufu ve özel mukavemet özellikleri gibi özelliklere ilişkin önemli spesifik avantajlara sahiptir.

**En çok bilinen FML'ler şunlardır:**

- ARALL (Aramid Takviyeli Alüminyum Laminat), aramid fiber bazlı,
- GLARE (Cam Takviyeli alüminyum laminat), cam fiber bazlı,
- CENTRAL, GLARE daha kalın alüminyum katmanlarıyla çevreleyen tipi,
- CARALL (Carbon ile Güçlendirilmiş Alüminyum Laminat), karbon fiber bazlı.

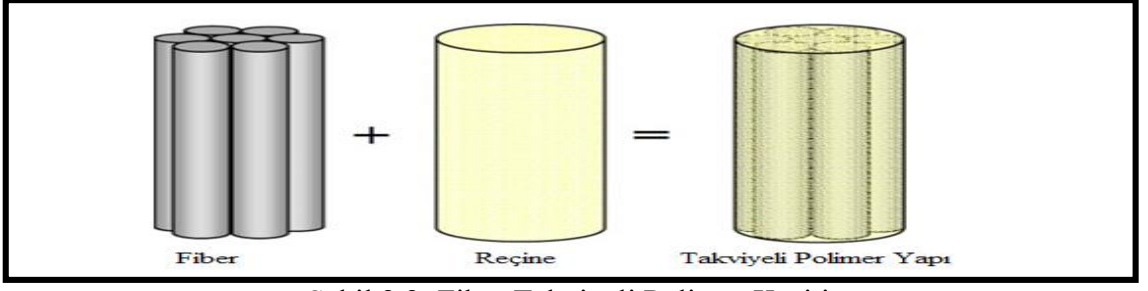


Şekil 2.1: GLARE Kesiti

### 2.2. Fiber Takviyeli Plastikler veya Polimerler (FRP)

Liflerle güçlendirilmiş bir polimer matristen yapılmış kompozit bir formudur. Lifler çoğunlukla Cam, Karbon, Aramid, Seramik veya Bazalttır. Nadiren kâğıt, ahşap veya asbest gibi diğer lifler kullanılmıştır. Polimer matrisi genellikle bir epoksi, vinil ester veya polyester ısıyla sertleşen plastik reçinedir.

- Takviye: Doğal lifler, Karbon, Cam, Aramid, Seramik, Kuvars, Bor, Hibrit.
- Matris: Epoksi, Fenolik, Bismaleimid (BMI), Melamin, Polyesterler.
- Dolgu maddeleri: Film yapıştırıcılar, Köpük yapıştırıcılar, Çekirdekler.



Şekil 2.2: Fiber Takviyeli Polimer Kesiti

### 3. GÜÇLENDİRME ELEMANLARI

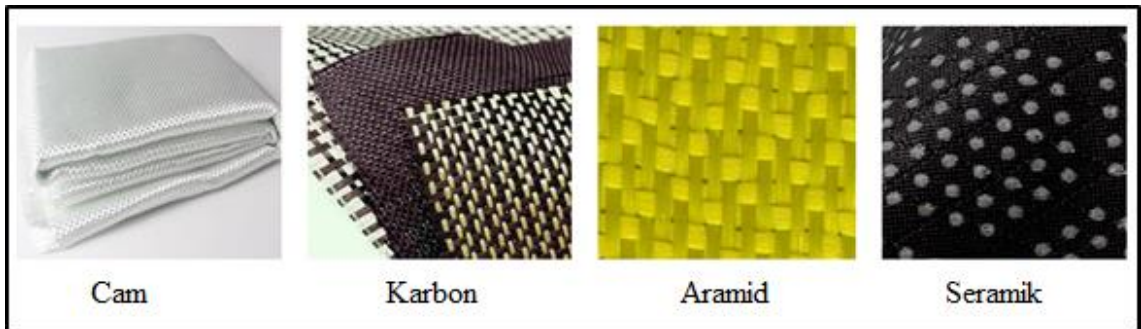
#### 3.1. Güçlendirme Formları



Şekil 3.1: Çeşitli formlarda takviye malzemeler

#### 3.2. Kumaşlar

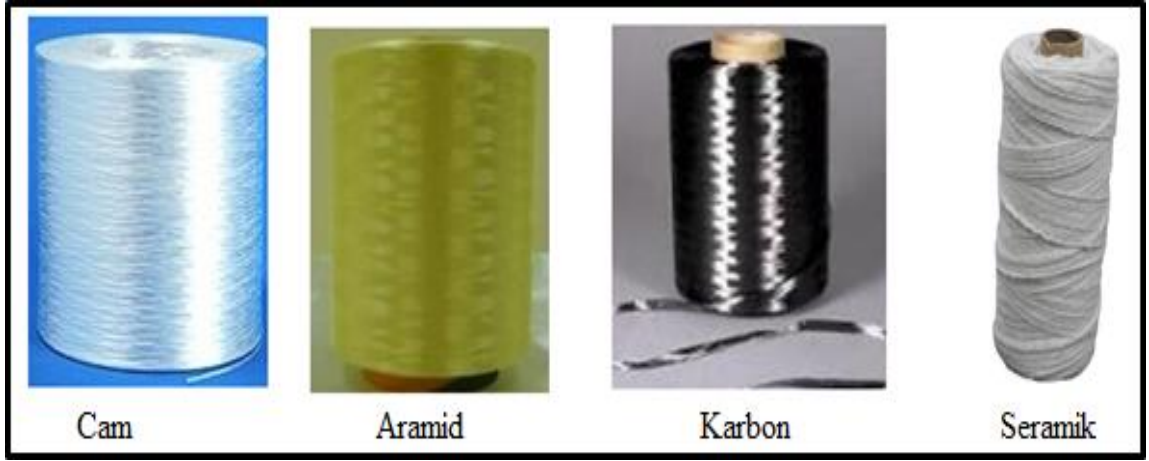
Kumaş; iplikler, filamanlar vb. dahil olmak üzere çeşitli fiber bazlı malzemeleri içeren bir şemsiye terimdir. İlk başta, "kumaş" kelimesi sadece dokuma kumaşlara atıfta bulunurdu. Bununla birlikte, dokuma tek üretim yöntemi değildir ve daha sonra kullanım amaçlarına göre kumaş yapıları oluşturmak için başka birçok yöntem geliştirilmiştir. Örne ve dokunmamış kumaş üretimi diğer popüler türlerdir.



Şekil 3.2: Fiber bazlı dokuma kumaşlar

#### 3.3. Sürekli Fiberler

Kompozitlerde en yaygın olarak kullanılan takviye malzemeleri lif, iplik veya filaman şeklinde olanlardır. Lifler, takviye olarak kullanıldıkları yerde hemen hemen tüm yük taşıma işlevini yerine getirirler. Bu fonksiyonlardan en önemlisi kompozit malzemeye kazandıran mukavemet ve rijitliktir. Havacılık endüstrisinde kompozit parçalarda en yaygın olarak kullanılan lifler şunlardır;



Şekil 3.3: Takviye olarak kullanılan ana lif malzemeleri

### 3.4. Cam Fiberler

Polimer bazlı kompozitlerde kullanılan yaygın ve ucuz bir takviye elemanıdır. Camın hammaddesi yaklaşık 1200-1500°C'de elektrikli fırınlarda eritilir. Erimiş malzeme daha sonra platin alaşımli bir potanın altındaki binlerce delikten geçirilir, ardından bir soğutma bölgesi gelir.

#### 3.4.1. Cam Fiber Sınıfları

Cam fiberlerin en yaygın türü, cam takviyeli plastikler için kullanılan E-cam'dır.

- A-cam (az veya hiç bor oksit içermeyen alkali kireç camı),
- E-CR-cam (Elektriksel/Kimyasal Direnç; yüksek asit direncine sahip, %1'den az alkali oksit içeren alümino-kireç silikat),
- C-cam (cam kesikli fiber ve izolasyon için kullanılan yüksek bor oksit içerikli alkali kireç camı),
- D-cam (düşük dielektrik sabiti ile adlandırılan borosilikat cam),

- R-cam (takviye olarak yüksek mekanik gereksinimlere sahip MgO ve CaO içermeyen alüminyum silikat cam) ve
- S-cam (CaO içermeyen, ancak yüksek çekme mukavemetli yüksek MgO içeriğine sahip alüminyum silikat cam),
- Saf silika (silikon dioksit), erimiş kuvars olarak gerçek bir erime noktası olmayan bir cama soğutulduğunda, cam fiber için bir cam fiber olarak kullanılabilir, ancak çok yüksek sıcaklıklarda çalışılması gerektiği dezavantajına sahiptir.

Gerekli çalışma sıcaklığını düşürmek için, diğer malzemeler "akı maddeleri" (yani erime noktasını düşüren bileşenler) olarak eklenir.

A-cam ("alkali-kireç" için "A") veya kırılmış cam olarak adlandırılan ve yeniden eritmeye hazır olan soda kireç camı, cam fiber için kullanılan ilk cam türüdür.

E-cam (ilk elektrik uygulamasından dolayı "E") alkali içermez ve sürekli filaman oluşumu için kullanılan ilk cam formülüdür. Şu anda dünyadaki fiberglas üretiminin çoğunu oluşturuyor ve aynı zamanda küresel olarak en büyük bor mineralleri tüketicisidir. Klorür iyonu saldırısına karşı hassastır ve denizcilik uygulamaları için kötü bir seçimdir.

S-cam ("Güç" için "S"), yüksek çekme mukavemeti (modül) önemli olduğunda kullanılır ve bu nedenle bina ve uçak yapımı için kompozitlerde önemlidir. Aynı madde Avrupa'da R-cam ("takviye" anlamına gelen "R") olarak bilinir.

C-cam ("C" "kimyasal direnç" anlamına gelir) ve T-cam ("T", "termal yalıtkan" anlamına gelir) kimyasal saldırılara karşı dirençlidir; her ikisi de genellikle üfleme cam fiberinin yalıtım derecelerinde bulunur.

### **3.5. Aromatik Poliamid (Aramid) Fiberler**

Bir diğer en yaygın takviye malzemesidir. Bir firma (DuPont) tarafından Kevlar olarak piyasaya sunulan aramid fiber büyük ilgi görmüştür. O zamandan beri aramid lifleri "Kevlar" ile özdeşleşmiş ve kompozit endüstrisinde bu isimle anılmıştır.

Kevlar'ın gerilme mukavemeti ve modülü, bilinen diğer tüm organik fiberlerden daha fazladır. Ancak modülü karbon fiberden daha düşüktür. Kevlar, karbon ve cam fiberden



daha az kırılğan ve daha hafiftir. Kevlar, aleve ve birçok kimyasal çözücüye dayanıklı bir malzemedir. Isıya dayanıklılığı karbon fiberler kadar olmasa da bilinen diğer takviyelere göre daha fazladır.

Kevlar'ın en büyük dezavantajı suyu çabuk emmesidir (kendi ağırlığının 4 ila 8 katı kadar su emebilir) İmalat sırasında kesme ve budama işlemlerinde kolaylıkla lifli olabilmesinden dolayı imalat zorlukları vardır. Kurşun geçirmez yelek üretimi ve kask üretimi ön planda olan Kevlar'ın kullanım alanları takviye olarak kullanılmaktadır. Ayrıca askeri zırhlı araçlarda, uçak hücum kenarlarında ve darbeye karşı direncin önemli olduğu uçak parçalarında da kullanılmaktadır.

### **3.6. Karbon Fiberler**

Karbon fiberler, çok yüksek sıcaklıklarda ısıl işlem gördüğünde karbonlaşan malzemelerdir. Karbon fiber epoksi matrisler ile birleştirildiğinde olağanüstü dayanıklılık ve sertlik özellikleri sergiler. Poliakrilonitril (PAN) lifleri, çok yüksek kaliteli karbon lifinin kimyasal öncüsüdür. Karbon fiberin üretimi çok pahalı olduğu için uçak endüstrisinde, spor ekipmanlarında veya tıbbi ekipmanların yüksek değerli uygulamalarında kullanılmaktadır.

### **3.7. Seramik Fiberler**

Seramik Matrisli Kompozitler (CMC'ler), kompozit malzemelerin ve seramiklerin bir alt grubudur. CMC'ler, bir seramik reçineye gömülü seramik fiberlerden oluşur. Lifler ve matris, herhangi bir seramik malzemedenden oluşabilir, burada karbon ve karbon lifleri de bir seramik malzeme olarak kabul edilebilir.

### **3.8. Hibrit Fiberler**

Hibrit ürünler, uygun fiyat ve daha yüksek performans değerleri sağlamak için tasarlanmış aramid, cam ve karbon fiberlerinin birleşimidir.

### **3.9. Kuru Fiber**

Karbon, cam ve Kevlar gibi kuru fiber malzemeler birçok uçak onarım prosedürü için kullanılmaktadır. Kuru kumaş, onarım çalışması başlamadan hemen önce reçine ile emprenye edilir. Bu işleme genellikle ıslak döşeme denir. Islak döşeme işlemini kullanmanın ana avantajı, fiber ve reçinenin oda sıcaklığında uzun süre saklanabilmesidir. Kompozit oda sıcaklığında kürlenebilir veya kürlenme sürecini hızlandırmak ve mukavemeti artırmak için yüksek sıcaklıkta kür kullanılabilir.

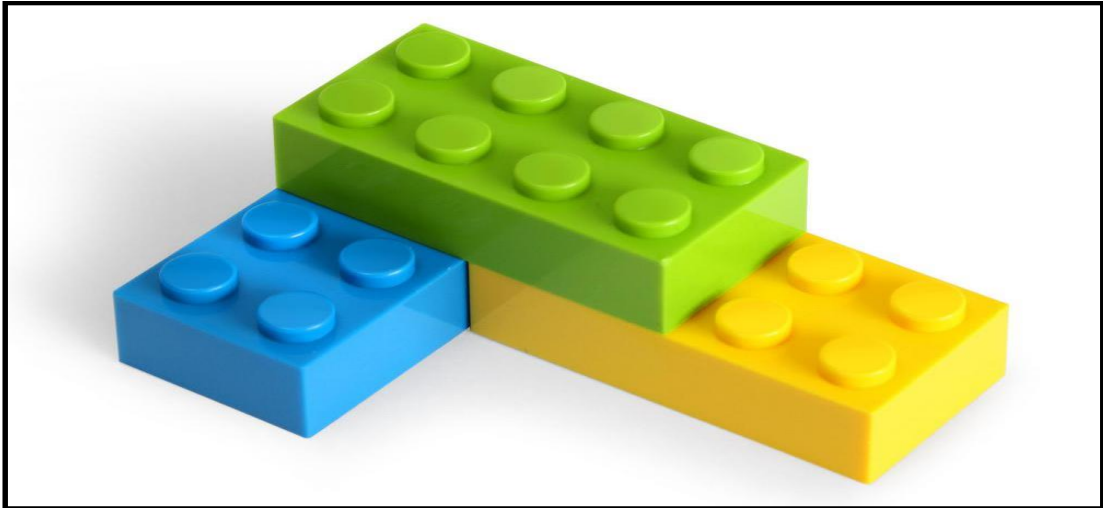
## 4. MATRİS ELEMANLARI

### 4.1. Reçineler

Bir matris şu işlevleri yerine getirir; Fiber takviyesini bağlar, Kompozit bileşene şeklini verir ve yüzey kalitesine yön verir, lifleri bir arada tutar, Liflere yükü dağıtır, Lifleri çevresel etkilerden korur. Genel olarak iki bileşeni vardır; Baz malzeme ve sertleştirici. Çok iyi bir sonuç için temizlik, homojen karışım, nem oranı, reçine kürlenme sıcaklık ve süresine uygunluk, ana ve katkı maddelerinin oranı, kap ömrü, depolama ömrü (raf ömrü) gibi bazı kurallar gereklidir. Kutular üzerindeki üretici talimatları dikkatlice okunmalı ve koşulsuz uygulanmalıdır. Polyesterler, epoksiler, fenolikler, poliamidler en yaygın kullanılan reçinelerdir.

#### 4.1.1. Termoplastik (veya Termosoft) Polimer Reçineler

Bu tür plastikler ısıtıldığında yumuşar ve şekillendirildikten sonra soğutulduğunda sertleşir. Bu işlem sırasında plastiğin mikro yapısında herhangi bir değişiklik olmaz. Genellikle 60°C -310°C arasında kullanılabilir. Bu gruptaki plastikler naylon, polietilen, polistiren, karbon florür akrilikler, selülozikleri içerir.



Şekil 4.1: ABS Termoplastik Reçine ile yapılan LEGO'lar

#### 4.1.2. Termoset Polimer Reçineler

Bu tür plastikler ısıtılıp şekillendirilip daha sonra soğutulduğunda mikro yapıdaki değişimden dolayı eski yapıya dönüşmek artık mümkün değildir. Bu grubun başlıca örnekleri polyesterler, epoksiler, bismaleimid, fenolik, alkidler, aminler olarak verilebilir.



Şekil 4.2: Termoset (melamin) mutfak aleti

#### 4.2. Reçinelerin Kürleme Aşamaları

Termoset reçineler, kürlemek için kimyasal bir reaksiyon kullanır. A, B ve C olarak adlandırılan üç kürleme aşaması vardır.

**A aşaması:** Reçinenin bileşenleri (baz malzeme ve sertleştirici) karıştırılmıştır ancak kimyasal reaksiyon başlamamıştır. Reçine, ıslak yerleştirme prosedürü sırasında A aşamasındadır.

**B aşaması:** Reçinenin bileşenleri karıştırılmış ve kimyasal reaksiyon başlamıştır. Malzeme kalınlaşmış ve yapışkandır. Prepreg malzemelerin reçineleri B aşamasındadır. Daha fazla sertleşmeyi önlemek için reçine 0°F'de bir dondurucuya yerleştirilir. Donmuş

durumda, prepreg malzemenin reçinesi B aşamasında kalır. Malzeme dondurucudan çıkarılıp tekrar ısıtıldığında kürlenme başlar.

**C aşaması:** Reçine tamamen kürlenir. Bazı reçineler oda sıcaklığında kürlenir ve diğerleri tamamen kürlenmek için yüksek sıcaklıkta kürlenme döngüsüne ihtiyaç duyar.

#### **4.2.1. B-Aşama Elemanları ve Uygulamaları**

##### **4.2.1.1 Reçine Ön Emdirilmiş Kumaş, Yarı Kürlenmiş Malzeme**

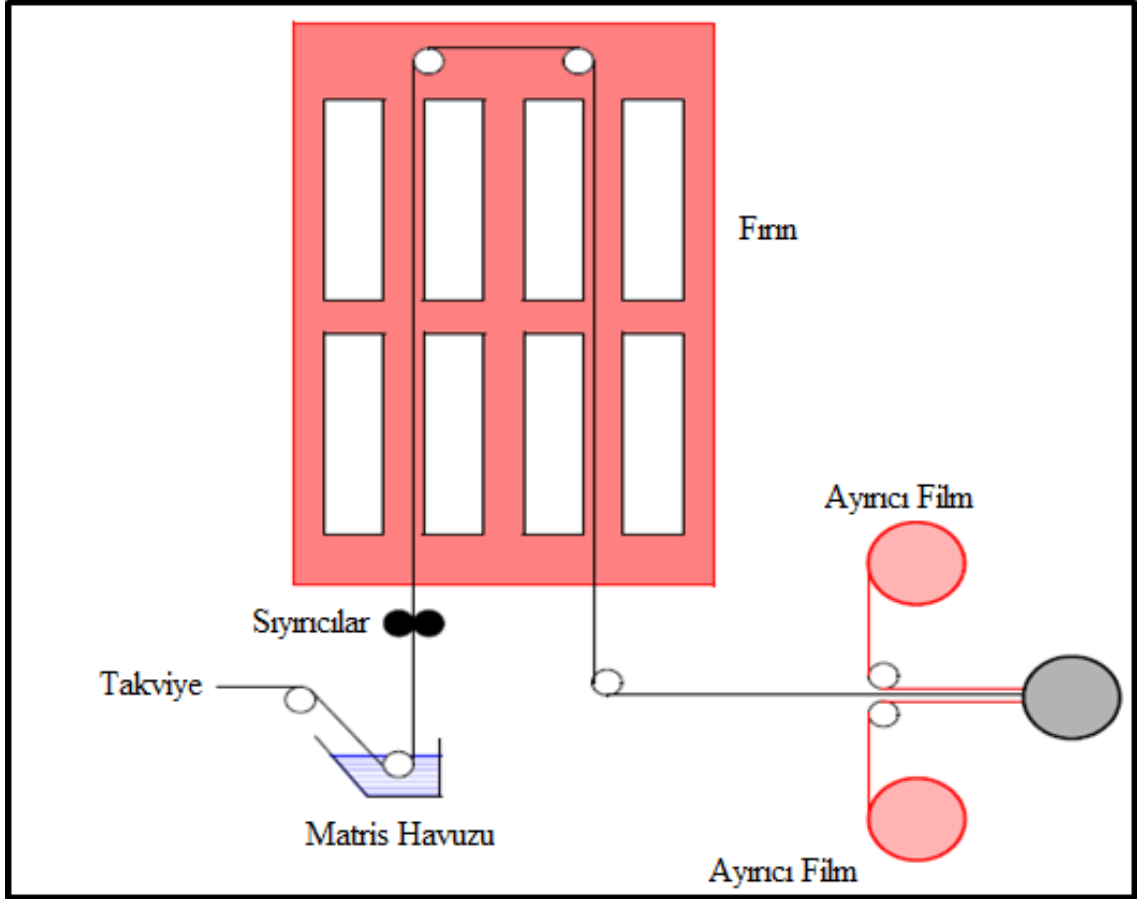
Prepreg, liflerden ve epoksi veya fenolik reçine gibi kısmen kürlenmiş bir polimer matristen yapılan bir kompozit malzemedir. Lifler genellikle bir dokuma biçimindedir ve matris, imalat sırasında bunları birbirine ve diğer bileşenlere bağlamak için kullanılır.

Termoset matris, kolay kullanım sağlamak için yalnızca kısmen kürlenir; Bu B-Aşama malzemesi, tam kürlenmeyi önlemek için soğuk depolama gerektirir.

B-aşaması prepreg, ısı tam polimerizasyonu hızlandırdığı için daima soğutulmuş alanlarda saklanır. Prepreglerden inşa edilen kompozit yapıların kürlenmesi için çoğunlukla bir fırın veya otoklav gerekir. Prepreg malzemenin arkasındaki ana fikir, fiberler boyunca anizotropik mekanik özelliklerin kullanılmasıdır, polimer matris ise fiberleri tek bir sistemde tutarak dolgu özellikleri sağlar.

Prepreg ayrıca bir kişinin büyük miktarda fiberi emprenye etmesine ve daha sonra kürlenmesi için uzun bir süre boyunca soğutulmuş bir alanda (20°C'nin altında) saklamasına izin verir. Proses ayrıca sıcak enjeksiyon prosesine kıyasla zaman alıcı olabilir ve prepreg hazırlamanın katma değeri malzeme tedarikçisi aşamasındadır.

120°C veya 180°C'de kürlenir (tamirde 80°C-100°C olabilir) ve yüksek lif içeriğine sahiptir [%60- %65] Yapışkan özelliği vardır; kalıba ve diğer katlara yapışır.



Şekil 4.3: Kumaşa reçine emdirme süreci

Kumaşlar ve bantlar gibi dokuma benzeri malzemeler homojen olarak reçine ile emprenye edilir, kısmen polimerize edilir, kumaş ruloları gibi paketlenir ve  $-18^{\circ}\text{C}$ 'de soğuk hava depolarında depolanır. Prepreg rulolar, orijinal ambalajlarında yatay konumda soğuk hava depolarına yerleştirilir. Dışarı çıkarıldıktan sonra oda sıcaklığına gelene kadar beklenmelidir.

Prepreg, liflerin düz bir işlenebilir yüzey üzerinde veya daha doğrusu endüstriyel bir işlemden emprenye edilmesini ve daha sonra emprenye edilmiş liflerin sıcak enjeksiyon işlemi için sorun teşkil edebilecek bir şekle getirilmesini sağlar. Katlanmamalı veya kırılmamalıdır.

Prepreg rulolar orijinal karton kutularında saklanmalıdır. Kutunun yan tarafındaki etiket, üretici bilgilerini Lot No., Rulo No., Parça No., ilgili spesifikasyon ve Raf ömrü bilgilerini içermelidir. Malzeme kimlik kartındaki bilgiler eksiksiz doldurulmalıdır.

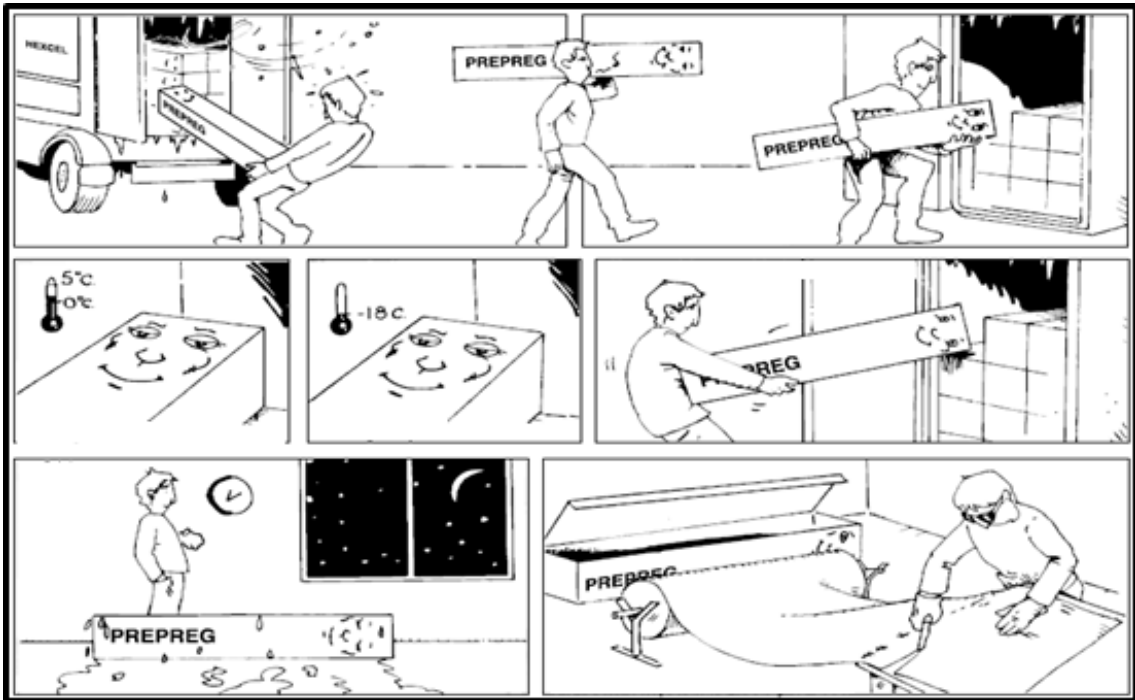
#### 4.2.1.2 Kompozit Elemanlar- Prepreg

PREPREG = PREimPREGnated kelimesinin kısaltmasıdır. Reçine emdirilmiş, yarı kürlenmiş malzeme (kumaş, lif, fiber, fabrik, elyaf...) demektir.

- Fiber iplikler kumaş haline getirilir.
- Kumaş, reçine havuzundan geçirilir.
- Reçineli kumaş fırında biraz kurutulur.
-  zerine ayırıcı naylon film kaplanır ve ruloya sarılır.

Rulo Őeklindeki malzemeler, mutlaka taşıyıcı destekler üzerinde durmalıdır. Malzeme kendi serbest ağırlığı üzerinde durmamalıdır. -18 C'de depolanmalıdır.

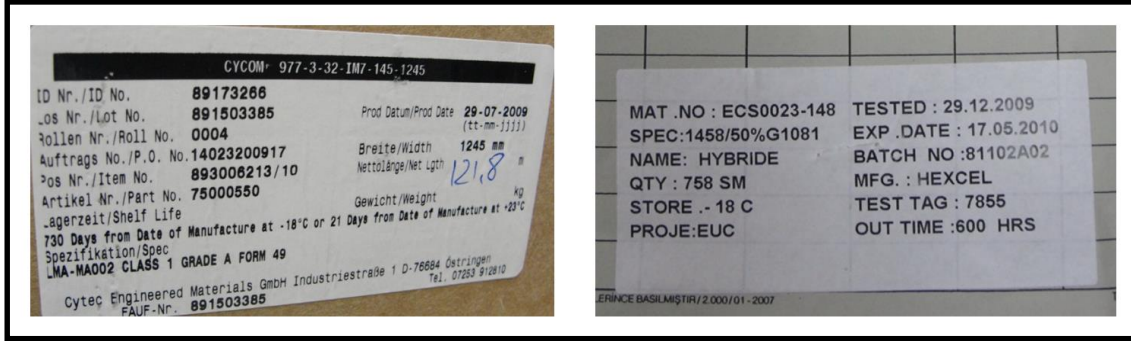
Dolapta rulo veya kit Şeklinde kesilmiş malzeme, uygun hava sızdırmaz ambalaj içinde tutulmalıdır. Mümkün ise torba içerisindeki hava vakumlanmalıdır.



Şekil 4.4: Prepreg ruloların depolama ve uygulamaya hazırlık aşamaları

#### 4.2.1.3 Kesim, Kit yapma ve Uygulama

Oda sıcaklığına gelen prepreg rulo, Otomatik Kat Kesme Makinasında uygun ölçülerde kesilir. Miktar ayarı ve yerleştirme bilgisayar programında yapılmalıdır.



Şekil 4.5: Prepreg ruloların etiket bilgileri



Şekil 4.6: Prepreg depolama alanları

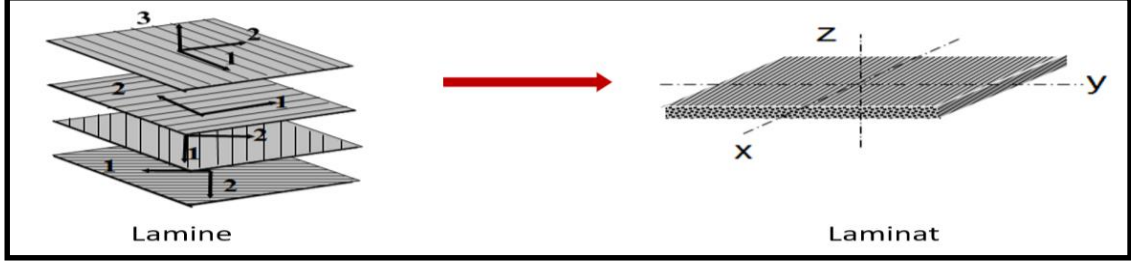
#### 4.2.1.4 Kat Kesim ve Kit Hazırlama

Kat yönleri (Çözüğü tarafı ve Atkı tarafı) ve kat numaraları, kesilen kat katlarında belirtilmelidir. Harfler elle yazılabilir veya tezgâhta yazılabilir.



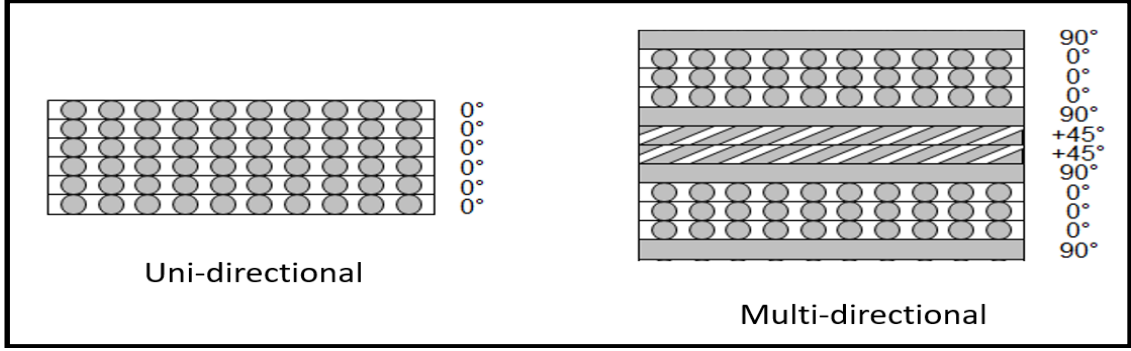
### 4.3. Laminasyon

Lamine tek bir katmandır. Laminat ise laminelerin üst üste istiflenmesiyle oluşturulur.



Şekil 4.7: Lamine ve Laminat

#### 4.3.1. Kat Yönlendirme



Şekil 4.8: Lamine istifleme

### 4.5. Dokuma Stilleri

Çoğu dokuma stili, Çözü olarak bilinen kumaşın uzunluğu boyunca uzanan ve Dolgu veya Atkı olarak bilinen kumaşın genişliği boyunca uzanan malzeme şeritlerinden oluşur. Bu ipliklerin birbirinin üzerinden ve altından nasıl geçtiği, örgü stilini tanımlar.

Kompozit kumaşlarda kullanılan çeşitli örgü stilleri vardır. Aşağıda en yaygın örgü stilleri ve her bir stilin avantajları veya dezavantajları açıklanacaktır.

- **Düz Örgü;** Bu, her bir çözgü ipinin 1 dolgu ipi üzerinde ve ardından 1 dolgu ipi altında yüzdüğü 1×1 dokumadır. Sık sık üstten ve alttan dokuma kumaşın genel mukavemetini azaltır. Bu dokuma, en az yıpranan ve düz yüzeyler için iyi çalışan ancak en az esnek olan ve şekilli kalıpları iyi örtmeyen bir kumaş üretir.
- **2×2 Dimi;** Bu örgü stili kumaşa 3 boyutlu bir görünüm kazandırır ve otomotiv endüstrisinde kullanılan en yaygın örgü stildir. İki dolgu dizisinin üzerinde ve

ardından iki dolgu dizisinin altında yüzen 1 z ipliinden oluşur. Bu dokuma nispeten iyi örtülür ve şekilli kalıplarda veya parçalarda kullanılır. Bir dimi dokuma kenarlardan daha kolay ayrılacaktır, bu nedenle kumaşın dikkatli bir şekilde işlenmesi gerekir.

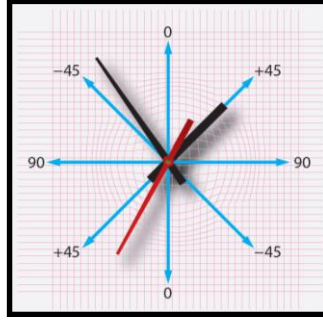
- **4×4 Dimi;** 2×2 Twill'e benzer, ancak her z ipi 4 dolgu ipi üzerinde ve ardından 4 dolgu ipi altında yüzer. Bu, 2×2 Twill'den daha gevşek bir dokumadır ve şekilli kalıplar ve parçalar üzerinde daha iyi rtlecektir. Dimi dokuma olduğu için kenarları daha kolay yıpranacaktır.
- **2×2 İekli Dimi;** Bu rg stili Hibrit kumaşlarda kullanılır ve 2 dolgu ipliği üzerinde aynı 2 z ipliğine ve ardından 2 dolgu ipliğinin altına 2×2 Dimi olarak sahiptir, ancak hem z hem de dolgu alternatif kumaş türlerinden oluşur. Örneğin, bir Karbon Fiber dizisi, ardından bir Kevlar dizisi.
- **4 Koşum Saten Dokuma;** Bu dokuma ile her bir dolgu ipi 3 z ipi üzerinde ve ardından 1 z ipi altında yüzer. Bu dokuma, bir dimi dokumadan daha esnektir ve karmaşık eğrilere iyi uyum sağlar.
- **5 Koşum Saten Dokuma;** Bu, her bir dolgu ipinin 4 z ipi üzerinde ve ardından 1 z ipi altında yzdğu daha az yaygın bir dokumadır. Bu dokuma aynı zamanda çok esnektir ve karmaşık kavisli kalıplarda kullanıldığında iyi sonuç verir.
- **8 Koşum Saten Dokuma;** Bu dokuma ile her bir dolgu ipi 7 z ipi üzerinde ve ardından 1 z ipi altında yüzer. Bu dokuma karmaşık eğrilere çok iyi uyum sağlar.
- **Tek Yönlü rg;** Bu örgünün sadece z yönünde uzanan iplikleri vardır. Kumaşı yapmak için teller dikilir veya yapıştırılır. Bu dokuma, z yönünde çok yüksek mukavemet sağlar, ancak Dolgu yönünde daha fazla esner.

- **Çift Eksenli Dokuma;** Bu dokuma,  $\pm 45^\circ$ 'de birlikte dikilmiş iki tek yönlü kumaştan oluşur. Bu, kumaşa her yönde mukavemet verir.

**Kıyılmış Tel;** Bu dokuma, ince bir örtü oluşturacak şekilde rastgele yerleştirilmiş kıyılmış liflerden oluşur.

#### 4.5.1. Çözü Saati

Çözgü, bir kumaşın uzunlamasına liflerini gösterir. Çözgü, liflerin düzlüğü nedeniyle yüksek mukavemet yönüdür. Bir diyagram, teknik özellik sayfası veya üreticinin sayfalarında liflerin yönünü tanımlamak için bir çözgü saati kullanılır. Kumaşta çözgü saati mevcut değilse, kumaş rulodan çıkarken yönlendirme varsayılan olarak sıfıra ayarlanır. Bu nedenle  $90^\circ$  ile sıfır, kumaşın çapraz genişliğidir.



Şekil 4.9: Çözgü saati

## 5. SANDVIÇ YAPILAR

Hafif ve kalın malzemelerin yüksek mukavemetli ince duvarlara/yüzeylere yapıştırılması sonucu elde edilen güçlü, hafif ve oldukça dayanıklı malzemelerdir.

Sandviç yapılarda duvarlardan birinin karşılaşacağı yük, aradaki maça vasıtasıyla diğer duvarlara aktarılır ve yükün duvarlar ve maça malzemesi tarafından paylaşılması sonucu mukavemet artar.



Şekil 5.1: Sandviç yapı örneği

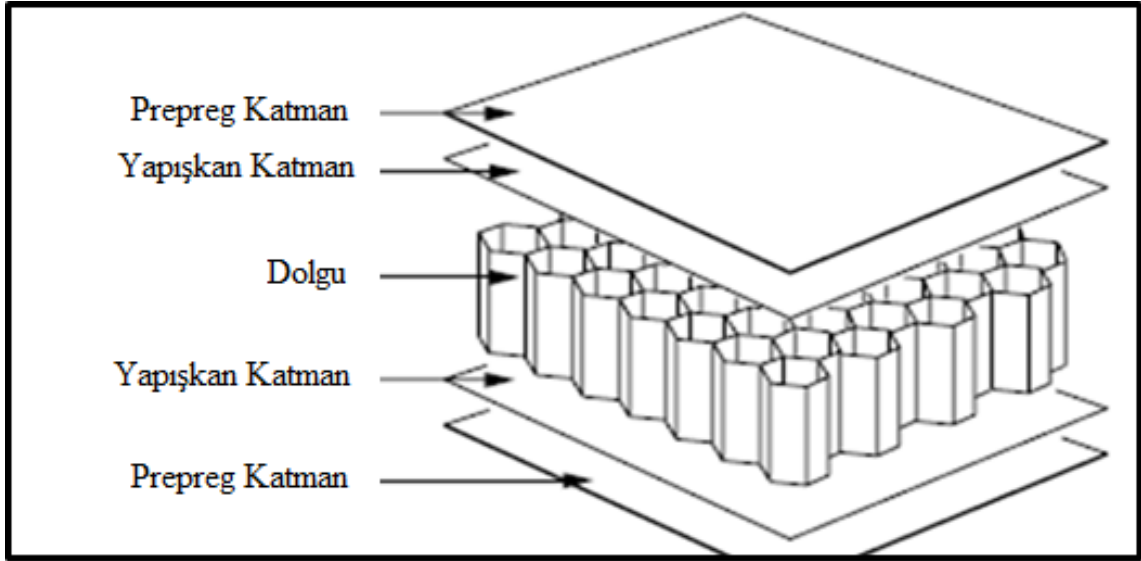
### 5.1. Yüzey Kaplamaları

Yüzey kaplamalarının temel işlevi eğilme ve kesme mukavemeti ile aksel eğilme ve kesme yüklerini taşımaktır. Bu yüzey kaplamaları için havacılıkta genellikle reçine emdirilmiş fiber/kumaş, alüminyum, titanyum veya paslanmaz çelik kullanılmaktadır.

### 5.2. Dolgu Malzemeleri

Petek sandviçin yapısına sertlik sağlar ve yoğun olmayan yapısı sayesinde hafiflik katar. Peteklerin genel görevleri, yüzeyleri sabitlemek ve gelecekteki yükleri tüm kalınlıkları boyunca taşımaktır. Dolgular, yüzey kaplamaları gibi birçok farklı malzemedendir.

yapılabilir. Tek başına kullanılamazlar, yapı elemanı olarak genellikle 3 grup malzemeden oluşurlar.

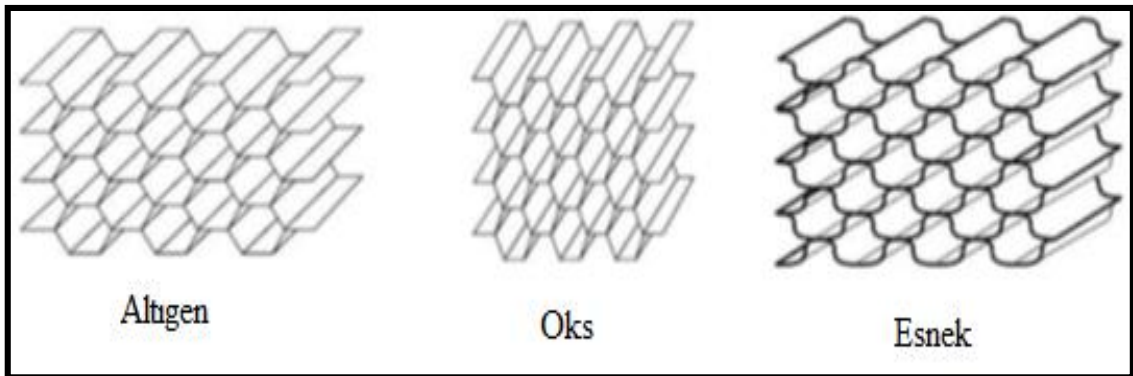


Şekil 5.2: Dolgular ve yüzey kaplamaları örneği

Bunlar;

- Sert, ince yüksek mukavemetli yüzeyler,
- Yükleri bir yüzeyden diğerine taşıyan düşük yoğunluklu bir çekirdek,
- Yapıştırıcı malzeme, çekirdeği ve yüzeyleri bir arada tutacak ve hareket eden yüklere karşı tek bir kuvvet gibi davranmasını sağlayacaktır.

Sandviç yapılarda kullanılan dolgular, kullanılacak yerin özelliklerine göre oks, altıgen (petek) ve esnek formda olabilmektedir. Diğer malzemelerle uyumluluk açısından da farklılık gösterebilir. Havacılıkta genellikle Alüminyum, Cam, Aramid (Nomex) ve Karbon'dan üretilen dolgular kullanılmaktadır.



Şekil 5.3: Oks, altıgen ve esnek formda dolgular

### 5.3. Dolgu İşleme Alanı

Parça üretiminde kullanılacak dolgular uygun geometride kesilebilir. Farklı çekirdek kalınlıkları elde edilebilir. Dolgu kenarları uygun açıda işlenebilir. Dolgu işleme alanında bulunan tezgahlar işleme için kullanılabilir. Dolgu işleme alanında sigara içilmez, yemek yenilmez. Yapışma, kir, pas, yağa zararlı maddelere izin verilmez.

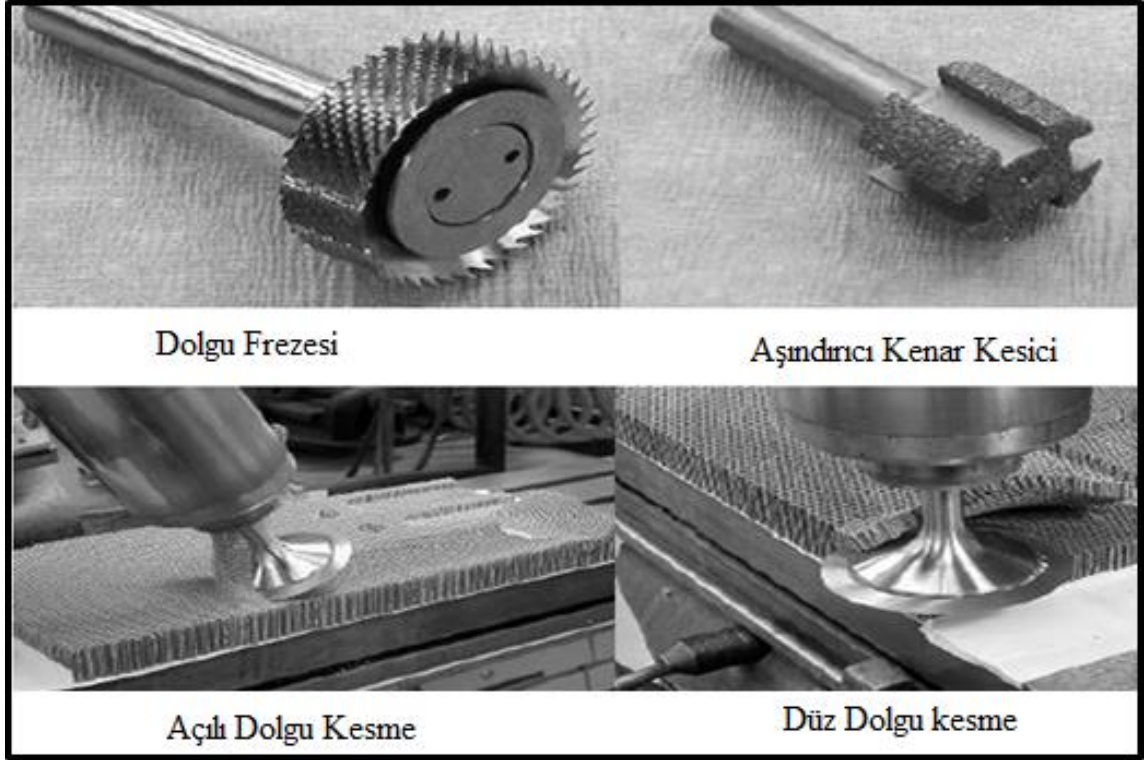
Dolgular depolanırken, üretilirken ve paketlenirken dışarıdan hiçbir yabancı madde girmeyecek şekilde muhafaza edilmelidir. İşlenen maçaların yüzeyinde yapışmayı engelleyecek veya yapışmasına zarar verecek hiçbir madde bulunmamalıdır.

Dolgular standardın sağladığı çözücü ve yıkama yöntemi ile yıkanabilir. Üretimden önce kurutulmalıdır. Dolgular üretim gereksinimlerini karşılamalıdır. Dolgular işlendikten sonra temizlenmelidir. Yapıştırılacak yüzeylerde yapışmayı etkileyecek hiçbir unsur bulunmamalıdır. Dolgular yıkandıktan sonra fırında kurutulabilir.



Şekil 5.4: Dolgu işleme alanı

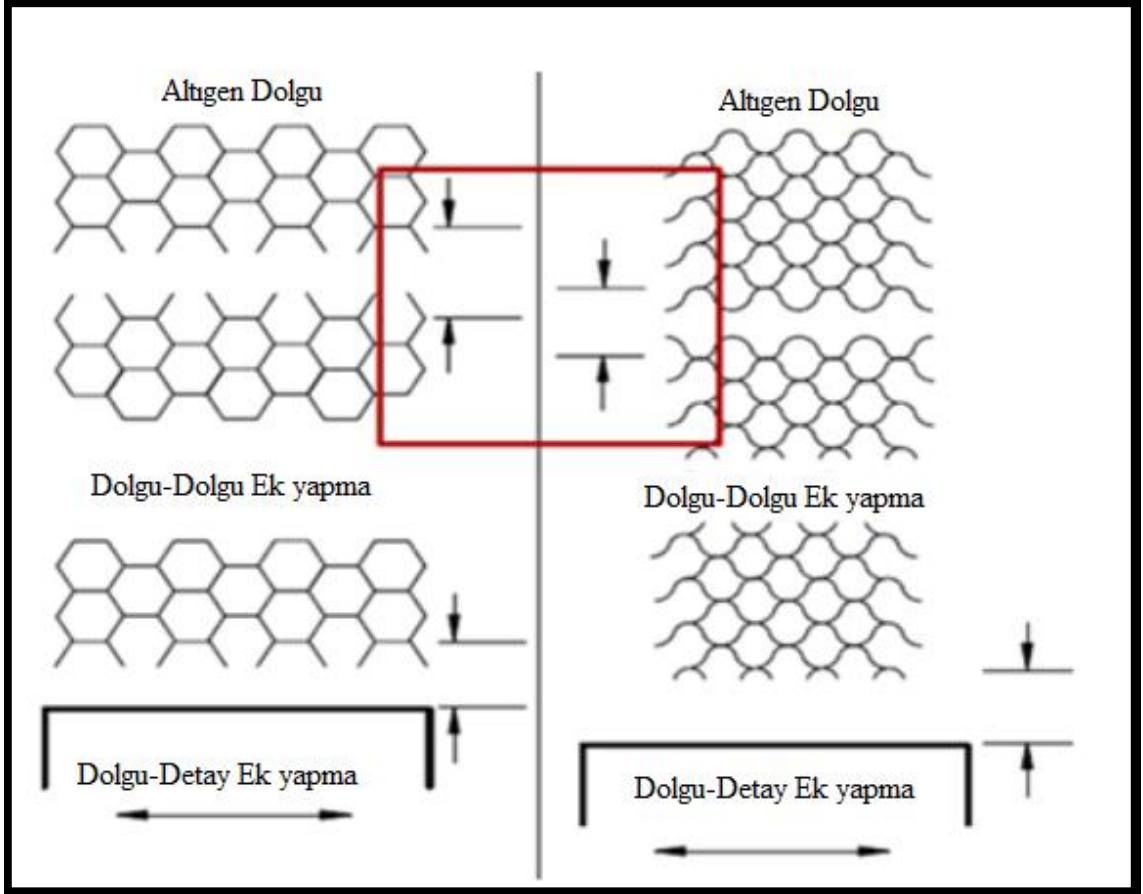
### 5.3.1. Dolgu İşleme Araçları



Şekil 5.5: Dolgu işleme araçları

### 5.3.2. Dolgu Ek Yapma

Bazı durumlarda uygun boyutta bir dolgu olmayabilir. Bu gibi durumlarda, dolgu malzemeler birleştirilebilir. Dolgular birleştirirken belgede verilen yapıştırıcı kullanılmalıdır. Sadece cam fiberden yapılan dolgular çekiçle birleştirilebilir. Birleştirilecek dolgular temiz olmalıdır. Uygun köpük yapıştırıcı seçilmelidir.



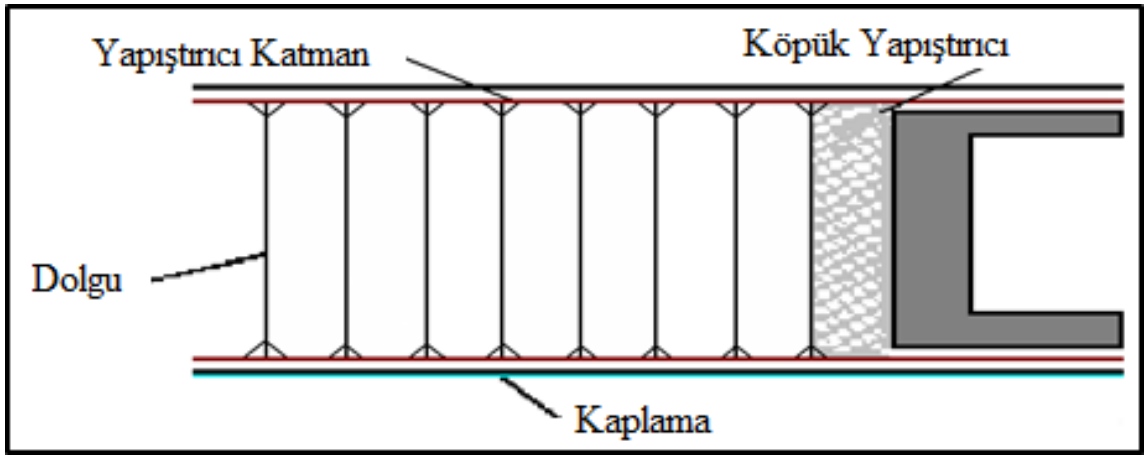
Şekil 5.6: Dolgu ek yapma



## 6. YAPIŖTIRMA

### 6.1. YapıŖtırıcı Malzemeler

İki veya daha fazla parçanın yapıŖtırıcı kullanılarak birleŖtirilmesiyle yapılan üretim yöntemidir. Bu sistemde vida, perçin, cıvata, kaynak, lehim gibi geleneksel birleŖtirme araçlarına gerek yoktur. Dolgu elemanların yapıŖtırılmasında kullanılan yapıŖtırıcılar genellikle iki tiptir. YapıŖtırıcının nerede kullanılacağı ve kullanım sıcaklığı seçim yaparken iki önemli faktördür.



Ŗekil 6.1: Dolgu elemanların yapıŖtırılması

BirleŖtirme Ŗekilleri;

- Metal-Metal,
- Metal-Petek-Metal,
- Kompozit-Petek-Kompozit,
- Kompozit-Petek-Metal

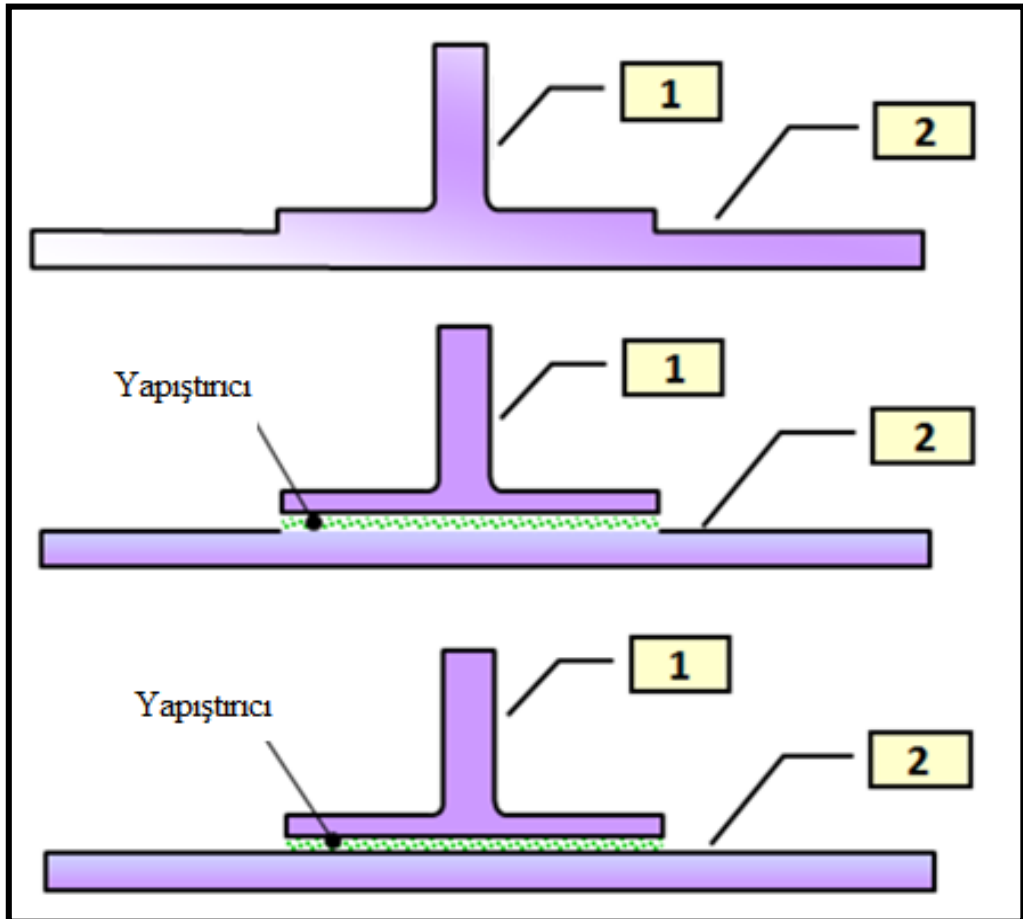
Ŗeklinde olabilir.

YapıŖtırma ile ilgili tüm iŖlemler temiz odada yapılır. YapıŖtırıcılar ve astarlar katalize ürünlerdir, yani ömürleri vardır ve sıcaklık arttıkça ömürleri azalır. Saklama koşullarına uyulmalıdır. YapıŖtırıcı formları; Sıvı, Macun, Köpük ve Film Ŗeklinde olabilir.

## 6.2. Yapıştırma şekilleri

Parçaların yapıştırılması 3 şekilde olabilir;

- Co-Curing; İki kürlenmemiş parça birleştirilir. Sonuç olarak tek bir parça üretilir,
- Co-Bonding; Parçalardan biri kürlenmiş, diğeri henüz k rlenmemiştir, Kürlenmemiş parçanın kürlenmesi sırasında yapıştırıcı da körleşir.
- Secondary Bonding Her iki parça da kürlenir. Ayrı bir birleştirme adımı ile birbirlerine bağlanırlar. İşlemi hızlandırmak için kullanılan yapıştırıcının niteliğine göre parça fırında veya otoklavda belirli bir sıcaklıkta tutulabilir.



Şekil 6.2: 3 Şekilde yapıştırma

### 6.3. Yapışma Kalitesi

- Yapışma yüzeyleri ekstra temiz ve iyi hazırlanmış olmalıdır,
- Detay parçaları yerlerine tam oturmalı,
- Yapıştırıcı tipi,
- Uygulanan yapıştırıcının kalınlığı,
- Yapışma yüzey alanı,
- Yeterli karıştırma,
- Yapıştırıcı polimerizasyon,
- Ortam sıcaklığı,
- Nem,
- Ortak yüzey tasarımına bağlıdır.

### 6.4. Yapıştırıcı Raf Ömürleri ve Saklama Şartları

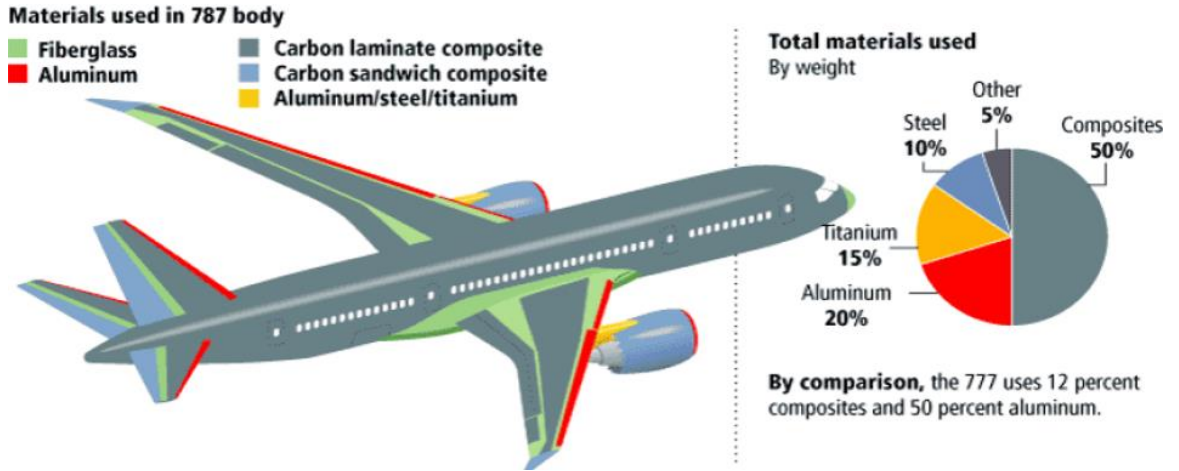
Tablo 6.1: Yapıştırıcı raf ömürleri ve saklama şartları

Malzeme Tipi	Depolama Sıcaklığı °F (°C)	Raf Ömrü		
		İlk Raf Ömrü (Ay)	İlk Uzatma (Ay)	Uzatma Tekrarı Sayısı
Polietilen Bant Yapıştırıcı	65-85°F (18-29°C)	12	8	3
Film Yapıştırıcı	40-55°F (4-12°C)	6	2	3
Köpük Yapıştırıcı	0°F (-18°C)	6	2	3

## 7. MODERN BİR UÇAKTA KOMPOZİT BİLEŞENLER

Havacılık sanayisinde kompozitler, gün geçtikçe daha geniş bir uygulama alanına sahip olmaktadır. Planör gövdesi, uçak modelleri, uçak gövde ve iç dekorasyonu, helikopter parçaları ve uzay araçlarında başarıyla kullanılmaktadır. Daha hafif malzemeyle atmosfer şartlarına dayanım ve yüksek mukavemet sağlanmaktadır. Yüksek mukavemet sağlaması yapılan hava aracının uzun ömürlü olmasının yanında daha fazla yük taşıma kabiliyetide kazandırmaktadır. Özellikle yeni nesil kargo uçaklarının bu özelliği tercih edilme sebebi olmaktadır. Modern uçakların tasarımında etkileyen kompozite geçiş süreci; şekilleri ve hatları daha belirgin hava araçlarının oluşmasında sebep olmuştur.

1969 yıllarında üretilen hava araçları incelendiğinde neredeyse tamamı metalden oluşan hava araçlar iken 2000’li yıllardan sonra kompozitten üretilmiş parça oranı artmış hava aracı gövdesi şekil 7.1’de görüldüğü üzere ortaya çıkmıştır.



Şekil 7.1: Bir uçakta kullanılan kompozit parçalar

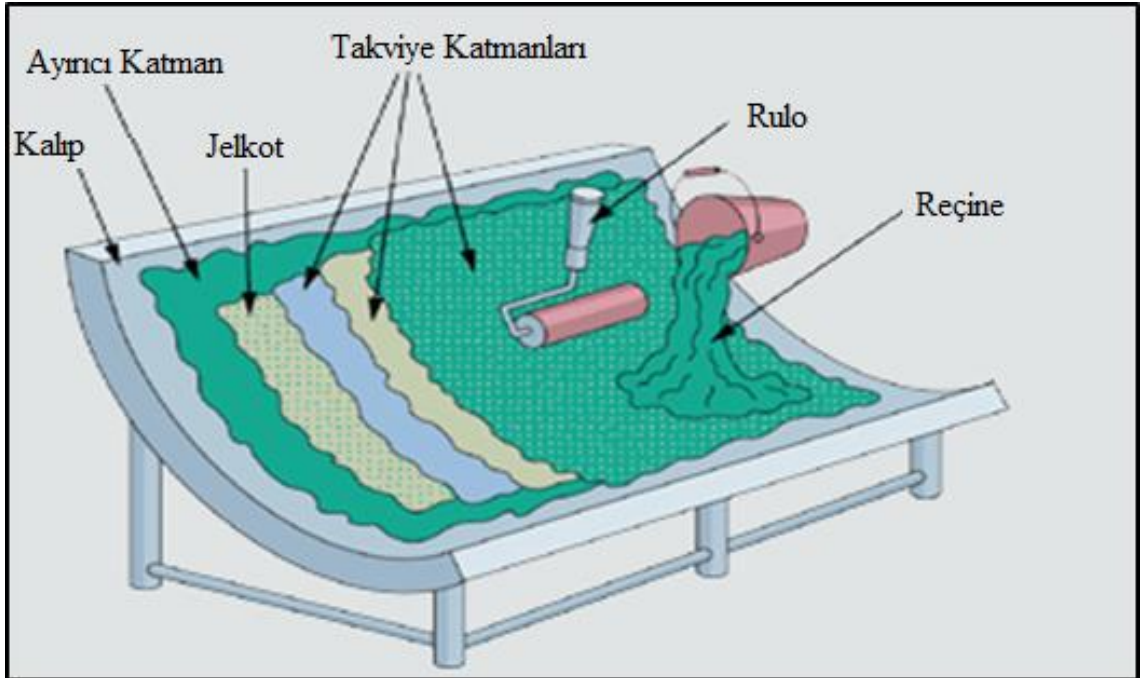
## 8. KOMPOZİT İMALATI VE İŞLEME

### 8.1. Açık Kalıp İşlemleri

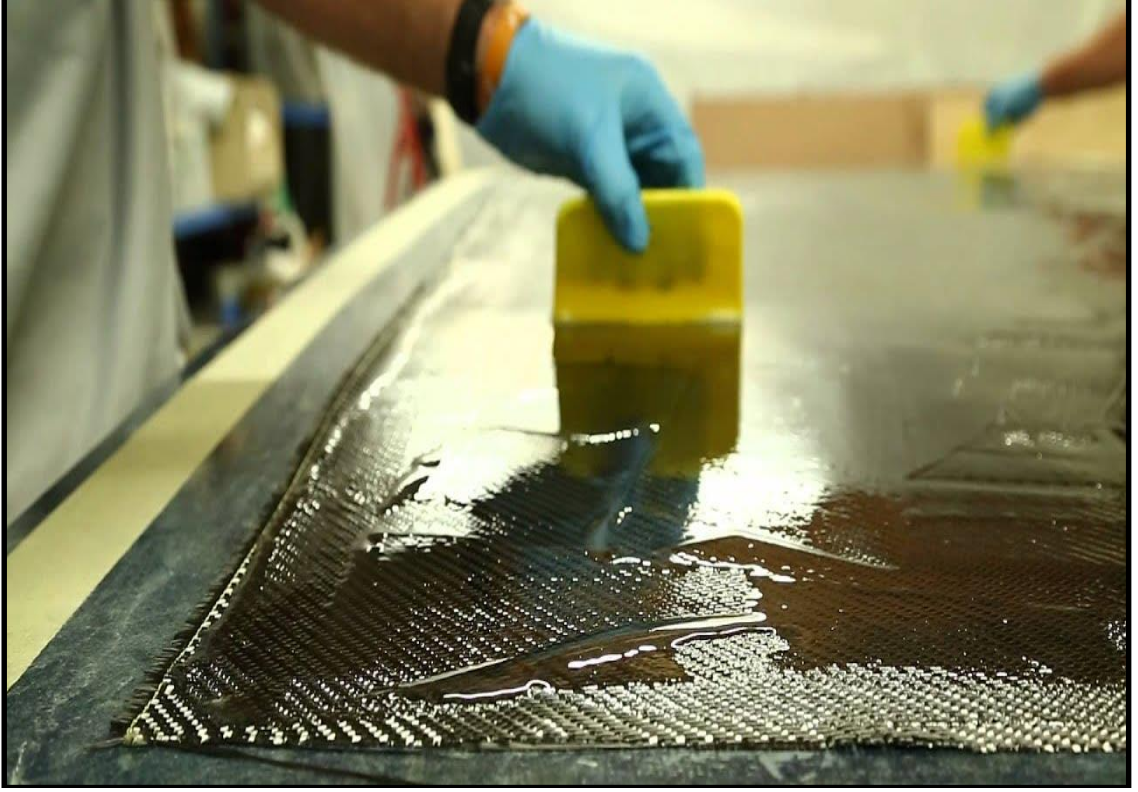
- El Yatırma (Islak Yatırma),
- Sprey Yatırma,
- Filaman Sargı.

#### 8.1.1. El Yatırma (Islak Yatırma)

En basit ve en eski üretim yöntemidir. Genellikle önceden hazırlanmış kalıba mat veya dokuma fiber yerleştirilir ve matrisi oluşturan reçine fırça gibi basit el aletleri ile fiberin üzerine sürülür. Bu işleme istenilen kalınlık elde edilene kadar devam edilir, böylece katmanlı bir kompozit üretilir. Reçineler kumaşlara katmanlar halinde uygulanabileceği gibi kumaşın özelliklerine bağlı olarak reçine aynı anda birden fazla katmana da uygulanabilir. Oda sıcaklığında ve atmosfer basıncında veya farklı sıcaklık ve basınçlarda pişmeye ve kurumaya bırakılır.



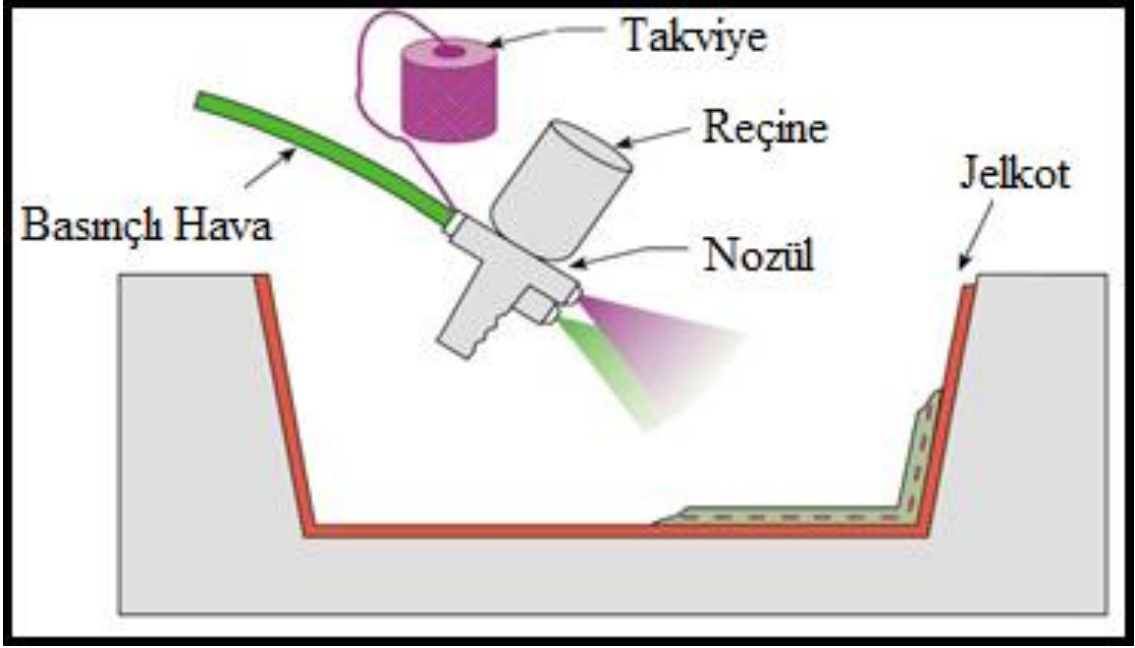
Şekil 8.1: El yatırma yöntemi



Şekil 8.2: El yatırma yönteminde kumaşa reçine uygulama

### 8.1.2. Sprey Yatırma

Elle yatırma yönteminin mekanize bir versiyonudur. Daha fazla ürün elde etmek için kullanılır. Doğranmış lif ve reçine karışımı bir püskürtme tabancasıyla kalıba püskürtülür ve kalıbın şeklini alması sağlanır. Püskürtme yüzeye dik olarak yapılmalı, böylece fazla malzeme kullanımından kaçınılmalıdır. Püskürtme işleminden sonra reçine içindeki havayı uzaklaştırmak ve yüzeyi düzleştirmek için haddeleme yapılır. Oto kaporta, tekne, küvet, yüzme havuzlarının iç yüzeyi bu yöntemle kaplanır.



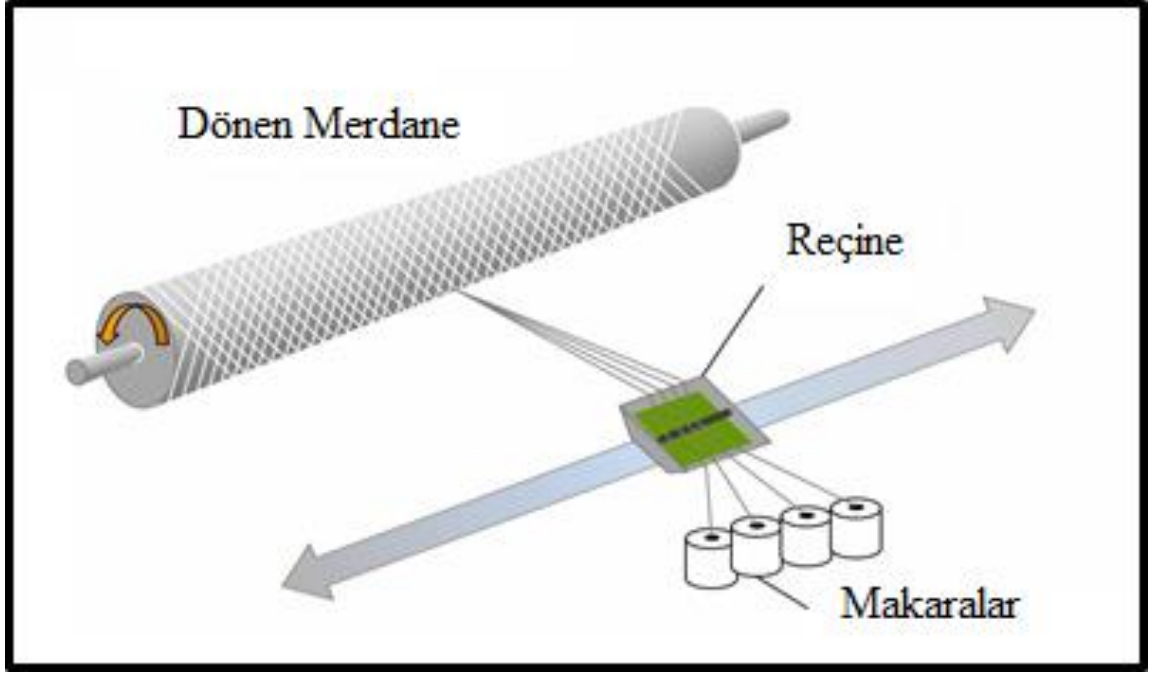
Şekil 8.3: Sprey yatırma yöntemi

### 8.1.3. Filaman Sargı

Fiberin reçine banyosuna daldırıldıktan sonra iki merkez arasında dönen ve üzerine ayırıcı uygulanan bir kalıba sarılmasıdır. Genel olarak; silindirik konteynerler, silolar, basınçlı kaplar, güç aktarma milleri ve roket motoru kasaları bu yöntemle üretilmektedir.

Bu yöntemle daha kaliteli ve mukavemetli ürünler elde etmek mümkündür. Üretim merdane üzerine lif sarma şeklinde olduğu için pürüzsüz iç yüzeye sahip parçalar üretilebilir. Polyester, epoksi ve silikon gibi reçineler kullanılabilir.

Kuru sarma ve ıslak sarma olmak üzere iki çeşit üretim vardır. Ek olarak, sürekli lifler kalıp üzerine düzlemsel veya helisel olarak sarılabilir.



Şekil 8.4: Silindirik filaman sargı yöntemi

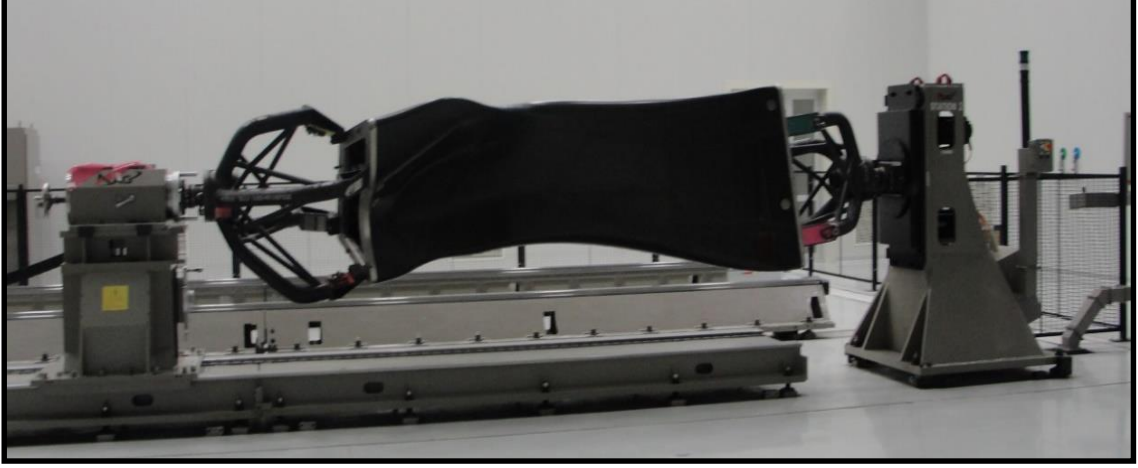
## 8.2. Kapalı Kalıp İşlemleri

- Otomatik Fiber Yerleştirme (AFP),
- Otomatik Bant Serme (ATL),
- Reçine Transfer Kalıplama (RTM),
- Vakum Torbası İşleme,
- Otoklav Kalıplama.

### 8.2.1. Otomatik Fiber Yerleştirme (AFP)

Filaman sarma ve bant döşeme yöntemlerinin bir kombinasyonu olan melez bir üretim yöntemi. Kalınlıkları 3,2-4,6 mm arasında değişen prepreg tokmakların tezg h başlığında bulunan merdaneden belirli bir yük (4.5-180 kg) uygulanarak kalıp yüzeyine serilmesi mantığı ile çalışır. NC program kontrollü ve 7 ekseninde hareket etme kabiliyetine sahiptir.



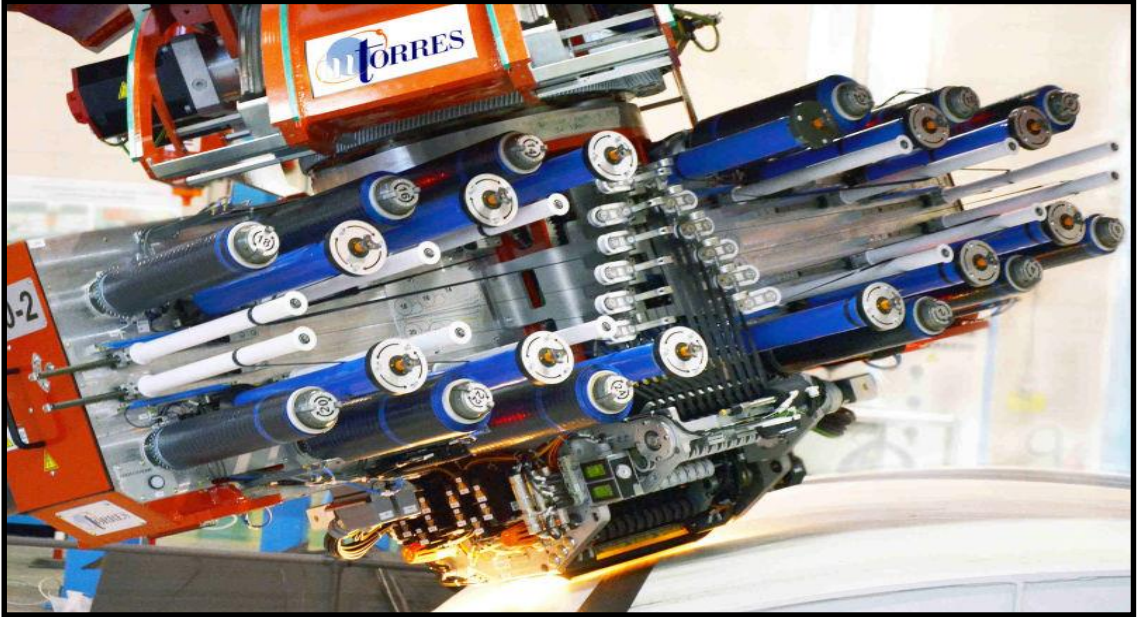


Şekil 8.5: Otomatik Fiber Yerleştirme makinası

Motor kaportaları, giriş kanalları, gövde bölümleri, basınç tankları, meme konileri, konik gövdeler, fan kanatları ve C-kanal direkleri bu yöntemle üretilen parçalardır.

### 8.2.2. Otomatik Bant Sarma (ATL)

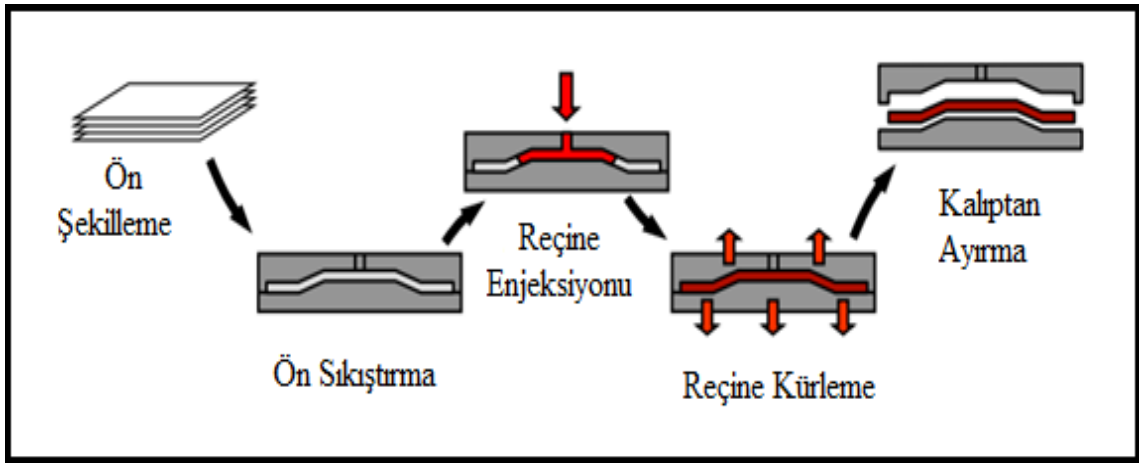
Tipik olarak tek bir geniş bant (300 mm'ye kadar) kullanan ürünlerin imalatı. Tipik olarak, uçak kanatlarının kaplamaları gibi büyük parçaların imalatında kullanılır. Bobinler halinde dolaptan çıkarılan tape'ler serim yapılırken önce 15 derece soğukluktaki alana alınır. Daha sonra 60° C sıcaklara çıkartan uç kısmına ilerletilir.



Şekil 8.6: Otomatik Bant Sarma Makinası (Mtorres)

### 8.2.3. Reçine Transfer Kalıplama (RTM)

Bu yöntemde jel kot uygulanmış iki kalıp (dişi ve erkek) kullanılmaktadır. RTM için özel olarak üretilen takviye malzemeleri kalıba yerleştirilir. Kalıplar kapalıdır. Reçine malzemeye basınç altında enjekte edilir. Bazı uygulamalarda reçinenin ilerlemesine yardımcı olmak için vakumlama da kullanılır. Genellikle 2-10 mm et kalınlığına ve %50-70 lif oranına sahip kompozit ürünler elde edilir.

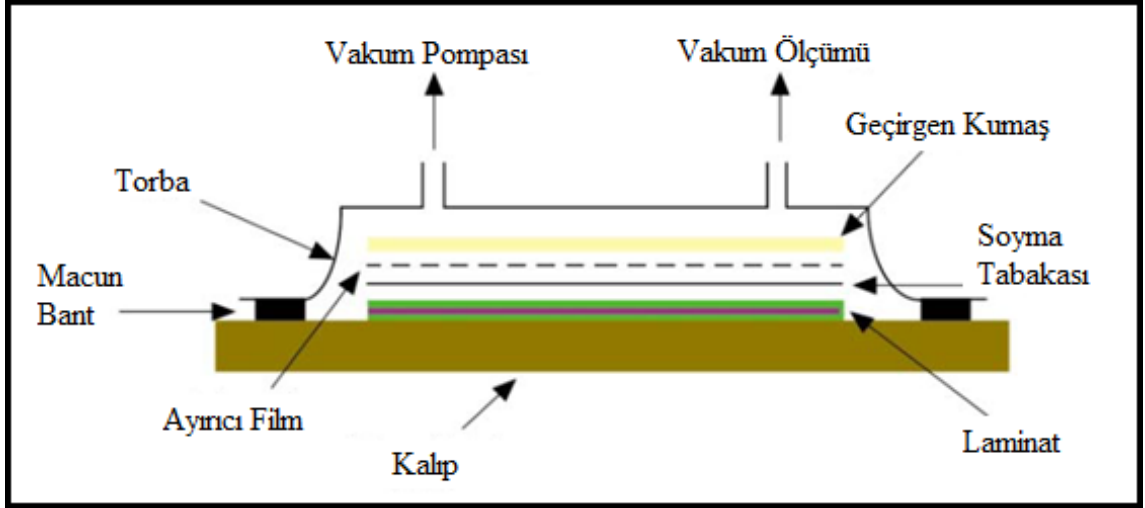


Şekil 8.7: Reçine Transfer Kalıplama yöntemi

### 8.2.4. Vakum Torbası İşleme

Bu yöntem “el yatırma” yönteminin devamı olarak düşünülebilir. Tek farkı elle uygulanan lamine yapının vakum ortamına alınmasıdır. Bu yöntem özellikle epoksi ve fenolik reçinelerin kullanımı için uygundur. Çünkü vakum, polyester ve vinil ester uygulamalarında reçineden fazla stiren gazının uzaklaştırılmasına neden olabilir. Bu, polimerizasyonu engelleyen bir faktör olarak görünmektedir.

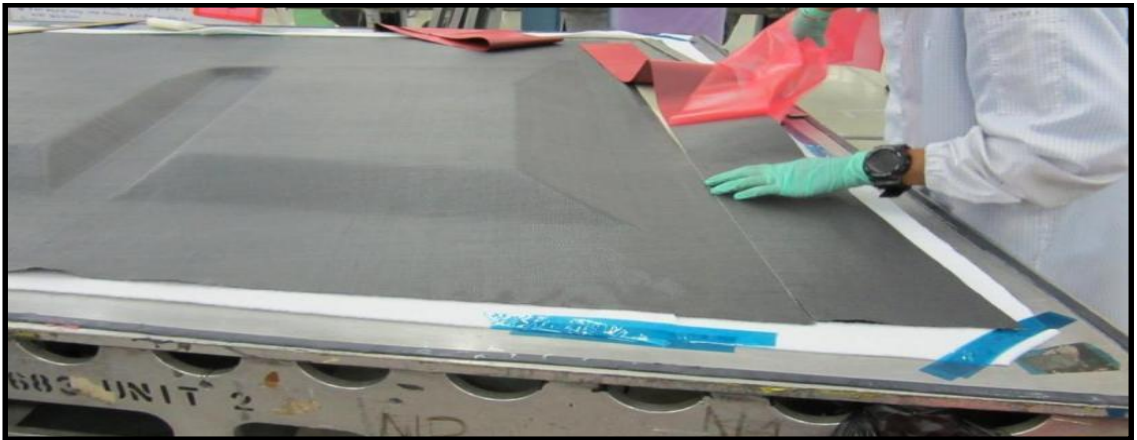
Kalıp ayırıcı vb. Daha sonra yüzeye yerleştirilen kumaşlar rulo veya fırça ile reçine/sertleştirici karışımı ile emprenye edilir. Laminatın üstüne delikli bir ayırma filmi yerleştirilir. Ayırıcı filmin üzerine havanın kaçmasına izin veren ve fazla reçineyi tutmaya yarayan bir kumaş (havalandırma kumaşı) yerleştirilir. Plastik bir vakum film ve çift taraflı yapışkan dolgu macunları kullanılarak reçine emdirilmiş yapı, çevredeki ortamdan izole edilir. Vakum pompası ile vakumlanarak işlem tamamlanır ve malzeme kurlanmaya bırakılır.



Şekil 8.8: Vakum torbalama

### 8.2.5. Otoklav Kalıplama

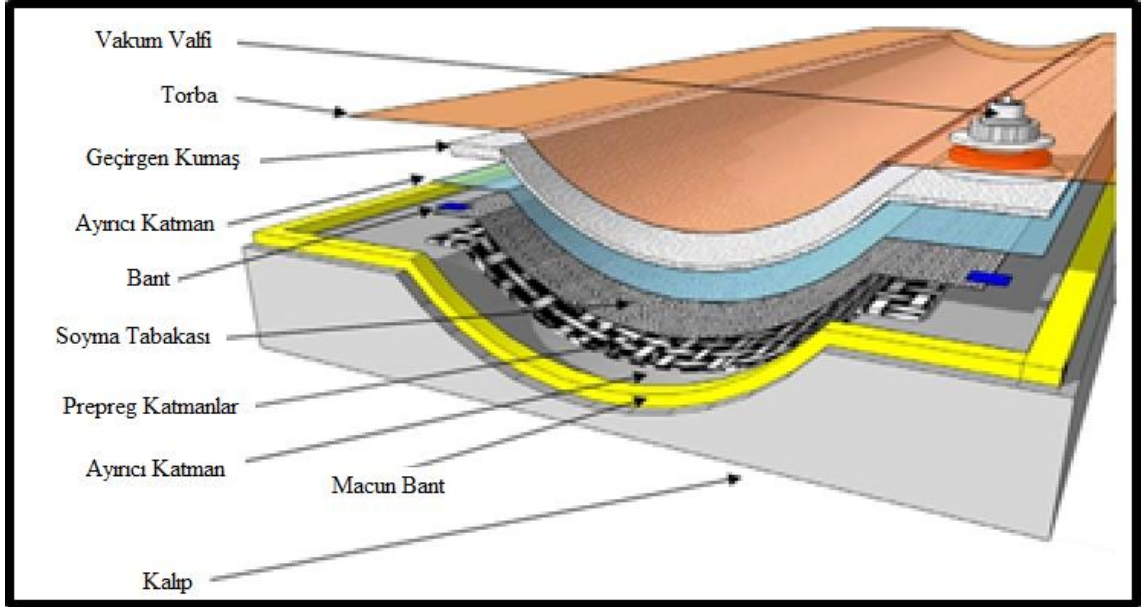
Bu yöntem, vakumlu paketlemenin devamı olarak değerlendirilebilir. Vakum altındaki parça, otoklavda belirli bir basınç ve sıcaklıkta belirli bir süre gerçekleştirilir. Havacılık sektöründe kullanılan prepreg malzeme uygun ölçülerde kesilerek ayrılcısı olan kalıba yerleştirilir. Yerleştirme sırasında katmanlar arasında hava kabarcığı ve yabancı madde olmamasına özen gösterilir. Burada kullanılan reçineler genellikle belirli koşullar altında polimerize olur. Otoklavın boyutları takılacak parçaya uygun olmalıdır. Bu nedenle, çok büyük otoklavlara ihtiyaç duyulabilir. Bu da maliyeti artırır. Aynı kütleme koşullarına sahip malzemeler aynı anda otoklavlanabilir. Bu durumda ısı dağılımının homojen olması için kalıplar arasında yeterli mesafe olmalıdır.



Şekil 8.9: Vakum torbalama yönteminde prepreg serimi

Bu yöntemle yüksek lif hacimli, kabarcıksız, yüksek kaliteli yapısal parçalar elde edilir.

Otoklav, kompozit parçaların vakum, basınç ve sıcaklık kontrolü altında kürlenmesini sağlayan bir basınç tankıdır. Çok büyük hacimli otoklavın ısınması ve soğuması zaman aldığından uzun bir sertleşme süresi gerekir. Otoklava alınacak parça aşağıdaki gibi hazırlanmalıdır.



Şekil 8.10: Vakum torbalama yönteminde katmanlar

## 9. YILDIRIM KORUMASI

Bir alüminyum uçak oldukça iletken ve yıldırım düşmesinden kaynaklanan yüksek akımları dağıtabilir. Karbon fiberler akım akışına alüminyumdan 1000 kat daha dirençlidir ve epoksi reçine 1.000.000 kat daha dirençlidir (yani yüzeye dik). Kompozit malzemeler alüminyumdan daha az iletken olduğundan, harici bir kompozit bileşenin yüzeyi genellikle yıldırım çarpmasına karşı koruma için bir kat veya iletken malzemedir oluşur.

Nikel kaplı grafit kumaştan metal ağlara, alüminize cam fiberine ve iletken boyalara kadar birçok farklı türde iletken malzeme kullanılmaktadır. Malzemeler ıslak serme ve prepreg olarak mevcuttur.

Tablo 9.1: Yıldırım düşmesi için alınan tedbirler ve maliyetleri

LSP solution	Manufacturing technology	Cost of LSP	Effectiveness of LSP
Highly conductive metal coatings	Simple (metalized paints or sprays)	Low	Low
CFRP structure	Standard manufacturing process	Low	Very Low
CNT-reinforced composite	Simple (possible difficulties with dispersion of CNTs)	Very high	Excellent
Composite with metallized fibre or immersed metallic meshes/foils	Complicated (fibre metallization, metal-polymer adhesion)	High	Fine
ICP-based composite	Simple (possible difficulties with dispersion of CNTs)	Medium	Fine

## 10. TEMİZ ODA

Temiz oda, kompozit parçaların (lamine ve sandviç) üretildiği alandır. Bu alan kontrollü bir alandır. Sıcaklık ve nem kontrolü sürekli olarak yapılır ve kayıt altına alınır. Bu alanda Metal Yapıştırma, Yerleştirme, Lazer Projeksiyon, Kat Kesme ve Dondurucu bulunur. Tüm personel temiz odaya girmeden önce temiz galoş kullanmak zorundadır. Çalışma alanının sıcaklığı  $21\pm 30^{\circ}\text{C}$  arasında olmalıdır. Nem %40 ile %60 arasında olmalıdır.



Şekil 10.1: Temiz oda görünümü

Serim işlemini yapan teknik personelin çıplak el ile çalışacağı ve parçanın kürlenmesi sırasında hataya neden olacağı düşünüldüğünde, işi yapan personel özel üretilmiş eldivenler kullanmalıdır. Kapılar açıldığında dışarıdan filtrelenmemiş havanın girmemesi için içeride pozitif bir basınç oluşturulmalıdır.

Açık yerler veya kapılar kontrol edilmeli, fanlar düzgün çalışıyor olmalıdır. Temiz odada hem metal yapıştırma hem de kompozit parça üretiminin yapıldığı durumlarda alan ve masalar birbirinden ayrılmalı, işlemler birbirine karıştırılmamalıdır. Çöp kutuları temiz odaya boşaltılamaz, içinde çöp kutuları varsa kapatılarak alandan uzaklaştırılmalıdır.

Bölgedeki hava filtrelenmelidir. Filtreler en az ayda bir kontrol edilmelidir. Toz parçacıklarının çapı 5 mikrona kadar olabilir. Bu boyuttan daha büyük toz partiküllerinin sayısı bir litre havadaki 50 partikülü geçemez. Örnek toplama ve kontrol en az ayda bir kez yapılmalıdır. Bu alanda talaşlı imalat, duman, maça kesme ve kalıpların temizlenmesi gibi olumsuzluklara izin verilmez.



Şekil 10.2: Temiz oda yapısı

### 10.1. Temiz Odada Yasak Malzemeler

- Ayırıcı,
- El kremi,
- İletken kaplama uygulaması,
- İzinsiz temizlik malzemeleri,
- Yapışmaya zararlı malzemeler,
- Yapıştırma yüzeyinde cila, toz, grafit veya fiber kalıntısı,
- Su sebili.



Şekil 10.3: Temiz odada olmaması gerekenler

## 10.2. YA-MA-HA (Yabancı Madde Hasarları) Önlenmesi

Çalışma alanının temizliği kadar kompozit parçanın üretimi sırasında (kat kesimde kesimden kürlenmeye kadar) yabancı maddelerden korunmak da önemlidir.

- Malzemeye çıplak elle dokunulmamalı,
- Döşeme aşamasında kullanılacak eldivenin temizliği sağlanmalı,
- Bölgede herhangi bir şey yenmemeli ve içilmemeli,
- Prepreglerin üzerindeki koruyucuların malzemeden çıkarıldıktan sonra tahrip olmaması sağlanmalı,
- Prepregler arasında yağlı kâğıt parçaları kalmadığından emin olunmalı,
- Prepreg katmanları arasında yabancı madde kalmadığından emin olunmalı,
- Malzeme elleçlemede kullanılan forkliftlerin alana giriş çıkışları,
- Sahada giyilen önlüklerin temizliği sağlanmalı,
- Kompozit parça üretiminde kullanılacak kimyasalların raf ömrünü kontrol edilmeli,
- Depolama kriterlerine uyulmalı,
- Planlarda ilgili bölümlerin doğru doldurulmasını sağlayın,

Yukarıdaki kriterler üretilen parçaların kalitesi açısından son derece önemlidir.

## 10.3. Otoklav'lar

Serme işlemi tamamlanan malzeme, belirli sıcaklık ve basınç altında otoklavda kürlenir. Aşırı basınç ve yüksek sıcaklık alarm sistemi istenmeyen durumlara karşı uyarır. Otoklav üç aşamada çalışır; Isıtma, Kürlenme ve Soğutma.



Isıtma aşamasında oda sıcaklığından alınan parçalar dakikada  $0,50^{\circ}\text{C}$  ile  $3,50^{\circ}\text{C}$  arasında belirli bir sıcaklığa ısıtılır. Isıtma işlemi başlarken aynı zamanda otoklav basınçlandırma işlemi de başlar. İstenilen sıcaklığa ulaştığında bu sıcaklıkta belirli bir süre beklenir. Bu süre zarfında reçine tamamen sıvı hale gelecek ve sertleşecektir. Soğutma aşamasında küreleme sıcaklığından otoklav kapağının açılmasına kadar geçen süredir.

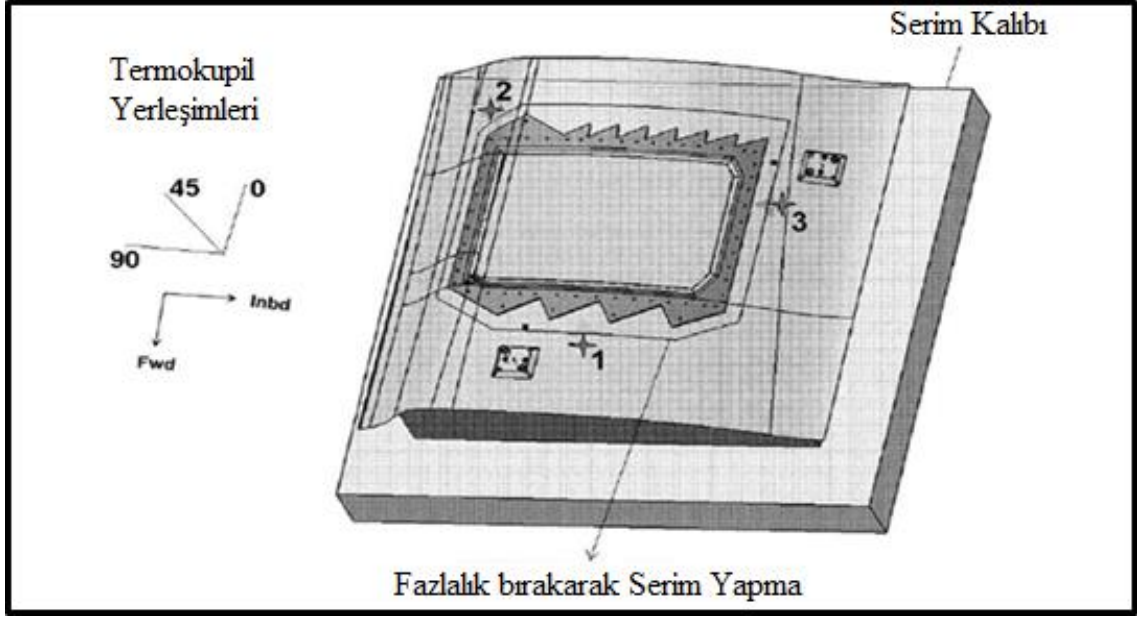
Soğutma aşaması başladığında basınç genellikle serbest bırakılır. Soğutma dakikada yaklaşık  $0,50^{\circ}\text{C}$  ila  $3,50^{\circ}\text{C}$  hızında yapılır.



Şekil 10.4: Otoklav ve operasyon kontrol merkezi

#### 10.4. Termokupil'ler

Otoklavlanacak her parça için, dökme işlemi başlamadan önce parça boyutuna bağlı olarak en az üç sıcaklık sensörü kalıba veya parçaya takılmalıdır. Sıcaklık sensörünün konumu belgede belirtilmelidir. Genellikle bu sensörlerden biri parçanın en hızlı ısınan kısmına, diğeri ise en yavaş ısınan kısma bağlanır.



Şekil 10.5: Termokupil yerleşimi (1+2+3)

### 10.5. Vakum Portları

Otoklavlanacak her parça, parçanın geometrisine ve boyutuna bağlı olarak en az 2 veya daha fazla parçaya sahip olabilir. Parça üzerindeki havayı dışarıya çekmek için kullanılır. Otoklava bağlandığında acil bir durumda vanalar otomatik olarak atmosfere açılır ve basınç dengelemesi sağlar. Planlamada verilen polimerizasyon değerleri operatörler tarafından otoklav bilgisayarına kaydedilir ve kürlenme işlemi tamamlanana kadar parçanın, kalıbın ve otoklavın basıncı izlenir. Bu bilgiler düzenli aralıklarla kayıt altına alınır ve değerler otoklav ekranlarında ve çıktılarında görülebilir.



Şekil 10.6: Vakum port ile ara vakuma alınan bir kalıp

## **10.6. Torbalama**

Otoklavdan çıkarılan parça gözle görülür bir kusur olup olmadığının tespiti için görsel olarak kontrol edilir. Daha sonra parçanın fazlalığı alınır ve parça düzeltilir. Parçanın kenarları tazyikli su içerisinde zımpara tozları ile çok düzgün bir şekilde kesilir. Ayrıca parçanın özelliğine göre özel olarak üretilmiş kesici aletler kullanılarak trimleme yapılır.

## 11. TAHRİBATSIZ MUAYENE

Kompozitler arızaları önlemek için test edilir. Parça testi, kavisli yüzeylerin kat-kat analizi ve kompozitlerin buruşmasını, kıvrılmasını ve çukurlaşmasını tahmin etmek için sonlu eleman analizini (FEA) benimseyebilir. Malzemeler, imalat sırasında ve sonrasında ultrason, termografi, X-ray, radyografi ve yerel bir alanda bağıl bağ gücü bütünlüğünün NDT'si için lazer bağ denetimi dahil olmak üzere çeşitli tahribatsız yöntemlerle test edilebilir.

- Görsel muayene,
- Radyografik yöntem,
- Termal görüntüleme,
- Ultrason,
- Fiber optik sensörler,
- Tedavi izleme,
- Deformasyon ve hasar algılama,
- Mikrodalga yöntemleri,
- Dinamik mekanik analiz,
- Akustik emisyon yöntemleri.

## 12. LİTERATÜR ÖZETİ

Dhieb vd., 2013 yılında yapmış oldukları çalışmada, tek yönlü karbon fiber takviyeli epoksi kompozitlerin, ileri-geri hareket eden kayma altındaki davranışını atmosferik şartlarda ve demineralize suda incelemişlerdir. İleri-geri kayma testleri, lif oryantasyonuna paralel olarak anti-paralel ve dik yönde yapmışlardır.

Demineralize suda en şiddetli bozulma kayma altında anti-paralel yöndeki kaymada gözlenmiştir. Demineralize ortamda yüzey altı bozulma, fiber/epoksi arayüzleri boyunca çatlak oluşumundan ve karbon fiberlerin kısmen dışarı çekilmesinden oluşmuştur. Paralel yönde kaymada anti-paralel kayma testlerine kıyasla daha düşük bir aşınma ile sonuçlanan fiber/epoksi arayüzleri boyunca daha sınırlı bir çatlama fark edilmiştir. Dik ve düzlem dışı kaymanın en kısıtlısı elyafların yüzey bağının ayrılmasında olmuştur. Atmosferik ortam havasında sürtünme katsayısı, kesme altında meydana gelen delaminasyon ve bağların ayrılma derecesiyle bağlantılı olup, kayma yönüne karşı karbon elyaf oryantasyonu ile değişkenlik göstermektedir.

Demineralize suda, kayma davranışı atmosferik ortam şartlarından önemli ölçüde farklıdır. Su varlığında epoksi matrisin mekanik özelliklerinin düşmesi ve bunun sonucunda artan plastikleşme meydana gelir. Bundan dolayı aşınma her üç kayma yönü için de artar. Kayma yönü demineralize suda sürtünme katsayısını önemli ölçüde etkilemez. En düşük yüzey altı çatlama eğiliminin dik kaymada görüldüğü tespit edilmiştir.

Karbon elyaf takviyeli epoksinin, atmosferik şartlarda ileri geri kayma altında yüzey altı bozulması, elyaf yönüne ve kayma yönlerine bağlıdır. Çatlama, atmosferik şartlarda yapılan kayma hareketi altında ana bozulma sürecidir. Kayma davranışı, çatlakların çekirdeklenme ve yayılmasının yanı sıra, liflerin ayrılması ve çekilmesinin gerçekleştiği hızdan da etkilenir. Öte yandan, demineralize suda toplam malzeme kaybı seviyesi, kayma anındaki yüzeyde bulunan epoksi matrisi ve/veya karbon liflerinin yüzey altı çatlak büyümesi ile aşınma hızı arasındaki farktan etkilenir.

Geeth vd., 2021 yılında yapmış oldukları çalışmada, % 0, % 4, % 8 ve % 12Wt değişen konsantrasyonlarda basınçlı döküm tekniği kullanılarak karbon elyaf takviyeli polyeester (CFRP) kompozitlerin üretimini incelemişlerdir. Elde edilen sonuçlar, matris içerisindeki takviye edici oranın artması ile birlikte kayma aşınmasının önemli ölçüde azaldığını göstermiştir.

Gri İlişkisel Analiz tekniği (GRA), çok amaçlı optimizasyonu tek amaçlı optimizasyona entegre etmek için, Taguchi ortogonal dizisi ise optimize edilmiş bir sonuç elde etmek ve gereken deney sayısını azaltmak için kullanır. Bu çalışmada Taguchi yöntemi ve GRA kullanılarak, çoklu yanıt özelliklerine sahip kuru kaymalı aşınma parametreleri etkili bir şekilde optimize edilmiştir. S4 L4 D3 R4 kombinasyonunun (yani kayma hızı ( $S=4$  m/s), yük ( $L=20$  N), kayma mesafesi ( $D=1500$  m) & % 12Wt karbon fiber) düşük aşınma ve sürtünme kuvvetinden sorumlu kuru kaymalı aşınma davranışının optimum değere sahip olduğu bulunmuştur. Doğrulama testi, çoklu yanıtlar için optimal parametrelerin etkili olduğunu göstermiştir. ANOVA'dan (Varyans Analizi) elde edilen önemli ve etkili faktörler, yükün (L) ve takviye yüzdesinin (R) aşınma performansına önemli ölçüde katkıda bulunduğunu, ancak diğer parametrelerin anlamlı olmadığını ortaya çıkarmıştır.

Yazarlar tarafından ağırlıklı % 12 ile karbon fiber takviyeli polyeester kompozitlerin, optimize edilmiş aşınma değişkenleri kombinasyonu için mükemmel aşınma performansı gösterdiği bildirilmiştir. Düşük yoğunluklarına rağmen üstün mekanik ve aşınma özellikleri nedeniyle, fabrikasyon CFRP kompozit malzemelerin havacılık, otomotiv ve denizcilik uygulamaları alanında uygun bir malzeme olduğu belirtilmiştir. Ayrıca Taguchi optimizasyon yaklaşımının, aşınma deneylerinde belirli formlarındaki parametrelerin etkisini belirlemek için gelecekte daha sık kullanılabileceği vurgulanmıştır.

Kasolang vd., 2011 yılında yapmış oldukları çalışmada Aşınma testlerinin malzeme ve aşınma davranışları sonuçlarını incelemişlerdir. Spesifik aşınma oranı, kayma mesafesine karşı grafikte gösterilmekteydi. Karşılaştırıldığında, 5N yük için spesifik aşınma oranları önemli bir fark görüldü. KEC'e özgül aşınma oranının CFRP'den 2 kat daha yüksek olduğu tespit edildi. Ancak 30N yükler için özgül aşınma oranında yüzde 25'lik bir fark gözlemlenmiştir.

Kayma mesafesine karşı kütle kaybı çizmişlerdir. Her iki malzeme için de eğilim, özellikle belirli aralıklarla alındığında neredeyse doğrusal olduğu tespit etmişlerdir. Eğrilerin gradyanı yük ile birlikte artmış. Bu, daha yüksek yük için, kütle kaybının mesafe ile önemli ölçüde arttığını göstermiştir. Düşük yük için, kütle kaybı mesafeden zorlukla artmıştır. Bu hem KEC hem de CFRP için geçerli olduğu bulunmuştur. Ayrıca 10km mesafede ve 30N yükte KEC için kütle kaybının CFRP durumuna göre % 30 daha yüksek olduğunu göstermiştir. Bunun, literatürde daha önce tartışıldığı gibi kenevir elyafında bulunmayan karbon elyaf avantajlarından kaynaklandığı bilinmektedir.

KEC ve CFRP için yüzey morfolojisinde, Kenevir ve karbon liflerinin hala bir epoksi malzeme ile kaplandığı görülmüştür. Liflerin bağlarının çözüldüğü fark edilmiştir. Bunun nedeni, reçineli bölgeden malzeme çıkarılmasını sıkılaştıran ve lifler ile matris arasındaki arayüzey alanını zayıflatan termo-mekanik etkilerdir.

Aşınma özellikleri ve yüzey morfolojisi ile ilgili gözlem ve elde edilen sonuçlardan şu noktalar çıkarılabilir.

KEC ve CFRP için spesifik aşınma oranı, erken kayma mesafesinde ayırt edilebilir.

Her iki malzeme için de özgül aşınma oranı, 6 km'lik kayma mesafelerinin ötesinde benzer bir değere yaklaşmaya başlar.

Morfoloji analizinden hem KEC hem de CFRP kompoziti, lifli bölgede ayrılma ve reçineli bölgede deformasyon ile baskın olmaktadır.

Her iki malzeme için de aşınmış yüzeylerin pürüzlülük değerlerinin döngüsel deformasyon nedeniyle azalır.

Rodriguez vd., 2016 yılında yapmış oldukları çalışmada, bir PEEK polimer matrisindeki; metal tozları, mineraller, oksitler, karbon siyahı, tuzlar ve katı yağlayıcılar gibi birçok malzeme polimerlere dolgu maddesi olarak eklemişlerdir. Bu maddelerinin mekanik ve tribolojik özellikler açısından etkileri incelemişlerdir. Tribolojik testler, 20 mm/sn ve 50 mm/sn kayma hızında, 4 MPa, 8 MPa ve 10 MPa olmak üzere üç temas basıncı altında gerçekleştirmişlerdir. Testlerde düz-yassı temas konfigürasyonuna sahip, yağsız ileri-geri hareket eden bir kayma sistemi kullanmışlardır. Bununla birlikte sürtünme katsayıları ve aşınma oranları değerlendirmişlerdir. Aşınmış yüzeyler optik ve taramalı elektron

mikroskobu ile incelemişlerdir. Yazarlar mevcut çalışmadan aşağıdaki sonuçları çıkarmışlardır;

Nano ve mikro partiküller, PEEK bazlı hibrit kompozitlerin sürtünme katsayısını azaltmıştır. Bu etkinin daha yüksek temas basıncında (10 MPa) daha belirgin hale geldiğini belirtmişlerdir. PEEK kompozitler için sürtünme katsayısında % 50'lik bir azalma fark edildiğini belirtmişlerdir.

Tek yönlü PEEK polimeri, her iki kayma hızında da 8 ve 10 MPa'lık yüksek basınçlarda zayıf aşınma direnci göstermiştir. Ancak Nano doldurucular (PEEK-S02 ve PEEK-S05) eklenerek aşınma direnci hem 20 mm/s hem de 50 mm/s hızlarda ve 10 MPa temas basıncında iyileştirilebileceği görülmüştür. 20 mm/s ve 10 MPa deney şartlarında PEEK-S05 kompozit sınıfında daha belirgin hale gelmiştir. Genel olarak, incelenen tüm malzemeler için, düşük kayma hızında (20 mm/s'nin altında) aşınma dirençlerinde önemli bir değişiklik gözlenmemiştir.

Nano-SiO<sub>2</sub> parçacıklarının numunenin aşınma direnci üzerindeki etkisinin büyük ölçüde yüke bağlı olduğu görülmüştür. Daha düşük sürtünme ve daha yüksek aşınma direnci gibi etkiler, artan temas basıncı ve kayma hızı ile birlikte daha belirgin hale gelmiştir.

Kayma sırasında karşı plaka üzerinde ikincil bir transfer filminin oluştuğu görülmüştür. Oluşan bu film tabakasının polimerlerin aşınma davranışını üzerine hem olumlu hem de olumsuz etkilerinin olduğunu söylemek mümkündür. Oluşan bu film tabakası yük taşıyıcı kayma yatağı vazifesi görür, bozulması durumunda karşı plakanın ve aglomeraların aşındırıcı etkisinden dolayı polimer matrisin aşınma direnci azalır.

Saf PEEK ve Nano esaslı PEEK için baskın aşınma mekanizmasının yapıldığı belirtilmiştir. Yazarlar ayrıca bu aşınma mekanizmalarının, boyutsal ve istatistiksel bir analiz yoluyla modellemişlerdir.

Zhong vd., 2022 yılında yapmış oldukları çalışmada, FGr@MoS<sub>2</sub> tipi hibritlerini sentezleyerek, farklı sıcaklıklarda ve kuru kayma koşulları altında CFRP'nin tribolojik özelliklerini geliştirmek için yağlayıcı katkı maddeleri olarak kullanmışlardır. Hibrit içeriğin ve ortam sıcaklığının CFRP'nin tribolojik özellikleri üzerindeki etkisini araştırmışlar ve aşağıdaki bulgulara rastlamışlardır.



Mikro-nano mimariye sahip FGr@MoS<sub>2</sub> hibritleri hidrotermal yöntemle başarılı bir şekilde hazırladılar ve hibritlerin yüksek spesifik yüzey alanı ve iyi MoS<sub>2</sub> dağılımına sahip olduğunu görmüşlerdir. CFRP malzemelerin, yağlayıcı katkı maddesi olarak FGr@MoS<sub>2</sub> kullanıldığında gelişmiş tribolojik performanslar gösterdiğini tespit etmişlerdir. CFRP'nin, hibrit içeriği ağırlıkça % 1,2 olduğunda en düşük sürtünme katsayısını gösterdiği ve % 1,5 olduğunda ise en düşük aşınma oranını elde ettiklerini belirtmişlerdir. MoS<sub>2</sub>'nin FGr'nin yüzeyinde birikmesi, katkı maddeleri ile matris arasındaki bağlanma kuvvetini ve ayrıca transfer filminin oluşumunu geliştirdiğini, böylece aşınma ve yağlamada etkili bir azalmaya katkıda bulunduğunu tespit etmişlerdir. Ağırlıkça % 1,2 FGrMoS<sub>2</sub> ile güçlendirilmiş CFRP, FGr'nin yüksek sıcaklık direnci nedeniyle iyi sürtünme kararlılığı göstermiştir. Ek olarak, sıcaklıktaki artışla birlikte aşınma oranının biraz arttığı belirtilmiştir.

Wang vd., 2019 yılında yapmış oldukları çalışmada, CFRP laminatlara karşı kayan farklı elmas filmler üzerinde tribolojik testler gerçekleştirmişlerdir. Tribolojik davranışlar ile kayma yönü, film türü, kompozit elmas film katmanların büyüme süreleri, normal yük ve kayma hızı arasındaki ilişkileri araştırılmış ve elde edilen bulgular aşağıda özetlemiştir.

CFRF kompozit malzemelerinden 0° serim ile üretilen karbon liflerine paralel yön boyunca uygulanan kuvvet sonucu elde edilen sürtünme katsayısı değeri, yine 0° karbon liflerine dik yön boyunca olanlardan daha düşüktür. Gerçek delme testlerine göre, önceki koşul sonraki testler için kullanılır ve farklı katmanlardaki lif yönlerinin etkilerinin göz ardı edilebileceği doğrulanmış olur.

Elmas filmler için elde edilen sürtünme katsayısı değerleri, WC-Co malzemeye göre daha düşüktür ve tek tabakalı nano boyutlu filmler için olanlar (NCD ve BDNCD için 0,192 ve 0,189) mikro boyutlu olanlardan daha düşüktür (MCD ve BDMCD için 0,222 ve 0,218). Yeterince yüksek olan N/B (2,5/9 ve üzeri), BDMC-NCCD filminin nano boyutlu filmlere benzer şekilde düşük COF (0,192–0,193) olduğunu göstermiştir.

İki, tek tabakalı nano-boyutlu elmas film aşınma oranları, WC-Co'nunkinden çok daha düşüktür, ancak mikro boyutlu olanların daha da düşük olduğu görülmüştür. BDMC-NCCD filminin aşınma oranı N/B ile artar, ancak her zaman tek katmanlı nano boyutlu olanlardan (örneğin 4-BDMC-NCCD için  $1,08 \times 10^{-8}$  mm<sup>3</sup>/N•m) daha düşüktür.

BDMCD tabakasının kompozit filmin yüzey sertliği ve aşınma direnci üzerindeki gelişimi ilişkilendirilmektedir.

Sürtünme katsayısı, kuvvet arttıkça veya hız azaldıkça artar ve elmas kaplı bilyenin aşınma oranı kuvvet ve hıza bağlı olarak değişir.

Bor katkısıyla sağlanan daha iyi yapışmanın, erken film soyulmasını etkili bir şekilde önlediği görülmüştür.

Schön (2004) yılında yapmış olduğu çalışmada, cıvatalı bağlantıların modellenmesi ve kırılma yüklerinin tahmin edilmesi önemli olduğundan, karşılıklı kaymada kompozit ile temas halindeki kompozit için sürtünme katsayısını ölçmek hedeflenmiştir. Bu amaçla numunelere aşınma testleri uygulanmış deney sonrasında numunelerin ve aşınma mekanizmalarının incelenmesi için taramalı elektron mikroskobu kullanılmıştır. Yorulma yüklü bir eklemde temas yüzeyleri, karbon fiber/epoksi matris kompozit olan, HTA-6376 üzerinde incelendi. Kaydedilen ilk sürtünme katsayısının değeri 0,65 iken, aşınmadan sonraki en yüksek değer 0,74 idi. Bu, yarı statik arızada bir bağlantıya uygulanan yükün, önemli bir kısmının sürtünme kuvveti tarafından aktarılacağını sonucunu vermiştir. Sürtünme örneğinde gözlenen tüm aşınma mekanizmaları bağlantı örneğinde de gözlemlendiğinden, sürtünme örneklerinden ölçülen sürtünme katsayısını bağlantı noktalarında kullanmak mümkündür. Ana aşınma mekanizmaları, orijinal yüzeyde matrisin yavaş aşınması ve hem matrisin hem de liflerin kırılma sergilemesine neden olan fiber-matris arayüzünün çatlaması olarak belirtilmiştir.

İlk sürtünme katsayısı 0,65 iken aşınmadan sonraki tepe sürtünme katsayısı 0,74 olmuştur. Büyük sürtünme katsayısı, yarı statik göçmede bir bağlantıya uygulanan yükün önemli bir kısmının sürtünme kuvveti tarafından aktarılacağını göstermektedir. Sürtünme örneğinde gözlenen tüm aşınma mekanizmaları bağlantı örneğinde de gözlemlendiğinden, ölçülen sürtünme katsayısını sürtünme örneklerinden bağlantı noktalarına aktarmak mümkündür. Ana aşınma mekanizmaları, orijinal yüzeyde matrisin yavaş aşınması, fiber-matris arayüzünün çatlaması, matrisin ve fiberlerin kırılmasıdır.

Lee ve Kim (2008) yılında yapmış oldukları çalışmada, civata yükü gevşemesini araştırdılar. Düzlem gerinim sınır elemanı kullanan, ısıyla sertleşen epoksi polimerlerin, lineer viskoelastik ve çelik civatalara göre daha mukavim olduğunu görülmüştür. Elastik-viskoelastik uygunluk ilkesi kullanıldı zamana bağlı çekme gevşeme modülü ile birlikte ve termoset polimeri karakterize etmek için kütle modülünü kullandılar. Civatadaki ve çevresindeki polimerdeki normal gerilim ilk civata ön yüklemesi nedeniyle %10 gevşeme olacağını tahmin etmişlerdir. Yaklaşık 67 saatlik bir süre sonra %3,5'a indiği görülmüştür. Bu sonuç civatalarda gerilim gevşemesinin izlenmesinin önemli olduğunu göstermiştir.

Harris ve Adams (1984) yılında yapmış oldukları çalışmada sonlu eleman modellemesi, darbe tepkisini ve hasar tipi üzerine çalışmalar yapmışlardır. Model aynı zamanda lif kırma, matris plastisitesi ve delaminasyon çatlaklarının ilerlemesi gibi birincil enerji soğurma mekanizmalarını da ölçmüşlerdir. En yüksek darbe hasarı direnci, liflerin darbe yükleme yönüne göre hizalanması nedeniyle 0° (düzlem içi) numunede elde etmişlerdir.

Farklı yapıştırıcılar kullanılarak yapılan derzlerin dayanımları arasında anlamlı fark görmüşlerdir. Yapıştırıcı düşük kesme dayanımına sahip olduğunda, malzemeler arasındaki bağlantıya yönelik yatay kuvvetler (kesme kuvvetleri) karşısında daha az direnç göstermiştir. Böylece malzemelerin birbirinden kolayca ayrılmasına neden olmuştur. Derzlerin dayanımının artırılması için, yapıştırıcının yüksek dayanıma sahip olması gerekmektedir. Normalde, yüksek dayanımlı çeliğe sahip bağlantıların en güçlü olmasını, ardından orta karbonlu ve yumuşak çeliğin gelmesini beklenir. Ancak özellikle deneysel saçılma ile karşılaştırıldığında, farklılıkların oldukça küçük olduğu görmüşlerdir. Mukavemet, malzemenin bağl alanı, malzemenin şekli ve malzemenin maruz kaldığı yükler gibi birçok faktöre bağlıdır. Bir malzemenin dayanıklılığını ölçmek için farklı yöntemler kullanılır ve her zaman tek bir faktöre dayatılamaz. Bununla birlikte, başarısızlık mekaniği, yüksek mukavemetli çelik ve orta karbonlu çelik olmak üzere iki tiptir. Ayrıca yumuşak çelik için, farklı bir başarısızlık mekanizması vardır. Yumuşak çelik, yapışanların plastik deformasyonu nedeniyle eklem uçlarında yüksek lokalize gerilmelere neden olan bir miktar yapışan akma var olduğu tespit etmişlerdir. Kusurun boyutunun toplam bindirmenin % 40-50'sinden daha büyük olduğu durumlarda, mukavemette önemli bir azalma beklenir.

Yapay kusurlu çeşitli konfigürasyonlarda, tek bindirmeli bağlantıların üretilmesi için üç farklı çelik türü ve iki farklı yapıştırıcı kullanılmıştır. Bu yapıştırıcılardan biri güçlü ve sünek (AV 119), diğeri zayıf ve kırılımandır (MY 753). Farklı yapıştırıcılar kullanılarak yüksek mukavemetli, orta karbonlu ve hafif yapışık derzler için aynı örtüşme ve yapışma konfigürasyonları arasındaki karşılaştırmaları incelemiştir. Sertleştirilmiş bir yapısal yapıştırıcı kullanıldığında, yapıştırılan malzemenin özelliklerine bağlı olarak farklı seviyelerde derz mukavemeti elde edildiği tespit etmiştir. Yüksek mukavemetli çelik yapışıklar için, yapıştırıcı global akma kriterlerine uyulduğunda, kusurun boyutu arttıkça bağlantı mukavemetinde neredeyse doğrusal bir azalma gözlemlemiştir. Ayrıca Orta karbon veya yumuşak çelik kullanıldığında da mukavemette doğrusal olmayan bir azalma gözlemlemiştir. Küçük kusur boyutları için önemli bir etki olmamıştır. Ancak kusurun boyutu büyüdükçe eklemlerin mukavemetinde daha hızlı bir azalma görülmüştür. Yapıştırıcı daha kırılğan olduğunda ise durum biraz farklıdır. Kusur boyutu arttıkça, mukavemetteki azalma küçük kusur boyutları için orantılı değildir. Bunun nedeni, sınır değerlerini aşan yerel gerilimlerdir ve bu da bağlantı uçlarının daha önemli olduğunu göstermiştir. Yapıştırılmış malzemenin baskın olduğu durumlarda, kusurun şekli önemli değildir, önemli olan tek şey yapıştırılan alanın boyutudur. Dört noktalı eğilme yüklenmesinde, sünek bir yapıştırıcı ve yüksek mukavemetli çelik yapışması için sadece birleşim yerlerinin uçları önemlidir, yani sadece bu noktalarda bağlantılar etkilidir.

Camanho ve Lambert (2008)'ün bulgularına göre, kompozit laminatlardaki en iyi şekilde tasarlamak için mekanik birleştirilmiş bağlantılarda, elastikliği tahmin edebilen bir metodoloji geliştirmenin önemli olduğunu vurgulamışlardır. Eklem sınırını, çatlağın başladığı yük ve eklem nihai göçme yükü olarak belirtmişlerdir. Metodolojik ve mekanik olarak bağlanmış çift kesmenin arıza modunu tahmin edip, yatak, çekme ve kesmede kompozit bağlantısını incelemiştir. Bu elastik limiti, herhangi bir durumda hasarı başlatan yük olarak tanımlamışlardır. Kompozit laminatlardaki mekanik olarak birleştirilmiş bağlantıların hasar başlangıcını, nihai arızasını ve arıza modunu tahmin etmek için yeni bir metodoloji sunmuşlardır. Her kattaki gerilim dağılımı, yarı analitik veya sayısal yöntemler kullanılarak elde etmişlerdir. Eklem elastik sınırı, göçme kriterlerinde kat mukavemetleri ve gerilim dağılımı kullanılarak tahmin etmişlerdir. Nihai başarısızlık ve başarısızlık modu, nokta veya ortalama gerilim modelleri kullanılarak

tahmin etmişlerdir. Nokta veya ortalama gerilim modellerinde kullanılan karakteristik mesafeleri ölçmek için standartlaştırılmış prosedürler önerilmiştir. Önerilen metodoloji, yarı izotropik laminatlar kullanan çift kesme bağlantılarında uygulanabilir. Öngörüler, pim ve cıvata yüklü birleştirmelerde elde edilen deneysel verilerle karşılaştırıldı ve sonuçlar, önerilen metodolojinin, nihai göçme yüklerini ve ayrıca kompozit cıvatalı bağlantılardaki arıza modlarını doğru ve etkili bir şekilde tahmin edebildiğini göstermektedir.

## 13. MATERYAL VE YÖNTEM

Bu çalışmada karbon dokumuş kumaşlarla, belirli bir profilde ve farklı açılarda 0 ve 45 serim yapılarak üretilmiş kompozit parçaların kıyaslanması ve analiz edilmesi amaçlanmıştır. Kompozit malzemeler elle serim metodu ile plakalar olarak üretilmiştir. Kompozit plakalara çekme, üç nokta eğilme ve çentik darbe testleri için ilgili ASTM standartlarına göre form verilmiştir. Numunelerin kuru kayma aşınma deneyleri de Pin on Disk aşınma cihazı kullanılarak belirlenmeye çalışılmıştır. Burada serim açısının sürtünmede oynadığı rol belirlenmeye çalışılmıştır.

### 13.1. Çekme ve basma deneyleri

Malzemelerin mekanik özelliklerini belirlemek amacıyla kullanılan en yaygın test yöntemleridir. Instron test cihazında çekme ve basma deneylerinin haricinde, üç nokta eğme testleri de yapılmaktadır. Instron çekme-basma cihazı zemin modelleri genellikle güçlü metal ve alaşımlar, gelişmiş kompozitler, hava-uzay ve otomotiv yapıları, cıvatalar, bağlantı elemanları ve çelik plakaların testlerinde kullanmak amacıyla tasarlanmış olup, dayanıklılık için üretilmiştir ve değişen ihtiyaçlar için esneklik sağlamaktadır. Instron çekme-basma cihazı ile hava-uzay kompozitleri, metal alaşımları ve kristalin polimerler gibi güçlü malzemeleri test ederken çok önemli bir etken olan gövde sertliğidir. Daha doğru modül ve gerginlik değerleri üreterek, ayrıca test sırasında depolanan enerjiyi minimuma indirerek daha iyi performans sağlamak için önceden yüklü yataklar ve hassas top vidaları, ince bir çapraz kafa ve taban kirişi, düşük gerilimli tahrik kayışları kullanılmıştır.

Yük kapasitesi: 100 kN

Dikey Test Alanı: 1430 mm

Yük ölçüm doğruluğu: +/-%0,5; 1/500 yük hücre kapasitesinin altında okunur

Yük, uzama ve gerilim kanallarında aynı anda 1 kHz hıza ulaşan veri edinimi

0.00005 -3000 mm/dak hız aralığı

Test alanına rahat erişim için düşük taban yüksekliği

Özelleştirilebilen Kontrol Paneli

Bluehill® 3 Yazılımı ile uyumludur

Yük hücreleri ve ekstensometreler için otomatik transdüzer tanıma

Malzemelerin süneklığı, mukavemeti, rijitliğı gibi özellikleri belirlenebilir. Hava-uzay kompozitleri, Metal (çelik, alüminyum, titanyum, bakır, dökme demir) alaşımları, Kristalin polimerler, Kemik Dayanıklılık, Elyaf katkılı kompozit, Metal matrisli kompozit, Nervürlü ve nervürsüz inşaat çelikleri numuneleri çekme-basma cihazının çalışma alanına girmektedir.



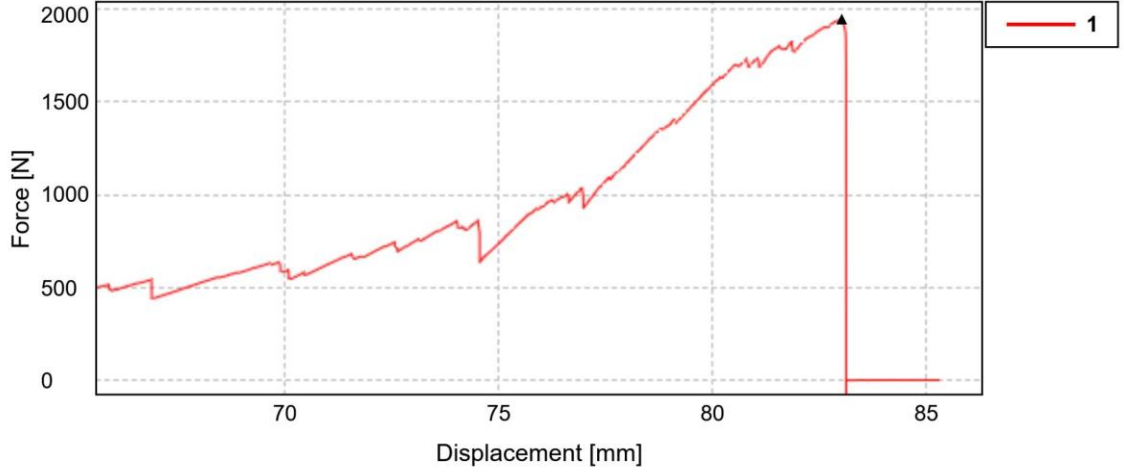
Şekil 13.1: Instron Test Cihazı

TEST TYPE	TENSION
TEST METHOD	EN 2561
TEST SPEED	2 mm/min
EQUIPMENT	INSTRON 5985
TEMPERATURE	23°C
HUMIDITY	%48
TEST DATE	11.01.2022
TESTED BY	MURAT PEHLİVANLI

Tablo 13.2: Tahribatsız muayene yöntemleri

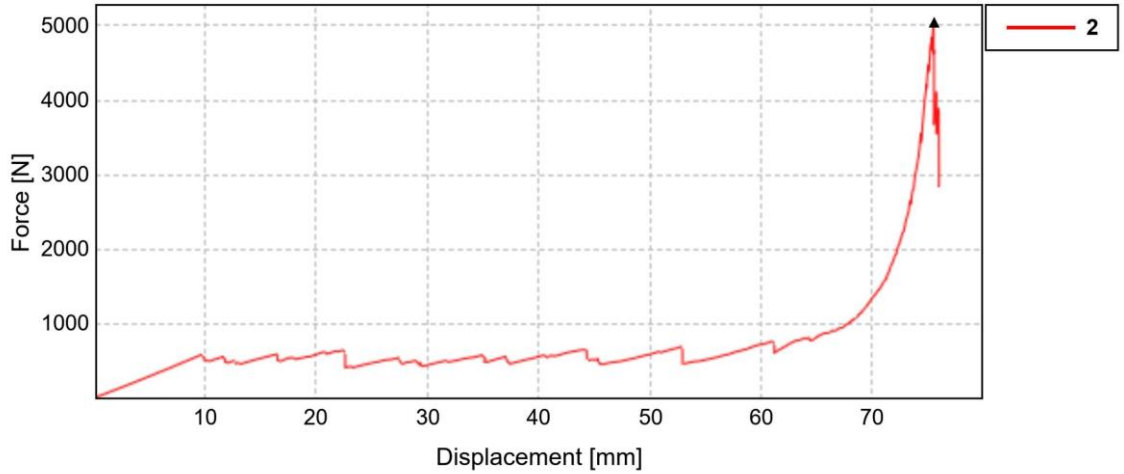
Otoklavdan çıkarılan parça gözle görülür bir kusur olup olmadığının tespiti için görsel olarak kontrol edilir. Daha sonra parçanın fazlalığı (trim) alınır ve parça düzeltilir. Parçanın kenarları tazyikli su içerisinde zımpara tozları ile çok düzgün bir şekilde kesilir. Ayrıca parçanın özelliğine göre özel olarak üretilmiş kesici aletler kullanılarak trimleme yapılır.

Tablo 13.3: İlk numunenin test sonuçları  
Specimen 1 to 1



Otoklavdan çıkarılan parçada gözle görülür bir kusur olup olmadığının tespiti için görsel olarak kontrol edilir. Daha sonra parçanın fazlalığı (trim) alınır ve parça düzeltilir. Parçanın kenarları tazyikli su içerisinde zımpara tozları ile çok düzgün bir şekilde kesilir. Ayrıca parçanın özelliğine göre özel olarak üretilmiş kesici aletler kullanılarak trimleme yapılır.

Tablo 13.4: İkinci numunenin test sonuçları  
Specimen 2 to 2

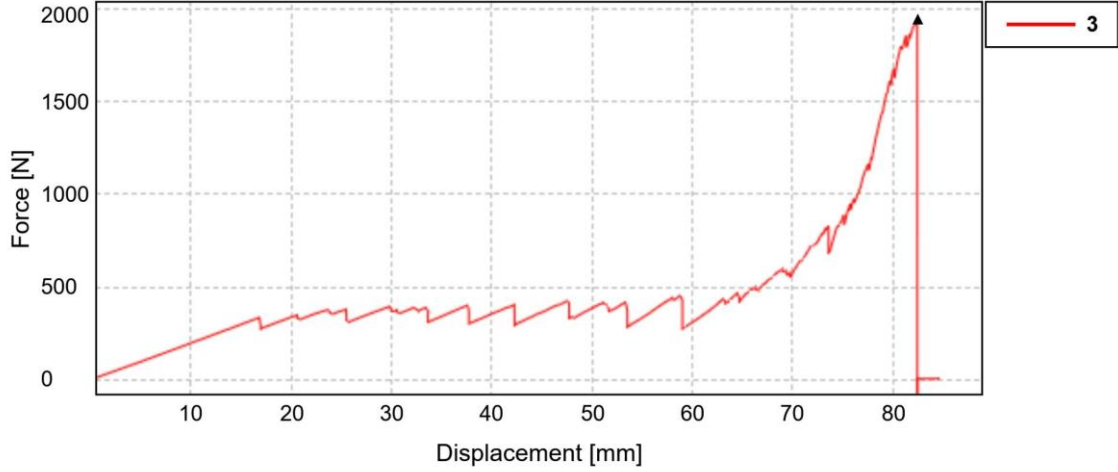


Otoklavdan çıkarılan parça gözle görülür bir kusur olup olmadığının tespiti için görsel olarak kontrol edilir. Daha sonra parçanın fazlalığı (trim) alınır ve parça düzeltilir. Parçanın kenarları tazyikli su içerisinde zımpara tozları ile çok düzgün bir şekilde kesilir.



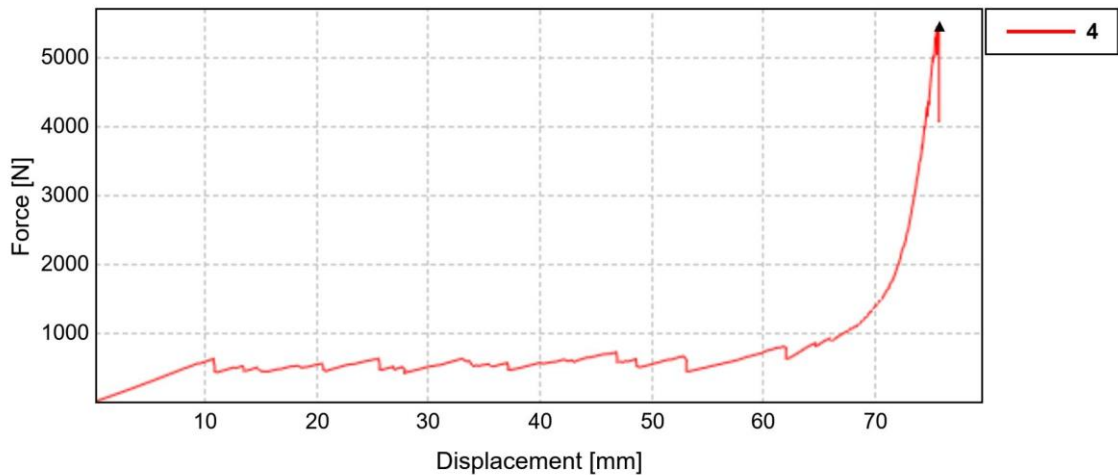
Ayrıca parçanın özelliğine göre özel olarak üretilmiş kesici aletler kullanılarak trimleme yapılır.

Tablo 13.5: Üçüncü numunenin test sonuçları  
Specimen 3 to 3



Otoklavdan çıkarılan parçada gözle görülür bir kusur olup olmadığının tespiti için görsel olarak kontrol edilir. Daha sonra parçanın fazlalığı (trim) alınır ve parça düzeltilir. Parçanın kenarları tazyikli su içerisinde zımpara tozları ile çok düzgün bir şekilde kesilir. Ayrıca parçanın özelliğine göre özel olarak üretilmiş kesici aletler kullanılarak trimleme yapılır.

Tablo 13.6: Dördüncü numunenin test sonuçları  
Specimen 4 to 4



Otoklavdan çıkarılan parça gözle görülür bir kusur olup olmadığının tespiti için görsel olarak kontrol edilir. Daha sonra parçanın fazlalığı (trim) alınır ve parça düzeltilir.

Tablo 13.7: Numunelere test esnasında binen yükler

	Specimen number	Maximum Load [N]	Fiber Direction
1	1	1943.64	$\pm 45$
2	1	5038.97	0
3	2	1942.50	$\pm 45$
4	2	5443.17	0

### 13.2. Kuru Kayma Davranışı İncelenecek Numunelerin Hazırlanması

Deneylerde 20x10x2 mm boyutlarında CFRP den üretilen kompozit malzemeler kullanılmıştır. Belirlenen boyutlarda kesilen aşınma plakalarının yüzeyine herhangi bir işlem uygulanmadan sadece yüzeydeki üretimden gelen kirleticilerin temizlenmesi için alkol ile yıkanarak yüzeyine basınçlı hava tutulmuştur. ASTM G 99 tipi aşınma cihazına bağlanmıştır. Aşındırma işleminden sonra yüzeyler basınçlı havayla temizlenerek kayıpları tespit edilmiştir. Hata payını en aza indirmek için aşınma deneyleri üçer kere tekrarlanmış ve ortalama değer alınmıştır. Numunelerin hacim kayıplarının belirlenmesinde 3D profilometre cihazı kullanılmıştır.

### 13.3. Taramalı Elektron Mikroskobu (SEM- Scanning Elektron Microscopy)

Numunelerin aşınma yüzeylerinden SEM mikroskobu yardımı ile farklı büyütmelemlerde fotoğrafları çekilerek numune yüzeyinde meydana gelen aşınma tipinin tespit edilmesinde faydalanılmıştır. Ayrıca aşındırıcı olarak kullanılan numunelerin SEM görüntüleri alınmıştır.

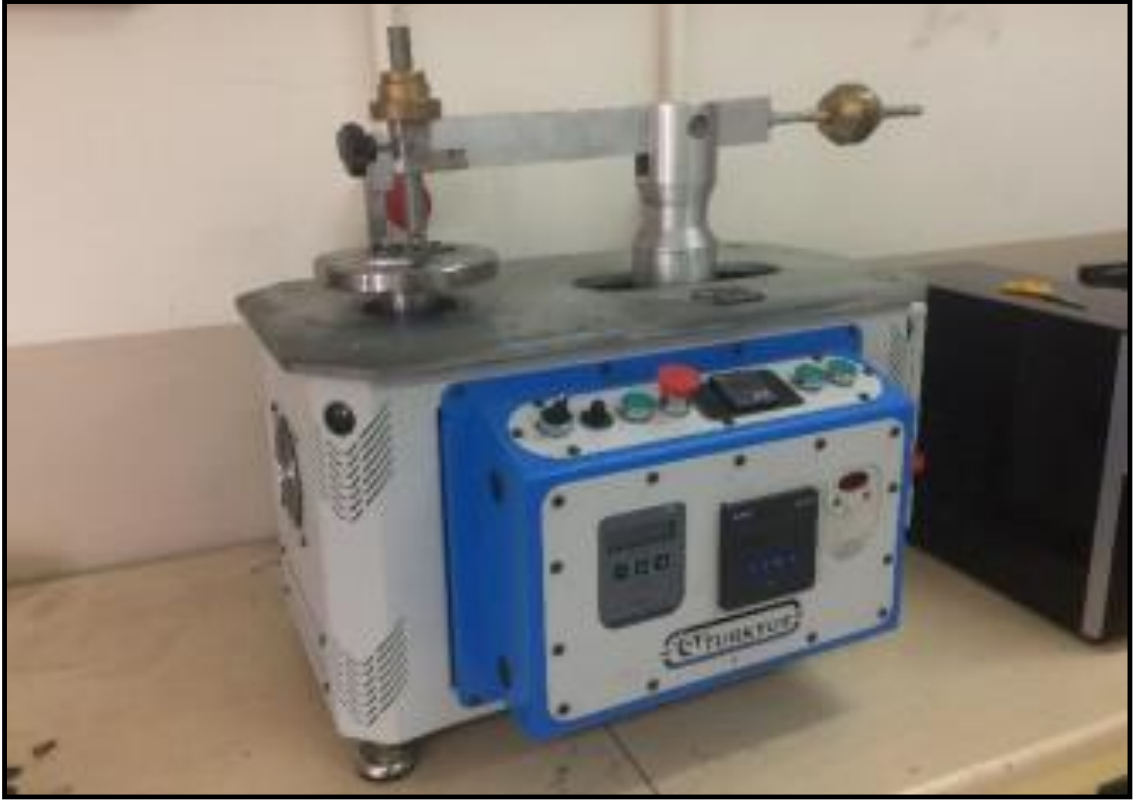
### 13.4. Sertlik Deneyleri

Deney numunelerinin sertlikleri Qness marka mikro sertlik cihazında 200 g yük ve 15 g/sn yükleme hızı kullanılarak alınmıştır.

### 13.5. Kuru kayma Aşınma Deneyleri

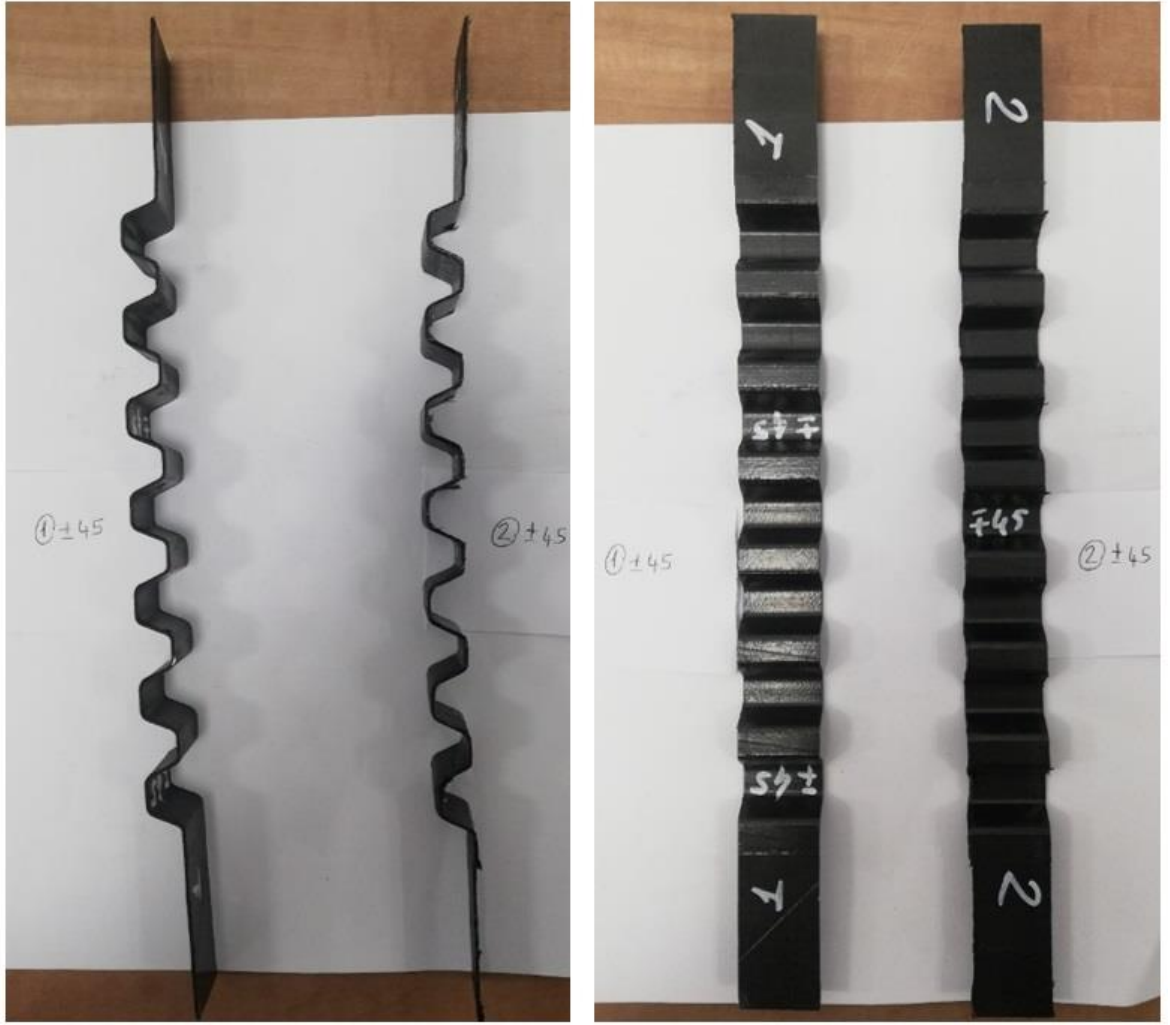
Kuru kayma aşınma testleri kuru ortamda ASTM G-99 standardındaki deney cihazı ile gerçekleştirilmiştir. Bu cihazın görüntüsü Şekil 4.1 de verilmiştir. Deneyler 1, 3, ve 5 N'luk yükler altında gerçekleştirilmiştir. Kayma hızı 0,02 m/sn ve 0,04 m/sn olarak belirlenmiştir. Aşındırıcı bilye olarak 6 mm çapında  $Al_2O_3$  bilye kullanılmıştır.

Şekil 13.2: Ball-on-Disk Deney cihazı.



## 14. BULGULAR VE TARTIŞMA

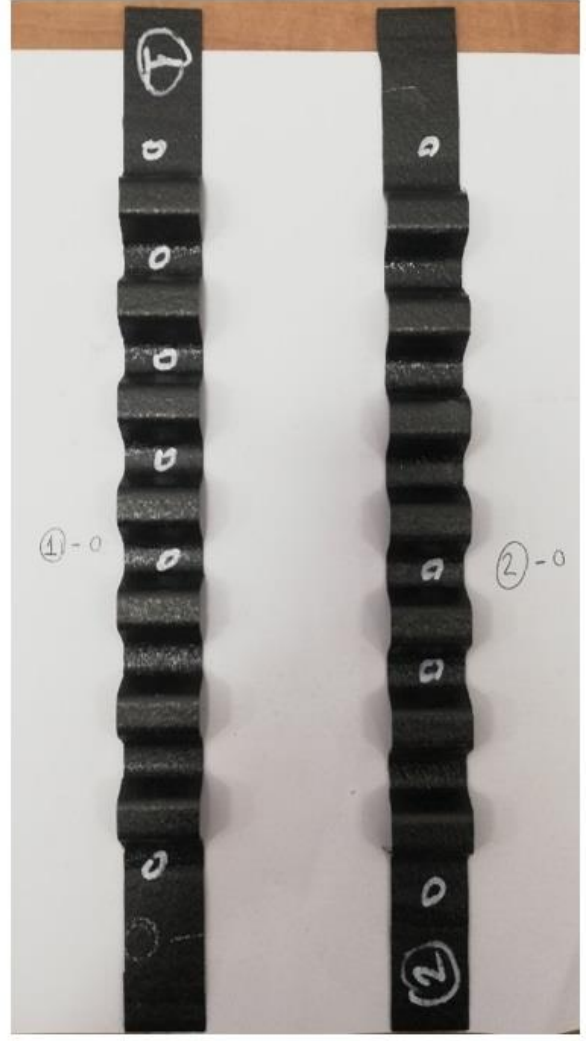
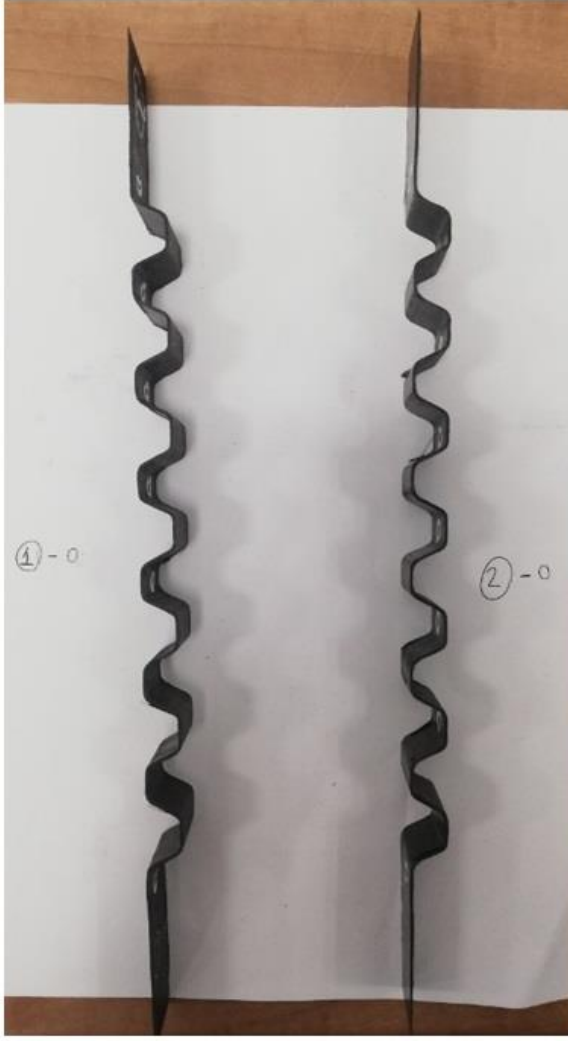
Bu deneysel tez çalışması sonucunda elle serim metodu kullanılarak karbon dokuma kumaş takviyeli kompozit malzemelerin basınç altındaki tepkileri izlenmiştir.  $\pm 45$  derece serim açısı ile üretilen kompozit malzemelerin farklı yönden çekilen fotoğrafları Şekil 14 a-b de verilmiştir.



a.

b.

Şekil 14.1:  $\pm 45$  Derece Test Öncesi, a. Yan görünüş b. Ön görünüş



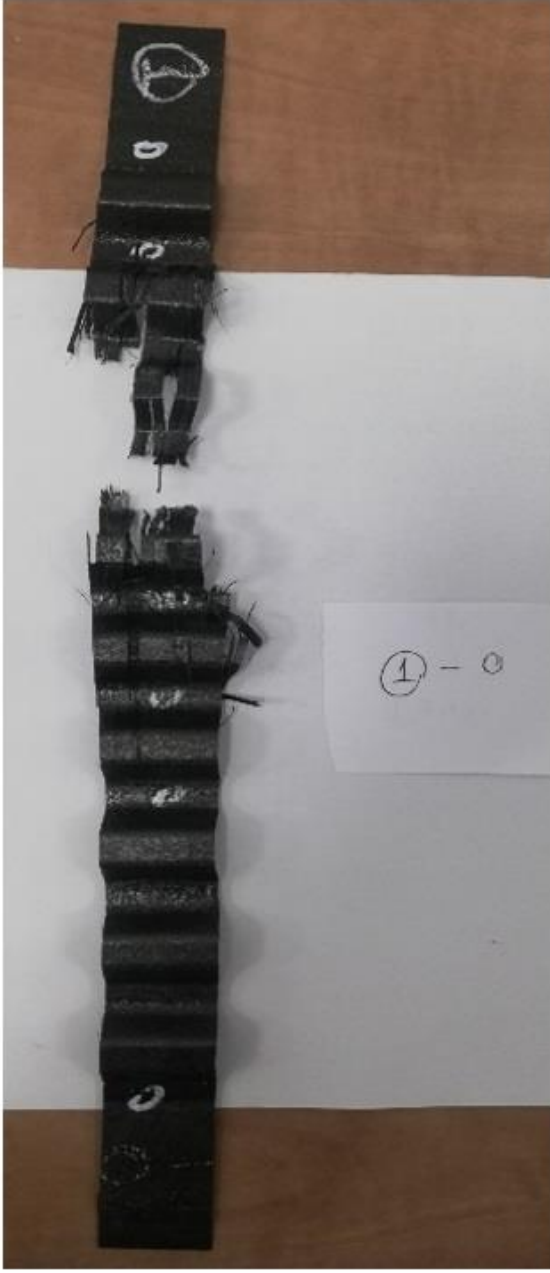
**a.** **b.**  
Şekil 14.2:  $\pm 0$  Derece Test Öncesi, a. Yan görünüş b. Ön görünüş

## 15. SONUÇ

Karbon dokuma kumaş takviyeli kompozit malzemelerin üretimi kullanılarak gerçekleştirilen bu çalışmanın sonucunda elde serme yöntemi ile başarı ile gerçekleştirilmiştir. Ortaya çıkan kompozit malzemeler, mekanik özellikler, çekme, üç nokta eğme ve izod çentikli darbe işlemleri için tasarlanmıştır.

### 15.1 Çekme Deneyi

Bez kumaş en yüksek bindirme kabiliyetine sahiptir ve izotropik (her yönde aynı) özellik gösterir. Dimi kumaş ise daha az kesişen ve daha açık yapısıyla anizotropik özellik gösterir. Bu nedenle dimi kumaşın içine daha fazla reçine alması beklenir. Kompozit malzeme içindeki takviye malzemesi oranı arttıkça mekanik özelliklerde iyileşme, matris oranı arttıkça mekanik özelliklerde azalma beklenir.



Şekil 15.1: 0 derece 1. Numune, Test Sonrası, Ön ve Yan görünüş



Şekil 15.2:  $\pm 45$  Derece 1. Numune Test Sonrası



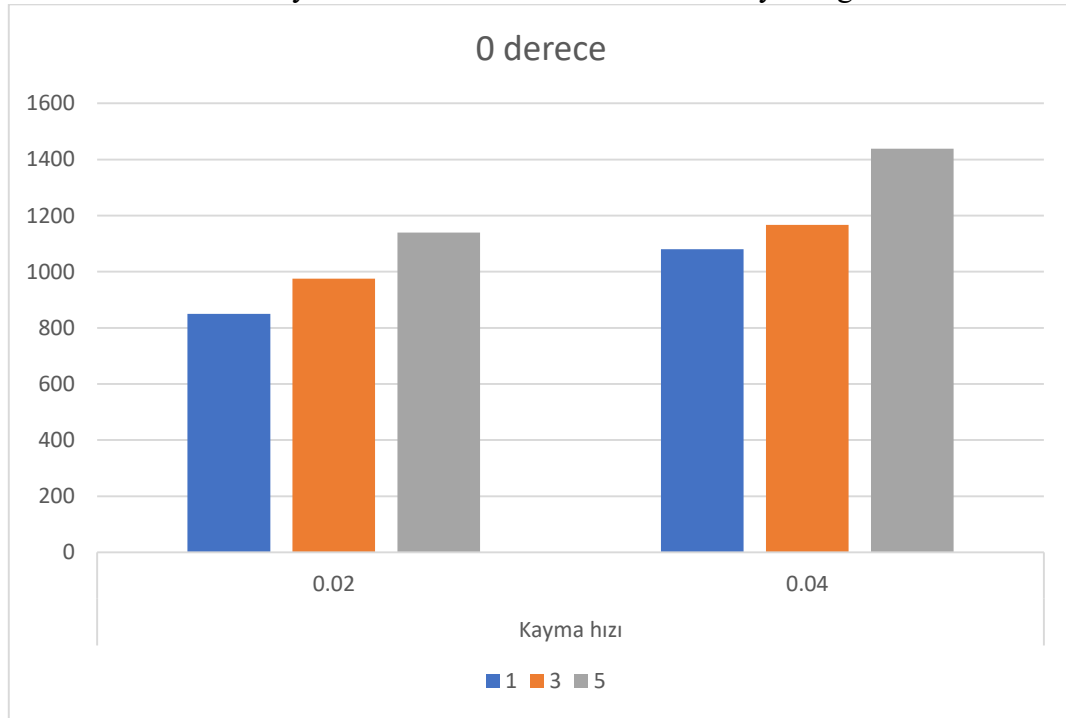


Şekil 15.3:  $\pm 45$  Derece 2. Numune Test Sonrası

## 15.2. Kuru kayma deney sonuçları

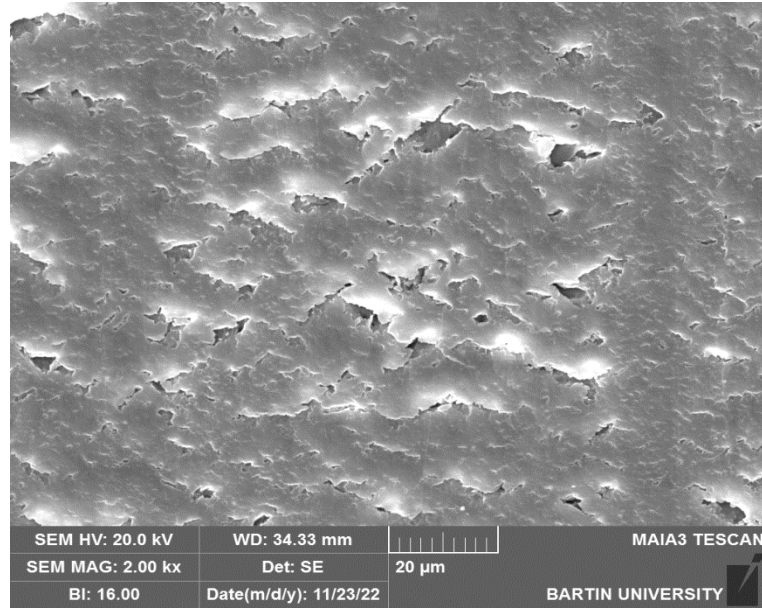
Üretilen numunelerin sürtünme esnasında aşınmaya karşı gösterecekleri tutum ve davranışları belirlemek için materyal ve metot kısmında belirtilen parametreler ışığı altında gerçekleştirilen deneyler sonucunda elde edilen bulgular aşağıda değerlendirilmiştir. Öncelikle sıfır derece serim ile üretilen numuneler üzerinde farklı yük ve farklı kayma hızlarında gerçekleştirilen deneyler sonucunda elde edilen hacim kaybı değerleri şekil X1'de verilmiştir. Hem kayma hızının artması hem de yükün artması numune hacim kayıplarında yükselmeye sebebiyet vermiştir.

Tablo 15.1: 0,02 ve 0.04 m/sn kayma hızlarında 1, 3 ve 5 N'luk yükler altında yapılan deneyler sonucunda elde edilen hacim kaybı değerleri



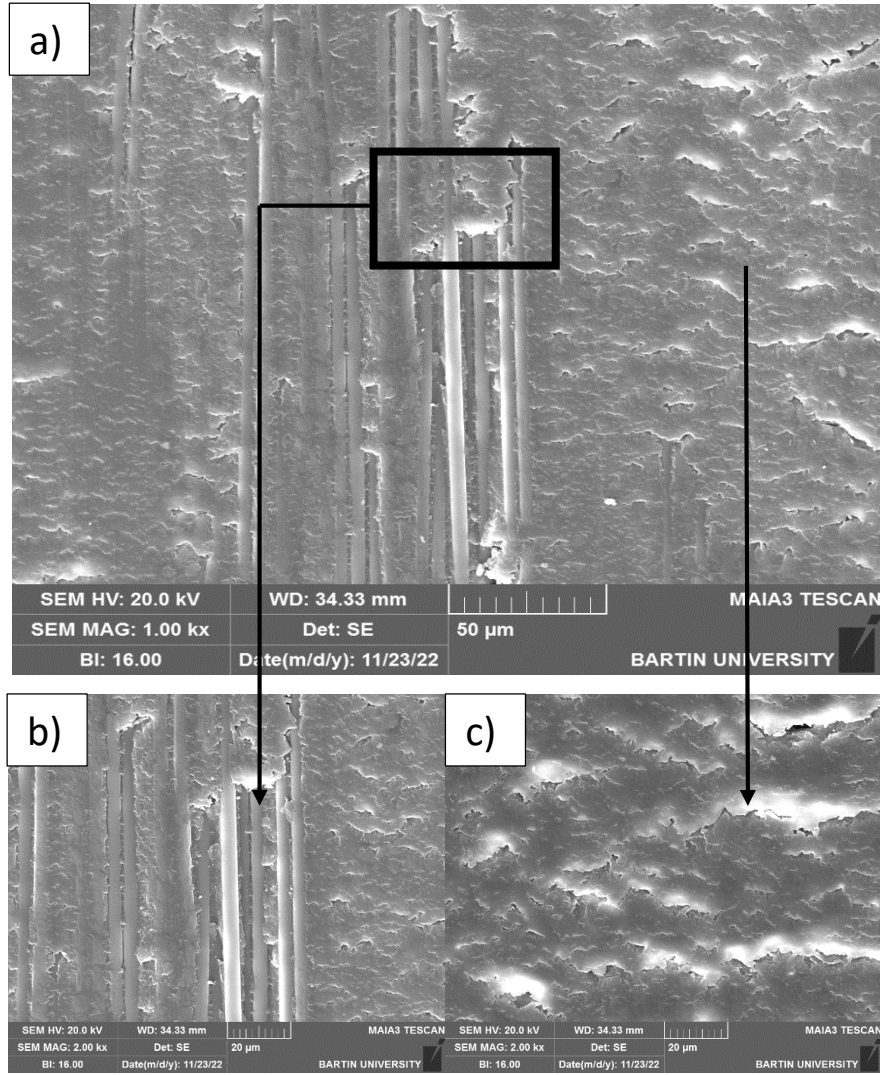
Yüke bağlı olarak numunelerdeki hacim kayıplarının artmasını basit sertlik mantığı ile açıklamak mümkündür. Sertlik malzemenin kendisine batmak isteyen başka bir malzemeye karşı göstermiş olduğu direnç olarak en basit şekilde tarif edilebilir. Batıcı uç yeterli sertliğe sahip ise karşı yüzeye batmasında en etkili parametrelerden birisi üzerine uygulanan yük olacaktır. Yani yükün artması ile ucun karşı yüzeye batması fazlalaşacaktır. Dolayısıyla yük arttıkça aşındırıcı karşı yüzeye daha fazla batacağı için bilye önünde biriken malzeme yoğunluğu artacaktır. Bunu sağlayan kuvvete basma kuvveti denilmektedir. İkinci bir kuvvetimiz ise kesme kuvvetidir. Bu kuvvet ise bilye

önünde oluşan veya bilyenin önünde onu tutmaya çalışacak olan biriken malzemeyi temizlemeye çalışan kuvvettir. Yine bilyenin önünde yüksek bası kuvvetleri meydana gelirken arkasında da yüksek çeki kuvvetleri oluşmaktadır. Buna bağlı olarak artan yüklerle birlikte genellikle malzemelerin hacim kayıplarında yükselme meydana gelmektedir. Yükün artması ile hacim kayıplarında artmanın meydana gelmesini başka bir yaklaşımla açıklamak gerekirse şunları söylemek mümkündür. Yükün artması ile etkileşimli yüzeyler arasında meydana gelen gerçek temas yüzeyi kısa bir zamanda artacaktır. Bu temas alanının artması ile bu gerçek temas yüzey alanında meydana gelen sürtünme kuvvetlerinin oluşturduğu etki CFRP malzemesinin matrisini meydana getiren matris polimerin plastik deformasyon kabiliyeti artacak ve hasar görmesi hızlanacaktır. Benzer şekilde kayma hızının artması ile aşınma hacim kayıplarının artmasında da etkisi olacaktır.



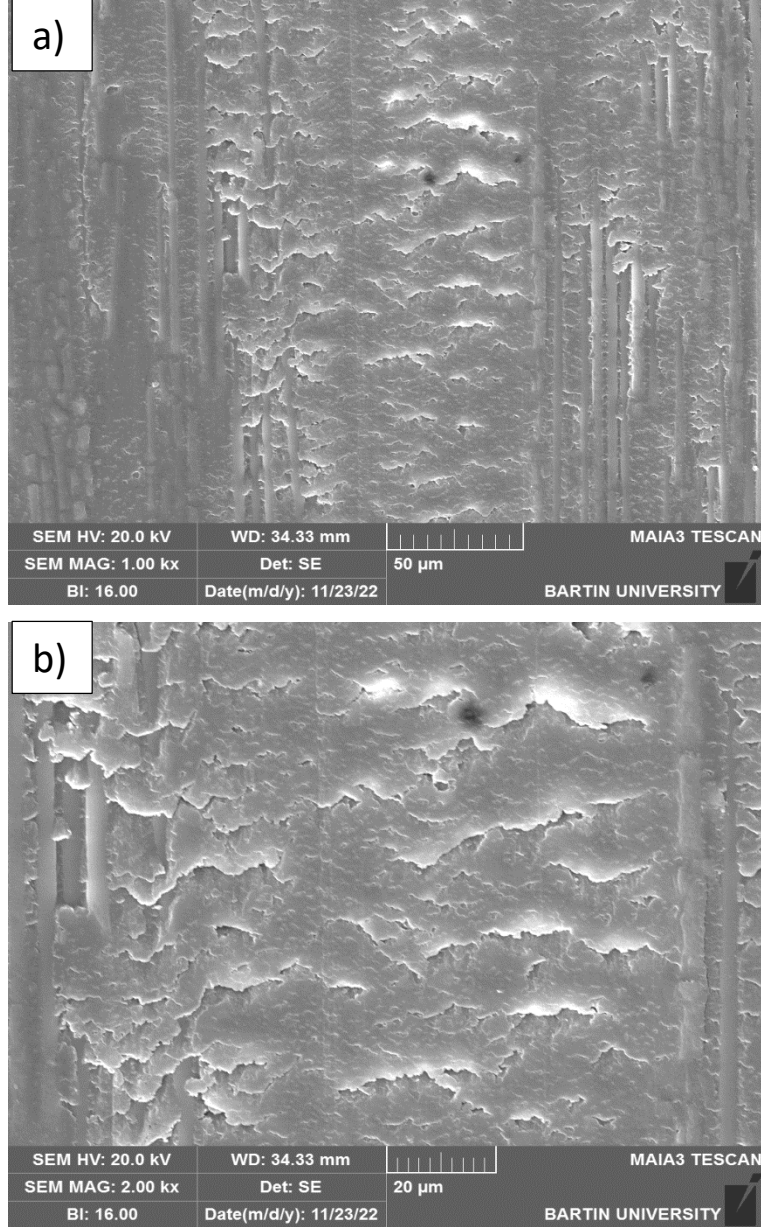
Şekil 15.4: 1N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim)

Sıfır derece serim ile üretilen ve 1 N'luk yük, 0.02 m/sn ile işleme tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı incelendiğinde (Şekil 15.4). Bası ve çeki gerilmelerini altında buluna matris yüzeyinin aşınma izine dik yönde mikro ve makro çatlaklıkların oluştuğu görülmektedir.



Şekil 15.5: 3N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim)

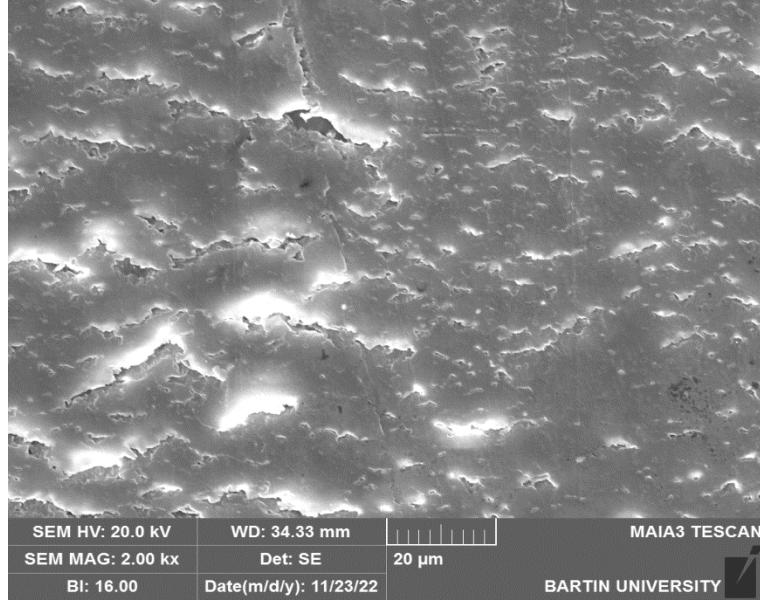
Şekil 15.5’de ise 3N ton yük altında ve benzer şartlarda kuru kayma aşındırma işlemine tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı verilmiştir. Yükün artması ile artan bası ve çeki kuvvetlerinin artması ayrıca yüzeyde oluşan etkileşimin artmasına bağlı yükselen ısıya bağlı olarak polimer esaslı matris tabakasının daha fazla hasara uğradığı dolayısıyla takviye edici liflerin kısmen ortaya çıktığı görülmektedir. Başlangıçta mikron seviyesinde başlayan ve aşınma yönüne dik yönde oluşan mikro çatlakların zamanın geçmesiyle delaminasyon türü aşınmaya dönüşerek yüzeyden ayrıldığı ve alttan karbon liflerin çıktığı görülmektedir.



Şekil 15.6: 5N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim)

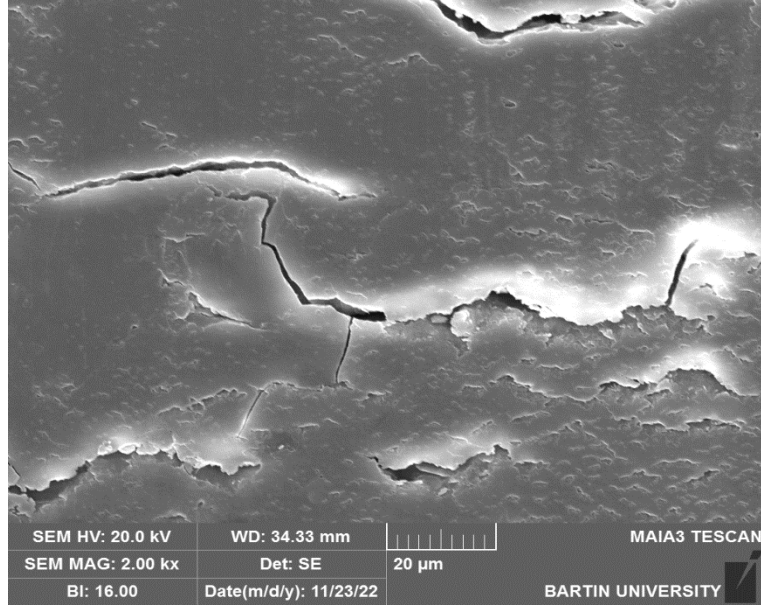
Şekil 15.6'da ise 5 N ton yük altında ve benzer şartlarda kuru kayma aşındırma işlemine tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı verilmiştir. Bir önceki numune ile kıyaslandığında hasarın daha fazla olduğu ve altta takviye edici karbon liflerin daha fazla yüzeye çıktığı görülmektedir. Yine tekrarlı yükler altında polimer matrisin yorulmaya bağlı olarak delaminasyon tipi mekanizma ile yırtılarak hasar gördüğü anlaşılmaktadır. Delaminasyon tipi aşınmanın meydana gelmesi şu şekilde meydana gelmektedir. Öncelikle yüzeyin altında var olan veya etkileşim ile meydana gelen kusurlar (çatlak, boşluk, gözenek, dislokasyon hareketleri) bu bölgede oluşan yüksek kesme kuvvetlerinin neticesinde ilerlemeye başlar. Yüksek kesme kuvvetleri altındaki bu düzensizlikler çatlak

oluşumuna ve bu çatlakların ilerlemesi ile sonuçlanır. Üçüncü evrede ise yüzey altında yüzeye paralel olarak ilerleyen çatlaklar yüzeye doğru ilerlemeye başlayarak yassı yapraklı dökülmelere sebep verir.

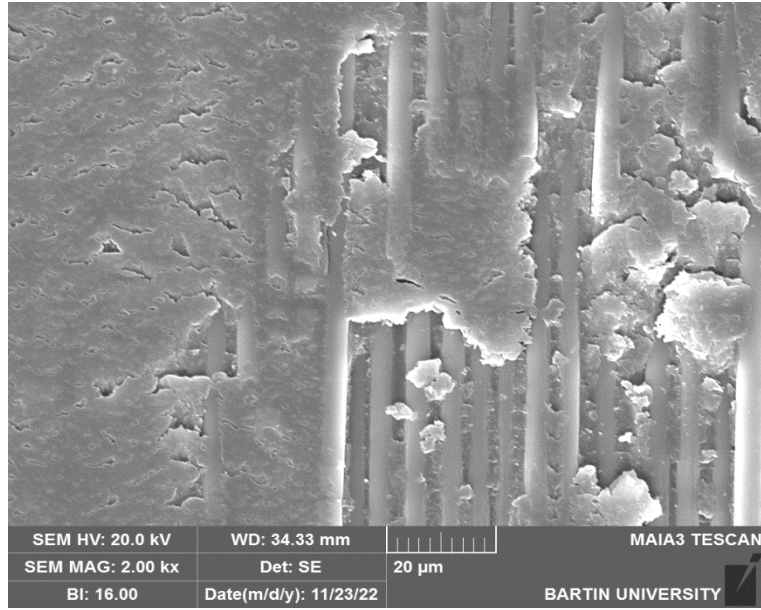


Şekil 15.7: 1 N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim)

Malzemelerin aşınmasında önemli rol oynayan parametrelerinden biriside kayma hızının şiddetidir. Kayma hızının artması sürtünmeden meydana gelen ısının yükselmesine dolayısı ile aşınma mekanizmasının değişimine etki etmektedir. Metalik malzemelerde bu yüzeyde oluşan oksit tabakasının hızlanmasına sebep olduğu gibi polimer esaslı malzemelerde ise yükselen ısı ile matriste bozulmalara sebep olmaktadır. Şekil 15.7. Verilen SEM aşınma izi ile aynı şartlarda sadece kayma hızı değiştirilerek (0.4 m/sn) yapılan deneyler sonucunda numune yüzeyinden alınan aşınma SEM aşınma izi kıyaslandığında, Şekil 15.8. Nispeten yırtılmaların arttığı ancak bunun çok fazla olmadığı görülmektedir. Ancak yükün artması ile yüzeyde oluşan bası, çeki ve kesi gerilmelerinin artması sonucu meydana gelen çatlak boyutlarını daha uzun olduğu görülmektedir. Şekil 15.9.



Şekil 15.8: 3N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim)

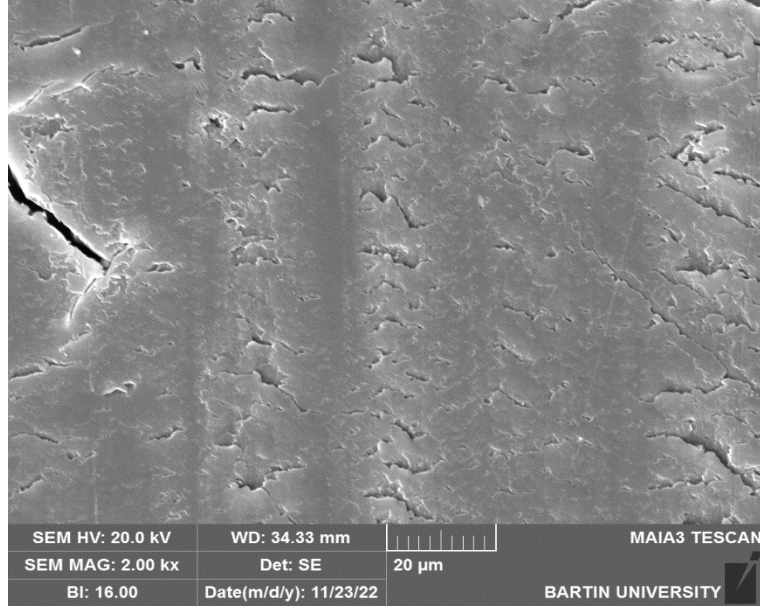


Şekil 15.9: 5N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (0 derece serim)

Yine Şekil 15.9’da, kayma hızının etkisi ile polimer matris altından daha fazla oranda çıkan karbon fiberler görülebilmektedir.

Serim açısı değiştirilerek 45 derece ile üretilen kompozit numunelerin SEM aşınma izleri yine sırası ile Şekil 15-4’den 15-9’a kadar olan sıralamada verilmiştir. Kırk beş derece serim ile üretilen ve 1 N’luk yük, 0,0.02 m/sn ile işleme tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı Şekil 15.10’da verilmiştir. Yine daha önceki numunede olduğu gibi

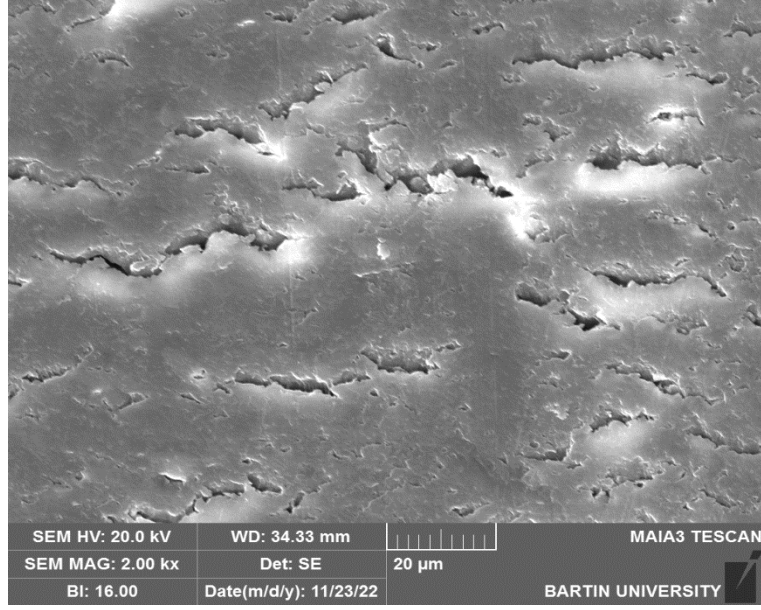
bası ve çeki gerilmelerini altında bulunan matris yüzeyinin aşınma izine dik yönde mikro ve makro çatlaklıkların oluştuğu görülmektedir. Ancak bu çatlakları sıfır derece serim ile üretilen ve aşınma deneyine tabi tutulan numune ile karşılaştırdığımız zaman aşınma yönüne dik olan izlerin genişliğinin daha az ve yüzeyde meydana gelen hasarın daha düşük olduğu görülmektedir.



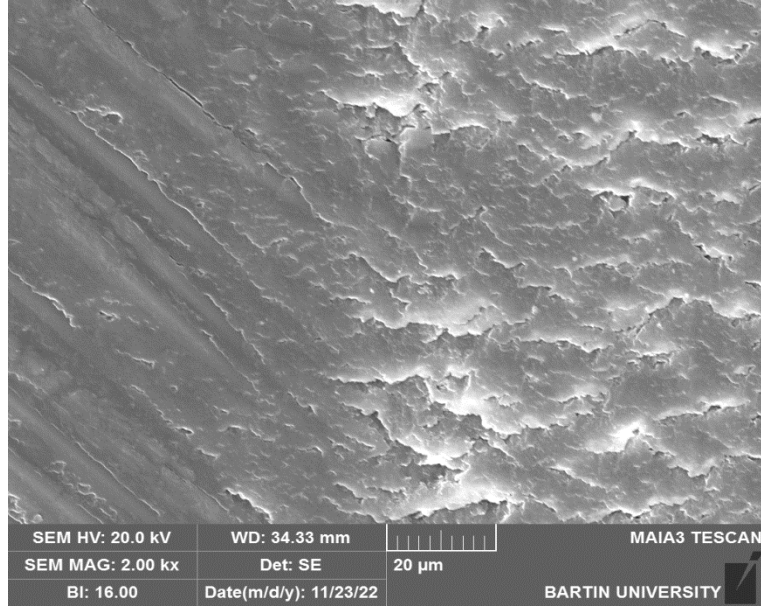
Şekil 15.10: 1N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim)

Şekil 15.11’da verilen ve 3 N yük altında 0,0.02 m/sn kayma hızında deneye tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı incelendiğinde sürtünme sonucu oluşan kuvvetlerin yüzeyde meydana getirdiği hasarın arttığı görülmektedir. Çünkü meydana gelen ve aşınma izine dik olan çatlakların genişliğinin arttığı ve aralarındaki açıklığın fazlaştığı açıkça görülebilmektedir.



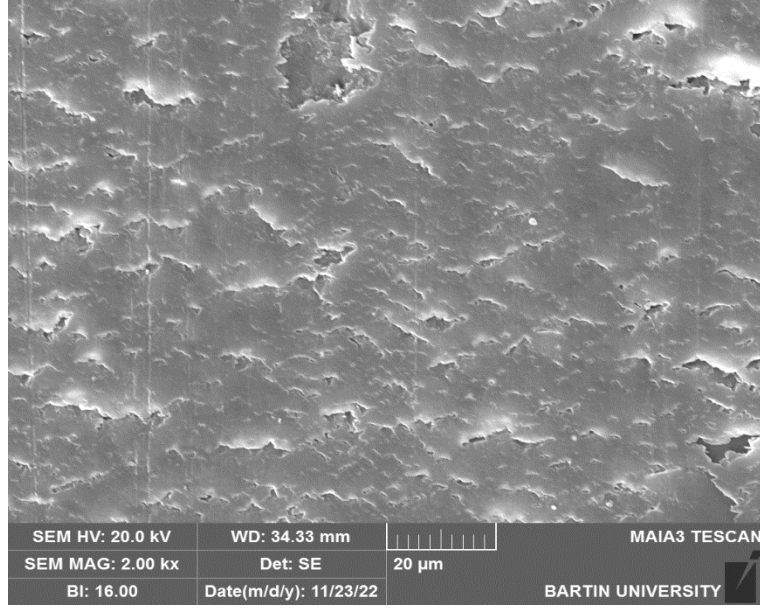


Şekil 15.11: 3 N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim)



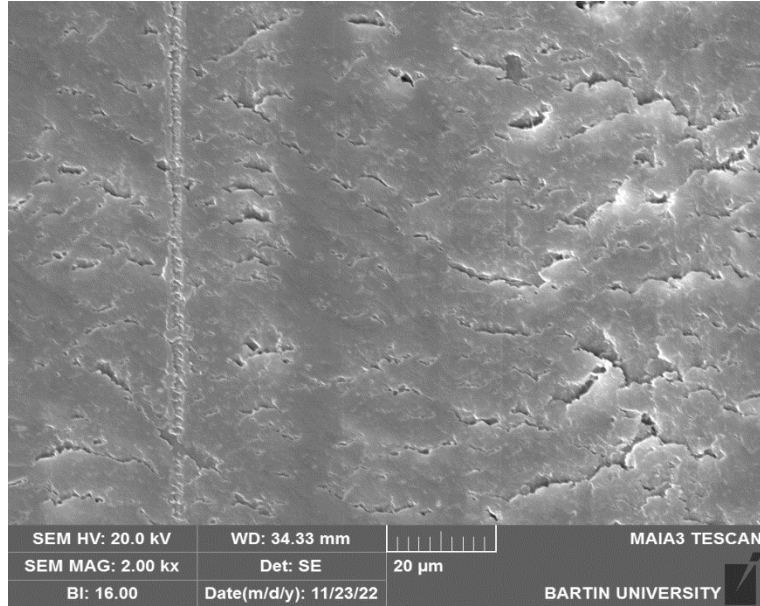
Şekil 15.12: 5 N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim)

Kırk beş derece serim ile üretilen ve 5 N'luk yük, 0,0.02 m/sn ile işleme tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı Şekil 15.12'de verilmiştir. SEM resminin özellikle sol tarafında 45 derece serim açısı ile polimer matris altında gömülü olan karbon liflerin silueti görülebilmektedir. Ancak meydana gelen hasarın derecesi sıfır derece serim ile üretilen numunelerin hasarı ile kıyaslandığında üç yük te de 45 derecelik serimin daha dirençli olduğu görülmektedir.

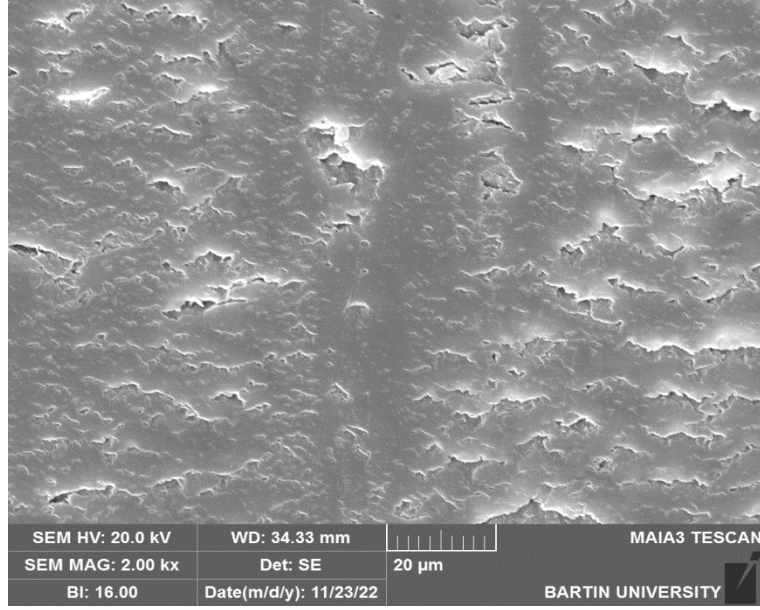


Şekil 15.13: 1 N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim)

Kayma hızının artması ile 1N'luk yük altında işleme tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (Şekil 15.13) de verilmiştir. Yüzeydeki plastik deformasyonun düşük kayma hızına göre daha fazla olduğu görülmektedir. Artan kayma hızı ile meydana gelen ısı yükselmesinin buna sebep olduğu söylenebilir. Yine 3 ve 5 N'luk yükler altında işleme tabi tutulan numunelerin SEM aşınma yüzey fotoğrafları Şekil 15.9 ve Şekil 15.13 sırası ile verilmiştir. Fotoğraflarda da görüleceği üzere karbon fiber tavsiyecilere henüz ulaşamamıştır.



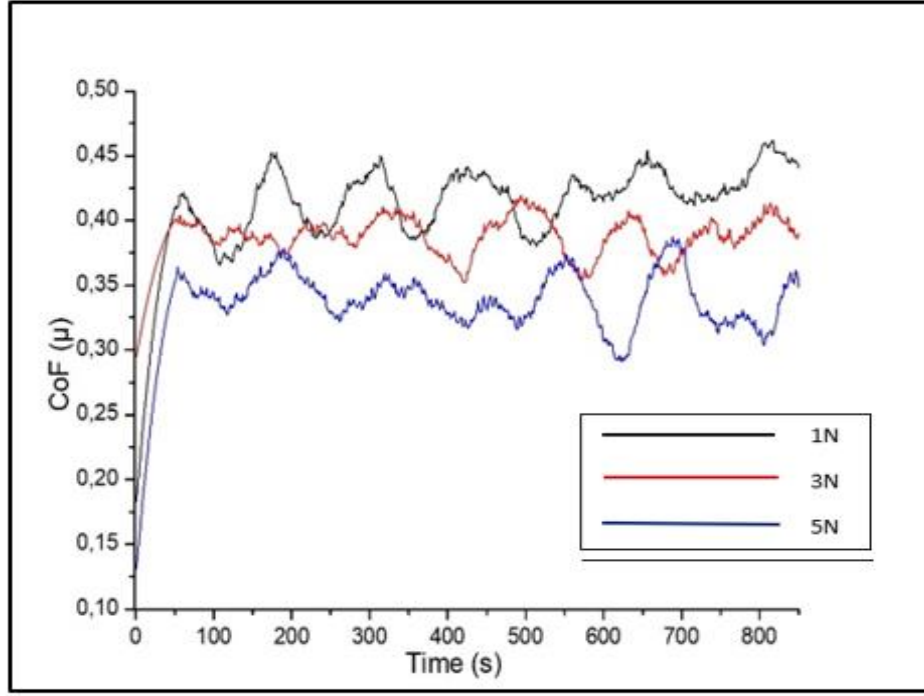
Şekil 15.14: 3N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim)



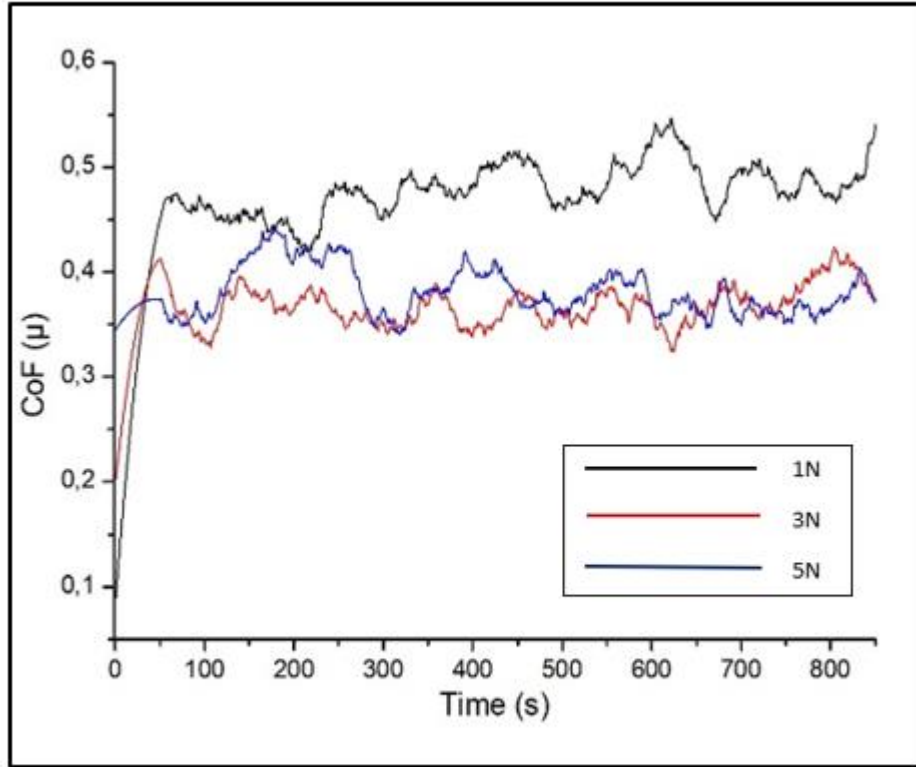
Şekil 15.15: 5N yük altında kuru kayma aşınmasına tabi tutulan numunenin SEM aşınma izi fotoğrafı (45 derece serim)

### 15.3. Sürtünme katsayı değerleri

Numunelerin farklı kayma hızlarında elde edilen COF değerleri Şekil 15 a-b de verilmiştir. Her ne kadar numunelerin COF değerleri biri birine yakın olsa da artan kayma hızı COF değer üzerinde etkili olmuştur. Bu etkileme COF değerinin artmasından ziyade kararlı durum aşınmasına geçildikten sonra pik ve vadiler de görülen değişimdir. Düşük kayma hızında COF artması ve düşmesi sonucu meydana gelen pik oluşumları üçgen yapılı bir oluşum Şekil 4.a gösterirken artan kayma hızında bu pik uçları körelmiştir Şekil 4.a. Özellikle artan yüklerde bu durum çok daha net görülebilmektedir. Artan yük ve kayma hızının malzeme yüzeyinde meydana getirdiği flaş ısınmaları bu duruma sebep olduğunu söylemek mümkündür. Başlangıçta görülen ve run-in olarak adlandırılan COF değerinin yüksek olması ise yüzeydeki pürüzlerin temizlenmesine atfedilmektedir. Yine her iki kayma hızında da numunelerin run-in periyodundaki ani artışlar tüm yüklerde görülebilmektedir. Bu ani yükselmenin sebebi yüzeydeki gerçek temas alanını oluşturan pürüzler ile karşı yüzey arasındaki etkileşimden kaynaklanmaktadır. Bu ilk an aşınması 50 veya 70 sn lik zaman diliminde geçilerek kararlı durum aşınmasına ulaşılmıştır.



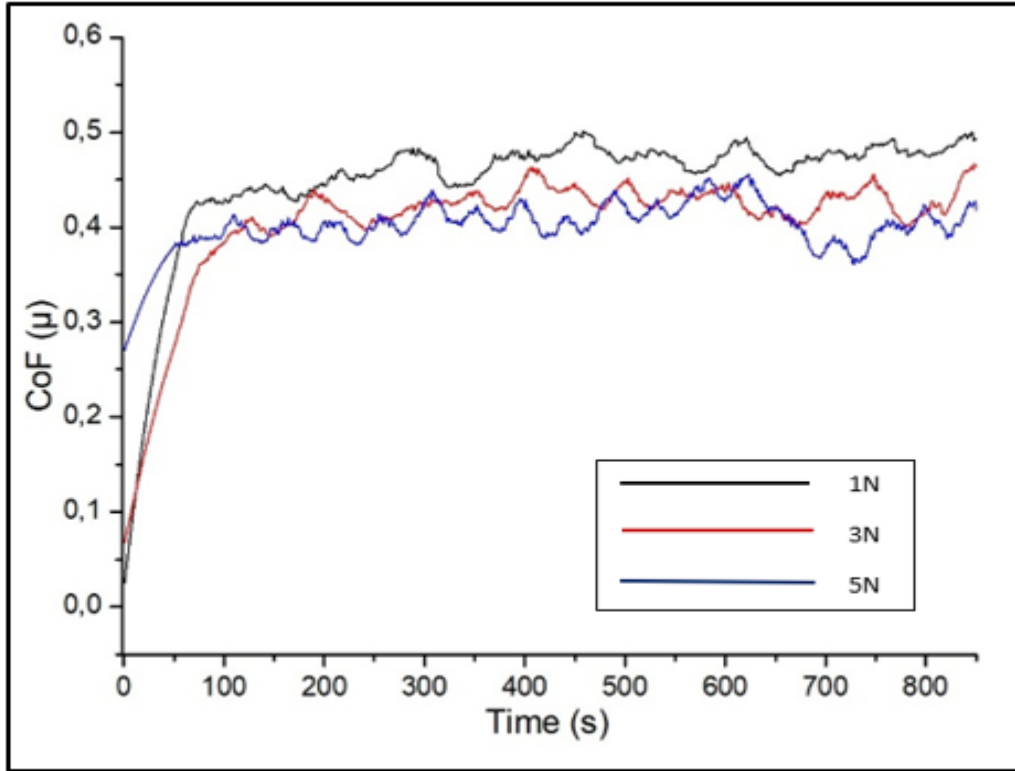
**a.**



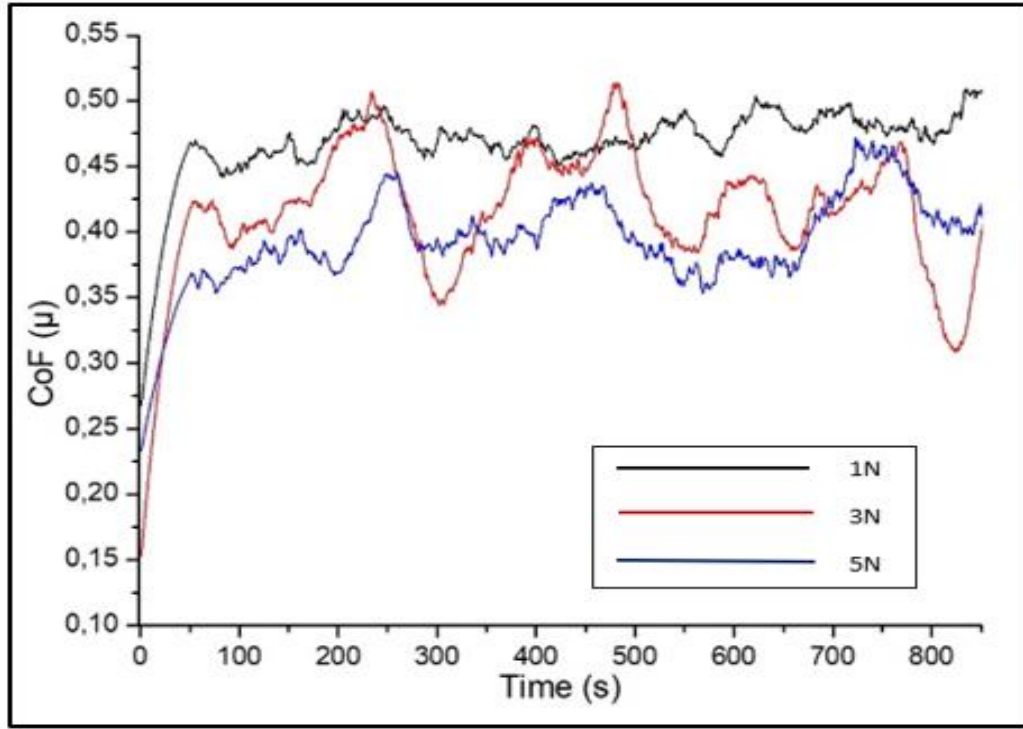
**b.**

Şekil 15.16. Numunelere ait farklı kayma hızlarında elde edilen COF değerleri a)0.02 m/sn b) 4 m/sn.

Kırk beş derece serim ile üretilen numunelerin farklı kayma hızlarında elde edilen COF değerleri Şekil 7 a-b de verilmiştir. Her iki grafikte de dikkat çeken bir durum artan yük ile birlikte COF değerlerinde düşme görülmüştür. Düşük kayma hızında yaklaşık 100 sn kayma hızından sonra numunelerin run-in mekanizmasından çıkıp stabil bir COF değeri gösterdiği anlaşılmaktadır. Yükün artması ile COF değerinin niçin düştüğü bir önceki grafiklerde yorumlandığı için burada tekrar değinilmeyecektir. Ancak kayma hızının artması ile özellikle 3 ve 5 N luk yüklerdeki pik ve vadi oluşumlarının çok daha şiddetli olduğu görülebilmektedir. Burada birinci olasılık sürtünmeden dolayı meydana gelen ısının COF değerinin düşmesinde rol oynadığı gibi yine ani soğumalara veya adezyonlara bağlı olarak meydana gelen yapışmalara bağlı olarak COF değerini yükselmesi olabilir.



a.



**b.**

Şekil 15.17. Numunelere ait farklı kayma hızlarında elde edilen COF değerleri a) 0.02 m/sn b) 0.04 m/sn.

#### 15.4. Sonuç

Kırk beş derece ve sıfır derece olmak üzere iki farklı serim açısı kullanılarak üretilen CFRP kompozit malzemesinin iki farklı kayma hızında ve üç farklı yük altında kurukayma aşınma testleri uygulanmış ve aşağıda belirtilen sonuçlar elde edilmiştir.

1. Numunelere uygulanan çekme deney testlerinde sıfır derece serim ile üretilen numunelerin kopma gerilmesi kırk beş derece serim ile üretilen numunelere göre daha yüksek çıkmıştır.
2. Kayma hızının CFRP kompozit numunelerin aşınma ve sürtünme katsayı değerlerinde etkili parametre olduğu anlaşılmıştır.
3. Uygulana normal yükün CFRP kompozit numunelerin aşınma dirençlerinde veya hacim kayıplarında etkili olduğu anlaşılmıştır.
4. Kırk beş derece serim ile üretilen numunelerin aşınma dirençlerinin sıfır derece serim ile üretilen numunelerden daha iyi olduğu anlaşılmıştır.

5. Hem sıfır derece hem de kırk beş derece serim ile üretilen numunelerde artan yük ile birlikte sürtünme katsayı değerlerinde bir düşüş meydana gelmiştir.
6. Numunelerin yüzeyinde mikro ve makro çatlamlar, plastik deformasyon ve ekstrüzyon tipi aşınma mekanizmaları tespit edilmiştir.

## KAYNAKLAR

- Alam, S., Habib, F., Irfan, M., Iqbal, W., ve Khalid, K. (2010). Effect of orientation of glass fiber on mechanical properties of GRP composites. *Journal of the Chemical Society of Pakistan*, 32(3), 265-269.
- ASTM Committee D-30 on Composite Materials. (2008). Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials. ASTM international.
- Banea, M. D., ve 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.
- Beer Jr, F. P. (2012). E. Russell Johnston, John T. Dewolf, ve David F. Mazurek. *Mechanics of Materials*. 6th edition. McGraw-Hill, New York.
- Bodjona, K., ve Lessard, L. (2015). Load sharing in single-lap bonded/bolted composite joints. Part II: Global sensitivity analysis. *Composite Structures*, 129, 276-283.
- Brockmann, W., Geiß, P. L., Klinge, J., ve Schröder, K. B. (2008). *Adhesive bonding: materials, applications and technology*. John Wiley ve Sons.
- Cabral, K., Boster, E. (2010). *Mechanical Testing Of Structural ve Hybrid Epoxies*. Texas A&M University Department of Physics and Astronomy.
- Cairns, D. S. *Composite Materials For Aerospace Structures*,
- Camanho, P. P., ve Matthews, F. L. (1997). Stress analysis and strength prediction of mechanically fastened joints in FRP: a review. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 28(6), 529-547.
- Chakherlou, T. N., Mirzajanzadeh, M., Vogwell, J., ve Abazadeh, B. (2011). Investigation of the fatigue life and crack growth in torque tightened bolted joints. *Aerospace Science and Technology*, 15(4), 304-313.
- Chakherlou, T. N., Taghizadeh, H., ve Aghdam, A. B. (2013). Experimental and numerical comparison of cold expansion and interference fit methods in improving fatigue life of holed plate in double shear lap joints. *Aerospace Science and Technology*, 29(1), 351-362.
- Chang, K. K. (2001). *Aramid fibers*. Materials Park, OH: ASM International, 2001., 41-45.
- Chen, Z. (2013). *Pull-through failure of bolted composite joints*. Master thesis. McGill University, Canada.
- da Silva, L. F., das Neves, P. J., Adams, R. D., ve Speltz, J. K. (2009). Analytical models of adhesively bonded joints—Part I: Literature survey. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 29(3), 319-330.



- David, K. (2008, October). Nondestructive inspection of composite structures: methods and practice. In 17th world conference on nondestructive testing, Shanghai (Vol. 8). Citeseer.
- Dhieb, H., Buijnsters, J. G., Eddoumy, F., Vázquez, L., ve Celis, J. P. (2013). Surface and sub-surface degradation of unidirectional carbon fiber reinforced epoxy composites under dry and wet reciprocating sliding. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 55, 53-62.
- Ekh, J. (2006). Multi-fastener single-lap joints in composite structures. ISBN 91-7178-396-2.
- Fu, M., ve Mallick, P. K. (2001). Fatigue of hybrid (adhesive/bolted) joints in SRIM composites. *International journal of adhesion and adhesives*, 21(2), 145-159.
- Geeth, K. M., Reddy, M. C. S., ve Kumar, M. S. (2021, September). Optimization of dry-sliding wear parameters on carbon fiber reinforced polyester composites using taguchi based greyscale analysis. In *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* (Vol. 1185, No. 1, p. 012003). IOP Publishing.
- Gerhard, T., ve Friedrich, C. (2014). Mechanical fastening of carbon composite tubes, numerical calculation of axial loading capacity and experimental verification. *Composites Part B: Engineering*, 67, 391-399.
- Gibson, R. F. (1994). *Principles Of Composite Materials Mechanics*. New York: McGraw-Hill, Inc.
- Hart-Smith, L. (1985). Bonded-bolted composite joints. *Journal of Aircraft*, 22(11), 993-1000.
- Hysol® EA 9394
- Kalidass, R., ve Balaji, S. (2014). Tensile Test for Environmental Effect On Glass Fiber Composite Materials. *The International Journal of Engineering and Science*, 3, 23-27.
- Kasolang, S., Ahmad, M. A., Ghazali, F. A., & Azmi, A. M. (2011). Preliminary study of dry sliding wear in Kenaf Epoxy and Carbon Epoxy composites. In *Applied Mechanics and Materials* (Vol. 52, pp. 464-469). Trans Tech Publications Ltd.
- Kaw, A. K. 1. (2006). *Mechanics Of Composite Materials*, 2nd edition. New York: Taylor ve Francois Group.
- Kelly, A., & Zweben, C. (1999). Comprehensive composite materials. *Materials Today*, 2(1), 20-21.
- Kelly, G. (2005). Load transfer in hybrid (bonded/bolted) composite single-lap joints. *Composite structures*, 69(1), 35-43.

- Kelly, G. (2006). Quasi-static strength and fatigue life of hybrid (bonded/bolted) composite single-lap joints. *Composite structures*, 72(1), 119-129.
- Kweon, J. H., Jung, J. W., Kim, T. H., Choi, J. H., ve Kim, D. H. (2006). Failure of carbon composite-to-aluminum joints with combined mechanical fastening and adhesive bonding. *Composite structures*, 75(1-4), 192-198.
- Li, J., Yan, Y., Zhang, T., ve Liang, Z. (2015). Experimental study of adhesively bonded CFRP joints subjected to tensile loads. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 57, 95-104.
- Loewenstein, K. L. (1993). *The manufacturing technology of continuous glass fibers*. Elsevier
- Matsuzaki, R., Shibata, M., ve Todoroki, A. (2008). Improving performance of GFRP/aluminum single lap joints using bolted/co-cured hybrid method. *Composites Part A: applied science and manufacturing*, 39(2), 154-163.
- NASA (2013) *Structures and materials*.
- Pandey, P. C. *Composite materials*.
- Pilato, L. A., & Michno, M. J. (1994). *Advanced composite materials*. Chapter 7.
- Ricker, R. E., Escalante, E., ve Stoudt, M. (1992). Environmental effects on polymer matrix composites. In *Tri-Services Conference on Corrosion (Vol. 9)*.
- Rodriguez, V., Sukumaran, J., Schlarb, A. K., ve De Baets, P. (2016). Reciprocating sliding wear behaviour of PEEK-based hybrid composites. *Wear*, 362, 161-169.
- Ruggles-Wrenn, M. B. (2003). *Effects of Temperature and Environment on Mechanical Properties of Two Continuous Carbon-Fiber Automotive Structural Composites*. Metals and Ceramics Division
- Schön, J. (2004). Coefficient of friction and wear of a carbon fiber epoxy matrix composite. *Wear*, 257(3-4), 395-407.
- Seneviratne, W. P., ve Tomblin, J. S. (2010, April). Environmental compensation factor influence on composite design and certification. In *FAA JAMS 2010 Technical Review Meeting*.
- Standart, A. S. T. M. D790-02 (2002). *Standart test methods for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials*. West Conshohocken.
- Stocchi, C., Robinson, P., ve Pinho, S. T. (2013). A detailed finite element investigation of composite bolted joints with countersunk fasteners. *Composites Part A: applied science and manufacturing*, 52, 143-150.

Structural Material Carbon fibre reinforced epoxy prepreg unidirectional 1800C – curing class, standart modulus fibre, structural material.

Umair, S. (2006). Environmental Impacts of Fiber Composite Materials: Study on Life Cycle Assessment of Materials Used for Ship Superstructure.

Vallée, T., Tannert, T., Meena, R., ve Hehl, S. (2013). Dimensioning method for bolted, adhesively bonded, and hybrid joints involving Fibre-Reinforced-Polymers. Composites Part B: Engineering, 46, 179-187.

Wang, X., Wang, C., Shen, X., ve Sun, F. (2019). Tribological behaviors of the diamond films sliding against the T800/X850 CFRP laminates. Wear, 418, 191-200.

Wallenberger, F. T., Watson, J. C., ve Li, H. (2001). Glass fibers. Materials Park, OH: ASM International, 2001., 27-34.

Walsh, P. J. (2001). Carbon fibers. Materials Park, OH: ASM International, 2001., 35-40.

Zhong, W., Chen, S., Ma, L., ve Tong, Z. (2022). Tribological Properties of Carbon Fabric/Epoxy Composites Filled with FGr@ MoS<sub>2</sub> Hybrids under Dry Sliding Conditions. Materials, 15(22), 7951.

Dhieb, H., Buijnsters, J. G., Eddoumy, F., Vázquez, L., & Celis, J. P. (2013). Surface and sub-surface degradation of unidirectional carbon fiber reinforced epoxy composites under dry and wet reciprocating sliding. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 55, 53-62.

URL-1 (1993) [www.cytec.com](http://www.cytec.com)

URL-2 (1995) <http://composite.about.com>

URL-3 (1987) [www.dupont.com](http://www.dupont.com)

URL-4 (1998) [www.testresources.net](http://www.testresources.net)

URL-5 (1999) [www.camelyaf.com](http://www.camelyaf.com)

URL-6 (2000) <http://pslc.ws/macrog/aramid.htm>

URL-7 [http://www.arrhenius.ucsd.edu/miakel/Miakel\\_B.html](http://www.arrhenius.ucsd.edu/miakel/Miakel_B.html)

URL-8 [www.floorsandingabrasive.com](http://www.floorsandingabrasive.com)