

**T.C.
MANİSA CELAL BAYAR ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**



**DOKTORA TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
KONSTRÜKSİYON VE İMALAT PROGRAMI**

**HAVA ARAÇLARINDA KULLANILAN POLİMER
KOMPOZİTLERİN ONARIMI İÇİN PROSES GELİŞTİRİLMESİ
VE ÜRETİLEN KOMPOZİTLERİN MEKANİK
ÖZELLİKLERİNİN İNCELENMESİ**

Muharrem ER

**Danışman
Doç. Dr. Can ÇİVİ**

MANİSA-2025

**Muharrem
ER**

**HAVA ARAÇLARINDA KULLANILAN POLİMER KOMPOZİTLERİN ONARIMI İÇİN
PROSES GELİŞTİRİLMESİ VE ÜRETİLEN KOMPOZİTLERİN MEKANİK
ÖZELLİKLERİNİN İNCELENMESİ**

2025

TAAHHÜTNAME

Bu tezin Manisa Celal Bayar Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalında akademik ve etik kurallara uygun olarak yazıldığını ve kullanılan tüm literatür bilgilerinin referans gösterilerek tezde yer aldığını, tamamen kendi çalışmam olduğunu, her alıntıya kaynak gösterdiğimi, tezin yazımında akademik ve etik kurallara aykırı herhangi bir yapay zeka ve program kullanmadığımı beyan ederim.

Muharrem ER



ÖZET

Doktora Tezi

Muharrem ER
Manisa Celal Bayar Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Dr. Can ÇİVİ

Bu çalışmanın amacı, özellikle hava araçlarının gövde, kanat, kuyruk stabilizatörleri ve kapı gibi kompozit bileşenlerinin dış cephelerinde meydana gelen derin çizik gibi nispeten küçük hasarların onarımı için yeni bir proses geliştirmektir. Bu amaçla projenin ilk aşamasında, sürekli cam elyaf fitilleri önce epoksi reçineyle ıslatan daha sonra hasarlı bölgeye onarım dolgusu yapabilen el tipi prototip bir cihaz geliştirilmiştir. İkinci aşamada hava araçlarındaki gövdenin dış katmanına benzer şekilde 12 katmanlı ve 2–3 mm kalınlığında 6 adet kompozit plaka ($V_f \approx \%55$) üretilmiştir. Kompozit plaklar için Duratek® epoksi ve 300 g/m² alansal yoğunluğundaki cam-dokuma kumaşlar kullanılmıştır. Plaka üretiminde el yatırması ve sıcak presleme yöntemleri uygulanmıştır. Üçüncü aşamada, üretilen kompozit plakalardan standartlara uygun şekilde çekme ve eğme numuneleri kesilmiştir. CNC routerda numunelere kalınlıklarının %40'ı kadar derinlikte U ve V-kesitli çizikler açılmıştır. Çizikleri açmak için çapları sırasıyla Ø2 mm ve Ø1 mm olan iki farklı (3-ağızlı düz U-kesitli, 2-ağızlı üçgen V-kesitli) parmak freze kullanılmıştır. Açılan 0.8–1.2 mm derinlikteki bu çizikler sayesinde 12 katmanlı kompozit numunelerin bir kısmına ≈ 5 . katmanına kadar yapay derin çizik hasarı oluşturulmuştur. Böylece aynı plakadan orjinal (hasarsız), U ve V-geometrilili çizik hasarı olan üç farklı test numune grubu elde edilmiştir. Dördüncü aşamada, el tipi cihaz ile cam elyaf iplere (300 tex) epoksi reçine emdirilmiştir. Aynı cihazla epoksi reçineyle ıslatılmış elyaflar hasarlı bölgelere serilerek (6–9 kat) sıkıştırılmıştır. Üç farklı reçineyle aynı işlemler tekrar edilerek derin çizikler kompozit dolgu yamasıyla ($V_f \approx \%40$) kapatılmıştır. Beşinci aşamada, kompozit dolguyla onarımı yapılan numuneler laboratuvar ortamında 23 °C'de 24 saat, infrared lamba altında 40 °C'de 4 saat ve 60 °C'de ise 2 saat kürlenmişlerdir. Böylece üç reçine tipi, iki yama geometrisi ve üç kürleme şartı kullanılarak 18 farklı senaryo oluşturulmuştur. Her bir senaryo şartında hasarlı numuneler onarılmıştır. Altınca aşamada, orjinal (hasarsız) ve onarılan numunelerin çekme ve üç noktadan eğilme testleri yapılmıştır. Yedinci aşamada test sonuçlarının analizine geçilmiştir. Yama geometrisi, epoksi tipi, numune kalınlığı ve kürleme şartları gibi parametrelere bağlı olarak elde edilen tüm test verileri MS Excel'e girilerek kaydedilmiştir. Her senaryo için “orjinal mukavemeti karşılama oranı” veya “yama verimi” değerleri hesaplanmıştır.

Onarılan numuneler bahsedilen parametrelere bağlı olarak orjinal numunelerle kıyaslanmıştır. Onarım ile orijinal çekme mukavemetinin %84–94, çekme modülünün %79–89, eğilme mukavemetinin %61–65 ve eğilme modülünün ise %84–99 oranında geri kazanıldığı tespit edilmiştir.

Elde edilen verim değerleri ise yamanın ve sunulan prosesin başarı göstergesi olarak yorumlanmıştır. SPSS-24'te ise grafiksel ve istatistiksel analizler yapılarak sonuçlar karşılıklı kıyaslanmıştır. Sayısal sonuçlar amaca yönelik olarak detaylandırılmıştır. Daha sonra Minitab-19'da hedef olarak maksimum mukavemet ve yama verimleri öncelenerek optimum parametreler elde edilmiştir. Sekizinci ve son aşamada genel değerlendirme yapılarak, hava araçlarının kompozit cephelerinde meydana gelen “derin çizik” tipi küçük hasarların pratik onarımı için; “U-yama geometrisi, ≈ 13 Pa.s'lık epoksi viskozitesi, 73,5 MPa'lık reçine mukavemeti, ≈ 46 °C kürleme sıcaklığı ve ≈ 18 saatlik kürleme süresi” optimum proses değişkenleri olarak önerilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Hava araçları, yama cihazı, cam/epoksi kompozit, derin çizik hasarı, yama ve onarım prosesi, kürleme, onarılmış kompozitlerin mekanik özellikleri.

2025, 170 sayfa



ABSTRACT

PhD Thesis

Muharrem ER

**Manisa Celal Bayar University
Graduate School of Education
Department of Mechanic Engineering**

Supervisor: Doç. Dr. Can ÇİVİ

The objective of this study is to develop a new process for repairing relatively small damages, such as deep scratches, on the exterior surfaces of composite components of aircraft, including the fuselage, wings, tail stabilizers, and doors. A handheld prototype device capable of repairing damaged areas with continuous glass fiber rovings pre-impregnated with epoxy resin was developed. To simulate the outer layer of an aircraft fuselage, six composite plates ($V_f \approx 55\%$) were produced, each consisting of 12 layers with a thickness of 2–3 mm. Duratek® epoxy and 300 g/m² glass woven fabrics were used, and hand lay-up and hot pressing techniques were applied in the production process. Standard tensile and flexural test specimens were cut from the manufactured composite plates. U- and V-sectioned scratches were introduced to these specimens using a CNC router at a depth of 40% of their thickness. Two different end mills (Ø2 mm, 3-flute flat U-section; Ø1 mm, 2-flute triangular V-section) were used to create these scratches. Artificial deep scratches of 0.8–1.2 mm depth were generated, reaching approximately the 5th layer of the 12-layer composite specimens. Consequently, three different test sample groups were obtained from the same plate: original (undamaged), U-section scratched, and V-section scratched specimens. Using the handheld device, glass fiber yarns (300 tex) were impregnated with epoxy resin. These impregnated fibers were then applied and compacted onto the damaged areas in 6–9 layers. The same process was repeated for all three resin types to cover the deep scratches with composite filler patches ($V_f \approx 40\%$). Repaired specimens were cured under three different conditions: at room temperature (23 °C for 24 hours), under an infrared lamp (40 °C for 4 hours), and at 60 °C for 2 hours. These conditions, combined with three resin types and two patch geometries, resulted in 18 different repair scenarios. All damaged specimens were repaired under these conditions. Tensile and three-point bending tests were performed on both original (undamaged) and repaired specimens. Test results were analyzed based on parameters such as patch geometry, epoxy type, specimen thickness, and curing conditions. All test data were recorded in MS Excel. The "original strength recovery ratio" or "patch efficiency" values were calculated for each repair scenario.

The repaired specimens were compared with the original specimens based on these parameters. It was found that the repair process restored 84–94% of the original tensile strength, 79–89% of the tensile modulus, 61–65% of the flexural strength, and 84–99% of the flexural modulus.

These efficiency values were considered indicators of the success of the repair process. Statistical and graphical analyses were performed using SPSS-24, and results were compared. Numerical results were analyzed for optimization purposes. In Minitab-19, the highest possible strength and patch efficiency values were prioritized to determine the optimal parameters. In the final evaluation, the study suggested that for practical repair of deep scratch-type minor damages on aircraft composite surfaces, the optimal process variables are as follows: a U-shaped patch geometry, epoxy viscosity of ≈ 13 Pa.s, resin strength of 73.5 MPa, curing temperature of ≈ 46 °C, and a curing duration of ≈ 18 hours.

Keywords: Aircraft, patching device, glass/epoxy composite, deep scratch damage, patching and repair process, curing, mechanical properties of repaired composites.

2025, 170 pages



TEŞEKKÜR

Doktora çalışmam süresince tecrübe ve bilgisi ile beni yönlendiren, deneysel çalışmalarında desteğini ve yardımlarını esirgemeyen danışman hocam Doç. Dr. Can ÇİVİ 'ye sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Tez çalışması kapsamında; kompozit yama cihazının tasarımında, deney numunelerinin hazırlanmasında, kompozit malzeme temininde yardımlarını esirgemeyen değerli hocam Prof. Dr. Raif SAKİN'e teşekkürlerimi sunarım.

Kompozit yama cihazının tasarımında, montaj resminin çiziminde ve protopinin üretiminde emeği geçen Öğ.Bnb. Mehmet Yavuz BALALI, Öğ.Ütğm. Özgür ÇETİN, Dr.Öğ.Alb. Serkan GÜRKAN 'a, ısıtmalı kompozit plaka kalıbı tasarımı ve üretiminde, infraret lamba sehpaı üretiminde, kompozit plaka üretiminde ve deney numunelerinin yamanmasında emeği geçen değerli teknisyen arkadaşlarım De.Me. Mustafa AVVURAN, Bkm.Kd.Bçvş. Selçuk ÖZCAN ve U/H Tek.Kd.Bçvş. Halil İbrahim AÇAN'a, tez yazım aşamasında desteğini esirgemeyen Dr.Öğ.Bnb. Osman Gazi YILDIRIM'a, yardımlarını ve desteklerini esirgemeyen bütün mesai arkadaşlarıma sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Deney numunelerinin mekanik testlerinin yapılmasında değerli zamanını bize ayırarak yardımcı olan kıymetli hocam Gökhan EYİCİ'e teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmalarım esnasında bana sonsuz destek veren, kendilerine ait olan zamanlarını da bana bağışlayan eşim Yeliz, çocuklarım Eda Naz ve Utku ER'e sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Muharrem ER
Manisa, 2025

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

A	Yama alanı
Al	Alüminyum
Al₂O₃	Alüminyum oksit
AM	Additive Manufacturing (Eklemeli İmalat)
AMRL	Australian Aviation And Marine Research (Avustralya Havacılık ve Deniz Araştırma Laboratuvarı)
BAÜN	Balıkesir Üniversitesi
BD	Bidirectional (Çift-yönlü fiberler)
BMC	Bulk Molding Compound (Döküm Kalıplama Bileşikleri)
B₄C	Boron carbide (bor karbür)
C-camı	Corrosion (Korozyona Dayanıklı) cam
CF, GF	Carbon Fiber (Karbon Elyaf), Glass Fiber (Cam Elyaf)
CFRP	Carbon Fiber-Reinforced Polymer Composite (Karbon Elyaf Takviyeli Polimer Kompozit)
CNC	Computer Numeric Control (Bilgisayar Destekli Nümerik Kontrol)
CTP	Cam Elyaf Takviyeli Polimer Kompozitler
CTT	Cross Tensile Test (Çapraz Çekme Testi)
Ç	Yama çevresi
D	Desirability (arzu edilebilirlik derecesi)
DP	Degree of Polymerisation (Polimerizasyon Derecesi)
Duratek®	Duratek marka epoksi ve DTE1000 sertleştirici karışımı
D23-U	Epoksi B, U, 23°C/24h şartlarında onarılmış numune
D23-V	Epoksi B, V, 23°C/24h şartlarında onarılmış numune
D40-U	Epoksi B, U, 40°C/4h şartlarında onarılmış numune
D40-V	Epoksi B, V, 40°C/4h şartlarında onarılmış numune
D60-U	Epoksi B, U, 60°C/2h şartlarında onarılmış numune
D60-V	Epoksi B, V, 60°C/2h şartlarında onarılmış numune
E-camı	Electric (Elektrik İzolasyonlu) cam
Epoksi A	Yüksek viskoziteli, çift komponentli ağırlıkça karışım oranı 100/22 olan termoset reçine

Epoksi B	Kompozit yama uygulamalarında kullanılan ağırlıkça karışım oranı 100/25 olan fiber laminasyon reçinesi
Epoksi C	Solventsiz, çift komponentli, reaksiyon kurumalı ağırlıkça karışım oranı 100/33 olan çok amaçlı şeffaf yapıştırma reçinesi
E	Elastisite modülü
E_{ζ}	Çekme (elastisite) modülü
E_e	Eğilme modülü
E_f	Fiberin elastisite modülü
E_m	Matrisin elastisite modülü
$E_{\zeta o}$	Kompozit plakanın orjinal çekme modülü
$E_{e o}$	Kompozit plakanın orjinal eğilme modülü
$E_{\zeta ua}$	Yamasız U-çizikli numunelerin ortalama çekme modülü
$E_{e ua}$	Yamasız U-çizikli numunelerin ortalama eğilme modülü
$E_{\zeta va}$	Yamasız V-çizikli numunelerin ortalama çekme modülü
$E_{e va}$	Yamasız V-çizikli numunelerin ortalama eğilme modülü
$E_{\zeta 1}$ ve $E_{e 1}$	Epoksi A, U, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 2}$ ve $E_{e 2}$	Epoksi A, U, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 3}$ ve $E_{e 3}$	Epoksi A, U, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 4}$ ve $E_{e 4}$	Epoksi B, U, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 5}$ ve $E_{e 5}$	Epoksi B, U, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 6}$ ve $E_{e 6}$	Epoksi B, U, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 7}$ ve $E_{e 7}$	Epoksi C, U, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 8}$ ve $E_{e 8}$	Epoksi C, U, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 9}$ ve $E_{e 9}$	Epoksi C, U, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 10}$ ve $E_{e 10}$	Epoksi A, V, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 11}$ ve $E_{e 11}$	Epoksi A, V, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 12}$ ve $E_{e 12}$	Epoksi A, V, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 13}$ ve $E_{e 13}$	Epoksi B, V, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta 14}$ ve $E_{e 14}$	Epoksi B, V, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü

$E_{\zeta15}$ ve E_{e15}	Epoksi B, V, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta16}$ ve E_{e16}	Epoksi C, V, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta17}$ ve E_{e17}	Epoksi C, V, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
$E_{\zeta18}$ ve E_{e18}	Epoksi C, V, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme modülü
FAA	Federal Aviation Agency (Federal Havacılık İdaresi)
GFRP	Glass Fiber-Reinforced Polymer Composite (Cam Elyaf Takviyeli Polimer Kompozit)
GPa	Gigapascal
HZÇ	Hasarsız Çekme Testi Numunesi
HZE	Hasarsız Eğme Testi Numunesi
HSC-U	U-çizik (U-çentik) hasarlı çekme testi numunesi
HSC-V	V-çizik (V-çentik) hasarlı çekme testi numunesi
HSE-U	U-çizik (U-çentik) hasarlı eğilme testi numunesi
HSE-V	V- çizik (V-çentik) hasarlı eğilme testi numunesi
IR	Infrared (Kızılötesi)
İHA	İnsansız Hava Aracı
İYTE	İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü
k	Gerilme yoğunlaşma faktörü
kHz	Kilohertz
kN	Kilonewton
LST	Lap Shear Testing (Kayma Testi)
L23-U	Epoksi A, U, 23°C/24h şartlarında onarılmış numune
L23-V	Epoksi A, V, 23°C/24h şartlarında onarılmış numune
L40-U	Epoksi A, U, 40°C/4h şartlarında onarılmış numune
L40-V	Epoksi A, V, 40°C/4h şartlarında onarılmış numune
L60-U	Epoksi A, U, 60°C/2h şartlarında onarılmış numune
L60-V	Epoksi A, V, 60°C/2h şartlarında onarılmış numune
MCBÜ	Manisa Celal Bayar Üniversitesi
MHz	Megahertz
MPa	Megapascal

MSÜ	Milli Savunma Üniversitesi
MYO	Meslek Yüksek Okulu
MWCNT	Multi-Walled Carbon Nanotubes (Çok duvarlı karbon nanotüp takviyesi)
NDI	Non-Destructive Testing (Tahribatsız muayene)
nm	Nanometre (ışığın dalga boyu)
PA	Polyamide
PAN	Polyacrylonitrile
PE	Polyethylene (polietilen)
PEEK	Polyetheretherketone (polietheretherketon)
PEI	Polyetherimide (polieterimid)
PEKK	Polyetherketoneketone (polieterketonketon)
PMC	Polymer Matrix Composites (Polimer Matrisli Kompozitler)
PMK	Polimer Matrisli Kompozitler
PMR	Polymide Resin (Poliamid Reçinesi)
PP	Polipropilen
PPS	Polyphenylene Sulfide (Polifenilen Sülfid)
PTFE	Polytetrafluoroethylene (teflon®)
PVA	Polyvinyl alcohol (Polivinil alkol)
PVC	Polyvinyl Chloride (Polivinil klorür)
P23-U	Epoksi C, U, 23°C/24h şartlarında onarılmış numune
P23-V	Epoksi C, V, 23°C/24h şartlarında onarılmış numune
P40-U	Epoksi C, U, 40°C/4h şartlarında onarılmış numune
P40-V	Epoksi C, V, 40°C/4h şartlarında onarılmış numune
P60-U	Epoksi C, U, 60°C/2h şartlarında onarılmış numune
P60-V	Epoksi C, V, 60°C/2h şartlarında onarılmış numune
RSM	Response Surface Methodology (Yanıt Yüzey Metodolojisi)
RTM	Reçine Transfer Metodu
S-camı	Strength (Yüksek Mukavemetli) cam
SEM	Scanning Electron Microscope (Taramalı Elektron Mikroskobu)

SiC	Silisyum karbür
Si₃N₄	Silicon nitride (silisyum nitrür)
SMC	Sheet Molding Compound (Tabaka Kalıplama Bileşikleri)
SMP	Shape Memory Polymers (Şekil Hafızalı Polimerler)
S1 ... S18	Senaryo1 ... Senaryo18
TiC	Titanyum karbür
U	U-yama (yama geometrisi U)
UD	Undirectional (Tek-yönlü fiberler)
UV	Ultraviolet (Ultraviyole)
V	V-yama (yama geometrisi V)
V_f	Fiber hacim oranı (%)
V_m	Matris hacim oranı (%)
YY	Yama (çizik) yapışma yan yüzey yükseklikleri toplamı
YY_A	Tek bir yapışma yan yüzeyine ait alan
3D	Three dimensional (üç boyutlu)
23°C/24h	Kürleme şartları: 23°C oda sıcaklığında 24 saat
40°C/4h	Kürleme şartları: infrared lambayla 40°C’de 4 saat
60°C/2h	Kürleme şartları: infrared lambayla 60°C’de 2 saat
σ_{ζ}	Çekme mukavemeti
$\sigma_{\zeta_{max}}$	Maksimum çekme mukavemeti
$\sigma_{\zeta_{opt}}$	Optimum çekme mukavemeti
σ_e	Eğilme mukavemeti
$\sigma_{e_{max}}$	Maksimum eğilme mukavemeti
$\sigma_{e_{opt}}$	Optimum eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta EA}$	Epoksi A çekme mukavemeti
$\sigma_{\zeta EB}$	Epoksi B çekme mukavemeti
$\sigma_{\zeta EC}$	Epoksi C çekme mukavemeti
σ_{max}	Maksimum gerilme

σ_{nom}	Nominal gerilme
$\sigma_{\zeta o}$	Kompozit plakanın orjinal çekme mukavemeti
$\sigma_{e o}$	Kompozit plakanın orjinal eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta ua}$	Yamasız U-çizikli numunelerin ortalama çekme mukavemeti
$\sigma_{e ua}$	Yamasız U-çizikli numunelerin ortalama eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta va}$	Yamasız V-çizikli numunelerin ortalama çekme mukavemeti
$\sigma_{e va}$	Yamasız V-çizikli numunelerin ortalama eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta n}$ ve $E_{\zeta n}$	n. senaryoya ait numunelerin çekme mukavemeti ve modülü
$\sigma_{\zeta 1}$ ve $\sigma_{e 1}$	Epoksi A, U, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 2}$ ve $\sigma_{e 2}$	Epoksi A, U, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 3}$ ve $\sigma_{e 3}$	Epoksi A, U, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 4}$ ve $\sigma_{e 4}$	Epoksi B, U, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 5}$ ve $\sigma_{e 5}$	Epoksi B, U, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 6}$ ve $\sigma_{e 6}$	Epoksi B, U, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 7}$ ve $\sigma_{e 7}$	Epoksi C, U, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 8}$ ve $\sigma_{e 8}$	Epoksi C, U, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 9}$ ve $\sigma_{e 9}$	Epoksi C, U, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 10}$ ve $\sigma_{e 10}$	Epoksi A, V, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 11}$ ve $\sigma_{e 11}$	Epoksi A, V, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 12}$ ve $\sigma_{e 12}$	Epoksi A, V, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 13}$ ve $\sigma_{e 13}$	Epoksi B, V, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 14}$ ve $\sigma_{e 14}$	Epoksi B, V, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 15}$ ve $\sigma_{e 15}$	Epoksi B, V, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 16}$ ve $\sigma_{e 16}$	Epoksi C, V, 23°C/24h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 17}$ ve $\sigma_{e 17}$	Epoksi C, V, 40°C/4h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\sigma_{\zeta 18}$ ve $\sigma_{e 18}$	Epoksi C, V, 60°C/2h şartlarındaki çekme ve eğilme mukavemeti
$\varepsilon_{\zeta o}$	Kompozit plakanın çekmedeki orijinal uzama değeri (%)
$\varepsilon_{e o}$	Kompozit plakanın eğilmedeki orijinal sehim değeri (%)

$\varepsilon_{\zeta ua}$	Yamasız U-çizikli numunelerin ortalama çekme uzaması (%)
$\varepsilon_{eu a}$	Yamasız U-çizikli numunelerin ortalama eğilme sehim i (%)
$\varepsilon_{\zeta va}$	Yamasız V-çizikli numunelerin ortalama çekme uzaması (%)
$\varepsilon_{ev a}$	Yamasız V-çizikli numunelerin ortalama eğilme sehim i (%)
η_{ζ}	Çekme mukavemeti açısından yama verimi
$\eta_{\zeta max}$	Çekme mukavemeti açısından maksimum yama verimi
$\eta_{\zeta opt}$	Çekme mukavemeti açısından optimum yama verimi
η_e	Eğilme mukavemeti açısından yama verimi
$\eta_{e max}$	Eğilme mukavemeti açısından maksimum yama verimi
$\eta_{e opt}$	Eğilme mukavemeti açısından optimum yama verimi
$\eta_{\zeta n}$ ve $\eta_{E\zeta n}$	n. senaryoya ait numunelerin çekme mukavemeti ve modülü açısından yama verimi (%)
$\eta_{e n}$ ve $\eta_{Ee n}$	n. senaryoya ait numunelerin eğilme mukavemeti ve modülü açısından yama verimi (%)
η_L	Uzunluk düzeltme faktörü
η_o	Tek-yönlü olmayan fiberler için düzeltme faktörü
μ	Epoksi reçine için viskozite değeri
μ_{EA}	Epoksi A viskozitesi
μ_{EB}	Epoksi B viskozitesi
μ_{EC}	Epoksi C viskozitesi

ŞEKİLLER DİZİNİ

	Sayfa
Şekil 1. Matris malzemelerine göre kompozitler	11
Şekil 2. Takviye elemanlarının şekillerine ve yerleştirilmelerine göre kompozitler .	12
Şekil 3. Uçaklarda kompozit malzemelerin kullanım oranları (1975–2020).....	13
Şekil 4. Fiber takviyeli kompozit ve bileşenleri	14
Şekil 5. Havacılık endüstrisinde kullanılan fiber takviyeli kompozitler.....	15
Şekil 6. E-camı elyaf örnekleri	16
Şekil 7. Uçak burnunda (radom) kullanılan cam elyaf takviyeli kompozit	16
Şekil 8. Cam elyaf takviyeli kompozit kullanılan bir planör	17
Şekil 9. Karbon elyaf örnekleri	18
Şekil 10. Uçaklarda karbon fiber kompozit malzeme kullanımı	19
Şekil 11. Helikopter yapı elemanlarında kullanılan kompozitler	20
Şekil 12. Karbon elyaf takviyeli İHA (ANKA) kanat kirişi	21
Şekil 13. Uçak gövdesindeki bazı bileşenler	22
Şekil 14. Kevlar fiber ve ürün formları	23
Şekil 15. Kevlar/epoksi kompozit radom	24
Şekil 16. Bal peteği yapının kısımları	25
Şekil 17. Malzemelerine göre petekler	26
Şekil 18. Çeşitli hücre şekillerine sahip düzenli petekler	27
Şekil 19. F/A-18 E/F uçağı	28
Şekil 20. Bal peteği uçak kanat ve gövde yapısı	28
Şekil 21. ABD Hava Kuvvetlerinin B-21 Raider hayalet savaş uçağı.....	30
Şekil 22. Air Bus A350XWB yolcu uçağı gövde klipleri	32
Şekil 23. Kompozit bir levhada meydana gelen bazı hasarlar	35
Şekil 24. Sandviç tipi laminat kompozit yapılarda 1. sınıf hasar örnekleri	36
Şekil 25. Sandviç tipi laminat kompozit yapılarda 2. sınıf hasar örnekleri	37
Şekil 26. Sandviç tipi kompozit yapıdaki 2. sınıf hasarın onarım şeması	37
Şekil 27. Sandviç tipi kompozit yapıda 3. sınıf hasar	38
Şekil 28. Yapıştırma teknikleri	38
Şekil 29. Dolgu/kapatma onarımları	39
Şekil 30. Reçine dolgusuyla kapatma metodu	40
Şekil 31. El yatırması metodu	41
Şekil 32. Epoksi reçineyle ıslatılmış karbon fiber prepreg	42
Şekil 33. Yapıştırıcıyla hasar içine gömülen yama katları	43
Şekil 34. Basamaklı yama ile onarım	43
Şekil 35. Basamaklı yama modeli (2. sınıf hasar için)	44
Şekil 36. Yüzeydeki (dış kabuk) 2. sınıf hasarın onarım aşamaları.....	44
Şekil 37. Bal peteği yapıdaki 3. sınıf hasarın onarım aşamaları	45
Şekil 38. Bal peteği dokunun yapıştırılması ve atkılı yama katları	46
Şekil 39. Koruyucu bant uygulama örnekleri	46
Şekil 40. Sürekli ve kırılmış fiber takviyeli eklemeli imalat	47
Şekil 41. Çizik hasarları için önerilen yapışkan yama ve onarım prosedürü	48

Şekil 42. Farklı geometrili çatlaklara sahip C/C kompozitlerin eğilme testleri.....	49
Şekil 43. Kompozit yüzeyindeki derin çizik hasarı için yama/onarım prosesi.....	51
Şekil 44. El tipi kompozit birleştirme cihazı basit prototipi	51
Şekil 45. Su ve reçineyle ıslatılmış cam elyaf	52
Şekil 46. Hasarlı pal yüzeyine yapıştırılan cam elyaf ipler	53
Şekil 47. 3D yazıcı da üretilen kompozit yama cihazı parçaları.....	53
Şekil 48. Teflon esaslı makaron ile kaplı makaralar.....	54
Şekil 49. Kompozit yama cihazının ön çalışma aşamaları	54
Şekil 50. Kompozit yama cihazının detayları ve çalışma prensibi	55
Şekil 51. Epoksi reçine hazırlığı ve kullanımı için işlem sırası.....	56
Şekil 52. Tek uçlu cam elyaf fitil ürünler	57
Şekil 53. Kompozit plaka üretiminde kullanılan RTM kalıbı.....	58
Şekil 54. Kalıba eklenen rezistans ve termostat devresi	58
Şekil 55. Yüksek basınca karşı güçlendirilmiş kalıp ve kalıp ısıtma testi	59
Şekil 56. Yama kitindeki hazır yama örnekleri	60
Şekil 57. Sık dokunmuş örnek cam elyaf kumaş	60
Şekil 58. Çift-yönlü (0°/90°) dokuma kumaşlar; (a) 200 ve (b) 300 g/m ²	61
Şekil 59. Duratek® epoksi ve sertleştirici	62
Şekil 60. Poliya® Polivaks (SV-6) kalıp ayırıcı	64
Şekil 61. Cam elyaf dokuma kumaşların kesimi	64
Şekil 62. Kalıp yüzeylerine kalıp ayırıcı uygulaması	65
Şekil 63. Reçine ve sertleştiricinin hazırlanması	65
Şekil 64. Kalıba yerleştirilen dokuma kumaşlara reçine uygulaması	66
Şekil 65. Kompozit plaka üretim aşamaları	66
Şekil 66. En üst katmanı hafif kusurlu kompozit plaka	67
Şekil 67. Kalıp arasına ilave edilen paslanmaz sac levhalar.....	67
Şekil 68. Kusuru giderilen kompozit plaka.....	68
Şekil 69. Çekme ve üç noktadan eğme testleri için numune boyutları.....	69
Şekil 70. CNC router ile numune kesme operasyonu	69
Şekil 71. Parmak freze uçları	70
Şekil 72. Derin çizik hasarsız ve hasarlı numuneler	70
Şekil 73. On adet eğme numunesi ağırlığının ölçümü.....	72
Şekil 74. Yamada kullanılan epoksi reçine çeşitleri	74
Şekil 75. Numunelerinin yamanması ve yamaya harici baskı uygulama	76
Şekil 76. Yamanarak 23°C/24h kürlenmiş çekme ve eğme numuneleri	77
Şekil 77. Infrared lamba, kürleme sehpa ve kürleme masası	78
Şekil 78. Numunelerinin infrared lamba ile kürleme aşamaları	78
Şekil 79. Dijital mikroskop ve bazı optik görüntülemeler	79
Şekil 80. Sunpoc SRT310 Dijital yüzey pürüzlülük ölçüm cihazı	79
Şekil 81. Barcol sertlik ölçüm cihazı ve kalibrasyon plakaları	80
Şekil 82. USN60 ultrasonik test cihazı	81
Şekil 83. Check-Line T1-250 L ultrasonik kalınlık ölçüm cihazı	81
Şekil 84. Çekme ve eğme numuneleri dosyası	82
Şekil 85. Autograph Shimadzu AG-IS 100 kN üniversal test cihazı.....	83

Şekil 86. Çekme ve eğme testleri ve test sonrası numune örnekleri.....	84
Şekil 87. QUANTA FEG 250 SEM cihazı	84
Şekil 88. SEM görüntüleri öncesi numunelerin sabitlenmesi (test standları).....	85
Şekil 89. Derin çiziklerin ve yamaların optik mikroskop görüntüleri	86
Şekil 90. Yamada ve yama bölgesindeki hasar çeşitleri	87
Şekil 91. Yama bölgesi dışından hasara uğrayan örnek numuneler	87
Şekil 92. Yama öncesi (a) U ve (b) V-geometrilere yüzey görüntüleri.....	88
Şekil 93. Barcol cihazı ile sertlik ölçümü	89
Şekil 94. USN60 cihazıyla numune kontrolü ve ekran görüntüsü.....	90
Şekil 95. USN60 cihazıyla hasarlı bölgenin kontrolü ve ekran görüntüsü	90
Şekil 96. USN60 cihazıyla yamalı bölgenin kontrolü ve ekran görüntüsü.....	90
Şekil 97. Check-Line T1-250 L cihazı ile hasar tespiti	91
Şekil 98. Check-Line T1-250 L cihazı ile yamanmış yüzeyin kontrolü	91
Şekil 99. Epoksi A ile yamayan numunelerin çekme-uzama grafikleri.....	93
Şekil 100. Epoksi B ile yamayan numunelerin çekme-uzama grafikleri.....	94
Şekil 101. Epoksi C ile yamayan numunelerin çekme-uzama grafikleri.....	94
Şekil 102. Epoksi A ile yamayan numunelerin eğilme-sehim grafikleri	95
Şekil 103. Epoksi B ile yamayan numunelerin eğilme-sehim grafikleri	96
Şekil 104. Epoksi C ile yamayan numunelerin eğilme-sehim grafikleri	97
Şekil 105. Çekme mukavemeti ve çekme modülü sonuçları	99
Şekil 106. Eğilme mukavemeti ve eğilme modülü sonuçları	100
Şekil 107. Eğme yükünün yama tersi veya yama yüzeyden uygulanması	101
Şekil 108. Tek yönlü (0°) yama fiberlerinin yük taşıma etkisi.....	102
Şekil 109. Yama yüzeyinden başlayan hasarlar.....	102
Şekil 110. Yama geometrileri ve ölçüleri	104
Şekil 111. U ve V-yamalarda oluşan başlangıç hasarları	105
Şekil 112. Çizik (çatlak) geometrisinin etkisi.....	107
Şekil 113. U ve V yamalardaki kırılma yüzeylerinin 100x SEM görüntüleri	109
Şekil 114. S15'e ait (D60-V4) çekme numunesi	109
Şekil 115. Onarılan numunelerin kalınlıkları ile mekanik özelliklerinin değişimi..	110
Şekil 116. Reçine tipi ve yama geometrisi bağlı mekanik özellikler.....	114
Şekil 117. U ve V-yamalı örnek eğme numunelerinin hasarlı görüntüleri.....	115
Şekil 118. Kırılma şartları ve reçine tipine bağlı mekanik özellikler.....	117
Şekil 119. Kırılma şartları ve yama geometrisine bağlı mekanik özellikler	119
Şekil 120. Reçine tipine bağlı maksimum ve minimum çekme-uzama eğrileri	121
Şekil 121. Düşük çekme mukavemetli bazı numunelerin SEM görüntüsü (50x)....	121
Şekil 122. Yüksek çekme mukavemetli bazı numunelerin SEM görüntüsü (50x)	122
Şekil 123. Reçine tipine bağlı maksimum ve minimum eğilme-sehim eğrileri.....	123
Şekil 124. Düşük eğilme mukavemetli bazı numunelerin SEM ve optik görüntüsü	123
Şekil 125. Yüksek eğilme mukavemetli bazı numunelerin SEM görüntüsü (50x) .	124
Şekil 126. Kuvvet yönünde hasara (çiziğe) dik (90°) uygulanan yamalar	125
Şekil 127. Dik (90°) yamayan numunelerin çekme ve eğme testi grafikleri	126
Şekil 128. Minitab tarafından tahmin edilen optimizasyon grafikleri	129

TABLÖLAR DİZİNİ

	Sayfa
Tablo 1. Havacılık kompozitlerinde kullanılan cam elyaflar	17
Tablo 2. Tek uçlu cam fitillerin teknik özellikleri.....	57
Tablo 3. Cam elyafların bazı mekanik ve fiziksel özellikleri.....	62
Tablo 4. Duratek® epoksinin kürleme şartları ve mekanik özellikleri	63
Tablo 5. Yamada kullanılan epoksilerin bazı teknik özellikleri.....	74
Tablo 6. Sertlik dönüşüm tablosu.....	89
Tablo 7. Orijinal ve yamasız numunelerin çekme ve eğilme sonuçları	92
Tablo 8. Hasarlı numunelerin onarım senaryoları (parametreler)	97
Tablo 9. Onarılan numunelerin mekanik özellikleri ve yama verimleri	98
Tablo 10. Orijinal ve yamasız numunelerin çekme ve eğilme sonuçları	126
Tablo 11. Giriş faktörlerinin ve çıkış parametrelerinin tasarımı	128

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	I
ABSTRACT.....	III
TEŞEKKÜR.....	V
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	VI
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	XIII
TABLolar DİZİNİ	XVI
İÇİNDEKİLER	XVII
GİRİŞ	1
BİRİNCİ BÖLÜM	8
1. GENEL BİLGİLER	8
1.1. Kompozit Malzemelerin Tanımı ve Özellikleri	8
1.1.1. Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları	9
1.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	11
1.3. Hava Araçlarındaki Fiber Takviyeli ve Polimer Matrisli Kompozitler	13
1.3.1. Fiber (Elyaf) Takviyeler	14
1.3.1.1. Cam Fiberler.....	16
1.3.1.2. Karbon Fiberler	18
1.3.1.3. Bor Fiberler	21
1.3.1.4. Kevlar (Aramid) Fiberler	22
1.3.2. Tabakalı Kompozitler (Bal Peteği Sandviç Kompozitler).....	25
1.3.3. Polimer Matrisler	29
1.3.3.1. Termosetler	29
1.3.3.2. Termoplastikler	32
1.4. Hava Araçlarında Kullanılan Kompozit Yapılardaki Hasar Tipleri.....	34
1.4.1. Yüzey Hasarı	35
1.4.2. Tabaka Hasarı	36
1.4.3. Bağlantı Delaminasyonu.....	37
1.5. Kompozit Malzemelerin Birleştirilmesi (Onarımı).....	38
1.5.1. Yapıştırma Yöntemleri	39
1.5.1.1. Reçine ile kapatma metodu	39
1.5.1.2. Doldurma Onarımı Metodu.....	40
1.5.1.3. El Yatırması Metodu	41
1.5.1.4. Prepreg ile Onarım Metodu.....	41
1.5.1.5. Yapıştırıcıyla Gömme ve Basamaklı Yama Onarımı	42
1.5.2. Koruyucu Bant Metodu	46
1.5.3. Eklemeli İmalat ile Onarım	47
İKİNCİ BÖLÜM.....	50
2. MATERYAL VE YÖNTEMLER.....	50
2.1. El Tipi Kompozit Yama Cihazı Tasarımı.....	50
2.2. Kompozit Plaka Üretimi.....	57
2.2.1. Kalıp Tasarımı	58
2.2.2. Örneklenen Askeri Hava Aracının Kompozit Yapısı	59
2.2.3. Kullanılan Cam Elyaf Dokuma Kumaşlar	60
2.2.4. Kullanılan Reçineler	62
2.2.5. Kalıp Ayırıcı	63
2.2.6. El Yatırması ve Sıcak Presleme Metodunun Uygulanması.....	64
2.3. Test Numuneleri	68
2.3.1. Test Numunelerindeki Fiber Hacim Oranı	70

2.4. Hasarlı Numunelerinin Yamanması	74
2.5. Yamanan Numunelerin Kürlenmesi	76
2.5.1. Oda Sıcaklığında (23�C/24h) Kürleme.....	76
2.5.2. Infrared Kürleme (IR).....	77
2.5.2.1. Infrared Lamba ile Kürleme Ortamının Kurulumu.....	77
2.5.2.2. Infrared Lamba ile Kürleme (40�C/4h ve 60�C/2h).....	78
2.6. Test ve Analizler	79
2.6.1. Optik Görüntülemeler.....	79
2.6.2. Yüzey Pürüzlülüğü �l��m�	79
2.6.3. Sertlik �l��m�.....	80
2.6.4. Ultrasonik Test Cihazıyla �l��mler	80
2.6.5. Mekanik Testler	81
2.6.5.1. Çekme ve üç Noktadan Eğme Testleri.....	83
2.6.6. SEM Analizleri	84
2.7. Yama Verimliliğ� Hesabı.....	85
������ B�L��M	86
3. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA	86
3.1. Optik Görüntüleme Bulguları.....	86
3.2. Yüzey Pürüzlülüğü �l��m Bulguları	88
3.3. Sertlik �l��m Bulguları	88
3.4. Ultrasonik Test Cihazıyla �l��m Bulguları.....	89
3.5. Çekme ve Eğilme Testi Bulguları	92
3.6. Onarım Mukavemetini Etkileyen �nemli Faktörler	103
3.6.1. Yama geometrisi (kesit ve yüzey alanı) etkisi.....	104
3.6.2. Gerilme konsantrasyonu (yoğunlaşma) faktörü.....	106
3.6.3. Yama yapışma yüzeylerindeki pürüzlülüğün etkisi.....	108
3.6.4. Katman sayısı ve numune kalınlığının etkisi.....	110
3.6.5. Reçine tipi ve viskozitenin etkisi.....	111
3.6.6. Kürleme şartlarının etkisi	111
3.7. Reçine Tipi ve Yama Geometrisinin Mekanik �zelliklere Etkisi.....	112
3.8. Kürleme Şartları ve Reçine Tipinin Mekanik �zelliklere Etkisi	115
3.9. Kürleme Şartları ve Yama Geometrisinin Mekanik �zelliklere Etkisi.....	118
3.10. Minimum ve Maksimum Mukavemete Sahip Numunelerin Analizi	120
3.11. Kuvvet Yönünde (90�) Uygulanan Yamanın Etkisi.....	124
3.12. Parametrelerin Etkisi ve Optimizasyon	127
D�RD���� B�L��M.....	130
4. SONUÇ VE �NER�LER	130
KAYNAKLAR	137

GİRİŞ

Hava araçlarının yapımında kullanılan metal dışı malzemeler; yüksek dayanım kabiliyetinden ödün vermeden, hafif ve uzun ömürlü malzemelerin, halen devam eden gelişim, üretim ve kullanım sürecini hızlandırmıştır. Günümüzde uçak endüstrisinde, kompozit malzeme kullanımı %50 oranlarına ulaşmıştır. Hava aracı yapımında kullanılacak malzemelerin seçiminde; dizayn mukavemetinin ağırlığa oranı, yorulma karakteristikleri, çatlak yayılma davranışı, baskın arıza tipleri, hasar ve korozyon toleransı, mevcut imalat kolaylıkları, malzemenin maliyeti, imalat maliyeti, pazar gerekleri faktörleri önemli rol oynamaktadır (Akdoğan, 2000). Malzeme seçimini etkileyen bütün özellikler göz önüne alındığında hava araçlarında kullanılacak kompozit malzemeler ile mukavemet, elektriksel iletkenlik, yorulma dayanımı, akustik yalıtıcılık, aşınma dayanımı, rijitlik, korozyon dayanımı, hafiflik, kırılma tokluğu, üretim maliyeti, termal özellikler, görünüm, ısı iletkenlik özelliklerinin biri veya birkaçının geliştirilmesi amaçlanmıştır (Akkuş, 2016). Havacılık endüstrisinde kullanılan kompozit malzemeler; takviye elemanlarının şekillerine ve yerleştirilmelerine göre elyaf takviyeli kompozitler ve tabakalı kompozitler (sandviç kompozitler/bal peteği), matris malzemesine göre ise çoğunlukla polimer matrisli ve metal matrisli kompozitler sınıfına ait malzemelerdir (Alçı, 2016; Yılmaz ve Evcı, 2015).

Termoset kompozitlerin birleştirme yöntemleri, (a) yapıştırma, (b) mekanik birleştirme (perçin, cıvata-somun, vb.) ve son yıllarda ilgi çeken (c) kompozit filamentlerle eklemeli imalat ile birleştirme gibi yeni gelişen yöntemleriyle sınırlıdır. Termoplastik kompozitlerde ise (a) termal yöntemler (sıcak gaz, sıcak plaka, ekstrüzyon, kızılötesi ve lazer kaynak), (b) mekanik yöntemler (titreşim, spin, ultrasonik ve sürtünme karıştırma kaynağı) ve (c) elektromanyetik yöntemler (direnc, indüksiyon, dielektrik ve mikrodalga kaynağı) gibi daha geniş kaynak yöntemleri mevcuttur (Köksal, 2020; Mallick, 2017).

Termoplastik kompozitlerde ; Goto ve ark. (2019) çalışmalarında; ultrasonik kaynaklama ile karbon elyaf takviyeli termoplastik (CFRTP) laminat birleşme noktalarının kayma ve çekme dayanımlarını; lap-kayma ve çapraz çekme testleriyle incelemişlerdir. Tao vd. (2019) çalışmalarında; karbon fiber/PEEK kompozitlerine ultrasonik destekli kaynak yaptılar.

Kaynaklı bağlantının kayma mukavemetinin 28 MPa'a ulaşabildiğini tespit ettiler. Villegas ve van Moorleghem (2018) yaptıkları çalışmada; karbon fiber/epoksi ve karbon fiber/PEEK kompozitlerde termoplastik bağlantı tabakası kullanılarak ultrasonik kaynak yöntemiyle kaynaklanmasını incelemişlerdir.

Özellikle havacılık sektöründeki termoset kompozitlerin zaman kaybetmeksizin küçük boyutlu hasar onarımlarıyla ilgili literatür çalışmaları sınırlıdır. Bu yüzden termoset kompozitlerin birleştirilebilirliği güncel araştırma konusudur. Termoplastik ve termoset kompozit malzemelerin geleneksel vida gibi (mekanik) birleştirme işlemlerinde mekanik delme sırasında oluşan gerilmelerle delaminasyon problemlerinin oluşması, malzeme ile bağlantı elemanı arasında korozyon oluşması ve kompozit malzemede meydana gelen deformasyon istenilmeyen özelliklerdir. Termoset kompozitlerde mekanik birleştirme yöntemine alternatif birleştirme teknikleri havacılık endüstrisinde önemli bir konu haline gelmiştir. Mekanik birleştirmeye alternatif birleştirme teknikleri eş zamanlı kürleme (co-curing), eş zamanlı birleştirme (co-bonding) ve ikincil birleştirme (secondary-bonding)'dir. Eş zamanlı kürleme (co-curing) iki parçanın yapıştırıcı film kullanılarak eş zamanlı kürlenmesidir. Eş zamanlı birleştirme (co-bonding) önceden kürlenmiş bir parça kürlenmemiş veya kısmi kürlenmiş bir parçaya yapıştırılmasıyla elde edilir. İkincil birleştirme (secondary-bonding) de önceden kürlenmiş iki parça yapıştırıcı kullanılarak birleştirilir. Eş zamanlı kürleme yapıştırıcı ile birlikte vakum torbasında veya otoklavda gerçekleşir. İkincil birleştirme ve eş zamanlı birleştirme en fazla kullanılan birleştirme prosesleridir. Eş zamanlı kürleme ve eş zamanlı birleştirmede üretilen parça veya kürleme sayısı azaldığı için ikincil birleştirmeye göre daha çok tercih edilirler. Bununla birlikte büyük ve kompleks parçalar için ikincil birleştirme daha mukavemetli bağlantılar sağlar (Dahmen vd., 2020).

1970'lerde, Avustralya Havacılık ve Deniz Araştırma Laboratuvarı (AMRL) kompozit onarım teknolojisini kurdu. Birçok araştırma, deforme olmuş kompozit yapıların yapısal ömrünü uzatmaya odaklanmıştır. Eski uçak yapılarının ömrü uzatmak için birçok iyileştirici yöntem kullanılarak çalışılmaktadır. Çözümlerin yaklaşımı, hasarın derecesine ve statik mukavemet ve kalınlığa, stabiliteye, tokluk gereksinimlerine, ağırlığa, dengeye ve yüzeyler için aerodinamikliğe bağlıdır. Hava araçlarının bakımı için, "çalışma sıcaklığı ve çevre" onarım yönteminin türünü belirleyen anahtar parametrelerden bazılarıdır (Mphahlele vd., 2017).

Yüzey işlemi, birleşme konfigürasyonu ve geometrisi, malzeme parametreleri ve hasar modu vb. gibi etkenler birleştirilmiş kompozit bağlantıların performansını etkileyen ana parametrelerdir. Birleştirme öncesi malzemedeki nem, ortamın nemi ve sıcaklığı gibi çevresel faktörler birleştirilecek bağlantıların dayanıklılığını etkilemektedir. Son yıllarda yeni malzemeler, yeni yöntemler ve modeller geliştirilerek birçok eksiklik giderilmiştir. Bununla birlikte, kompozit bağlantıların en iyi performansını verecek parametrelerin mümkün olan en iyi kombinasyonunu değerlendirme ve tanımlama halen çalışılan önemli konulardan biridir (Budhe vd., 2017).

Günümüzde, sürekli fiber takviyesiyle, kısa fiber emdirilmiş termoplastik filamentlerle kompozit malzeme üretimi, geliştirilmiş 3D yazıcılar ile gerçekleştirilmektedir. Örneğin Matsuzaki vd. (2016) çalışmalarında; kaynaşık-birikim modellemesine dayanan sürekli elyaf takviyeli termoplastiklerin 3D baskılı birleştirilmesi için bir yöntem geliştirmiştir. Bu yöntemde nozul ayrı bir termoplastik filament ve sürekli lif ile beslenerek elyaflar, baskıdan hemen önce yazıcının ısıtılmış nozulu içindeki erimiş termoplastik filamentle emprenye (ısıtılmış) edilmiştir. Yukarıda adı geçen ve özellikle termoset reçinelerle kompozit filament elde edip, eklemeli imalat yöntemiyle kompozit birleştirme veya kompozit parça üretmeyle ilgili olarak çalışmalar da ilgi çekmektedir. Bu kapsamda, Rimašauskas vd. (2019) yaptıkları çalışmada; karbon elyaf emprenye (fiber impregnation) işleminin 3D baskılı kompozit yapıların mekanik özellikleri üzerindeki etkisini belirlemek üzere 3D baskı kafası ve karbon elyaf emprenye cihazı tasarlamış ve üretmişlerdir. Benzer şekilde An ve Yu (2019) yaptıkları çalışmada, sürekli elyafları nozul içinde ve nozul dışında önceden emprenye ederek kompozit baskı filamentleri (SMP) elde etmişlerdir. Farklı termoplastik ve termosetler matris olarak kullanılmıştır. Matrislerinin termal ve reolojik özelliklerini 3D baskıya en uygun sıcaklık ve baskı hızı gibi parametreleri belirlemeye çalışmışlardır. Son olarak, karbon fiber takviyeli kompozit filamentleri 3D olarak basmış ve mekanik özelliklerini araştırmışlardır.

Hava araçlarında elyaf takviyeli kompozit malzemeler; gövde, kanatlar, kuyruk stabilizatörleri ve kapılar gibi birincil yapısal bileşenlerde kullanılmaktadır. Bu kullanımlardan bazıları, birleştirilmiş/yapıştırılmış bağlantıları içeren yeni üretim yaklaşımları geliştirme ihtiyacını doğurmuştur.

Hava aracının çalışma ömrü boyunca küçük çaplı kaza hasar sıklığı yüksektir ve onarımları bakım maliyetleri üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Kompozit bileşenlere uygulanan birleştirme/yapıştırma onarımları, havacılık endüstrisindeki küçük çaplı kaza hasarları için çok yaygındır. Ayrıca, birleştirilmiş/yapıştırılmış bağlantılar imalat işlemi sırasında ortaya çıkan küçük kusurların da onarımı için kullanılır.

Ciddi hasar, daha az sıklıkta da olsa hava aracının normal çalışmasının durdurulmasını gerektirebilecek maliyetli ve zaman alan onarımlar gerektirdiğinden bakım maliyetleri üzerinde de önemli bir etkiye sahiptir. Ciddi hasarlar için birleştirilmiş/yapıştırılmış onarımlar, emniyet kriterleriyle sınırlandırılmıştır (onarılan yapı, birleştirilmiş/yapıştırılmış onarımın tamamen kaybedilmesi durumunda da limit yükünü sürdürmelidir). Büyük hasarlardaki bu kısıtlamayı aşmak için onarım öncesi ve sonrası güvenilir tahribatsız muayene (NDI) teknikleri uygulanır. Buradan alınan sonuçlar onarımın kalitesini gösterir (Renart vd., 2015). Günümüzde küçük veya ciddi hasarlar için mevcut havacılıktaki teknik bakım kitaplarındaki bakım ve onarımlar standart olarak uygulanmaktadır (USA_Department_of_Army, 1992, 2013; Steiner vd., 2023).

Yamalarla yapılan onarımlar, yükleri ileten birleştirilmiş/yapıştırılmış bağlantılara dayanır ve bu nedenle onarım kalitesinin en etkili unsurlarındandır. Hasarlı parçaların onarımında yama yöntemi, düşük maliyet ve zaman tasarrufu sağlamasıyla birlikte karmaşık geometrik bileşenlere uygulanabilirliği sayesinde giderek daha fazla önem kazanmaktadır. Ancak, hangi onarım yönteminin uygun ve güvenilir olduğunu belirlemek, bu alandaki temel zorluklardan biri olmaya devam etmektedir. Bu nedenle, hasarlı kompozit bileşenlerin işlevselliğini geri kazandırmayı amaçlayan modern onarım tekniklerinin daha iyi anlaşılması ve geliştirilmesi büyük önem taşımaktadır.

Ahn ve Springer (1998) yaptıkları çalışmada; elyaf takviyeli tabakalı kompozitlerin onarımı için kullanılan yöntemlerin etkinliğini değerlendirmek amacıyla deneysel bir çalışma gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada atkı (scarf), düzgün dış yama (uniform lap) ve basamaklı dış yama (stepped lap) teknikleri ile yapılan onarımların performansı, çekme testleri ile incelenmiştir. Atkı ve düzgün dış yama teknikleriyle onarılan plakaların hasar yüklerinin hesaplanması için matematiksel modeller geliştirmişler sonuçların deneysel verilerle örtüştüğünü göstermişlerdir.

Marioli-Riga vd. (2004) çalışmalarında; hava aracı bileşenlerinin onarımında en uygun teknik ve analiz yönteminin belirlenmesine yönelik bir karmaşıklık ele alarak, bu süreci standartlaştırmak için özel bir metodoloji sunmuşlardır. Bleay vd. (2001) yaptıkları çalışmada; delaminasyonun meydana geldiği polimer kompozitlerde, hasar bölgesindeki reçine ve delikli fiberlerden kaynaklanan yapısal bozulmaların giderilmesi amacıyla bir onarım yöntemi geliştirmiştir. Pang ve Bond (2005); elyaf takviyeli kompozitlerde mekanik dayanımı artırmak ve gözle görünmeyen hasarları onarmak için "yayılma" (bleeding) adı verilen özgün bir yöntem tanımlamış ve bu yöntemin geliştirilmesine odaklanmıştır.

Gama vd. (2003) çalışmalarında; atkı tekniği ile onarılan kalın kesitli kompozit plakaların statik ve dinamik eksenel yükler altındaki davranışlarını incelemiştir. Dinamik yükleme durumunda; eksenel hasar gerilmesinin, atkı açısına ve yükleme hızına bağlı olduğunu göstermişlerdir. Charalambides vd. (1998) yaptıkları çalışmada; karbon elyaf/epoksi ile onarılan bağlantıların statik ve yorulma yükleri altındaki performansını hem deneysel olarak hem de sonlu elemanlar yöntemi ile analiz etmişlerdir. Çalışmada kullanılan numuneler, 16 ay boyunca 50 °C sıcaklıkta damıtılmış su içerisinde bekletilerek, sıcak ve nemli ortam koşullarının dayanım üzerindeki etkileri incelenmiştir. Belhouari vd. (2004) çalışmalarında; simetrik kompozit yapılarda tek ve çift taraflı yama yöntemlerinin kırılma mekaniği açısından nümerik analizini gerçekleştirmiş ve çift taraflı yamanın, tek taraflı yama ile karşılaştırıldığında çatlak uçlarındaki gerilme yığılmalarını önemli ölçüde azalttığını tespit etmişlerdir.

Hu ve Soutis (2000) araştırmalarında; eksenel bası yüklerine maruz kalan dıştan yama yöntemiyle onarılmış karbon elyaf/epoksi kompozit plakaların bası yükleri altındaki davranışlarını incelemiştir. Araştırmada; mikro-burkulma, matris kırılmaları ve tabakalar arası ayrılma gibi 0° yönündeki hasar mekanizmalarının, genellikle yapışma ara yüzeylerinde başladığı gözlemlenmiştir. Chue ve Liu (1995) yaptıkları çalışmada; tabakalı bir kompozit yamada tabaka dizilişinin, iki eksenli yüke maruz kalan ve ortasında çatlak bulunan bir plakanın onarımı üzerindeki etkilerini incelemiştir. Sonlu elemanlar yöntemi ve şekil değiştirme enerjisi yoğunluğu kuramını kullanarak, optimum tabaka dizilimlerini belirlemiştir.

Campilho vd. (2005) çalışmalarında; ABAQUS programı aracılığıyla, tek ve çift taraflı yama ile onarılmış kompozit plakaların gerilme dağılımı ve dayanımı üzerine bir analiz yapmıştır. Onarım performansını etkileyen temel parametrelerin, plakanın geometrisi, tabaka dizilimi ve yama kalınlığı olduğu sonucuna varmışlardır.

Li vd. (2019) yaptıkları çalışmalarında; aynı boyutta deliklere sahip çok sayıda karbon fiber/epoksi kompozit levha üretmiş ve bu levhaları çeşitli geometrilerdeki yamalarla onarmışlardır. Yama ile onarılan numuneleri ve hasarsız numuneleri çekme deneyine tabi tutmuşlardır. Test sonucunda, yama ile onarılan numunelerin çekme mukavemetinin, yama şekline bağlı olarak hasarsız numuneye göre %5–16 arasında iyileştiği sonucuna varmışlardır. Psarras vd. (2020) çalışmalarında; karbon fiber takviyeli polimer kompozitlerin (CFRP) hasarlı bölgelerini atkı yaması ile onararak mekanik özelliklerini değerlendirmişlerdir. Onarım sonrası numunelerin çekme dayanımında %65–69 oranında geri kazanıldığı gözlenmiştir. Atkı yöntemi (basamaklı, U-V kesitli yama) ile yamayan hasarlı kompozitlerin mekanik performansını etkili bir şekilde iyileştirdiği sonucuna varmışlardır. Şişman ve Ramazanoğlu (2023) tarafından, eliptik hasarlı cam elyaf takviyeli kompozit levhalar, farklı boyut ve katman sayılarındaki cam elyaf takviyeli kompozit yamalarla tek taraflı bindirme bağlantıları kullanılarak onarılmış ve onarılan numuneler çekme yüklerine tabi tutulmuştur. Yamanmış numunelerin hasarlı numunelere göre %145'e kadar daha fazla çekme yükü taşıdıkları görülmüştür.

Epoksi yama ile kürleme sıcaklığı arasındaki ilişki, epoksinin fiziksel ve mekanik özelliklerini önemli ölçüde etkiler. Kürleme sıcaklığı, epoksi reçinelerin cam geçiş sıcaklığı (T_g), rijitlik, sertlik ve mukavemet gibi özelliklerini belirler. Yüksek kürleme sıcaklıkları, epoksi reçinelerin daha yüksek cam geçiş sıcaklıklarına ulaşmasını sağlar. Bu, daha yüksek çapraz bağlanma derecesi ile sonuçlanır ve epoksinin termal özelliklerini iyileştirir. Kürleme sıcaklığı arttıkça, epoksi yapıştırıcıların mukavemeti ve rijitliği genellikle artar. Ancak, belirli bir sıcaklığın üzerinde kürleme yapıldığında, bu özellikler azalabilir. Kürleme sıcaklığı arttıkça, kürleme süresi genellikle kısalmır. Düşük sıcaklıklarda kürleme, kürleme sürecini yavaşlatabilir ve bu da epoksinin fiziksel özelliklerini etkileyebilir (Carbas vd., 2014; Carbas vd., 2013; Mravljak ve Šernek, 2011; Lascano vd., 2019; Michel ve Ferrier, 2020).

Yüzey pürüzlülüğü, yapışmayı, şu şekillerde etkiler: (1) reçine ve yapışması istenen yüzey arasındaki toplam temas alanını artırır. Ara yüzey bağ mukavemeti temas alanı ile doğru orantılı olduğundan, bu durum ara yüzey mukavemetini artırır. (2) Reçineyi boşluklara hapsederek, reçine ile yüzeyi mekanik kuvvetlerle bir arada tutan çapa gibi davranarak kenetlenme etkisi sağlar. (3) Ara yüzeye bir kuvvet uygulandığında çatlak ilerlemesini önleyen bir bariyer oluşturur. Dolayısıyla yapışma ara yüzeyi pürüzsüz ise yamayı ayırmak için daha az enerji gerekir. Bununla birlikte, daha pürüzlü bir ara yüzey için uygulanan kuvvet ara yüzeyin profilini takip etmek zorundadır ve enerji çatlak yayılımında dağılacaktır. Yani fiber-matris ara yüzeyini ayırmak için daha fazla enerji gerekecektir. Bu nedenle yama mukavemeti artacaktır. Diğer taraftan fiber-matris arasındaki yapışma mukavemeti temelde üç faktöre bağlıdır: (i) yüzey işleminin kapsamı ve doğasından etkilenen ıslanabilirlik (veya fizikokimyasal etkileşimler), (ii) yüzey pürüzlülüğü ve (iii) reçine ile yüzey arasındaki birim alan başına kimyasal bağ sayısı. Viskozite, sıvıların malzeme yüzeyine nüfuz etme davranışını etkileyen önemli bir faktördür. Güçlü bir bağın oluşması için malzeme yüzeyine uygun bir penetrasyon derinliği gereklidir. Güçlü bir bağ oluşturmak için, yapıştırıcının alt yüzey ile yakın, moleküler bir temas kurması gerekir (Cheng ve Sun, 2006; Nardin ve Ward, 1987; Bukhari vd., 2020; Petrie, 2000).

Bu çalışmanın amacı sırasıyla şu dört maddeyle özetlenebilir; (a) özellikle hava araçlarının gövde, kanat, kuyruk stabilizatörleri ve kapı gibi kompozit dış cephe bileşenlerinde meydana gelen “*derin çizik tipi*” nispeten küçük hasarların onarımına yönelik olarak; sürekli cam, karbon veya kevlar gibi elyaf iplerin termoset reçineyle ıslatılarak hasarlı bölgeye onarım dolgusu yapmaya yardımcı olan “*el tipi prototip yama cihazı*” geliştirmek, (b) geliştirilen prosesle farklı parametreler kullanılarak onarılan derin çizik hasarlı kompozitlerin temel mekanik özelliklerini incelemek, (c) orjinal numunelere göre onarılan numunelerin mukavemet geri kazanım oranlarını “yama verimi” olarak adlandırarak yamanın ve geliştirilen prosesin başarısını ölçmek ve (d) maksimum mukavemet ve yama verimlerine göre “*optimum proses değişkenleri*” önermektir. Tez çalışmasında geliştirilen yama cihazının; savunma sanayindeki helikopter, uçak vb hava araçlarındaki kompozit yapıların küçük boyutlu hasarlarının onarımında ve birleştirilmesinde kullanılabilecek pratik bir cihaz olması planlanmaktadır.

BİRİNCİ BÖLÜM

1. GENEL BİLGİLER

1.1. Kompozit Malzemelerin Tanımı ve Özellikleri

Kompozit malzeme, farklı türdeki ya da aynı gruptaki iki veya daha fazla malzemenin, her birinin bireysel özelliklerinden daha üstün özellikler sergileyen yeni bir yapı oluşturacak şekilde makro boyutta birleşmesinden meydana gelir. Kompozit aslında karışım anlamına gelmekle birlikte çözünen ve çözen bileşenlerden oluşmaz. Bileşenler arasında atom alışverişi bulunmamaktadır. Kompozit bileşenleri kimyasal olarak birbirlerini etkilemezler. Malzeme, mikroskobik açıdan heterojen bir malzeme özelliği göstermekte ancak makroskobik açıdan homojen bir malzeme gibi davranmaktadır. Makro ölçüde heterojen karakterli bir yapıya sahip olan kompozit malzemelerin içyapıları incelendiğinde yapı bileşenlerinin seçilip ayırt edilmesi mümkündür. Yapı bileşenlerinin farklı karakteristik özellikleri kompozit malzemenin yapısında bütünleşir. Kompozit malzemeyi oluşturan bileşenler genel olarak, matris ismi verilen bir ana malzeme ve takviye elemanı (elyaf) ismi verilen daha mukavim bir malzemedan oluşur (Akkuş, 2016).

Takviye bileşenleri, kompozit malzemelere genellikle yüksek mukavemet ve rijitlik kazandıran öğelerdir. Ancak bu takviyeler, her durumda yalnızca yük taşıma amacı gütmeyizler. Örneğin, partikül takviyeli kompozitlerde, takviye bileşenleri daha çok aşınma direncini artırarak, malzemenin termal özelliklerinde iyileşmelere yol açar. Matris bileşeninin rolü, kompozit malzemenin şekil almasını sağlamak ve fiber fazını çevresel etkilerden korumaktır. Ayrıca, üzerine uygulanan yüklerin fiber malzeme arasında eşit şekilde dağılmasını sağlayarak, kompozitin tokluğunu artırır. Plastik deformasyon sırasında potansiyel çatlakların yayılmasını engeller ve malzemenin kopmasını geciktirir. Kompozit malzemenin mekanik dayanımı, en çok fiber ve matris oranı ile fiber ve matris arasındaki birleşimin kalitesi ile belirlenir. Elastikiyet modülü üzerindeki en büyük etkiye sahip olan bölge, fiber ve matris arasındaki ara yüzeydir. Geleneksel malzemelerde rijitlik, atomlar arası bağlarla ilişkilendirilirken, kompozit malzemelerde bu bağların gücü, ara yüzey özellikleriyle doğrudan bağlantılıdır. Kompozit malzemenin yüksek dayanımını sağlamak için, fiber/matris birleşiminin kusursuz olması kritik öneme sahiptir (Alçı, 2016).

1.1.1. Kompozit Malzemelerin Avantaj ve Dezavantajları

Kompozit malzemelerin geleneksel mühendislik malzemelerine kıyasla sağladığı bazı avantajlar şunlardır:

- Kompozitler, yüksek özgül mukavemetleriyle dikkat çeker. Bu özellikleri, uçak ve otomobil sektörlerinde yaygın kullanılmalarını ve enerji verimliliği sağlamalarını mümkün kılar. Çelik ve alüminyum alaşımlarına kıyasla, kompozitlerin özgül mukavemetleri 3 ila 5 kat daha yüksektir.
- Kompozitlerin yorulma dayanımı yüksektir. Çelik ve alüminyum alaşımlarının yorulma dayanımı, statik dayanım değerlerinin %50'sine kadar çıkabilirken, karbon/epoksi kompozitlerde bu oran %90'a kadar ulaşabilmektedir.
- Kompozitler, geleneksel mühendislik malzemelerine kıyasla titreşimleri daha verimli bir şekilde sönmüleyebilme yeteneği sunar.
- Kompozit malzemeler, korozyona karşı üstün bir direnç gösterirler. Demir ve alüminyum gibi malzemeler korozyonu engellemek için genellikle kaplama ve alaşımlama gibi ek işlemler gerektirirken, kompozitlerde doğru malzeme seçimi ile korozyonun önlenmesi daha basit bir hale gelir.
- Kompozitlerin en belirgin avantajlarından biri, darbe dayanımının yüksek olmasıdır. Cam ve kevlar kompozitler, çelik ve alüminyum alaşımlarına kıyasla daha üstün darbe direncine sahiptir.
- Kompozitlerin, hafif olmalarının yanı sıra yüksek rijitlik değerlerine sahiptirler. Örneğin, kompozitten üretilmiş bir profil, aynı boyuttaki çelik bir profile kıyasla yaklaşık 1/4'ü kadar daha hafiftir.
- Kompozitler, içerdikleri bileşenlerin elektriksel özelliklerine bağlı olarak ya iyi bir yalıtkan ya da iyi bir iletken olma özellikleri gösterebilir.
- Kompozitlerin üretim süreci sonucunda yüzey kalitesi oldukça yüksek olabilir.
- Kompozitlerin çatlak ilerlemesi, uygun malzeme bileşenlerinin seçilmesi ile büyük ölçüde engellenebilir.
- Üretim aşamasında reçineye eklenen doğru kimyasallar sayesinde kompozitlere istenilen renk verilebilir.
- Şeffaflık özelliği; kompozitler, cam kadar ışık geçirgen olabilir. Şeffaf olmaları nedeniyle, ışık geçirgenliğin önem kazandığı seralarda ve güneş kolektörü imalatında kullanılırlar.

- Kompozit bileşenlerin özelliklerine bağlı olarak, bu malzemelerin yanmaya karşı dayanıklılıkları artırılabilir. Düşük ısı iletkenlikleri sayesinde, izolasyon malzemesi olarak da kullanılabilmektedirler.
- Tamir edilebilirlik; hasar görmeleri halinde onarılabilir. Onarım sonrası zımpara ve boya yapılabilirler.
- Kompozitlerin kesilmesi, delinmesi ve aşındırılması gibi işlenebilirlik işlemleri açısından oldukça kolaydır
- Farklı renk ve desen alternatifleri, yüksek esneklik, suya karşı dirençli sızdırmazlık, UV ışınlarına karşı dayanıklılık ve montaj kolaylığı sağladığı avantajlardandır (Kalanchiam ve Chinnasamy, 2012).

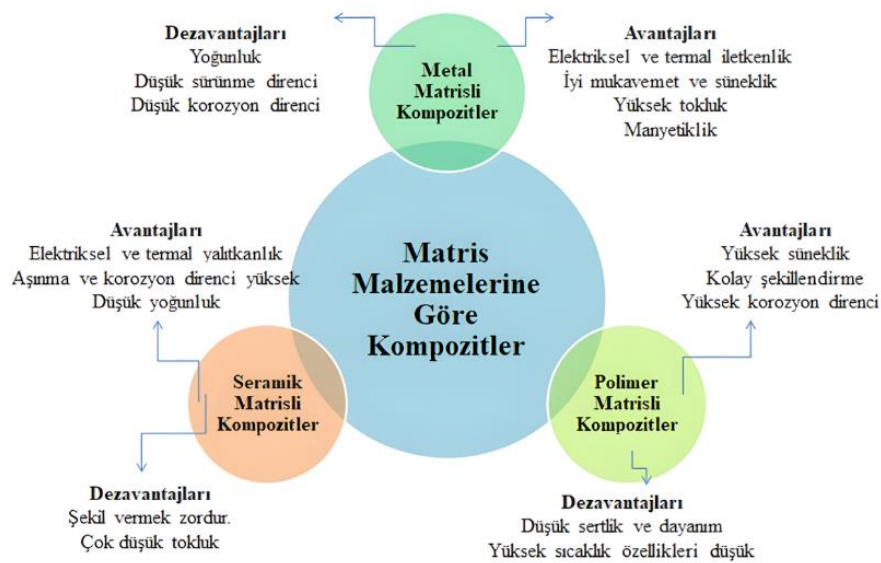
Kompozit malzemelerin avantajlarının yanı sıra bazı dezavantajları da bulunmaktadır. Bu malzemelerin olumsuz yönleri şu şekilde özetlenebilir;

- Kompozitlerin üretim maliyeti, alüminyum ve çelik gibi malzemelere göre daha yüksektir. Birim ağırlık başına maliyet açısından kompozitler alüminyum ve çeliğin fiyatlarına göre 5 ila 20 kat daha pahalı olabilir.
- Elastik ve plastik deformasyonlar gibi geleneksel mühendislik malzemelerinin darbe altındaki davranışları daha ayrıntılı bir şekilde incelenmişken, kompozit malzemelerin darbe karşısındaki tepkileri büyük çeşitlilik göstermektedir. Bu çeşitlilik nedeniyle, kompozitlerin darbe davranışları henüz tam olarak standartlaştırılamamıştır.
- Kompozitlerde üretim sırasında yapı içerisinde kalan hava tanecikleri malzemenin yorulma özelliklerini düşürür.
- Kompozitler çok çeşitli kombinasyonlardan oluştuğundan, üretim yöntemlerinin standart hale getirilmesi zor bir süreçtir. Buna karşın, geleneksel malzemeler için üretim yöntemleri genellikle daha belirgin ve yaygındır.
- Kompozitlerin raf ömrü sınırlıdır. Örneğin SMC ve BMC gibi bazı kompozit hamurlarının saklanabilmesi için özel soğutma yöntemleri gerekir.
- Kompozitlerin onarılması için temiz ve kuru olması gerekmektedir. Çok iyi bir işçilik ve dikkat gerektirir.
- Delme ve kesme işlemleri liflerde ayrılmaya sebep olmaktadır.
- Kompozitler nemden olumsuz etkilenir.
- Tabakalı kompozitlerde, tabakalar arası kayma gerilmelerine hassas olduklarından delaminasyon meydana gelebilir.

- Bazı kompozitler gevrek olduklarından kolaylıkla zarar görürler ve onarılmaları yeni problemler oluşturabilir.
- Kompozitlerin termal direnci, kullanılan bileşenlerin özelliklerine bağlıdır. Özellikle polimer matris malzemeleri içeren kompozitlerin termal direnci diğer türlere göre daha düşüktür (Mallick, 2007).

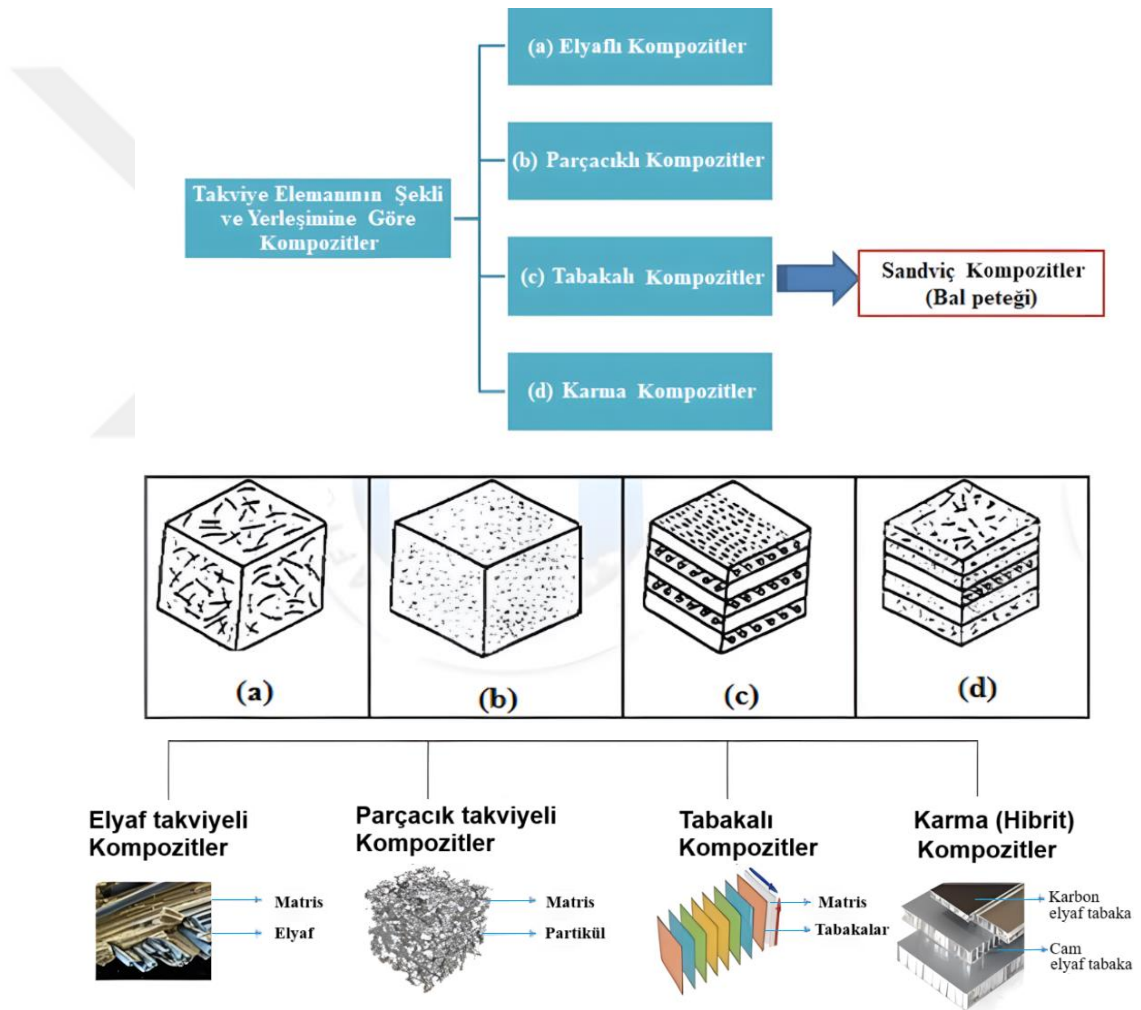
1.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler, birden fazla özelliği bir arada barındırabilen ve en az iki farklı malzemenin birleşimiyle oluşturulan malzeme türleridir. Bu malzemeler, farklı türdeki bileşenlerin kombinasyonları sayesinde geniş bir malzeme yelpazesi sunar. Kompozit malzemelerin sınıflandırılmasında zorluk, sadece malzeme bileşenlerinin çeşitliliğiyle sınırlı kalmaz; aynı zamanda üretim tekniklerinin farklılıkları da önemli bir faktördür. Literatürde, tüm araştırmacılar tarafından benimsenmiş ve standartlaştırılmış tek bir kompozit malzeme sınıflandırması mevcut değildir. Bununla birlikte, kompozit malzemeler genellikle matris malzemesi türüne, takviye elemanlarının formuna ve bu elemanların dizilimlerine göre farklı sınıflara ayrılmaktadır (Kaw, 2005). Şekil 1’de görüldüğü gibi kompozit malzemeler, matris türüne göre; metal matrisli, seramik matrisli ve polimer matrisli kompozitler olarak üç ana kategoride sınıflandırılabilir (Balcıoğlu, 2017).



Şekil 1. Matris malzemelerine göre kompozitler (Balcıoğlu, 2017).

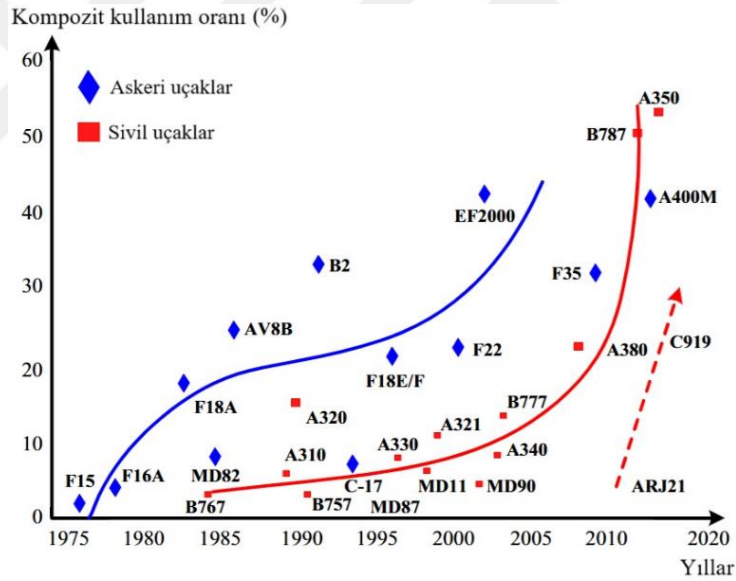
Takviye elemanları, tasarım gereksinimlerine uygun şekilde, belirli dayanım özelliklerini sağlayacak farklı tür ve biçimlerde seçilerek kullanılır. Kompozit malzemelerde takviye elemanı olarak organik (doğal) ya da inorganik (sentetik) lifler tercih edilebilir. Organik lifler (örneğin jüt, sisal, pamuk, bambu, viskon) genellikle düşük yoğunluk, elastikiyet ve dayanım özelliklerine sahipken, inorganik lifler (cam, karbon, boron, aramid vb.) organik olanlara kıyasla daha yüksek mukavemet ve rijitlik sergilerler. Kompozit malzemelerde kullanılan takviye elemanları türüne bağlı olarak Şekil 2’de görüldüğü gibi elyaf takviyeli, parçacık takviyeli, tabakalı ve karma kompozitler gibi çeşitli sınıflara ayrılabilirler (Bolat, 2011).



Şekil 2. Takviye elemanlarının şekillerine ve yerleştirilmelerine göre kompozitler (Bolat, 2011)

1.3. Hava Araçlarındaki Fiber Takviyeli ve Polimer Matrisli Kompozitler

Havacılık endüstrisinde kullanılan kompozit malzemeler genellikle takviye elemanlarının şekillerine ve yerleştirilmelerine göre; elyaf takviyeli kompozitler ve tabakalı kompozitler (sandviç kompozitler/bal peteği) sınıfına, matris malzemesine göre ise çoğunlukla polimer matrisli ve metal matrisli kompozitler ile kısmen seramik matrisli kompozitler sınıfına ait malzemelerdir (Huda vd., 2008; Yılmaz ve Evcı, 2015). Elyaf takviyeli polimerik kompozit malzemeler, 1940'lı yıllarda küçük uçaklarda kullanılmaya başlanmış ve zamanla kullanım oranları önemli bir artış göstermiştir. Bugün, bu malzemeler geniş gövdeli uçaklarda yapısal ağırlığın %40–50 seviyelerine ulaşmıştır (Karcı, 2009; Xu vd., 2016). Şekil 3'te yaklaşık son 50 yılda sivil ve askeri uçakların yapısal parçalarında kompozit malzeme kullanım oranları sunulmaktadır (Zhang, Wang, Pei, ve Zhou, 2020).



Şekil 3. Uçaklarda kompozit malzemelerin kullanım oranları (1975–2020) (Zhang, Wang, Pei, ve Zhou, 2020)

Teknolojinin hızla ilerlemesi, her sektörde olduğu gibi imalat sanayisini de yeni araştırma ve geliştirme faaliyetlerine yönlendirmektedir. Birçok ülke, gelişmişliklerini değerlendirirken, uzay teknolojileri alanındaki kapasiteleri ile kendilerini ölçme eğilimindedir. Şüphesiz ki, uzay teknolojilerinin uygulama alanlarından biri olan uçak sanayisi, yüksek risk faktörleri barındıran bir sektördür. Uçak endüstrisini derinlemesine incelediğimizde, burada en etkili unsurlardan birinin kullanılan malzemeler olduğu kolaylıkla anlaşılmaktadır.

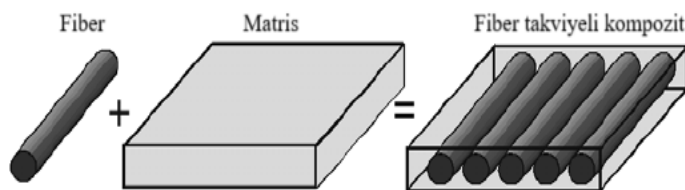
Hava aracı yapımında kullanılacak malzemelerin seçiminde;

- Dizayn mukavemetinin ağırlığa oranı
- Yorulma karakteristikleri
- Çatlak ilerleme hızı
- Hasar ve korozyon toleransları
- Mevcut üretim kolaylıkları
- Üretim maliyetleri
- Pazar etkinlik payı faktörleri önemli rol oynamaktadır (Akdoğan, 2000).

Malzeme seçiminde dikkate alınması gereken en önemli faktörlerden biri, korozyon direncidir. Uçaklarda bakım süreçlerinin önemli bir kısmını kapsayan korozyon, tamamen engellenemese de durdurulmaya çalışılmakta ve zarar en düşük seviyeye çekilmeye gayret edilmektedir. Korozyonun hızı, uçağın tasarımına, kullanılan materyallere, koruma önlemlerine ve çevresel faktörlere bağlı olarak değişim göstermektedir. Malzeme seçimini etkileyen bütün özellikler göz önüne alındığında hava araçlarında kullanılacak kompozit malzemeler ile; mekanik dayanıklılık, yorulma mukavemeti, aşınma özellikleri, korozyon mukavemeti, gevreklik, termal iletkenlik/yalıtkanlık, üstün akustik iletkenlik, esneklik, üretim maliyeti, hafiflik, elektriksel iletkenlik/yalıtkanlık ve estetik görünüm özelliklerinin biri veya birkaçının geliştirilmesi amaçlanmıştır (Yiğit, 2010).

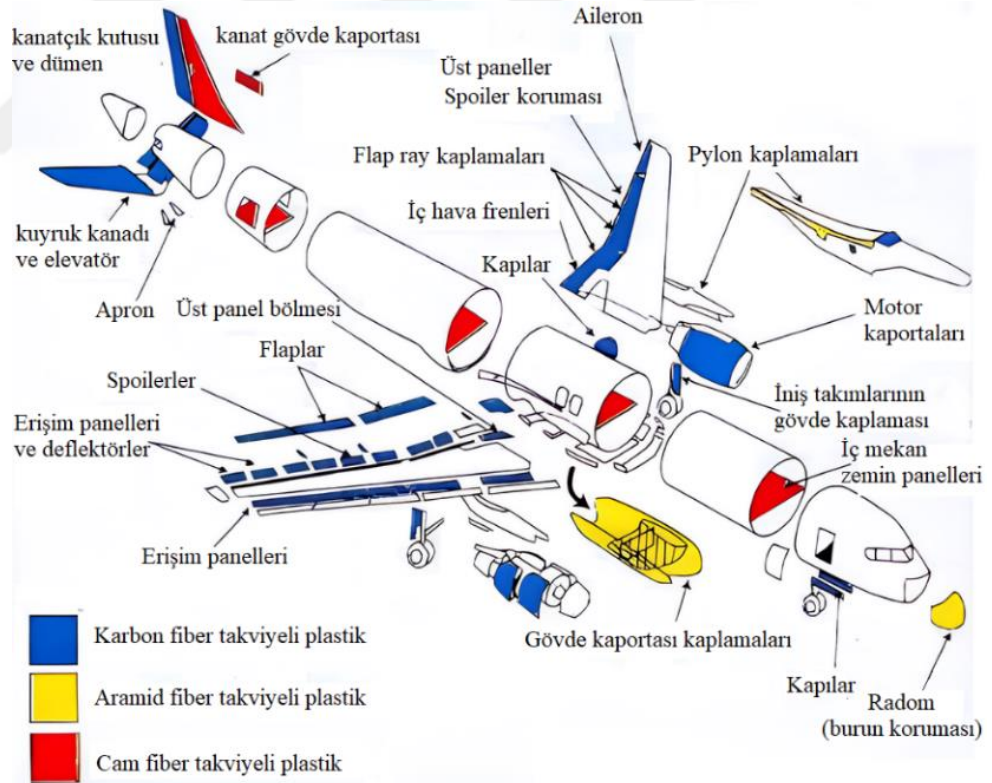
1.3.1. Fiber (Elyaf) Takviyeler

Fiber takviyeli kompozitler temelde hafif ve yüksek mukavemetli fiberlerin, daha düşük dayanım değerine sahip bir matris malzemesi içine yerleştirilerek oluşturulan malzemelerdir (Şekil 4). Bu tür bir yapının tasarlanmasındaki temel amaç, özgül dayanım ve özgül elastiklik modülünü artırarak, daha yüksek performansa sahip yeni bir malzeme ortaya koymaktır.



Şekil 4. Fiber takviyeli kompozit ve bileşenleri (Mazumdar, 2001).

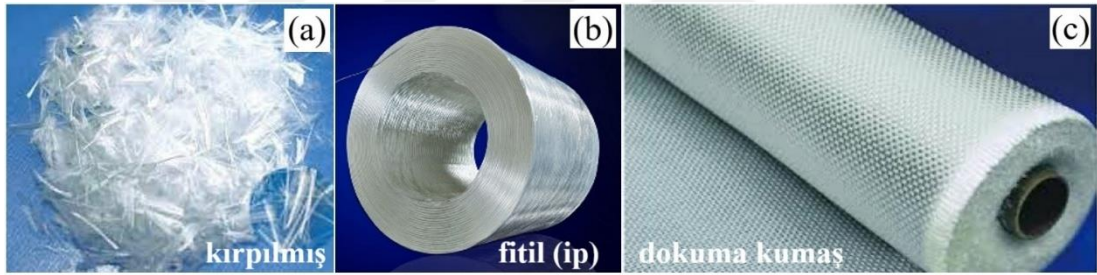
Kompozit malzemelerde fiberlerin yapıya dahil olma biçimi, bu malzemelerin mekanik özellikleri üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Aynı şekilde, fiberlerin yerleşimi kompozit yapının işlenebilirliğini de doğrudan etkileyebilmektedir. Bu malzemelerin performansı, fiberlerin sürekli olma durumu, yerleştirilme açıları, yoğunlukları ve boyutları gibi çeşitli parametrelere bağlı olarak değişir (Mazumdar, 2001). Kompozit yapılar içerisinde fiberler, esas yük taşıyan öge olarak, malzemenin mukavemetini ve rijitliğini belirleyen önemli bileşenlerdir. En sık tercih edilen fiber çeşitleri cam, silika, kuvars, karbon, bor, seramik, bazalt, aramid ve metalik fiberleri kapsamaktadır. Havacılık endüstrisinde kullanılan kompozit malzemelerde yaygın olarak cam, karbon, bor ve polimerik fiberler kullanılmaktadır. Havacılık endüstrisinde kullanılan kompozitlerdeki fiber çeşitlerine Şekil 5’ te gösterilen yolcu uçağının; gövde yapı malzemeleri, kanat kaplamaları, uçuş kontrol yüzeyleri, motor kaplamaları, iniş takımı kapakları ve hava freni sistemleri örnek olarak verilebilir (Deo vd., 2001).



Şekil 5. Havacılık endüstrisinde kullanılan fiber takviyeli kompozitler (Deo vd., 2001).

1.3.1.1. Cam Fiberler

Cam, mühendislik uygulamaları açısından dikkat çekici bir malzemedir ve silika kumu, kireçtaşı ile çeşitli oksit bileşenlerinden oluşmaktadır. Bu malzeme, düşük maliyeti, iyi spesifik mukavemeti, yüksek darbe dayanımı, kimyasal ve termal kararlılığı ile şekillendirilebilirlik açısından öne çıkar. Şekil 6'da kırılmış, ip ve kumaş şeklindeki cam elyaf örnekleri gösterilmiştir (Şişecam, 2024a). Havacılık kompozitlerinde kullanılan cam elyaflar Tablo 1'de görüldüğü gibi E, S ve C-camı'dır. Camın üstün yalıtkanlık özellikleri, termal izolasyon gerektiren alanlarda tercih edilmesini sağlarken, dielektrik özellikleri sayesinde Şekil 7'deki gibi uçakların burun kısmında (radom) yaygın olarak kullanılır (Brown, 2024). Cam fiber ile takviye edilmiş kompozitlerin çoğunlukla 147 °C'nin altında çalıştığı görülse de, bu malzemelerin 537 °C gibi yüksek sıcaklıklarda güvenle kullanılabildiği bilinmektedir (Özel ve Temiz, 2018; Karcı, 2009).



Şekil 6. E-camı elyaf örnekleri (Şişecam, 2024a).



Şekil 7. Uçak burnunda (radom) kullanılan cam elyaf takviyeli kompozit (Brown, 2024).

Tablo 1. Havacılık kompozitlerinde kullanılan cam elyaflar

Malzeme Cinsi	Formülü	E-camı	S-camı	C-camı
Kum	Si O_2	%52,4	%65,4	%64,6
Al ve demiroksit	$\text{Al}_2 \text{O}_3\text{-Fe}_2 \text{O}_3$	%44,4	%25	%4,1
Kalsiyumoksit	CaO	%17,2	-	%14,3
Magnezyumoksit	MgO	%4,6	%10,3	%3,3
Na ve Potasyumoksit	$\text{Na}_2\text{O-K}_2\text{O}$	%0,8	%0,3	%9,6
Baryum iki oksit	Ba(OH)_2	%10,6	-	%4,7
Baryumoksit	BaO	-	-	%0,9

E-camı, bileşiminde yüksek oranda kalsiyum oksit barındırmasıyla dikkat çeker. Bu cam türü; elastikiyetin, yorulma dayanımının ve elektrik yalıtkanlığının ön planda olduğu uygulamalar için tercih edilmektedir. S-camı; alüminyum, demiroksit ve magnezyumoksit içeriğiyle öne çıkar ve özellikle yüksek sıcaklıklara dayanıklı, ağır yüklerin taşındığı parçalarda kullanıma uygundur. C-camı ise kalsiyumoksit bakımından zengin bir yapıya sahiptir ve yüksek korozyon direnci gerektiren alanlarda kullanılmak üzere tasarlanmıştır. Şekil 8’de kanatlarda ve gövde kaplamasında cam elyaf takviyeli kompozit kullanılan planör görülmektedir (Keskin vd., 2019).



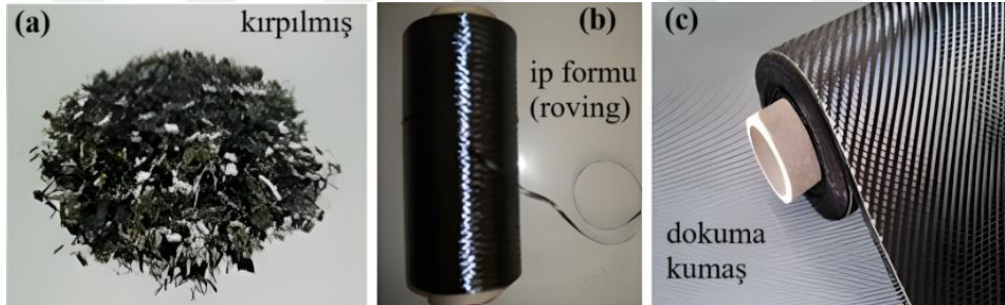
Şekil 8. Cam elyaf takviyeli kompozit kullanılan bir planör (Keskin vd., 2019).

Cam fiberler, matris içine yerleştirilmeden önce daha yüksek mekanik dayanım sergiler. Örneğin, E-camı fiberlerin matris dışındaki akma dayanımı 3,5 GPa düzeyindeyken, matris içine alındığında bu değer 1,75 GPa seviyesine kadar düşmektedir. Benzer bir durum S-camı fiberlerde de gözlemlenir; bu fiberlerin matris dışında 4,5 GPa olan akma dayanımları, matris içinde 2,1 GPa’a kadar geriler.

Bu önemli dayanım kayıpları genellikle üretim sırasında meydana gelen hasarlarla ilişkilendirilmektedir. Ayrıca, cam fiberlerin çekme mukavemetinin sıcaklığın artışıyla düştüğü bilinmektedir. Korozyon dayanımı ise fiberlerin kimyasal bileşimlerine bağlı olarak değişiklik göstermektedir (Daban, 2016).

1.3.1.2. Karbon Fiberler

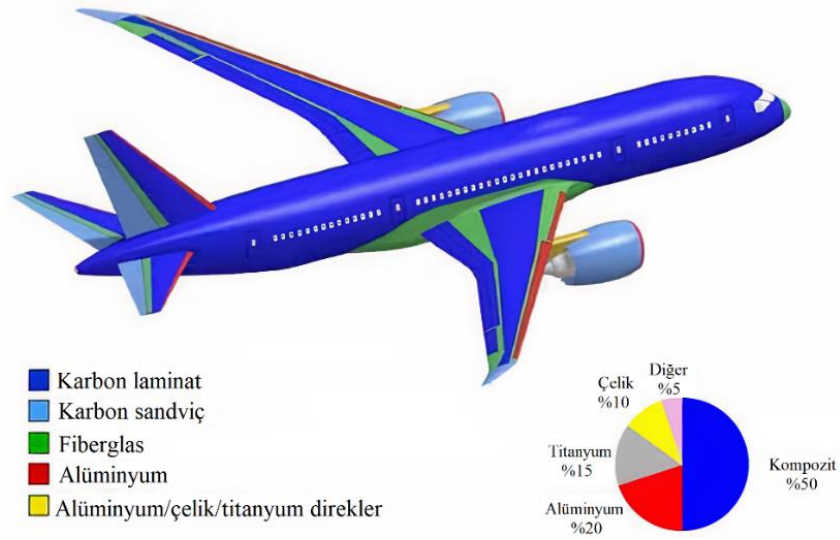
Karbon fiberler, diğer adıyla grafit fiberler, hafif yapıları, üstün mekanik dayanımları ve zorlu kimyasal ortamlara karşı gösterdikleri yüksek dirençle öne çıkan bir malzeme türüdür. Bu özelliklerinden dolayı, yüksek maliyetlerine rağmen havacılık endüstrisinde kullanılan kompozit malzemelerin en önemli bileşenlerinden biridir. Karbon fiberlerin performansı, kullanılan hammaddelere bağlı olarak şekillenmektedir. Ticari üretimde genellikle Poliakrilonitril (PAN) ve zift (petrol ya da kömür bazlı) gibi hammaddeler tercih edilmektedir. Şekil 9'da görüldüğü gibi, aynen cam elyafı gibi karbon elyaflar da kırılmış, fitil (ip) ve dokuma kumaş şeklinde kullanılmaktadır (Fibermax, 2024).



Şekil 9. Karbon elyaf örnekleri (Fibermax, 2024)

Zift temelli karbon fiberler, maliyet açısından daha ekonomik olmalarına karşın, PAN tabanlı fiberlere kıyasla daha düşük mekanik özelliklere sahiptir. Örneğin, zift fiberlerin çekme dayanımı PAN fiberlerin yaklaşık yarısı kadar, basma dayanımları ise PAN fiberlerin üçte biri düzeyindedir. Buna karşın, PAN tabanlı karbon fiberler, geniş bir mukavemet ve rijitlik yelpazesi sunarak yüksek performans gerektiren uygulamalarda ön plana çıkmaktadır. Özellikle uzay teknolojilerinde PAN fiberlerin tercih edilmesinin temel nedeni, üstün mekanik özellikleridir.

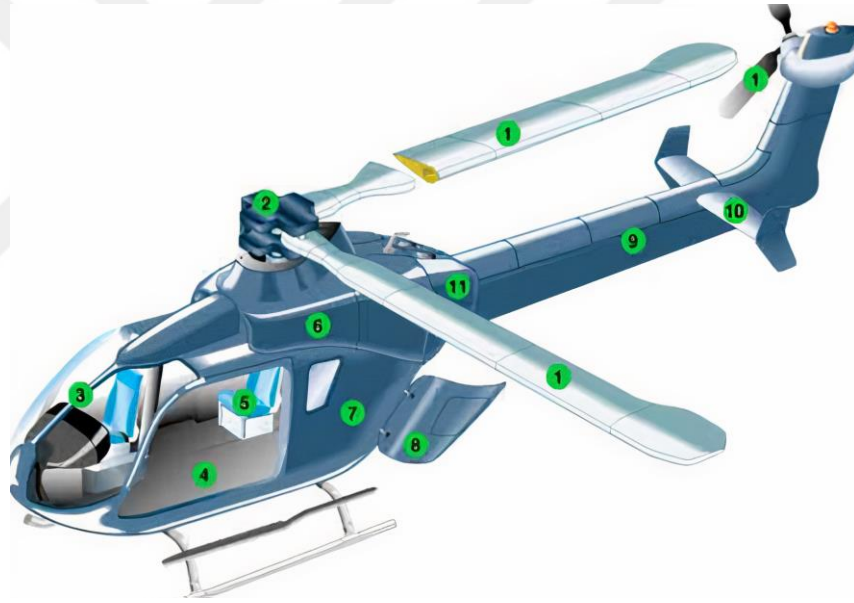
Karbon fiberlerin bir diğer dikkat çekici özelliği, cam fiberlerden farklı olarak, mekanik özelliklerinin ısı işlemleriyle ayarlanabilmesidir. Bu durum, karbon fiberlerin tasarım ve üretim süreçlerinde daha esnek bir kullanım imkânı sağlamaktadır. Ayrıca, karbon fiberler, çelik ve alüminyum alaşımlarına alternatif olarak kullanılabilirliğinden, yapısal ağırlığın önemli ölçüde azaltılmasına olanak tanır. Örneğin, karbon fiber çeşitlerinden biri olan M50, çelikten benzer rijitlik değerlerine sahip olmasına rağmen, ağırlık açısından çeliğin dörtte biri kadar hafiftir. Çalışma sıcaklık aralıkları 315 °C ile 537 °C arasında değişen karbon fiberler, cam fiberlere göre gerilme korozyonuna (statik yorulma) karşı daha dirençlidir. Bunun yanı sıra, karbon fiberlerin elektrik iletkenlikleri de oldukça yüksektir ve bu özellik, birçok endüstriyel uygulamada onları vazgeçilmez kılmaktadır. Karbon fiberler, son derece düşük termal genişleme katsayısı sayesinde üstün boyutsal kararlılık gerektiren uygulamalarda tercih edilir. Ayrıca, olağanüstü işlenebilirlik ve şekillendirme özellikleri, bu malzemenin keskin köşelere sahip tasarımlar için de uygun olmasını sağlar. Karbon fiberler havacılık endüstrisinde sivil uçakların; kanatlar, flaplar, dümenler ve stabilizerler gibi kontrol yüzeylerinde, uçak fren elemanlarında (spoiler), uçak motor kapakları, gövde ve airtrust sistemlerinde kullanılmaktadır (Şekil 10) (Roy ve Karthik, 2024).



Şekil 10. Uçaklarda karbon fiber kompozit malzeme kullanımı (Roy ve Karthik, 2024).

Bununla birlikte karbon fiberin bazı dezavantajları da mevcuttur. Kırılgan olması bunların başında gelir. Ayrıca göreceli olarak düşük basma direnci, şok yüklemelere karşı düşük genişleme katsayısına sahip olması ve fiyatının pahalı olması da diğer dezavantajlarıdır (Özel ve Temiz, 2018).

Askerî uçaklarda, fiber kompozit malzemeler yapısal kütlede %40, uçağın yüzey alanında ise %70 oranında yer almaktadır. Günümüzün modern savaş uçakları, ses hızını aşarak süpersonik hızlarda hareket etme yeteneğine sahiptir. Bu hızlara ulaşabilmek için özel fiber kompozit malzemeler kullanılmaktadır. Grafit fiberli PMR(Poliamid Resin)-15 ve PMR-11-55 kompozit malzemeleri, 290 °C ile 345 °C arasındaki sıcaklıklarda uzun süreli kullanıma dayanabilecek özelliklere sahiptir. Günümüzdeki sivil ve askeri helikopterlerde gövde kaplamaları, paller ve radomlarda kompozit kullanılmaktadır (Şekil 11). İnsansız hava araçlarının gövde, kanat ve pervanelerinde; uzay mekiğinin ise katı roket motor bölümünde karbon elyaf takviyeli kompozitler kullanılmaktadır (Bekem vd., 2011). Şekil 12’de görüldüğü gibi günümüzde yerli ve milli anka insansız hava aracımızın (İHA) kanat, gövde ve kuyruğun %90’ı karbon epoksi prepregten oluşmaktadır (Bulut, 2014; TSK, 2024).



(1) Pal ve kuyruk rotor pervaneleri kaplamaları: karbon/cam takviyeli bal peteği, (2) Hub: karbon fiber, (3) Ön cam çerçeve çubukları: karbon/cam fiber, (4) Taban kaplaması: çeşitli fiber takviyeli paneller, (5) Koltuk ve kabin içi kaplamalar: cam takviyeli çeşitli paneller, (6) Motor, gövde bağlantıları ve kontrol kapakları: cam/karbon/aramid fiberleri, (7) Gövde kaplaması: karbon ve cam takviyeli bal peteği (8) Pilot ve yükleme kapısı: karbon/cam takviyeli, (9) Kuyruk konisi kaplaması: karbon/cam fiber bal peteği ve (10) Elevatör kaplamaları: cam/karbon/aramid fiberler

Şekil 11. Helikopter yapı elemanlarında kullanılan kompozitler (Bekem vd., 2011).



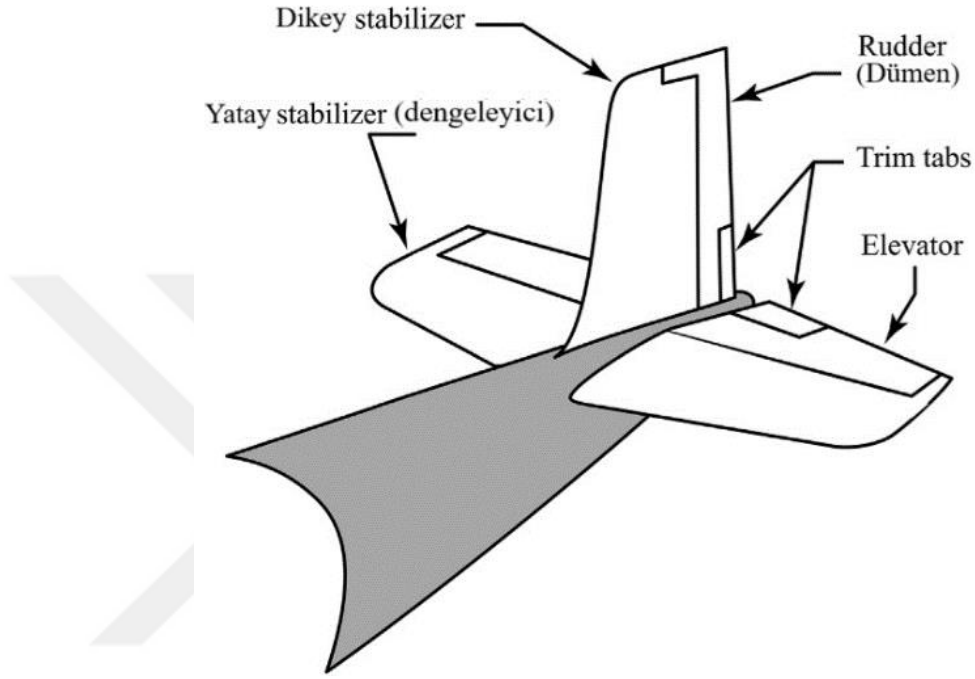
Şekil 12. Karbon elyaf takviyeli İHA (ANKA) kanat kirişi (Bulut, 2014; TSK, 2024).

1.3.1.3. Bor Fiberler

Bor fiberleri, ince bir filament ya da tel üzerine borun biriktirilmesiyle elde edilen, yapısal amaçlarla kullanılan özel malzemelerdir. Bu fiberler, havacılık endüstrisindeki ilk gerçek kompozit malzemelerden biri olarak kabul edilmektedir. Havacılık uygulamalarında genellikle yüksek tokluk ve mukavemet gereksinimleri ön planda olur ve bor, bu iki özelliği bir arada sunabilen bir malzeme olarak dikkat çeker.

Bor fiberlerinin mekanik özellikleri oldukça homojen bir yapı sergiler ve yüksek elastiklik modülü, matriste yalnızca sınırlı seviyede gerilmelere yol açar. Bor'un öne çıkan bir diğer avantajı ise termal genişleme katsayısının titanyum ile benzerlik göstermesidir. Bu özellik, titanyum yapıların üzerinde seçici takviye yapılmasına imkân tanır ve böylece termal etkilerden kaynaklanan gerilimler ve deformasyonlar minimum düzeyde kalır. Bu durum, daha üstün statik performans, uzun termal çevrim ömrü ve diğer fiber-metal kombinasyonlarına kıyasla daha az deformasyon gibi avantajlar sağlar. Ayrıca bor, yüksek sürünme direnci ve mükemmel çekme-kopma dayanımı ile dikkat çeker; bu da sabit yük altında çalışan yapılar için önemli bir tercih sebebidir. Bor'un bazı dezavantajları da vardır. Malzemenin kırılgan yapısı, büyük filament boyutları, yüksek sertlik seviyesi ve işlenebilirlik açısından zorlukları gibi faktörler, kullanımını sınırlayan unsurlardır. Kırılganlığı, darbe direncinin düşük olmasına neden olurken, yüksek sertliği malzemenin aşınma direncini artırsa da işlenmesi zor ve maliyetli bir hale getirir (Şahin vd., 2023).

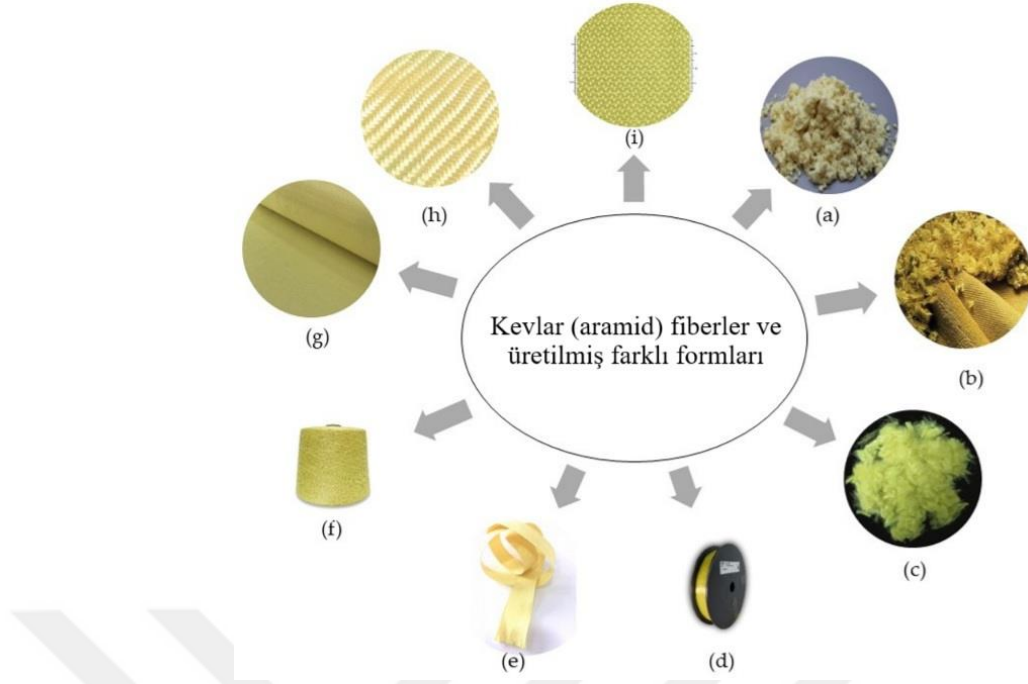
Bor takviyeli epoksi kompozitler Şekil 13'te görüldüğü gibi (Ciliberti vd., 2017), ABD'nin F-111, F-14 ve F-15 savaş uçaklarının gövdeleri, yatay/dikey kuyruk kaplamaları, dümen, yatay stabilizatör (dengeleyici) ve elavator gibi bileşenlerinde kullanılmıştır (Sreejith ve Rajeev, 2021; Erbay, 2009; Mahmood, 2023; Charitidis, 2018; Paul vd., 2002).



Şekil 13. Uçak gövdesindeki bazı bileşenler (Ciliberti vd., 2017),

1.3.1.4. Kevlar (Aramid) Fiberler

Havacılık sektöründe en çok öne çıkan polimer lifler arasında aramid lifler (aromatik Poliamid lifler) önemli bir yer tutmaktadır. Bu lifler, meta-aramid (Nomex) ve para-aramid (Kevlar) olmak üzere iki ana gruba ayrılmaktadır. Meta-aramid, 1961 yılında DuPont şirketi tarafından geliştirilerek Nomex adı altında ticari üretime başlanmıştır. Para-aramid ise yine DuPont tarafından 1972 yılında Kevlar markasıyla ticari olarak piyasaya sunulmuştur. Kevlar'ın en yaygın kullanılan üç türü Kevlar 29, Kevlar 49 ve Kevlar 149'dur. Özellikle Kevlar 49 ve Kevlar 149, havacılık uygulamalarında geniş bir kullanım alanı bulmuştur. Ticari olarak "Kevlar" adıyla bilinen ürünlerin çoğu Kevlar 49 türüne aittir (Bora, 2007).



(a) flock elyaf, (b) kısa elyaf, (c) hamur elyaf, (d) bükülmüş iplik, (e) örgülü bant, (f) filament lif (ip), (g) düz kumaş, (h) fitil kumaş ve (i) saten kumaş.

Şekil 14. Kevlar fiber ve ürün formları (Ursache vd., 2023).

Şekil 14’te farklı formlarda üretilmiş kevlar fiberler görülmektedir. Kevlar (aramid) fiberler, sahip oldukları özelliklerle dikkat çeken malzemelerdir. Bu lifler, özellikle şu avantajlarıyla öne çıkar:

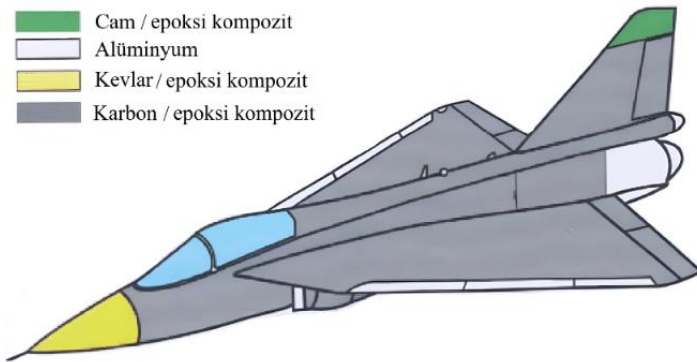
- Düşük yoğunluk: Bilinen lifler arasında en düşük yoğunluk değerine sahiptir.
- Yüksek elastik modül: Esneklik açısından yüksek bir performans sunar.
- Yüksek çekme dayanımı: Yoğunluğa oranla çekme dayanımı, alüminyum ve çeliğe kıyasla 10 kat, Ti-6Al-4V titanyum alaşımına kıyasla 8 kat daha fazladır.
- Darbelere karşı dayanıklılık: Çarpma etkilerine yüksek direnç gösterir.
- Yüksek yorulma direnci: Tekrarlayan yükler altında uzun süre dayanıklıdır.
- Sürtünme dayanımı: Aşınmaya karşı oldukça dirençlidir.
- Kimyasallara dayanıklılık: Kimyasal etkilere karşı üstün bir koruma sağlar.
- Düşük kopma uzaması: Kopma noktasında uzama miktarı oldukça düşüktür.
- Düşük termal genleşme: Sıcaklık değişimlerine bağlı boyutsal değişimler sınırlıdır.
- Isıya karşı direnç: Erime noktası bulunmamakla birlikte, 500°C civarında bozulma belirtileri gösterir.
- Yalıtkanlık: Elektriksel iletkenlik açısından düşük özellik sergiler.

Ancak bu liflerin bazı sınırlayıcı ve zayıf yönleri de bulunmaktadır:

- UV ışınlarına duyarlılık: Güneş ışığına maruz kaldıklarında mekanik özellikleri hızla zayıflar ve parlak sarı renk kahverengiye döner. Bu nedenle karanlık ortamlarda saklanmaları gereklidir.
- Mekanik deformasyona yatkınlık: Lif ya da kumaş formundayken katlama veya büzülme gibi işlemlerden zarar görebilirler.
- Depolama ve işleme zorluğu: Ham madde olarak saklanmaları ve işlenmeleri zahmetlidir.
- Nem alma eğilimi: Çevreden nem çekme özelliği gösterir.
- Tuz ve asit hassasiyeti: Bu tür maddelere karşı dayanıklılıkları sınırlıdır.
- Düşük basma dayanımı: Basınç altında mekanik direnci düşük seviyededir.

Kevlar 29 ve Kevlar 49, geniş bir kullanım yelpazesine sahiptir. Bu malzemeler, gemi yapımı, basınçlı kap tasarımı, spor ekipmanları, yüksek sıcaklıklara dayanıklı iş giysileri, yangın battaniyeleri, motosiklet ve uçak lastikleri, konveyör kayışları ile hidrolik hortumlar gibi pek çok alanda tercih edilmektedir. Ayrıca, kurşun geçirmez yelek ve kask üretimi, araç güvenliği ve stratejik ekipman koruma sistemleri gibi kritik güvenlik uygulamalarında da önemli bir rol oynamaktadır.

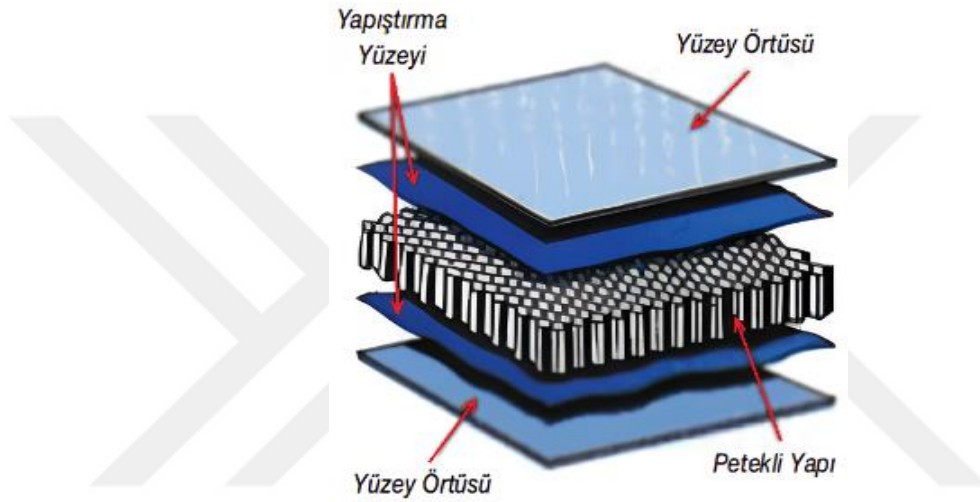
Kevlar'ın güçlendirici olarak kullanıldığı kompozit malzemeler, uçak hücum kenarlarında, radomlarda ve darbeye karşı direncin önemli olduğu uçak parçalarında kullanılmaktadır (Bora, 2007). Askeri uçaklar, karbon elyaf bazlı kompozitin yaygın olarak kullanıldığı önemli bir uygulama alanıdır. Hem askeri hem de ticari kullanım amaçlı helikopterlerin neredeyse 2/3'ü karbon fiber epoksi bazlı kompozitlerden, 1/3'ü ise Şekil 15'te gösterildiği gibi cam ve kevlar elyaf takviyeli epoksi kompozitlerden yapılmıştır.



Şekil 15. Kevlar/epoksi kompozit radom (Das vd., 2019; Aame.in, 2012)

1.3.2. Tabakalı Kompozitler (Bal Peteği Sandviç Kompozitler)

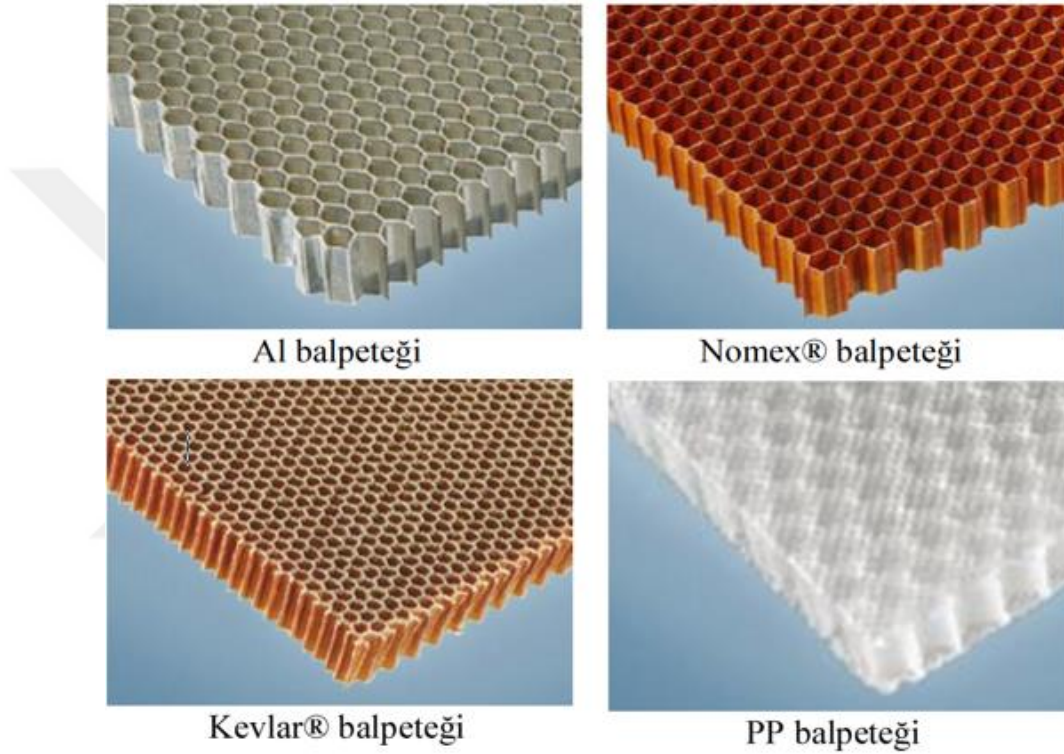
Sandviç yapılar, iki sert yüzeyin arasına yerleştirilen hafif çekirdek malzemenin yapıştırıcı kullanılarak birleştirilmesiyle meydana gelir. Çekirdek malzeme genellikle petek ya da köpük yapıdadır. Bu tür yapıların dış katmanları ince fakat oldukça dayanıklı özelliklere sahiptir. Buna karşılık, çekirdek malzeme ise düşük mukavemetli ancak hafif yapısıyla dikkat çeker. Bu birleşim sayesinde ortaya çıkan kompozit yapı, hem hafiflik hem de yüksek mukavemet özelliklerini bir arada sunar.



Şekil 16. Bal peteği yapının kısımları (Eren, 2020)

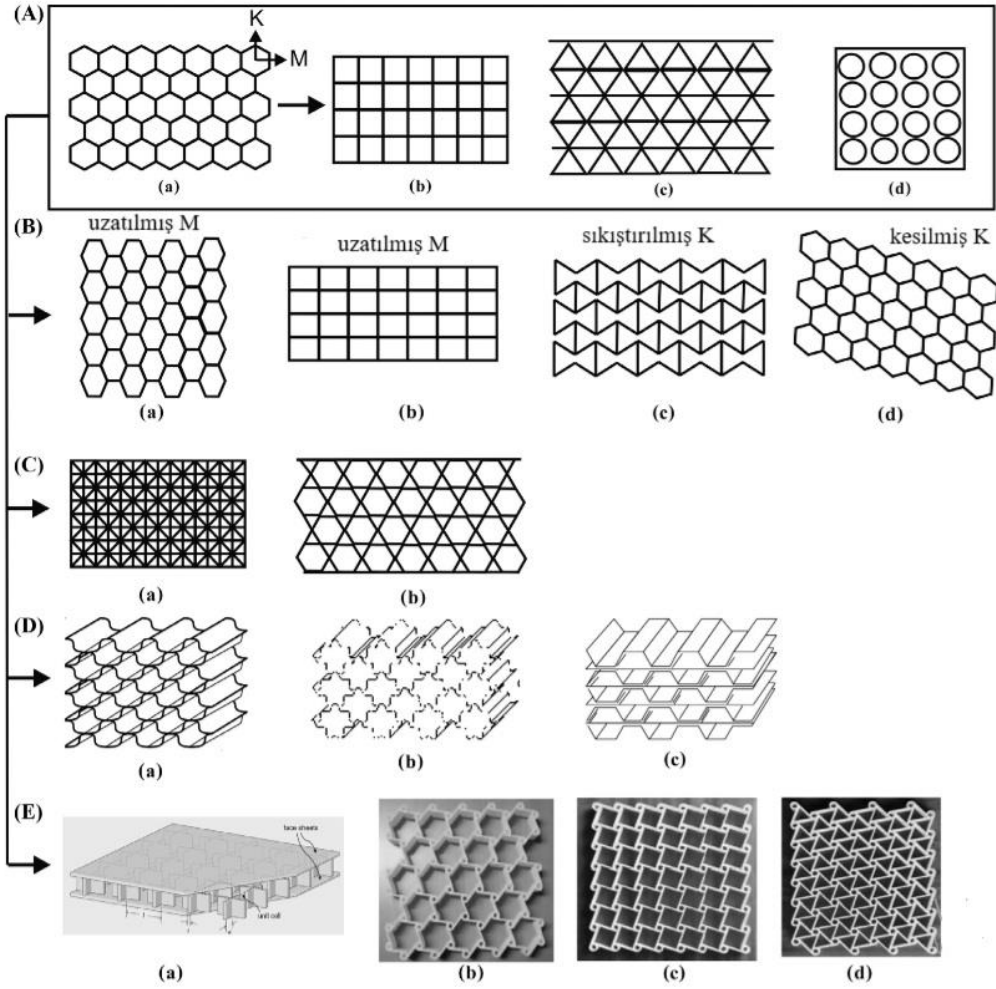
Sandviç yapıların öne çıkan avantajlarından biri, yüksek eğilme rijitliğidir. Çekirdek malzeme, kayma gerilmelerine karşı direnç sağlarken aynı zamanda yüzeyler arasındaki mesafeyi korur. Bu sayede yeni malzemenin rijitliği artar ve yüzeylere sürekli destek verilerek dengeli ve dayanıklı bir yapı oluşturulur. Çekirdek ile yüzey katmanlarının yapıştırma yöntemiyle birleşimi, yapının bir bütün gibi hareket etmesini sağlar. Bu durum, sandviç yapının eğilme rijitliğinin yanı sıra burulma dayanımını da artırır. Şekil 16’da bal peteği yapının kısımları gösterilmiştir (Eren, 2020). Bal peteği sandviç yapıların üretiminde kullanılan dış katmanlar alüminyum, çelik, paslanmaz çelik, karbon/epoksi, cam elyaf/epoksi, aramid/epoksi, kontrplak ve hatta kâğıt gibi farklı malzemelerden oluşabilir. Bu katmanların temel işlevi, eğilme ve kayma kuvvetlerine karşı dayanıklılık sağlamaktır.

Bal peteği yapılar da esas mekanik davranışını karşılayan kısım çekirdektir (petek yapı). Genel olarak metalik hücre (petek) malzemeleri; alüminyum, korozyona karşı dayanıklı çelik, titanyum ve nikel esaslı alaşımlardır. En yaygın metal dışı hücre (petek) malzemeleri ise nomex, kevlar, cam elyaf, termoplastikler ve kraft kağıttır. metal olmayan hücreler son yoğunluğa ulaşabilmek için sıvı fenolik, polyester veya poliamid reçineye daldırılır. Şekil 17’de farklı malzemelerden imal edilen petekler görölmektedir. (Plascore, 2024).



Şekil 17. Malzemelerine göre petekler (Plascore, 2024).

Bal peteği yapıların birleştirilmesi amacıyla genellikle nitril fenolik, vinil fenolik, epoksi, üretan, poliamid ve poliamid bazlı yapıştırıcılar tercih edilmektedir. Özellikle epoksi esaslı yapıştırıcılar, bal peteği yapılarında yaygın olarak kullanılmaktadır. bal peteği çekirdekleri; altıgen, kare, dikdörtgen, zikzak, elipsoit veya yumurta kartonu gibi çeşitli geometrik formlarda tasarlanmakta ve uzatma, bükme ya da kalıpla döküm gibi yöntemlerle üretilebilmektedir (Pehlivanoğlu, 2005). Şekil 18’de farklı yöntemlerle alüminyum, nomex, kevlar, kraft kâğıt ve termoplastik gibi malzemelerden üretilmiş farklı geometrik formlardaki çekirdek yapılarına sahip petekler gösterilmiştir (Zhang vd., 2015).

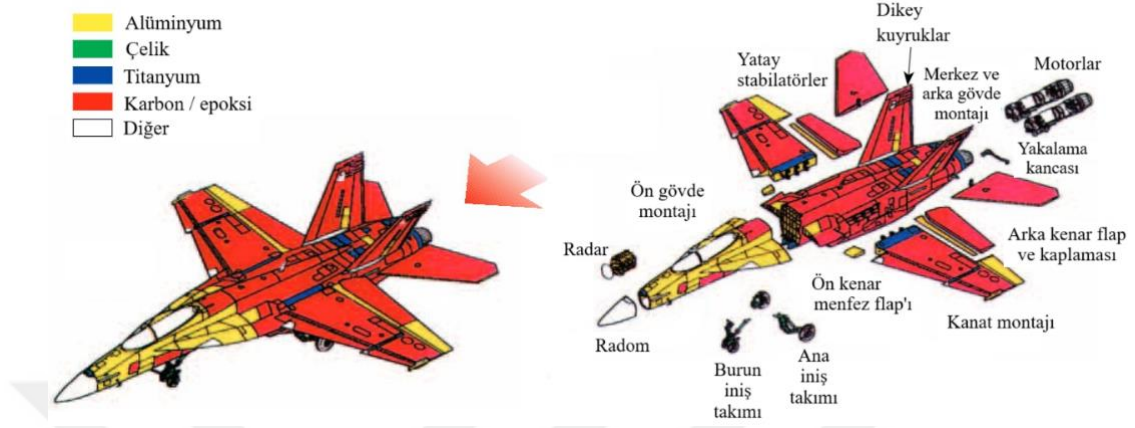


(A-a) Düzenli altıgen hücre, (A-b) kare hücre, (A-c) üçgen hücre, (A-d) sütunlu hücre, (B-a) OX hücre, (B-b) dikdörtgen hücre, (B-c) tekrarlı altıgen hücre, (B-d) asimetrik petek, (C-a) kare ve üçgen karışımı olan kare süper hücre, (C-b) Kagome hücresi, (D-a) esnek çekirdekli hücre, (D-b) çift esnek hücre, (D-c) güçlendirilmiş altıgen hücre, (E-a) kesik kare hücre, (E-b) triakir hücre, (E-c) tetrakir hücre ve (E-d) heksakir hücre. K ve M uzaydaki iki keyfi vektör eksenini gösterir.

Şekil 18. Çeşitli hücre şekillerine sahip düzenli petekler (Zhang vd., 2015)

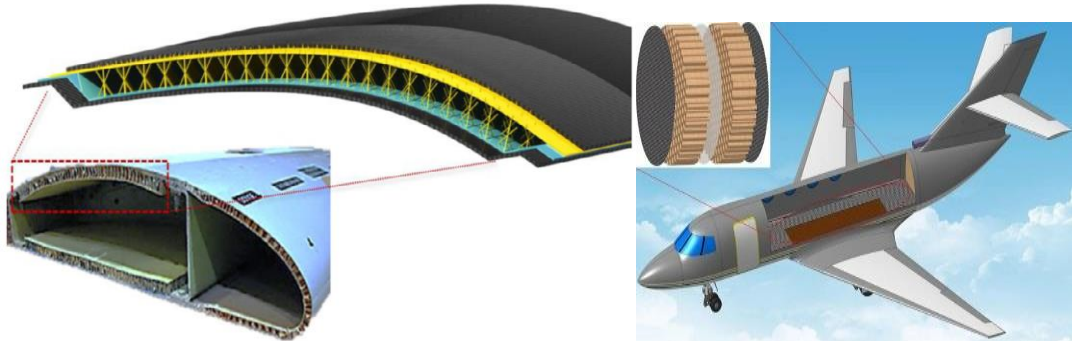
Bal peteği kompozitler; hafif, korozyona dayanıklı, yüksek mukavemetli, ses ve ısı yalıtım özelliği yüksek, mükemmel bir titreşim sönümlleme özelliğine sahip, kimyasallara, deniz suyuna, mantar ve bakteri oluşumuna dayanıklı, darbe dayanımı yüksek malzemelerdir. Bu üstünlükleri sebebiyle; uçakların taban kaplamaları, kanat ve kuyruk parçaları, flaplar, helikopter pervanesi gibi parçalar sandviç kompozit (bal peteği kompozit) tekniği ile üretilmektedir.

Kompozit malzemeler Şekil 19’ da görülen F/A-18 E/F uçağının yapısal ağırlığının %19’unu ve dış yüzey alanının %60’ını oluşturmaktadır. Ayrıca uçağın toplam yüzey alanının %35’i petek malzeme ile imal edilmiş bu sayede ortalama ağırlık %25 azalmıştır. (Halpin vd., 1997).



Şekil 19. F/A-18 E/F uçağı (Halpin vd., 1997)

Kaplamalı çekirdek yapılar son yıllarda yaygın olarak incelenmiştir (Şekil 20). Bu yapıların en büyük avantajı ise havalandırılabilirlerdir. Ancak aynı zamanda kaplama/çekirdek bağlanma mukavemetini iyileştirmek için optimize edilmelidir. Bu origami tipi sandviç yapılar farklı çekirdek desenleri sayesinde öngörülen hasar toleranslarını sağlayabilmektedir. Diğer taraftan daha dayanıklı çekirdek yapıları kullanılabilir ancak bu çözüm genellikle daha ağır olur. Bir başka yol da çekirdeğin tasarımını, çatlak önleyici olarak işlev görecektir şekilde optimize etmektir (Castanie vd., 2020).



Şekil 20. Bal peteği uçak kanat ve gövde yapısı (Castanie vd., 2020)

1.3.3. Polimer Matrisler

Polimer malzemeler, düşük üretim maliyetleri, kolayca şekillendirilebilmeleri ve kullanım alanına özel özellikler kazandırılabilmesi sayesinde birçok sektörde yaygın olarak tercih edilmektedir. Kompozit malzemelerin yaklaşık %90'ı polimer esaslı matrislerden üretildiği için bu tür malzemeler genellikle "takviyeli plastikler" olarak adlandırılmaktadır. Polimer matrisli kompozitler (PMK), temel olarak üç ana gruba ayrılmaktadır: termosetler, termoplastikler ve elastomerler. Bu malzemelerde kullanılan takviye elemanlarının başında cam fiber, kevlar fiber, bor fiber ve karbon fiber yer almaktadır. Polimer matrisli kompozitlerin üretiminde yaygın olarak tercih edilen yöntemler arasında elle yerleştirme, tel sarma, kese kalıplama, pultrüzyon, sıvı akış teknikleri, takviyeli reaksiyon kalıplama, enjeksiyon kalıplama, ekstrüzyon ve termal şekillendirme gibi yöntemler bulunmaktadır. Bu üretim süreçleri, hem malzemenin yapısal bütünlüğünü hem de tasarım esnekliğini optimize etme amacı taşımaktadır (Kovan, 2002).

1.3.3.1. Termosetler

Oldukça rijit bir yapıya sahip ısıl sertleşir plastikler diye de bilinirler. Kürlenmeden önce viskoziteleri düşüktür. Kimyasal reaksiyon yoluyla katılaşırlar, külendikten sonra akmazlar, ısıtıldıklarında ise çözünmezler ve erimezler. Isıtılarak yumuşatılamazlar dolayısıyla şekil verilemezler. Nispeten yavaş üretim prosesine sahip termosetler, termoplastikler gibi tekrar tekrar kullanılmazlar. Termoset reçineler, kimyasal etkiler altında çözülmezler. Termoset reçineler sertleşmemeleri için dondurucularda depolanır ve dondurucu içinde olmak şartıyla raf ömürleri, -18°C 'de 12–18 ay arasında değişmektedir. 120°C ya da 180°C 'de kürlenirler ve maksimum servis sıcaklığı 100°C civarındadır. İşçilik ve yatırım maliyetleri yüksek olan termoset kompozitler; hava araçlarının birincil (kanat, gövde) ve ikincil yapılarının (kaplama ve kapaklar) üretiminde kullanılmaktadırlar. Termoset matris malzemeleri: epoksi, polyester, fenolik, vinil, siyanit, poliamid, poliüretanlardır. Uçak endüstrisinde matris görevi yapan polimer esaslı reçineler; epoksi reçine, polyester reçine, poliamidler ve naylonlar olarak sınıflandırılabilir. Şekil 21'deki ABD Hava Kuvvetleri'nin B-21 Raider hayalet savaş uçağının gövde yapımında polimer matris kompozit malzeme kullanılmıştır.

Kanat kaplamaları, gövde kaplamaları, flaperonlar, elevonlar, motor gövde kaplamaları, iniş takımı kapakları, uçuş kontrol yüzeyleri vb. büyük komponentlerin termoset (epoksi) matrisli malzemeler ile üretilmesi iyi bir çözüm olarak belirtilmiştir (Fernandes ve Maldonado, 2024).



Şekil 21. ABD Hava Kuvvetlerinin B-21 Raider hayalet savaş uçağı (Fernandes ve Maldonado, 2024).

Epoksi reçineler, sahip oldukları çok yönlü kullanım özellikleri, üstün mekanik dayanımları ve yüksek korozyon dirençleri sayesinde geniş bir kullanım alanına sahiptir. Cam ve karbon elyafı ile bir araya getirildiklerinde, yüksek mekanik özelliklere sahip kompozit malzemeler üretilir. Bu tür kompozitler, havacılık, uzay ve denizcilik gibi ileri teknoloji gerektiren sektörlerde yaygın olarak tercih edilmektedir. Epoksilerin diğer malzemelere kıyasla daha düşük seviyede büzülme göstermesi, onları yapıştırıcı olarak oldukça cazip bir seçenek haline getirmektedir. Bu reçineler, özellikle bal peteği ve katmanlı yapıların birleştirilmesinde sıklıkla kullanılırken, plastik parçaların onarımında da oldukça etkilidir. Elektrik yalıtımı konusundaki üstün performansları, endüstriyel uygulamalarda bu özelliklerinden faydalanılmasını sağlar.

Polyester reçineler, yüksek korozyon direnci, düşük maliyeti ve kimyasal modifikasyonlarla farklı amaçlara hizmet edebilme özellikleri sayesinde en yaygın kullanılan reçine türlerinden biridir. Hem Türkiye’de hem de dünya genelinde cam elyaf takviyeli polimer (CTP) uygulamalarında en çok tercih edilen reçine türüdür. Bu malzemeler, ultraviyole ışınların bulunduğu ortamlarda kolaylıkla kullanılabilir ve bazı türleri kimyasal etkilere ve alevlere karşı direnç gösterebilmektedir. Ancak, sertleşme esnasında %5 ila %12 oranında çekme meydana gelir ve bu durum, liflerin basma gerilmeleri altında burkulmasına ve kırılmasına yol açabilir.

Ayrıca düzgün yüzey elde edilmesi zor olup, sertleşme sırasında toksik gaz salınımı yapmaktadır. Polyester reçinelerin çalışma sıcaklık aralığı, genellikle epoksi reçinelere kıyasla daha düşük seviyelerde kalmaktadır (Chung, 2017).

Fenolik reçineler, yüksek yanma direnci özellikleriyle öne çıkmaktadır. Ani sıcaklık değişimlerinde boyutsal stabilitelerini koruyarak iyi performans sergilerler. Kimyasal dayanıklılık ve aşınma direnci son derece yüksektir. Üretim aşamalarında, diğer termoset reçinelerden farklı olarak, yoğunlaşma reaksiyonları sırasında su oluşur ve bu suyun ortadan kaldırılması genellikle gereklidir. Elektrik yalıtım özellikleri oldukça iyi olup, düşük yoğunluklu bir yapıya sahiptirler. Bu gruba ait en bilinen örnek ise bakalittir.

Vinilester reçineler, yüksek korozyon ve kimyasal dayanımlarıyla dikkat çeker. Epoksi reçinelerle kıyaslandığında daha esnek ve darbelere karşı dayanıklıdır. Asitlere, bazlara, hipokloritlere ve peroksitlere karşı üstün kimyasal direnç gösterirler. Ayrıca brom içeren çeşitleri, alev söndürücü özellik taşımasıyla öne çıkar.

Siyanat ester reçineler, sağlamlık ve tokluk açısından oldukça iyi özellikler sunar. Tokluk değerleri, termoplastik malzeme katkılarıyla daha da artırılabilir. Nemden etkilenme seviyeleri diğer reçinelere göre daha düşüktür. Ayrıca epoksi reçinelerle karşılaştırıldığında kürleşme süreçleri daha kolaydır. Bu malzemeler, uzay araçları, mikro-elektronik sistemler, füze teknolojileri ve radar sistemleri gibi ileri teknolojilerde yaygın bir şekilde kullanılmaktadır.

Poliamid reçineler; yoğun sıcaklık dayanımı gerektiren uygulamalarda, özellikle uzay araçları, füzeler ve elektrik devrelerinde tercih edilmektedir. Bununla birlikte, epoksi reçinelerle kıyaslandığında daha düşük tokluk seviyelerine sahiptirler. Üretim süreçlerindeki zorluklar ve yüksek nem tutma özellikleri nedeniyle kullanımları sınırlıdır.

Poliüretan reçineler hem termoset hem de termoplastik yapıda üretilmektedir. Termoplastik poliüretanlar doğrusal moleküler bağlara sahipken, termoset poliüretanlar çapraz bağlarla karakterize edilir. Poliüretan reçineler, farklı formülasyonlarla geniş bir özellik yelpazesi sunabilir. Yüksek aşınma ve kimyasal direnç, elastikiyet, darbe dayanımı ve tokluk gibi özellikleri sayesinde otomobil kaportaları, lastikler ve mobilya parçaları gibi birçok alanda yaygın olarak kullanılmaktadır (Barbero, 2010).

1.3.3.2. Termoplastikler

Termoplastik reçineler, katı halde bulunduklarında ısıtıldıklarında yumuşama gösterir ve kolaylıkla şekillendirilebilir. Soğutma işlemi sonrası tekrar sertleşirler ve metallere göre yaklaşık beş kat daha fazla termal genleşme katsayısına sahiptirler. Bu malzemeler, düşük sürtünme direnciyle %1 ile %500 arasında değişebilen yüksek bir süneklik oranı sergiler. Ancak, termosetlere kıyasla kimyasal ortamlardan daha fazla etkilenme eğilimindedirler. İşleme sürelerinin kısa olması ve işçilik maliyetlerinin düşük seviyelerde kalması önemli avantajlarıdır. Oda sıcaklığında katı halde depolanabilmeleri için herhangi bir soğutucu gereksinimi bulunmaz. Termoplastikler, eritilip birbiriyle karıştırılabilirken, bu özellik genellikle termosetlerde bulunmaz. Termoplastik kompozitler, termosetlere kıyasla daha yüksek sıcaklık ve basınç altında şekillendirme imkânı sunar. Ancak viskoziteleri termosetlere göre daha yüksek seviyelerdedir. Oda sıcaklığında sınırsız bir depolama ömrüne sahip olan bu malzemeler, yüksek işlem sıcaklıkları ($>200\text{ }^{\circ}\text{C}$) gerektirir, aynı zamanda kaynak yapılabilir ve çok iyi elektrik yalıtıcılık özellikleri sergiler. Termoset plastikler daha çok ikincil hava aracı bileşenlerinde, örneğin iniş takımı kapakları ve gövde kontrol kapakları gibi parçalarda kullanılırken, uçak üretiminde ihtiyaç duyulan hızlı, esnek ve maliyet etkin üretim süreçleri için termoplastik kompozitler tercih edilmiştir. Örneğin, bir uçakta 2000 farklı tasarıma sahip 5000'den fazla klip parçası üretimi için bu malzemelerin sağladığı avantajlar ön plana çıkmıştır (Şekil 22) (Özel ve Temiz, 2018).



Şekil 22. Air Bus A350XWB yolcu uçağı gövde klipleri (Özel ve Temiz, 2018)

Termoplastik matris malzemeleri; Nylon-Poliamid (PA), Polipropilen (PP), Politetrafloroetilen (PTFE), Polietilen (PE), Polivinil klorür (PVC), Polietheretherketon (PEEK), Polifenilen sülfid (PPS), Polieterketonketon (PEKK), Polieterimid (PEI)'dir.

Poliamid (PA) Reçineler: Poliamid olarak da bilinen naylonlar, naylon 6, naylon 66 ve naylon 11 gibi çeşitleriyle farklı kimyasal ve fiziksel özellikler sergiler. Yüksek yüzey kalitesi ve iyi yağlama özellikleriyle dikkat çeken bu malzemeler, nemi absorbe etme eğilimindedir ve bu durum fiziksel ve mekanik performanslarını olumsuz etkileyebilir.

Polipropilen (PP) Reçineler: Düşük yoğunluğu ve uygun maliyetiyle geniş bir kullanım alanına sahip olan bu termoplastik, diğer termoplastik malzemeler arasında en düşük yoğunluğa sahiptir. Mukavemet, rijitlik, kimyasal dayanıklılık ve yorulma direnci gibi özellikleri sayesinde otomotiv sektöründe, ev eşyalarında ve makine parçalarında sıklıkla tercih edilir.

Politetrafloroetilen (PTFE): Halk arasında teflon adıyla bilinen bu malzeme, çevresel ve kimyasal etkiler karşısında üstün dayanıklılığı ile öne çıkar. Polietilen (PE): Şişe, boru gibi ürünlerin üretiminde yaygın olarak kullanılan bir malzemedir. Polivinil klorür (PVC): Gıda ambalajlama, oyuncak, zemin kaplamaları, pencere ve kapı imalatında tercih edilen bir plastik türüdür.

Polietheretherketon (PEEK), günümüzün gelişmiş termoplastik malzemeleri arasında yer almaktadır. Yüksek sıcaklık koşullarında etkin bir şekilde kullanılabilir. Tokluk özellikleri, bazı epoksi malzemelerin 50-100 katına kadar çıkabilirken, nem emme oranları ise önemli ölçüde daha düşüktür, yaklaşık 10 kat daha azdır. Ancak, PEEK'in en belirgin olumsuz yönü, oldukça yüksek maliyetli olmasıdır. Bu malzeme, özellikle havacılık sektöründe, uçak gövdesi, kanatlar ve kontrol yüzeylerinin üretiminde tercih edilmektedir. Polietilen sülfür (PPS) reçineleri, yüksek sıcaklıklara karşı üstün kimyasal direnç ve dayanıklılık özellikleri gösterir. Bu özellikleri sayesinde, özellikle yüksek sıcaklık koşullarında tercih edilen bir malzeme haline gelirler. Uçaklarda, iniş takımı kapakları gibi önemli parçalarda kullanılmaktadır. Polieterketonketon (PEKK), gövde kanat ve kontrol yüzeylerinin yapımında kullanılır. Polieterimid (PEI); hava araçlarının kabin içi gibi bölgelerinin yapımında kullanılan üstün özellikli termoplastik kompozitlerdir (Barbero, 2010).

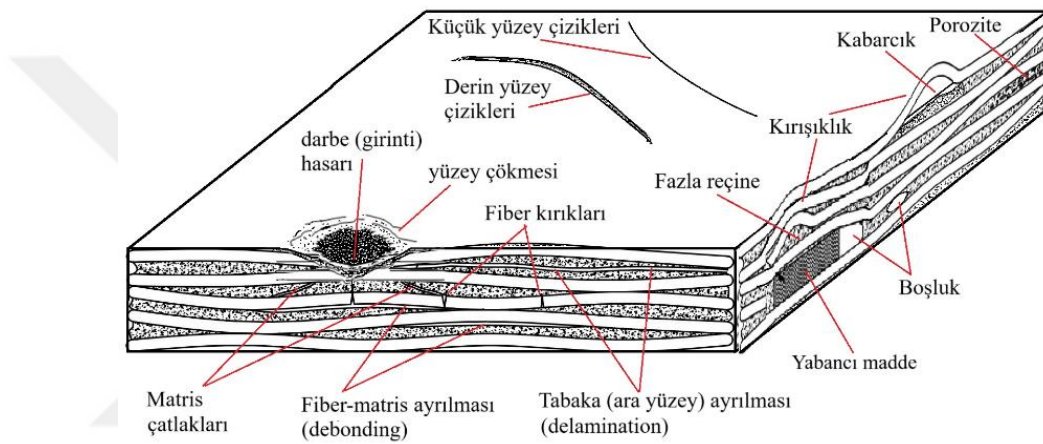
1.4. Hava Araçlarında Kullanılan Kompozit Yapılardaki Hasar Tipleri

Kompozit yapılar hem imalat sırasında hem de hizmet sırasında çok çeşitli kusurlara karşı hassastır. Bu kusurlar yapısal bütünlüğü etkileyebilir ve kompozit yapının mukavemetini ve rijitliğini önemli ölçüde azaltabilir. Fiber takviyeli kompozitler yüksek gerilme altında Şekil 23'te görüldüğü gibi fiber ve matris hasarlarını içeren farklı hasar morfolojileri ile sonuçlanır (UnnBörsson vd., 2004). Örneğin, karbon veya bor fiber takviyeli plastiklerden üretilen uçak yapıları, mekanik darbelerin hasara neden olabileceğini göstermektedir. Bu hasarlara, kalkış ve inişler sırasında yapıya çarpabilecek buz veya beton döküntüleri neden olabilir. Dolu, kuş çarpması veya düzenli yer bakım işlemleri de ek hasara neden olabilir. Yüzeysel çatlaklar, derin çizikler veya oyuklar düşük ila orta hızlı darbeler altında oluşabilir ve yapısal yük taşıma kapasitesini etkileyebilir. Buna ek olarak, boya çıkarma gibi her türlü taşlama işlemi ve hatta planlı bakımlar bile kompozit yapıda çiziklere neden olabilir.

Kompozit laminatlarda en kritik arıza modu olan delaminasyonu, serbest kenarlar olarak kesilmiş katların interlaminar gerilmelere neden olduğu ve gerilme tekilliklerini yoğunlaştırdığı çentikler ve çizikler gibi kompozit cilt kusurları izleyebilir. Yük taşıyan katları etkileyen çizikler esasen kompozit yapının pürüzlü bir yüzeye göre kayma hareketinden kaynaklanır. Ticari hava taşıtlarında, hava taşıtı park halindeyken bu hasarın meydana gelme olasılığı yüksektir. Hasar; buz çözme, kargo işlemleri, yakıt doldurma veya diğer yer araçlarıyla etkileşimler sırasında meydana gelebilir. Bu durumlar kompozit parçalarda çizik veya "oyuk" tipi hasara yol açabilir. Şekil 23'te kompozit bir panel üzerindeki derin bir çizik örneği gösterilmektedir. Şu anda, geleneksel kompozit yapılar için kullanılan polimer takviyeli kompozitler bu tür çizik hasarlarının oluşmasını engelleyememektedir. Optimize edilmiş bir hava aracı yapısı genellikle gövdenin geniş alanlarında çok ince kesitler kullanır. Bu tür hasarlar kompozit yapının yapısal yük taşıma kapasitesini etkileyebilir.

Literatür incelendiğinde, aşınma potansiyelinin azaltılması ve yüzey altı koşulların korunması açısından yüzey davranışı perspektifinden kompozit malzemelerin çizilmeye karşı direnç davranışı üzerine çok sayıda çalışma olduğu görülmektedir.

Bununla birlikte, çizik hasarının ve çiziklerin kompozit yapılarda arıza oluşturmadaki etkisinin anlaşılması, olası hizmet koşulları göz önünde bulundurularak güvenli yapılar tasarlamak için önemlidir. Ayrıca, yapısal bütünlük kaybının derecesini belirlemek için hasar analizi, uygulanabilir bir onarım tekniği önermek için gereklidir. Delaminasyonun başlangıcı ve yayılması, kompozit yapıların doğru bir yapısal bütünlük değerlendirmesi için kritik öneme sahiptir. Onarım olmaksızın çiziklerin varlığında kompozitlerde hasar başlangıcını ve yayılmasını tahmin etmek için hasar ve kırılma mekaniği yaklaşımları önerilmiştir (Shams ve El-Hajjar, 2013a; Shams ve El-Hajjar, 2013b; Shams ve El-Hajjar, 2015).



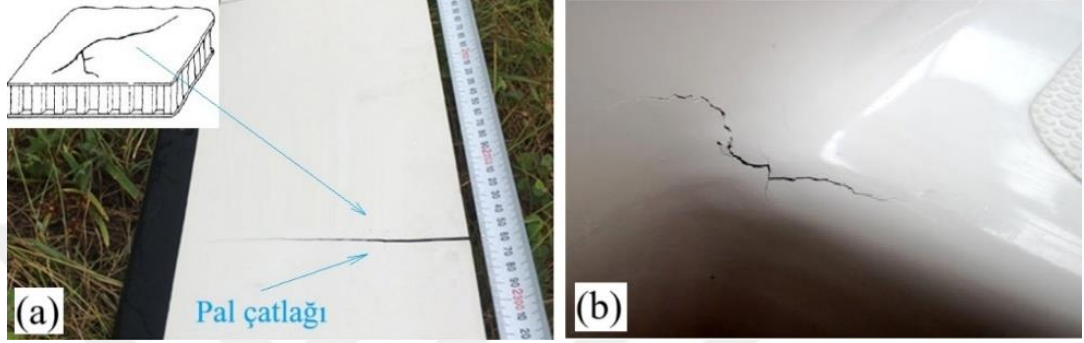
Şekil 23. Kompozit bir levhada meydana gelen bazı hasarlar (UnnBörsson vd., 2004)

Özetlenirse, fiber takviyeli polimer kompozitlerden imal edilmiş yapılarda hasar iki kategoride toplanmaktadır. Birinci kategoride; çarpışma veya farklı sıra dışı kuvvetlerden kaynaklanan hasar tipleri bulunurken, ikinci kategoride; tasarım yetersizlikleri veya üretim hatalarından kaynaklanan hasar tipleri bulunmaktadır. Hava araçlarının kompozit yapılarında oluşan hasar türleri üç sınıfta incelenmiştir.

1.4.1. Yüzey Hasarı

Fiber takviyeli kompozit malzemelerde en sık karşılaşılan hasar türleri çatlama, aşınma ve kabarma olarak öne çıkmaktadır. Bu tür hasarlar, sandviç yapıdaki laminat kompozitlerde "1. sınıf hasar" olarak kategorize edilir. Bu hasar kategorisinde Şekil 24 (a)'da bir helikopter pal çatlağı, Şekil 24 (b)'de ise uçak kanat kaplamasında bir yüzey hasarı görülmektedir (ATSB, 2020).

Bu kategoriye, sadece dış yüzeyi etkileyen çizikler, yara izleri, ezilmeler ya da erozyon gibi hasarlar dahildir. Yüzeydeki bu hasarlar, 2 mm'yi geçmeyen kalınlıklar için geçerli olup, daha derinlere yayılmazlar. Tek başlarına büyük bir anlam taşımayan bu hasarlar, göz ardı edilirse fiberler arasında sıvı birikmesine neden olabilir ve bunun sonucunda tabaka ayrılmaları görülebilir. Çatlamalar da, yüksek gerilme bölgelerinde ve yüzey altı katmanlarda hasarların belirtisi olabilir (Dağdelen, 2010).

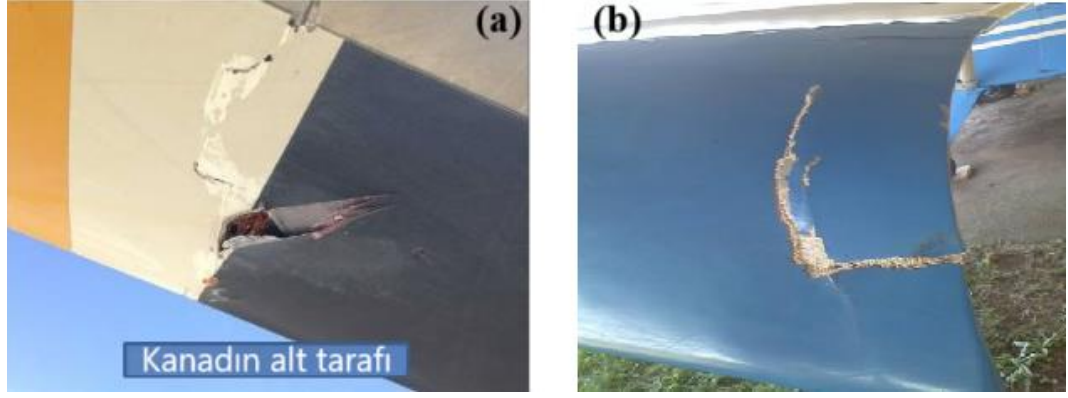


(a) helikopter pal çatlağı, (b) uçak kanat kaplamasında yüzey hasarı

Şekil 24. Sandviç tipi laminat kompozit yapılarda 1. sınıf hasar örnekleri (ATSB, 2020)

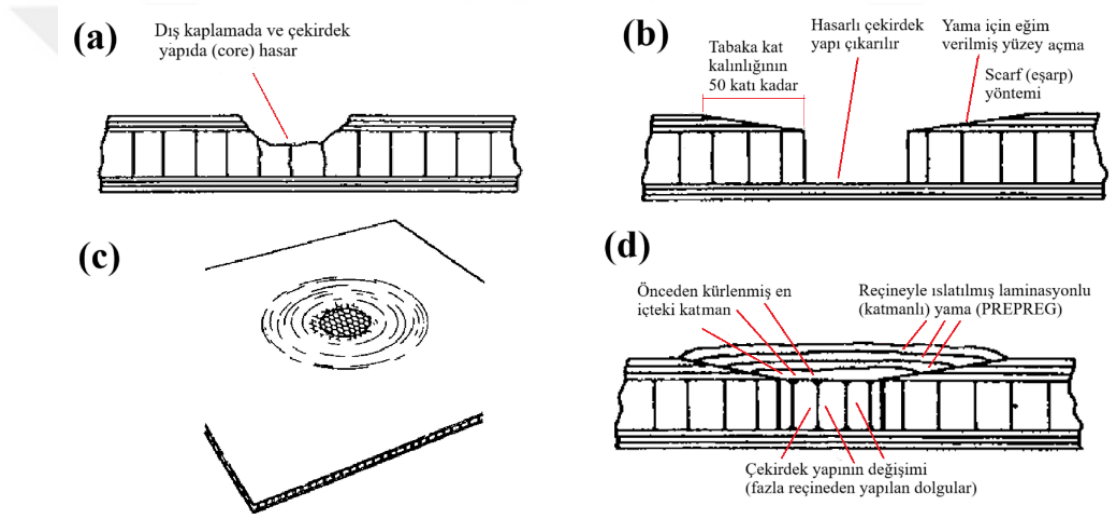
1.4.2. Tabaka Hasarı

Sıra dışı yükleme türleri, çatlaklar, delikler, ezilmeler ve tabakalar arasında kaymalar gibi hasarlara yol açabilir. Sandviç tipi laminat kompozit yapılarda “2. sınıf hasarı” olarak tanımlanır (Şekil 25). Bu kusurda, bal peteği dokuya zarar vermeden dış kabukta oluşan (yalnızca bir yüzünde) delinmeler, delaminasyonlar, kontaminasyonlar veya kırıklar vardır. Onarım kataloğunda bu hasar türü “kalınlık boyunca kısmi hasar” ve “kalınlık boyunca hasar” olarak iki gruba ayrılır. Şekil 26’da ise sandviç tipi laminat kompozit yapıdaki hasarın onarım şeması görülmektedir. Burada, (a) hasarlı bölge, (b) yüzeydeki hasarlı katlarının atkısı (scarf) yöntemiyle çıkarılması, (c) hasarlı çekirdek yapının çıkarılarak, boşluğun yeni çekirdek yapı veya dolguyla kapatılması ve (d) değişen çekirdek yapı üzerine önceden kurlenmiş yama ilavesi ve küçükten büyüğe doğru farklı çaplardaki katmanlı prepreglerin üst üste konularak yamanın tamamlanmasıdır (USA_Department_of_Army, 1992).



(a) Helikopter kanadı (pal) (Aerossurance, 2019) ve (b) Uçak gövde kaplamasında tabaka hasarları (Siberian_Times, 2018)

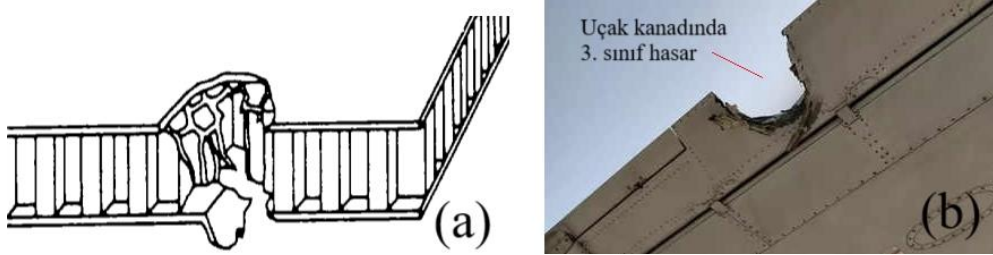
Şekil 25. Sandviç tipi laminat kompozit yapılarda 2. sınıf hasar örnekleri



Şekil 26. Sandviç tipi kompozit yapıdaki 2. sınıf hasarın onarım şeması (USA_Department_Of_Army, 1992).

1.4.3. Bağlantı Delaminasyonu

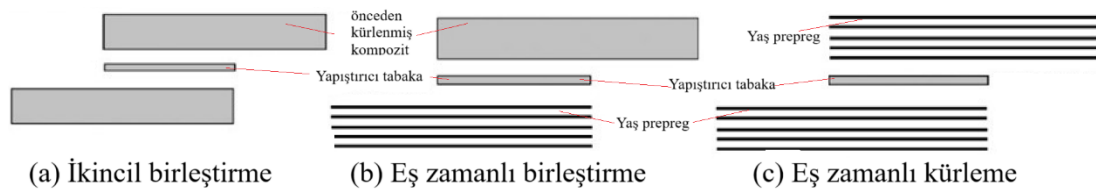
Delaminasyon, kompozit malzeme içerisindeki katmanların birbirinden ayrılması durumu olarak tanımlanabilir. Katmanlı kompozitlerde, tabakalar arasındaki bağın zayıf olması nedeniyle bu tür hasarlar yaygın şekilde gözlemlenir. Bu hasar, malzemenin rijitlik kaybı gibi olumsuz sonuçlara yol açabilir. Sandviç tipi laminat kompozit yapılarda “3. sınıf hasarı” olarak tanımlanır (Şekil 27a). Bu hasar hem yüzeyleri hem de bal peteği yapıyı etkileyen hasarı belirtir (USA_Department_of_Army, 1992). Şekil (b)’de ise bir uçak kanadındaki 3. sınıf hasar görülmektedir (The_Times_of_India, 2012).



Şekil 27. Sandviç tipi kompozit yapıda 3. sınıf hasar (The_Times_Of_India, 2012)

1.5. Kompozit Malzemelerin Birleştirilmesi (Onarımı)

Hava araçlarında kullanılan polimer kompozit malzemelerin mekanik yöntemlerle (vida, perçin, vb) birleştirme işlemleri esnasında oluşan delaminasyon, korozyon ve deformasyonlar; havacılık endüstrisinde mekanik birleştirme yöntemine alternatif olan farklı yapıştırma tekniklerinin geliştirilmesini önemli hale getirmiştir. Buna karşın günümüzde, mekanik birleştirme yöntemlerine alternatif olarak Şekil 28'de gösterilen eş zamanlı kürleme (co-curing), eş zamanlı birleştirme (co-bonding) ve ikincil birleştirme (secondarybonding) teknikleri öne çıkmaktadır. Eş zamanlı kürleme, iki bileşenin bir yapıştırıcı film aracılığıyla aynı anda kürlenme sürecini ifade eder. Eş zamanlı birleştirme ise, daha önce kürlenmiş bir parçanın, henüz kürlenmemiş veya kısmi olarak kürlenmiş bir başka parça üzerine yapıştırılmasıyla gerçekleştirilir. İkincil birleştirme ise daha önce kürlenmiş iki bileşenin bir yapıştırıcı yardımıyla birleştirilmesi işlemidir.



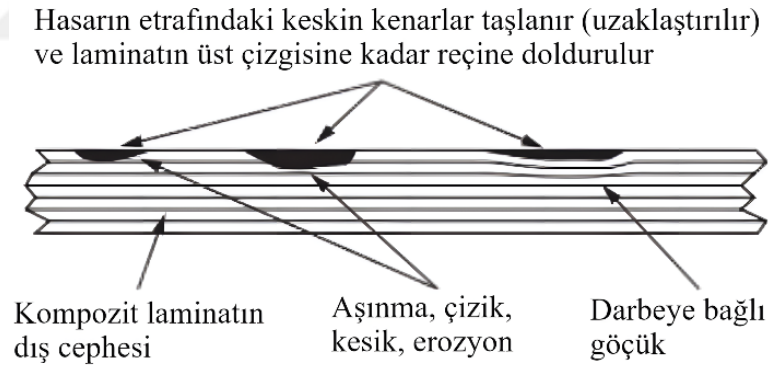
Şekil 28. Yapıştırma teknikleri (Dahmen vd., 2020).

Kompozitlerin birleştirme veya onarım yöntemleri; yapıştırma, kaynak, mekanik birleştirme, 3D yazıcı ile eklemeli imalat ve koruyucu bant yöntemleri olarak özetlenebilir. Hasarlı kompozit yapının onarım süreci, (a) hasarın belirlenmesi, (b) onarımın tasarımı ve analizi ve (c) onarımın uygulanması ile son kontrol ve denetim gibi üç temel aşamadan oluşur.

Hasarın saptanması, onarım sürecinin tasarım aşamasından önce yapılmalıdır. Hasar, tasarım hataları veya çatlaklar, korozyon gibi fiziksel bozulmalar nedeniyle meydana gelebilir. Hasar tespiti yalnızca yapısal tasarım unsurlarını değil, aynı zamanda çevresel etmenlerin yapıyı nasıl etkileyebileceğini de dikkate almalıdır. Onarımın amacı, orijinal yapının tüm fonksiyonel gereksinimlerini karşılamasını sağlamaktır. Bu gereksinimler arasında maksimum yük taşıma kapasitesi, süreklilik, hasar toleransı, çevresel faktörler, sağlamlık ve aerodinamik ile elektronik performans gibi kriterler yer alır (Yousefpour vd., 2004).

1.5.1. Yapıştırma Yöntemleri

Bu yöntem Şekil 29’da görülen ve kompozit yapının dış cephesinde meydana gelen aşınma, çizik, kesik, erozyon ve darbeye bağlı göçük gibi hasarlara yöneliktir. Yani nispeten küçük hasarları, reçineyle dolgu veya sızdırmazlık sağlayacak şekilde kapatma tipi onarımları kapsar. Genellikle yapısal bütünlüğü önemli ölçüde etkilemeyen küçük hasarlar için kullanılır.

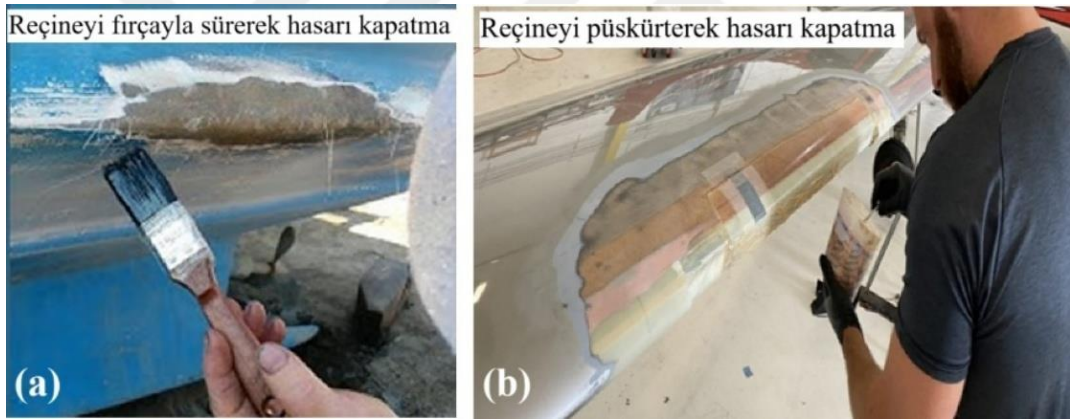


Şekil 29. Dolgu/kapatma onarımları

1.5.1.1. Reçine ile kapatma metodu

Bu yöntemde, hasar görmüş bölge, serbestleşen fiberleri tutarak hasarın daha fazla yayılmasını önlemek amacıyla reçine ile kaplanır. Hava araçlarında kullanılan sandviç tipi laminat kompozit yapılarda oluşan ve genellikle dış katı etkileyen darbe izleri, ezikler, erozyon veya derin çizikler gibi 1. sınıf hasarlar bu yöntemle onarılmaktadır.

Bu tür hasarlarda hasarlı yüzey Alifatik petrol, TT-N-95 veya diğer onaylı temizlik maddeleri ile ıslatılmış temiz bir bez kullanarak iyice ve dikkatlice temizlenir. Kumlu zımpara kâğıdı (280 grid) kullanarak hasarlı alan hafifçe zımparalanır. Basınçlı hava tutularak temizlenir. Aşındırılmış yüzeylere epoksi veya polyester reçine; aşınma derinliğine bağlı olarak fırça, enjektör, damlatma veya özel süngerlerle uygulanır. Reçine uygulaması yapılan bölge üzerine reçineye yapışmayan selofan, polivinil alkol (PVA) film veya jelatin serilerek kenarları bantlanır. Jelatin serilen yüzey üzerine düzgün bir ağırlık konularak reçinenin sertleşmesi beklenir. Reçine kürleştiğinde selofan çıkarılarak yüzey tekrar tesviye edilir. Hasar, kanatlar veya paller gibi eğimli bir yüzeyde ise kürleşme esnasında eğimli bölgenin şeklini verebilmek için selofan üzerine kalın sert sünger, süngerin üzerine ağırlık konularak yamanın profil şekline uygun kürlenmesi sağlanır (USA_Department_of_Army, 2013). Şekil 30'da reçine ile kapatma yöntemine bir örnek verilmiştir (TCA_Aviation, 2023)



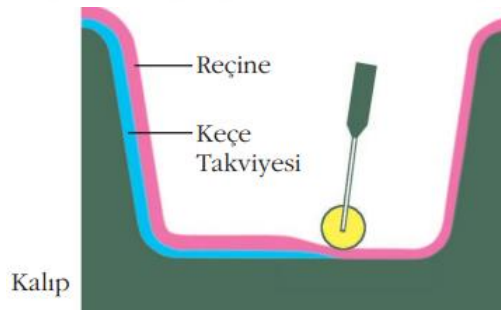
Şekil 30. Reçine dolgusuyla kapatma metodu (TCA_Aviation, 2023)

1.5.1.2. Doldurma Onarımı Metodu

Bu yöntem, hasar sınırları dahilinde küçük çaplı çatlaklara sahip bal peteği paneller için uygulanır. Çatlaklar, oda sıcaklığında viskozitesi yüksek (macun tipi) uygun bir dolgu malzemesiyle kapatılır. Böylece, kalıcı onarım gerçekleştirilene kadar suyun içeri sızması önlenir.

1.5.1.3. El Yatırması Metodu

Oda sıcaklığında uygulanan el yatırma yöntemi, onarım işlemleri için uygunluğu ve sunduğu çeşitli avantajlar nedeniyle sıkça tercih edilen bir yöntemdir (Şekil 31). Bu yöntemde, kullanılan kumaş veya bandın onarılacak yüzeyin geometrisine kolayca uyum sağlayabilmesi önemli bir avantajdır. Ayrıca, hızlı sertleşmenin gerekmediği durumlarda, ısıtma işlemi ihtiyacını ortadan kaldırması ve iyi bir yapışma sağlamak için yalnızca vakum basıncının yeterli olması da yöntemin cazip yönlerindendir. Bununla birlikte, yüksek sıcaklık ortamlarında düşük performans göstermesi, yöntemin sınırlayıcı bir dezavantajıdır. Reçinenin hazırlanması sırasında, karışımın doğru bir şekilde ölçülmesi ve dikkatlice karıştırılması gereklidir. El yatırması yöntemi, yüksek sıcaklıklarda uygulandığında, oda sıcaklığındaki el yatırması tekniğinin tüm avantajlarını sunar ve daha büyük boyutlu parçalar için de kullanılabilir. Ancak, bu yöntemin tek olumsuz yönü ısı gereksinimidir. Bu süreçte, termal çiftler doğru şekilde yerleştirilmeli ve kürleme işlemi süresince işlem sıcaklığı yama bölgesinde en düşük seviyede tutulmalıdır. Bu tür sistemlerin kürleme işlemi genellikle yaklaşık 95°C’de gerçekleştirilmelidir (Durmuş, 2006).

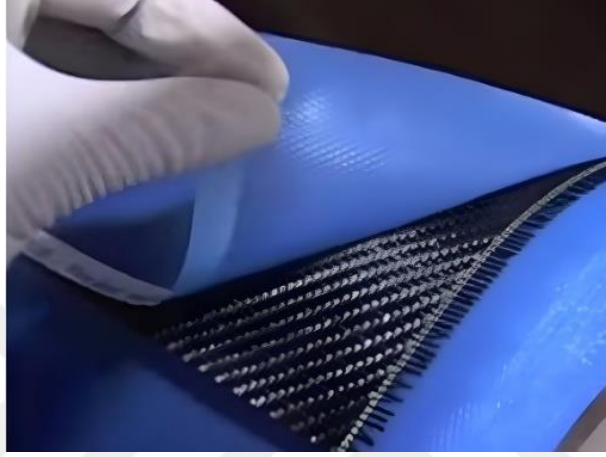


Şekil 31. El yatırması metodu (Talın, (2020))

1.5.1.4. Prepreg ile Onarım Metodu

Prepreg, reçine ile önceden doyurulmuş karbon, cam veya aramid liflerinden üretilen kumaşlara verilen isimdir. Şekil 32’de epoksi emdirilmiş prepreg karbon fiberden kumaş görülmektedir (Malhan vd., 2021). Bu malzemelerle üretilen kompozit parçalarda kalınlık, ağırlık ve yüzey kalitesi gibi nihai ürün özellikleri, diğer yöntemlerle karşılaştırıldığında daha iyi standardize edilebilir. Ayrıca, yüksek ürün kalitesi elde edilirken fire oranları da oldukça düşük seviyelerde tutulabilir.

Reçine ile işlenmemiş liflere göre, prepreg kullanımı sırasında katmanların kalıp yüzeyine yapışması, üst üste serimi ve fiberlerin bir arada kalması kolaylık sağlar. Bunun yanı sıra, kürleşme süresi el yatırması, vakum infüzyonu ve vakum torbalama gibi yöntemlere kıyasla daha kısa sürer. Reçinenin önceden liflere emdirilmiş olması, kuru kalma ya da fazla reçine Emilimi gibi problemleri ortadan kaldırır (Armatlı Kayrak, 1999).

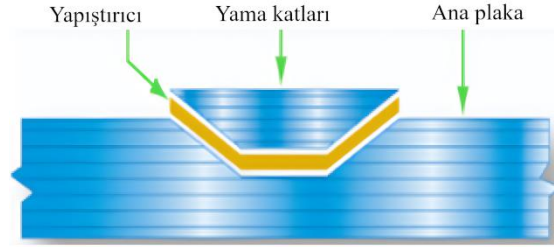


Şekil 32. Epoksi reçineyle ıslatılmış karbon fiber prepreg (Malhan vd., 2021)

1.5.1.5. Yapıştırıcıyla Gömme ve Basamaklı Yama Onarımı

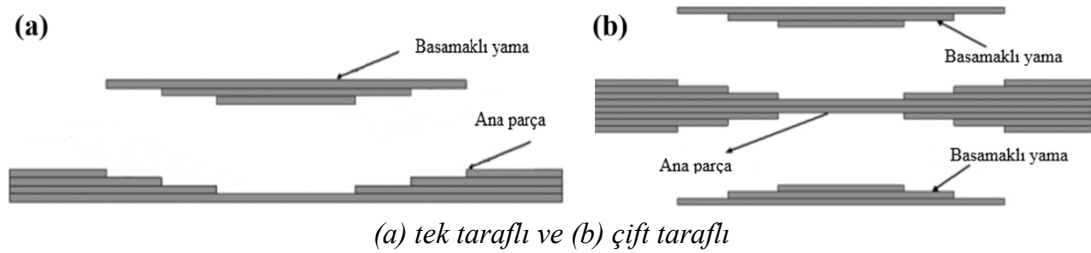
Yeni nesil uçakların gövde ve kanat yapıları, birlikte sertleştirilmiş veya birlikte bağlanmış kirişlerle dıştan takviye edilmiş katı laminatlardan yapılmıştır. Bu katı laminatlar, petek sandviç yapıların yüz tabakalarından çok daha fazla kata sahiptir. Katı laminat yapıları yönelik aynı zamanda onarım teknikleri cam, kevlar ve karbon için küçük farklılıklarla birbirine benzerdir. Ana plakayla aynı seviyede bir onarım kademeli veya daha yaygın olarak yivli (konik) olabilir. Yükün derz içine girmesini kolaylaştırmak ve yapıştırıcının kaçmasını önlemek için atkı açıları genellikle küçüktür. Bu 1:10 ila 1:70 kalınlık/uzunluk oranlarına karşılık gelir. Yapıştırıcıyla hasar boşluğu içine gömme tekniği, el yatırması yöntemiyle birlikte en yaygın kullanılan onarım teknikleri arasında yer almaktadır. Şekil 33'te yapıştırıcıyla hasar içine gömülen yama katları görülmektedir (Aircraftsystemstech, 2025). Bu yöntem, yüksek bağlanma dayanımı gereken bölgelerde uygulanır. Bu tip yamalarının kullanıldığı yüzeylerde, kayma gerilmelerinin daha homojen dağıldığı gözlemlenir.

Bu durum, delaminasyon etkisini azaltarak sıyrılma riskini düşürür. Ancak, bu yöntemin bir dezavantajı, uygulama sürecinin oldukça karmaşık ve zaman alıcı olmasıdır. Ayrıca yüzey boşaltma aşamasında, istenen atkı açısını elde edebilmek için hasarsız bölgelerden gereğinden fazla malzeme çıkarılması gerekebilir.



Şekil 33. Yapıştırıcıyla hasar içine gömülen yama katları (Aircraftsystemstech, 2025)

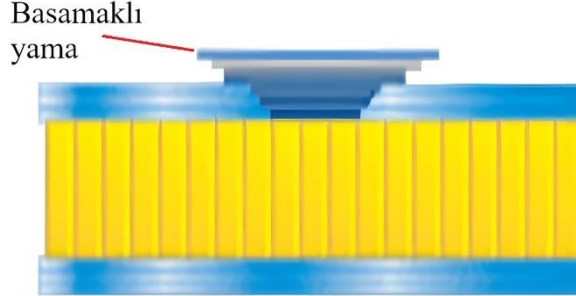
Basamaklı yama onarım, yapıştırıcıyla hasar içine yamaları gömme yöntemine kıyasla yapısal olarak farklı bir tasarıma sahiptir. Bu yöntemde kullanılan yamanın basamak benzeri bir geometrisi olması nedeniyle "basamaklı yama" adı verilmiştir. Cam fiber ve aramid kumaşlar gibi malzemelerde kolaylıkla uygulanabilen bu teknik, karbon fiberlerde uygulanırken daha fazla özen gerektirir. Bunun sebebi, tabakaların düzenlenmesi sırasında kesim hatlarının birbirine tam olarak oturmasının sağlanmasının zor olmasıdır. Şekil 34'te basamaklı yama onarımı, tek taraflı ve çift taraflı olmak üzere iki ana kategoriye ayrılmaktadır (Yıldız, 2018).



Şekil 34. Basamaklı yama ile onarım (Yıldız, 2018)

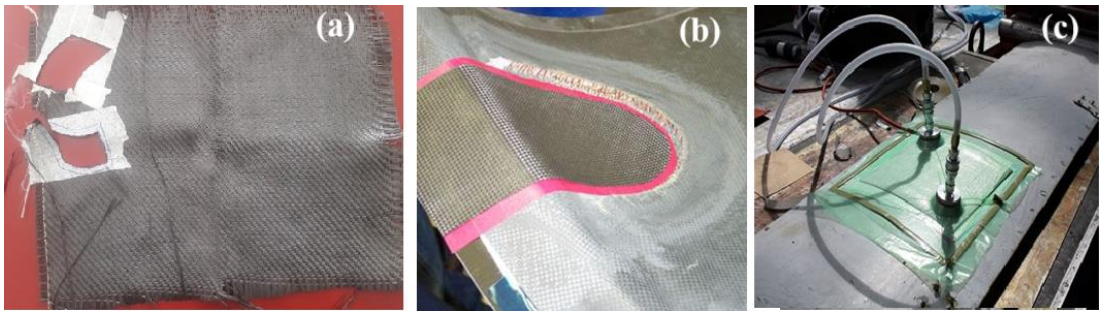
Hava araçlarındaki kompozitlerde bal peteği yapıyı koruyan dış kabuğundaki ezilmeler, delaminasyonlar, kontaminasyonlar, çizikler veya kırıklar gibi 2. sınıf hasarlar bal peteği dokuya zarar vermeden Şekil 35'de görüldüğü gibi basamaklı yama ile onarılmaktadır.

Benzer şekilde 3. sınıf hasar olarak tanımlanan hem dış kabukta hem de bal peteği yapının bozulması sonucu oluşan hasarlar da basamaklı yama yöntemi ile onarılabilmektedir.



Şekil 35. Basamaklı yama modeli (2. sınıf hasar için) (Aircraftsystemstech, 2025)

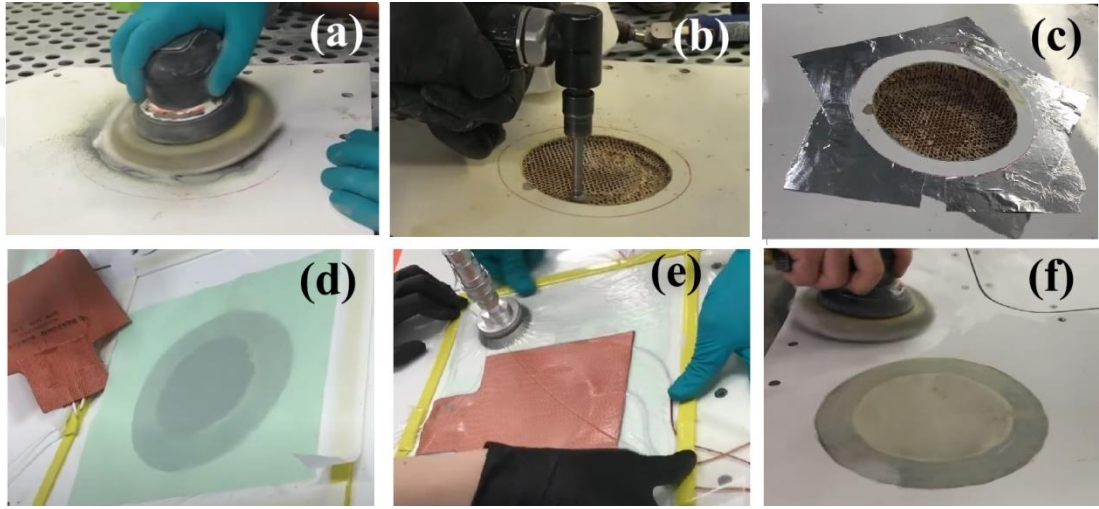
Hava araçlarında kullanılan bal peteği kompozit yapılarda oluşan 2. sınıf hasarlı yüzey; onaylı temizlik maddeleri ile ıslatılmış temiz bir bez kullanarak iyice ve dikkatlice temizlenir. Hasarlı yüzey kademeli yüzey oluşturacak şekilde taşlanır (zımparalanır) ve basınçlı hava tutularak temizlenir. Yamalar hasar yüzeyinin şekline uygun karbon elyaf veya cam elyaf kumaştan kenar liflenmesi oluşmayacak şekilde kesilir (Şekil 36a). Hasar boşluğu doluncaya kadar epoksi ile ıslatılan yama parçaları Şekil 36(b)'de gösterildiği gibi kat kat hasarlı yüzeye yapıştırılır (Marsh, 2013). Akabinde Şekil 36(c)'deki gibi vakum torbası uygulaması yapılarak onarılan bölgenin kürlenmesi sağlanır (Briskheat®, 2025).



(a) yamaların kesimi, (b) hasarlı bölgenin yamanması ve (c) vakum torbalama

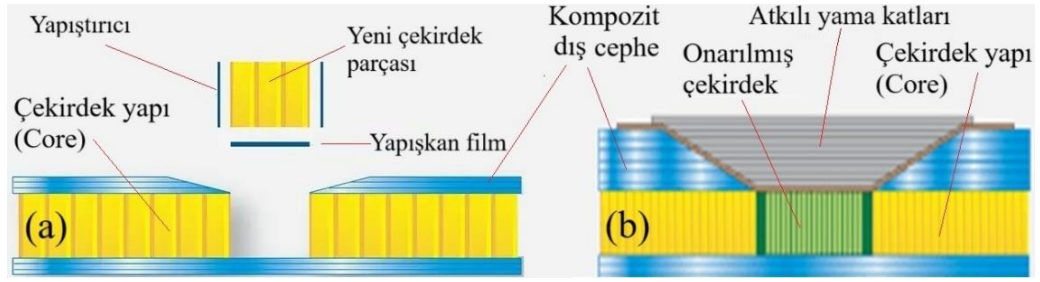
Şekil 36. Yüzeydeki (dış kabuk) 2. sınıf hasarın onarım aşamaları (Marsh, 2013; Briskheat®, 2025)

Hava araçlarında hem dış kabuk (kaplama) hem de bal peteği dokusuna (çekirdek, core) kadar ulaşan 3. sınıf hasarın, kademeli birleştirme metoduna uygun onarımı yapılır. Şekil 37 (a)'da önce hasarlı bölgeyi ortaya çıkarmak için dış kabuk taşlanır. Hasarlı bal peteği yapı uzaklaştırılır (Şekil 37b-c). Kat-kat kesilen dokumalar küçükten büyüğe yerleştirilir (Şekil 37d). Vakum torbalama ile yama bölgesine reçine verilirken yama üzere baskı yapacak şişebilen bir başka torba yerleştirilir (Şekil 37e). Kürlenene yama bölgesi zımparalama işlemiyle temizlenir ve son olarak boyanır (Şekil 37f) (Q1_Aviation_Ltd, 2024).



Şekil 37. Bal peteği yapıdaki 3. sınıf hasarın onarım aşamaları (Q1_Aviation_Ltd, 2024)

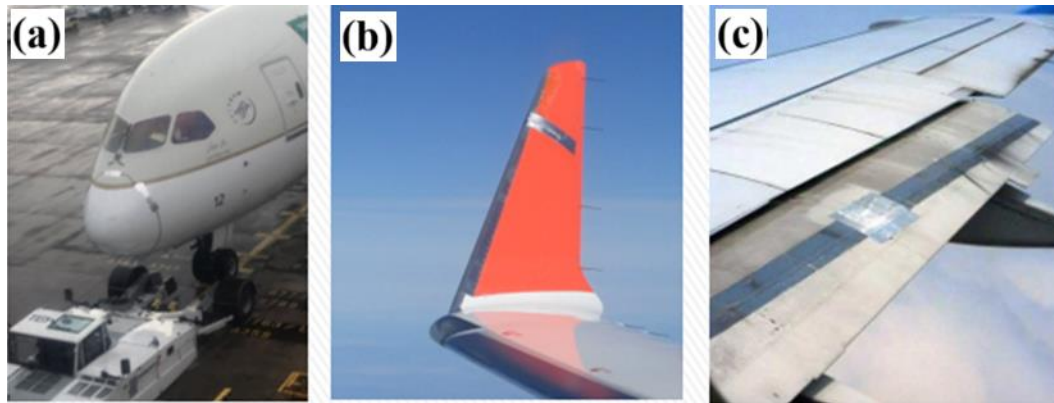
Göbek malzemesi olarak kullanılacak bal peteği, bakım el kitabında belirtilen kalınlık ve hücre boyutunda kesilir. Onarım alanı tamamen temizlenip kurulanır. Daha sonra, kesilen bal peteği yapıdaki tüm yüzeye katalizör içeren reçine uygulanır ve göbek hücrelerinin yönü aynı kalacak şekilde hazırlanan boşluğa sıkıca yerleştirilir. (Şekil 38a). Kaplama malzemesi kalınlığınca kesilen kompozit kumaşlar epoksi ile ıslatılarak üst üste serilir (Şekil 38b) (Aircraftsystemstech, 2025). Daha sonra vakum uygulaması ile kürlenir. Alt ve üst yüzey kaplamaları ile göbek malzemesi zarar gördüğünde, kaplamaların her ikisi aynı anda kademeli çıkarma yöntemiyle işleme tabi tutulmamalıdır. İlk olarak bir yüzeyin onarımı tamamlanmalı, ardından diğer yüzeyin onarımına geçilmelidir (USA_Department_of_Army, 1992; Durmuş, 2006)



Şekil 38. Bal peteği dokunun yapıştırılması ve atkılı yama katları (Aircraftsystemstech, 2025)

1.5.2. Koruyucu Bant Metodu

Alüminyum bant kullanılarak uygulanan bir onarım yöntemidir. Bu bantlar genellikle 0,025 mm ile 0,075 mm kalınlık arasında seçilmektedir. Şekil 39’da örnekleri görüldüğü üzere, kompozit malzemede hasar gören, temizlenmiş bölgeye alüminyum bant yapıştırılarak yapılan işlemdir. Yapıştırma işlemi, bandın yüzeydeki fiberlerin dağılmasını önlemesinin yanı sıra malzeme içine su girişini de engeller. Bu yöntem, tam anlamıyla bir onarım ve koruma sağlamasa da, hasarın ilerlemesini durdurarak daha kalıcı çözümler bulunana dek zaman kazandırır. Basınca, UV ışığına ve ısıya dayanıklıdır. 10–20 bin fit irtifayı aşan uçaklarda aşırı soğuk ve sıcaklığa dayanıklıdır. Geçici onarım malzemesi olarak FAA (Federal Aviation Agency) tarafından onaylanmıştır (Dağdelen, 2010).



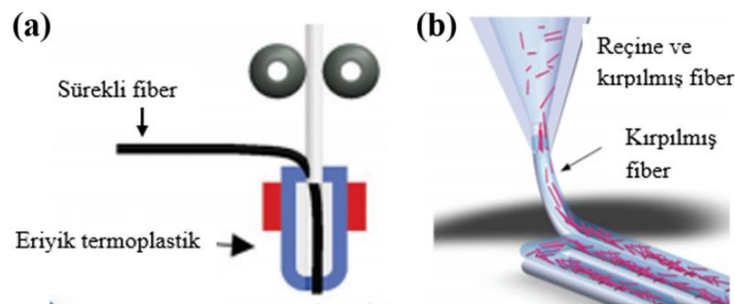
a) Radom bölgesi, b) Kuyruk dikmesi ve c) Flap üstü koruyucu bant uygulaması

Şekil 39. Koruyucu bant uygulama örnekleri (Klint, 2022)

1.5.3. Eklemeli İmalat ile Onarım

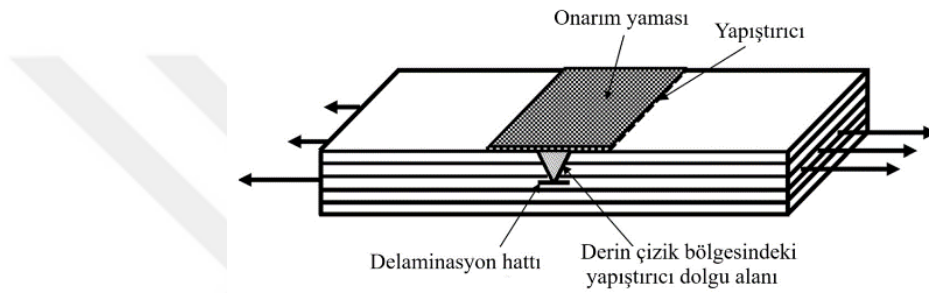
Havacılık şirketlerinin hafif ve dayanıklı malzeme üretim ve onarım yöntemlerine ilgileri nedeniyle, eklemeli imalat son yıllarda oldukça önem verilen bir konu haline gelmiştir. Bunun başlıca nedeni, geometrik karmaşıklığa sahip parçaları üretme kabiliyeti, kısa imalat teslim süreleri ve düşük hacimli üretimler için eklemeli imalat yönteminin uygunluğudur. Uçak gövdesinde olduğu gibi birçok mekanik özellikleri korurken ağırlığın azaltılmasının da son derece önemli olduğu, modern teknoloji uygulamaları bazen sadece metaller, polimerler veya seramikler tarafından sağlanamayan sıra dışı özellik kombinasyonlarına sahip malzemelere ihtiyaç duyar. Bu durumda, iki veya daha fazla malzemeyi birleştiren kompozit malzemeler, bir malzemede tercih edilen özelliklere sahip olmayı sağlar. Böylece kompozitlerin eklemeli imalatı kritik uygulamalar için giderek daha önemli hale gelmektedir.

Fiber takviyesi polimerik matris (reçine) malzemelerinin mekanik özelliklerini önemli ölçüde artırabilir. Şekil 40 (a) da şematik resmi gösterilen “sürekli fiber takviyeli kompozit filament” ile üretilen kompozitler daha yüksek mekanik performans sergilemektedir. Ancak şematik olarak Şekil 40 (b)’de görülen kırılmış “kısa fiberli kompozit filament” üretimi nispeten daha kolay ve ekonomiktir. Bu nedenle günümüzde, “kısa fiber kompozit filament” kullanılan eklemeli imalat yöntemleri ticari olarak daha çok tercih edilmektedir (Yasa ve Ersoy, 2018). Özellikle tıp sektöründeki üç boyutlu (3D) bioprinting, kıkırdak doku mühendisliği alanında yapılan önemli bir yeniliktir. Bu kapsamda geliştirilen el tipi 3D yazıcıdır (handheld 3D printer). Biopen adı verilen kıkırdak ve kemik doku onarımı için tasarlanan bu portatif yama cihazıyla başarılı sonuçlar elde edilmiştir (Han vd., 2014; O'Connell vd., 2016; Duchi vd., 2017; Di Bella vd., 2018).



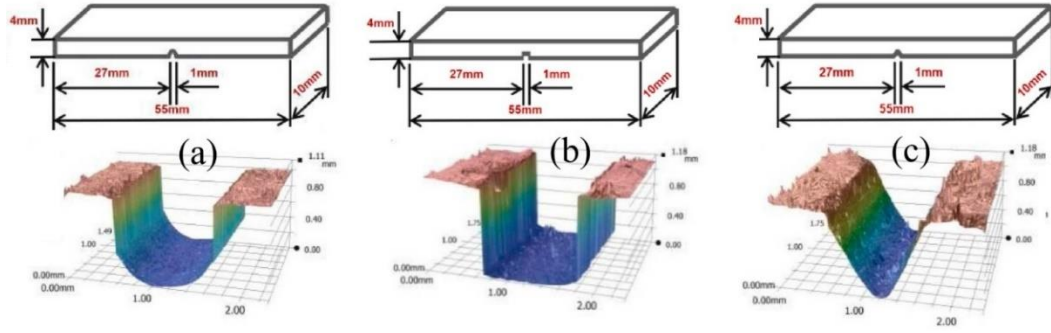
Şekil 40. Sürekli ve kırılmış fiber takviyeli eklemeli imalat (Yasa ve Ersoy, 2018)

Tez çalışmasının literatürdeki benzerinden önemli farkları; özellikle havacılık sektöründeki kompozitlerin “derin çizik” tipi küçük hasar onarımında alüminyum bant yerine “kısa zamanda ve pratik olarak” yama prosesiyle ilgili literatürde yapılan çalışmalar çok sınırlıdır. Tezde çalıştığımız konuya benzer olarak Şekil 41’deki gibi “çizik hasarları için yapıştırma, yama ve onarım prosedürü” farklı zamanlarda sadece birkaç araştırmacı tarafından çalışılmıştır (Shams ve El-Hajjar, 2013a; Shams ve El-Hajjar, 2013b; Shams ve El-Hajjar, 2015). Ancak burada açılan yama kanalının içi önce fibersiz reçineyle doldurulmuş, akabinde hasar üzerine yapışkanlı onarım yaması (prepreg tipi dokuma kumaş) yamanmıştır.



Şekil 41. Çizik hasarları için önerilen yapışkan yama ve onarım prosedürü (Shams ve El-Hajjar, 2013a; Shams ve El-Hajjar, 2013b; Shams ve El-Hajjar, 2015).

Bir başka derin çizik hasarı doldurma çalışmasında ise kusur türlerinin karbon/karbon (C/C) kompozitlerin mekanik performansı üzerindeki etkisini incelemek amacıyla yapılmıştır. Kompozit yüzeylerine Şekil 42’de görüldüğü gibi daire yayı, kare ve üçgen şekilleri gibi üç tür kusur önceden açılmıştır. Sonuçlar, açılan kusurların C/C kompozitlerinin eğilme mukavemetine orjinal numuneye kıyasla (101 ± 6 MPa) zarar verdiğini göstermiştir. C/C’nin eğilme dayanımı sırasıyla daire yayı, kare ve üçgen tipi kusurlara karşılık gelen %30,84, %45,84 ve %42,58 oranında azalmıştır. Hasarlı C/C kompozitleri derin çiziklerini kapatmada dolgu maddesi olarak Ni-bazlı lehim kullanılmıştır. Onarımdan sonra C/C kompozitlerinin gerilme konsantrasyonu azalmış ve karbon fiberler ile dolgu lehim arasında iyi bir bağlantı olduğu gözlenmiştir. Çatlakların lehimle dolgu sonrası C/C kompozitlerinin eğilme mukavemeti %20-28 oranında iyileştirilebilmiştir (Wang vd., 2022). Ancak burada açılan yama kanalları da direkt olarak fibersiz lehimle doldurulmuş ve sadece eğilme testlerine tabi tutulmuştur.



Şekil 42. Farklı geometrili çatlaklara sahip C/C kompozitlerin eğilme testleri (Wang vd., 2022)

Bu tez çalışmasının ise yukarıda bahsedilen nispeten benzer birkaç çalışmadan farkı kısaca şöyle açıklanabilir. Bu çalışmada, 3D yazıcılardaki baskı kafasının çalışma prensibine benzer şekilde; “derin çizik” hasarlı kompozitlere reçine emdirilmiş elyaflarla (impregnated fiber) dolgu yaması yapılarak onarımları gerçekleştirilmiştir. Bu onarımlar için yapıştırma ve eklemeli imalat arasında karma bir yöntem uygulayan “pratik el tipi bir cihaz” geliştirilmiştir. Bu çalışmadaki el tipi yama cihazının tasarımı ve onarım kabiliyeti, son yıllarda bazı araştırmacıların “sürekli karbon fiberlerin termoset veya termoplastik reçine havuzu içinde ısıtılmasıyla 3D yazıcılara özel kompozit filament üretim ve akabinde bu kompozit filamentlerle farklı parametreler altında kompozit ürün yazdırma” çalışmalarındaki süreçlerden esinlenilmiştir (Matsuzaki vd., 2016; An ve Yu, 2019; Ming vd., 2019; Kim vd., 2019; Zhang, Liu, Huang, Hu, ve Lammer, 2020; An vd., 2022; Ueda vd., 2023). Bahsedilen çalışmalardaki birbirine benzer temel prosesler modifiye edilerek amaca uygun yeni bir el-tipi yama cihazına evrilmiştir.

İKİNCİ BÖLÜM

2. MATERYAL VE YÖNTEMLER

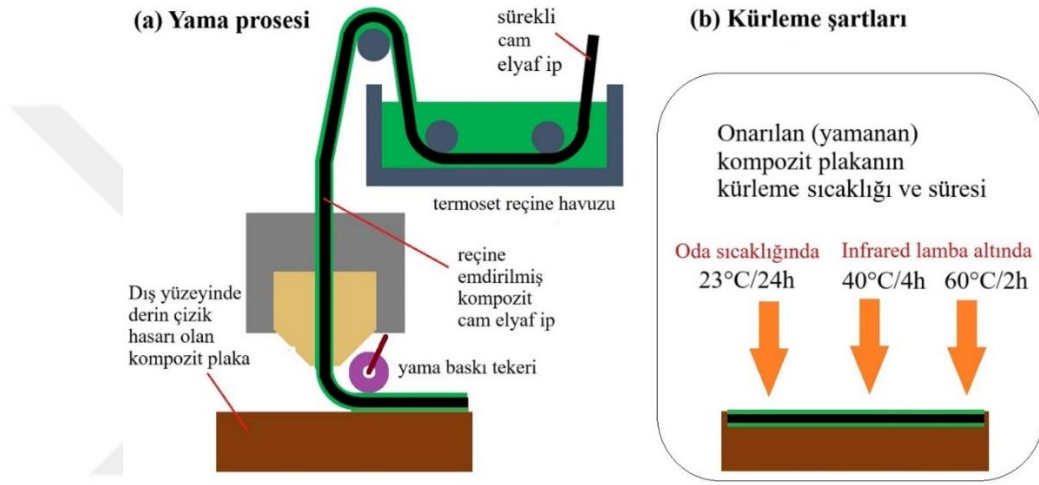
Materyal ve Yöntemler aşağıda sıralanan yedi aşamada açıklanacaktır:

- (1) El tipi kompozit yama cihazı tasarımı,
- (2) Hava araçlarının gövde, kanat, kuyruk stabilizatörleri ve kapı gibi kompozit dış cephe bileşenlerini temsil eden kompozit plakaların üretimi,
- (3) Üretilen kompozit plakalardan standartlara uygun çekme ve eğme numunelerinin kesimi. Numunelerin bir kısmına U ve V geometrili yapay derin çizik hasarı açılması,
- (4) El tipi cihazla sırasıyla Epoksi A, Epoksi B ve Epoksi C emdirilmiş cam elyaf iple hasarlı bölgelere dolgu yaması yapılması,
- (5) Onarım dolgusu yapılan numunelerin 23°C/24h, 40°C/4h ve 60°C/2h şartlarında kürlenmesi,
- (6) Test ve analizler (görüntüleme analizleri ve mekanik testler),
- (7) Yama verimliliği hesabı.

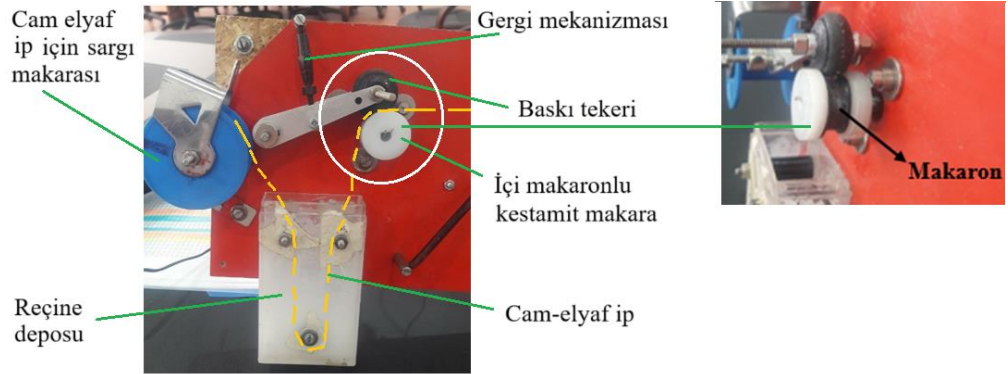
2.1. El Tipi Kompozit Yama Cihazı Tasarımı

Çalışmada Milli Savunma Üniversitesi Astsubay Meslek Yüksek Okulu Uçak Teknolojisi Bölümü atölyelerindeki “*eğitim yardımcı malzemesi*” olarak bulunan askeri helikopter ve uçak ile Ankara 5’inci Ana Bakım Fabrika Müdürlüğündeki helikopter ve uçakların kompozit yapıları incelenmiştir. Bu incelemeler kapsamında özellikle askeri hava araçlarının gövde, gövde altı, ana rotor pali, helikopter kuyruk rotor pali gibi elemanların bağlantı noktaları ile bunlar üzerinde oluşan küçük çaplı derin çizik tipi hasarlar gözlenmiştir. Örneklenen bu askeri hava araçlarının kompozit dış cephelerindeki 1., 2. veya 3. sınıf hasarların onarımı için hazır tamir kitleri bulunmaktadır. Benzer hava araçlarının kompozit dış cephelerinin (kabuk) lokal bölgelerindeki derin çizik tipi küçük hasarların onarımında; mekanik bağlantı kullanmadan, servis-bakım zamanı içinde pratik olarak uygulanabilecek ve mevcut onarım proseslerine alternatif olabilecek bir “*el-tipi yama cihazı prototipi*” üzerinde çalışılmıştır.

Şekil 43'te şematığı görülen bu yama/onarım prosesi sırasıyla; (a)'da sürekli cam elyaf ipe termoset reçine emdirilmesi, derin çiziğin ıslak elyafla doldurulması, yamaya harici baskı uygulanması (An ve Yu, 2019) ve (b)'de ise yamayan/onarılan numunelerin farklı şartlar altında kürlenmesi şeklinde açıklanabilir. Sürekli cam elyaflar şartlandırılmış epoksi reçine tarafından ıslatılarak, derin çizik hasarı olan bölge kapatılıncaya kadar tekraren uygulanacak şekilde tasarlanmıştır. Bu şekilde, hasar görmüş kompozit yüzeylere el tipi cihaz ile metallerdeki kaynak işlemi gibi dolgu yapılabilecektir.



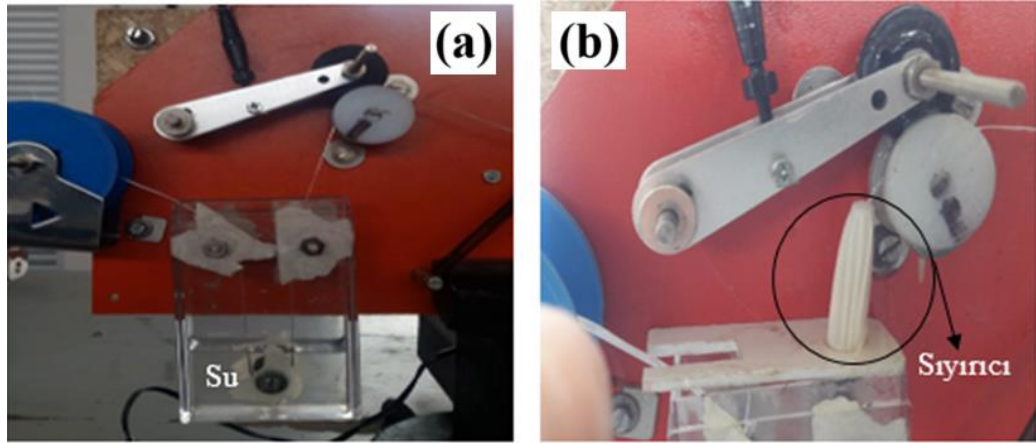
Şekil 43. Kompozit yüzeyindeki derin çizik hasarı için yama/onarım prosesi (An ve Yu, 2019)



Şekil 44. El tipi kompozit birleştirme cihazı basit prototipi

Cihazın ilk tasarımı aşamasında; Şekil 43'teki şematik resminden yola çıkılarak çalışma prensibini oluşturan parçalar pano üzerine yerleştirilmiş ve Şekil 44'teki basit bir düzenek oluşturulmuştur.

Reçine deposu özellikle şeffaf, işlenmesi kolay plastik malzemeden seçilmiştir. Cam elyafın reçineyle iyi ıslanması ve gergin şekilde sarmadan hareket edebilmesi için depo içine 3 adet makara yerleştirmiştir. Cihazda, hızı ayarlanabilir redüktörlü bir DC motor kullanılmıştır. Motorun devri, cihazın arka yüzüne yerleştirilen bir potansiyometre ile 0–50 devir/dakika arasında ayarlanabilmektedir. Tornada kestamitten işlenen bir makara motor miline setskur (vidalı pim) cıvatayla montaj edilmiştir. İlk aşamada, motorun çalıştırılmasıyla birlikte kullanılan makara yüzeylerinin pürüzlü olması sebebiyle cam elyafta sarma problemleri yaşanmıştır. Bunu engellemek ve reçinenin malzemeye zarar vermeden kolayca temizlenebilmesi için makaranın dış yüzeyi “*ısıyla büzülen teflon esaslı makaron*” ile kaplanmıştır. Lastikten imal edilen baskı tekerinin amacı ise motora bağlı makara iç yüzeyine baskı yaparak elyafı çekmektir. Baskı tekeri tornada, makaranın iç yüzeyine tam oturacak şekilde işlenmiştir. Ayarlı gergi mekanizması lastik tekerin makarayla birlikte eş olarak hareket etmesine yardımcı olmuştur (Şekil 44). Bahsedilen bileşenler ve mekanizmalar geçici bir ahşap üzerine yerleştirilerek ilk prototip ortaya çıkarılmıştır. İlk prototipin elyafı çekip-süretilme kabiliyeti deponun üç farklı (*I-boş, II-su dolu, III-şartlandırılmış reçineyle dolu*) durumuna göre test edildi (Şekil 45).



Şekil 45. Su ve reçineyle ıslatılmış cam elyaf

İlk prototip cam elyafı; kuru, ıslak, epoksi reçine emdirilmiş olarak üç farklı durumda da çekerek yama bölgesine sürmeyi başardı. epoksiyle yapılan denemede fazla reçinenin sıyırılması için elyafın depodan çıkış noktasına Şekil 45b’de görülen sıyırıcı eklendi.

Reçineyle ıslatılan cam elyaf, hasarlı bir helikopter palinin dış yüzeyine yapıştırıldı. Ortam sıcaklığı 23 °C olan laboratuvarında 12 saat bekletildi. Kürlenmiş cam elyafların yüzeye iyi yapıştığı gözlemlendi (Şekil 46).



Şekil 46. Hasarlı pal yüzeyine yapıştırılan cam elyaf ipler

İlk prototipin epoksiyle verimli çalıştığının tespiti üzerine, cihazın iki boyutlu teknik resmi kâğıt üzerinde çizildi. Daha sonra cihazın her parçası 1/1 ölçekte SolidWorks programında 3D olarak çizildi. Üç boyutlu tasarımı tamamlanan yama cihazının çalışmaya esas ikinci prototipi; dış kaporta, makaralar, depo ve kapaklar olmak üzere 4 grup halinde 3D yazıcıda üretildi (Şekil 47).



Şekil 47. 3D yazıcı da üretilen kompozit yama cihazı parçaları

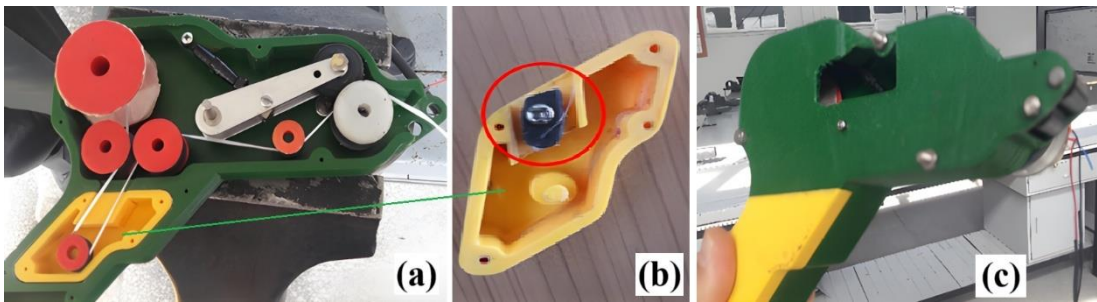
İlk prototipteki gibi 3D yazıcı ile üretilen makaraların da yüzeylerinin pürüzlü olduğu görüldü. Pürüzlülüğü kapatarak hem elyafın sarmasını önlemek hem de yüzeylere yapışan reçinenin kolay temizlenebilmesi için makaraların dış yüzeyleri yine makaron ile kaplandı (Şekil 48).



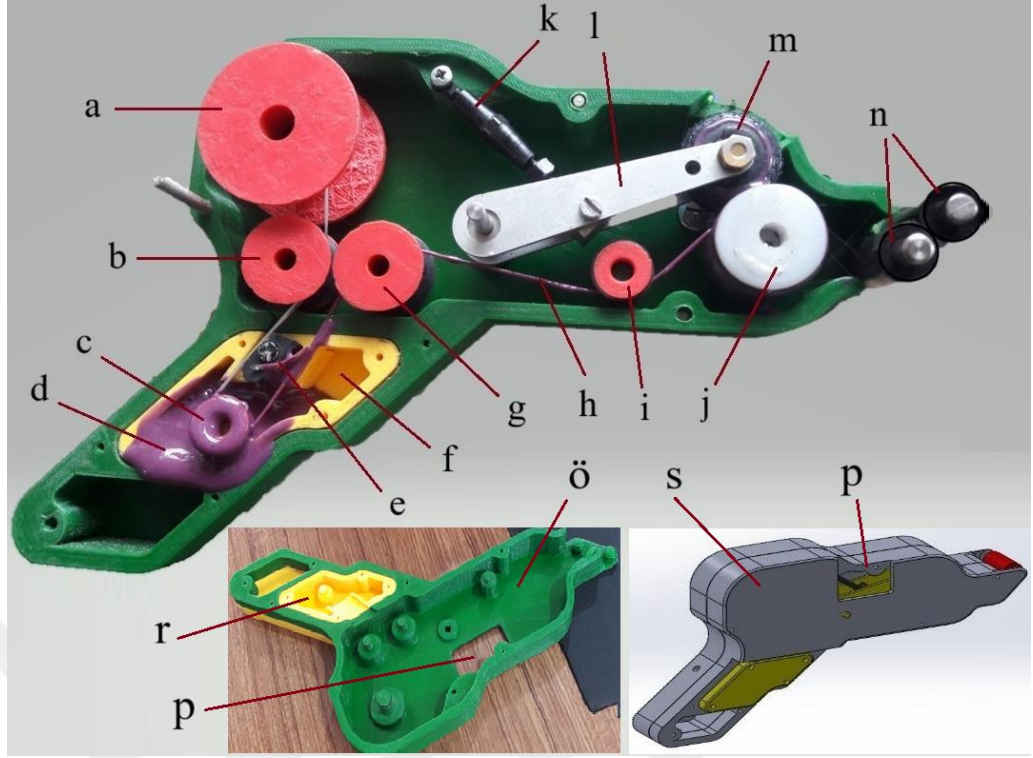
Şekil 48. Teflon esaslı makaron ile kaplı makaralar

Cihaz üzerindeki kalıntılar ve çapaklar temizlenip, makara yuvaları ve milleri zımparalanarak birbiri üzerinde rahat dönmeleri sağlandıktan sonra bütün parçalar montaj edildi. DC motor/makara ve baskı tekeri mekanizması da ana gövdeye yerleştirilerek genel montaj tamamlandı. Cihaz çalıştırılarak makara ve baskı tekerinin cihaz içerisinde sürtmeden çalışıp çalışmadığı test edildi. Makara ve baskı tekerinin ayarlanan devirde döndüğü görüldü (Şekil 49).

Elyafa gerektiğinden fazla reçine emdirildiği görülünce cihaza Şekil 49 (b)'de görülen bir reçine sıyrıcı eklendi. Reçine sıyrıcı gövdesi kauçuk malzemeden, sıyrıcı plaka ise asetat filmden kesilerek üretilmiş ve depo çıkışına blok halinde monte edilmiştir. Geliştirilen yama cihazının bütün detayları ve çalışma prensibi Şekil 50'de verilmiştir. Şekil 50 (n)'deki yama yüzeyi baskı tekerleri; *“operasyon anında henüz ıslak olan elyafların hasar bölgesine doldurulmasının hemen ardından yama üzerine ilk baskıyı yapması”* açısından önemlidir.



Şekil 49. Kompozit yama cihazının ön çalışma aşamaları



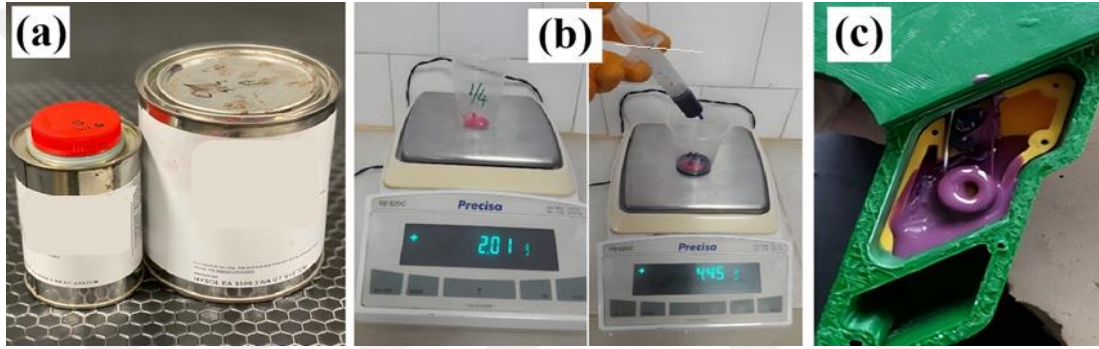
a) cam-elyaf (ip) sargı makarası, b-g-i) gergi makaraları, c) depo içi gergi makarası, d) epoksi reçine, e) sıyrıcı mekanizma, f) reçine deposu, h) reçineyle ıslatılmış cam fitil, j) motor sürücü makarası, k) ayarlanabilir gergi mekanizması, l) baskı mekanizması kolu, m) baskı tekeri, n) yama yüzeyi baskı tekeri, ö) cihazın simetri (diğer) ana gövdesi, p) ayar penceresi, r) çıkabilir depo dolum kapağı, s) 3D görüntüsü

Şekil 50. Kompozit yama cihazının detayları ve çalışma prensibi

Şekil 50'deki yama cihazı iki parça halinde demontaj durumdayken, sargı makarasına (a) yama işleminde kullanılacak elyaf sarılır. Sargı makarası (a) cihazdaki yerine oturtulduktan sonra elyafın boştaki kalan ucu, sırasıyla gergi makarası (b) iç yüzeyinden dolaştırılarak depo giriş kanalından geçirilir ve depo içindeki gergi makarası (c) etrafından dolaştırılır. Akabinde elyaf, reçine sıyrıcı mekanizması (e) ve depo çıkış kanalından çıkarılarak sırasıyla (g) ve (i)'deki gergi makaralarının etrafından, baskı tekeri (m) ve motor sürücü makarası (j) arasından geçirilir. Daha sonra halen kuru olan elyaf, yüzey baskı tekerlekleri (n) arasından cihaz dışına çıkarılır. Kapak görevi de gören gövdenin simetrisi ana gövdedeki (ö) merkezlenme pimi sayesinde kaymadan bütün makaraları kapatacak şekilde yuvasına oturtulup cıvataları sıkılır. Ayar penceresinden (p) gergi mekanizması (l) somunu sıkılarak veya gevşetilerek baskı tekerinin elyafa uyguladığı kuvvet ayarlanır. Dışarda şartlandırılan reçine, depo dolum kapağı (r) açılarak şırıngayla doldurulur.

Tetik mekanizmasına basarak motor döndürülür. Reçineyle ıslanmış elyaf cihazdan dışarı çıkana kadar motor çalıştırılır. Islanmış elyaf, dolgu yaması yapılacak yüzeye tetik ve baskı tekerleri (n) vasıtasıyla serilir.

Yama cihazının son hali Şekil 51(a)'da görülen ve Ankara 5'inci Ana Bakım Fabrika Müdürlüğünden temin edilen Epoksi A ile test edildi. Şekil 51(b)'de görülen dijital tartı kullanılarak ağırlıkça 100/22 oranında hazırlanan Epoksi A ve sertleştiricisi karıştırıldı ve Şekil 51(c)'de görüldüğü gibi cihazın deposuna doldurdu. Cihazın etkin çalıştığı, depoda ıslanan elyaf üzerindeki fazla zengin reçinenin depo çıkışında sıyrılarak hem yama bölgesine hem de cihaz içerisine akmadığı görüldü. Benzer şekilde Epoksi B ve Epoksi C için de Şekil 51'deki işlem sırası uygulanmıştır.



(a) Epoksi A ve sertleştiricisi, (b) ağırlıkça 100/22 oranında epoksi ve sertleştirici karışımı, (c) depo içerisinde ıslanan cam elyaf ip

Şekil 51. Epoksi reçine hazırlığı ve kullanımı için işlem sırası

Bu cihazda kullanılan 14 μ çapındaki yaklaşık 750–800 adet lifden oluşan 300 tex'lik cam elyaflar, Şişecam'ın E-camından ürettiği filament sarma uygulamaları için geliştirilmiş polyester ve epoksi uyumlu “tek uçlu fitil” ürünüdür. Teknik özellikleri Tablo 2’de verilen ve Şekil 52’de görülen tek uçlu cam fitiller Balıkesir Şişecam Elyaf Sanayii A.Ş. firmasından temin edilmiştir (Şişecam, 2024b).



Şekil 52. Tek uçlu cam elyaf fitil ürünler

Tablo 2. Tek uçlu cam fitillerin teknik özellikleri (Şişecam, 2024b)

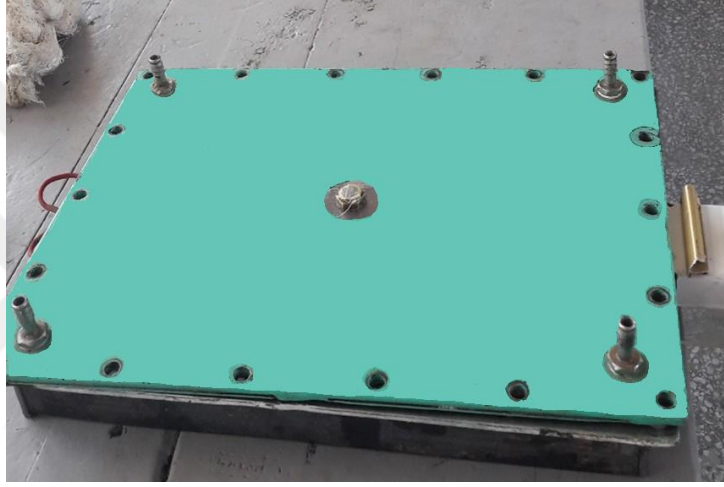
Cam tipi	Tex (g/1000m) $\pm\%7$	Lif çapı (μm) $\pm 0,5$	Nem miktarı (%)	Bağlayıcı türü	Bağlayıcı miktarı (%)	Reçine uyumu
E	136	13	maks. 0,1	Silan	$0,55 \pm 0,15$	Polyester Vinilester Epoksi
	300	14				
	410	16				
	600	16				
	900	16				
	1200	17				
	2400	17				
	4400	23				
	4800	23				

2.2. Kompozit Plaka Üretimi

Bu aşamada hava araçlarının gövde, kanat, kuyruk stabilizatörleri ve kapı gibi kompozit dış cephe bileşenlerini temsil eden kompozit plaka üretimleri yapılmıştır. Sırasıyla el yatırması ve sıcak presleme yöntemiyle 300 g/m^2 'lik cam-dokuma kumaş kullanarak 12 katmanlı ve 2–3 mm kalınlığında 6 adet kompozit plaka ($V_f \approx \%55$) üretilmiştir.

2.2.1. Kalıp Tasarımı

BAÜN Edremit MYO'dan temin edilen ve Şekil 53'te görülen 270×360 mm boyutlarındaki RTM kalıbı, el yatırması ve sıcak presleme metotlarına uygun şekilde modifiye edilmiştir. Öncelikle, temin edilen RTM kalıbının üst merkezindeki reçine giriş ile dört köşedeki vakum (fazla reçine çıkış) delikleri kapatılmıştır. Böylece mevcut kalıp elle yatırma yöntemiyle kompozit plaka üretimine uygun hale getirilmiştir. Kalıbın alt kısmındaki yuvaya Şekil 54 'te gösterilen 120 °C'lik ısıtıcı rezistans ve sıcaklık ayar devresi (termostat) eklenmiştir.

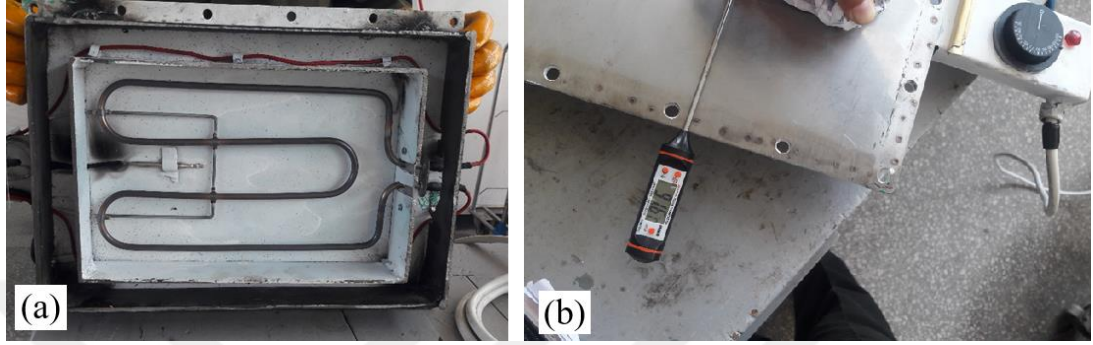


Şekil 53. Kompozit plaka üretiminde kullanılan RTM kalıbı



Şekil 54. Kalıba eklenen rezistans ve termostat devresi

Hidrolik presin basıncı altındaki dayanımını artırmak ve yapısal şekil değişimini engellemek amacıyla mevcut kalıbın altı çepeçevre ilave çelik levhalarla güçlendirilmiştir (Şekil 55a). Rezistans 100 °C ye ayarlanarak test edilmiş ve kalıp yüzey sıcaklığının 100 °C ye ulaştığı temaslı-tip dijital çubuk termometreyle gözlenmiştir (Şekil 55b).



Şekil 55. Yüksek basınca karşı güçlendirilmiş kalıp ve kalıp ısıtma testi

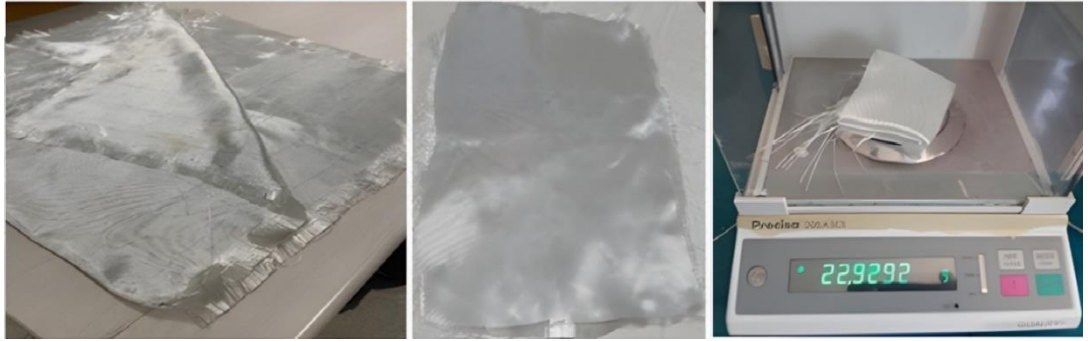
2.2.2. Örneklenen Askeri Hava Aracının Kompozit Yapısı

Hava araçlarının ve helikopterlerin kompozit bölgelerindeki hasarların onarımı için hazırlanan hazır tamir kitinde çeşitli çaplarda kompozit petek (çekirdek) yapı, çeşitli çaplarda kesilmiş reçineyle ıslatılmış (prepreg) ve ıslatılmamış dokuma kumaşlar bulunmaktadır (Şekil 56). Bu hazır yamalar helikopter sayısına göre sınırlı sayıda özel üretildiği için tez çalışması için yeterli sayıda temin edilememiştir. Ancak yama kataloğu incelendiğinde; kompozit bölgelerin bakım ve onarımında kullanılan dikdörtgen veya dairesel kesitli değişik çap ve boyutlardaki hazır yamaların “sık dokunmuş 4 kat cam elyaf kumaştan” imal edildiği tespit edilmiştir.

5’inci Ana Bakım Fabrika Müdürlüğünden sık dokulu cam elyaf kumaştan örnek bir parça temin edilmiştir. Yaklaşık 270×240 mm boyutlarındaki cam-dokuma kumaş laboratuvar tipi dijital terazide tartılmış ve alansal yoğunluğunun 280–300 g/m² olduğu görülmüştür (Şekil 57).



Şekil 56. Yama kitindeki hazır yama örnekleri

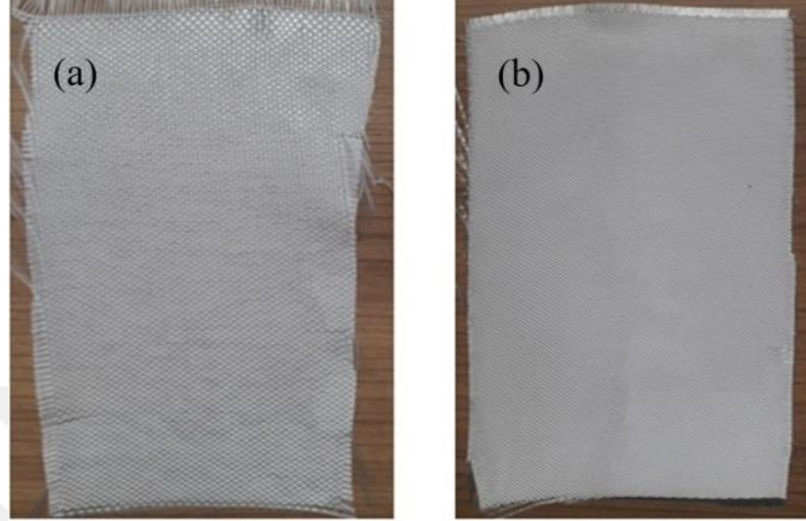


Şekil 57. Sık dokunmuş örnek cam elyaf kumaş

2.2.3. Kullanılan Cam Elyaf Dokuma Kumaşlar

Kompozit plaka üretimi için Yüksek Okulumuzda bir miktar mevcut olan Şişecam ürünü 200 g/m^2 'lik cam elyaf dokuma kumaş ve 5'inci Ana Bakım Fabrika Müdürlüğünden temin edilen 300 g/m^2 'lik dokuma kumaşların kullanılmasına karar verilmişti (Şekil 58). Ancak plaka üretiminin ilk aşamasında; 5'inci Ana Bakım Fabrika Müdürlüğünden yeterli miktarda 300 g/m^2 'lik dokuma kumaş elde edilememiştir.

Benzer şekilde tez çalışmasında yeterli sayıda test numunesi elde edebilecek kadar Şişecam ürünü 200 g/m²'lik cam dokuma kumaşın da Yüksek Okulumuzda bulunmadığı anlaşılmıştır.



Şekil 58. Çift-yönlü (0°/90°) dokuma kumaşlar; (a) 200 ve (b) 300 g/m²

Bu nedenle hava araçlarının kompozit dış cephe onarımında kullanılan “sık dokulu 4 kat 280–300 g/m²'lik cam-dokuma kumaştan üretilmiş yamalar” ile benzer fiber hacminde plaka üretebilmek için piyasadan tedarik edilen 200 g/m²'lik kumaştan 6 kat kullanılarak plaka üretilmesine karar verilmiştir. Hem dokuma kumaşlar hem de tek uçlu fitillerde E-camı kullanılmaktadır. E-camındaki düşük alkali içeriği sayesinde elektriksel direnç (yalıtkanlık) diğer cam türlerine göre belirgin şekilde artırmaktadır. Ayrıca, su ve nem etkilerine karşı gösterdiği dayanıklılık da oldukça yüksektir. Çalışmadaki kompozit plaka üretiminde kullanılan dokuma kumaş ve yamada kullanılan sürekli cam-fitil ipin özellikleri Tablo 3'te verilmiştir (Sakin, 2017, 2024a). Altı kat 200 g/m²'lik kumaştan üretilen plakalar, orijinal yamalarda kullanılan 4 kat 300 g/m²'lik kumaşlarla benzer fiber hacminde ve yaklaşık 1,2 mm kalınlıkta üretilmiştir. Ancak üretilen bu test plakaları “izotropik ve ortotropik elyaf takviyeli plâstik kompozitlerin çekme standardında” belirtilen numune kalınlığının (2–10 mm) altında kalmıştır (TS-EN-ISO-527-4, 2007). Tez çalışması esnasında; 5'inci Ana Bakım Fabrika Müdürlüğü ile tekrar iletişim kurulmuş ve 150×1700 cm boyutlarında 300 g/m²'lik sık dokulu cam elyaf kumaştan yeterli miktarda tedarik edilmiştir.

Sonunda 300 g/m²'lik 12 kat kumaş kullanılarak TS-EN-ISO-527-4 (2007) standardına uygun kalınlıkta (2–3 mm) kompozit plakalar üretebilmiştir.

Tablo 3. Cam elyafların bazı mekanik ve fiziksel özellikleri (Sakin, 2017, 2024a)

E-camı dokuma kumaş	Tek uçlu cam-fitil (ip)
alansal yoğunluk=300 g/m ²	lineer yoğunluk (tex)=300 g/1000m
yoğunluk =2.54 g/cm ³	yoğunluk =2.54 g/cm ³
lif çapı=12–17µm	lif çapı=13.75 µm
çekme mukavemeti=2306 MPa	çekme mukavemeti=1269 MPa
E-modülü=69000–82000 MPa	E-modülü=28342 MPa
poisson oranı=0.22	poisson oranı=0.22
nihai uzama=%2.97	nihai uzama=%4.83

2.2.4. Kullanılan Reçineler

Kompozit plaka üretiminde reçine olarak, termoplastiklerle kıyaslandığında daha yüksek mekanik dayanım gösteren, düşük viskozitesi sayesinde elyafları iyi ıslatabilen ve termoset bir reçine olan Duratek® tercih edilmiştir. İlgili firmadan temin edilen DTE1000 epoksi, DTS1100 sertleştiriciyle birlikte kullanılan iki bileşenli bir epoksi reçinedir. Duratek® epoksi, el yatırması ve vakum torbalama gibi açık kalıp laminasyon teknikleriyle oldukça uyumludur. Birçok alanda kullanılabildiği gibi gemi ve rüzgâr türbin kanatlarının imalatında da kullanılmaktadır (Şekil 59).



Şekil 59. Duratek® epoksi ve sertleştirici

Epoksi reçineler, sıcaklık ve nem değişimlerine karşı oldukça duyarlıdır. Bu nedenle uygulama ortamının sıcaklığının 15–25 °C arasında ve nem oranının %65'in altında olması gerekmektedir. Ayrıca yüksek kaliteli bir son ürün elde edilmesinde “*amaca yönelik uygulama ve kürleşme parametrelerinin seçilmesi*” önemli rol oynamaktadır. Örneğin epoksi açısından son ürünün mekanik dayanımını etkileyen başlıca faktörler; reçine ve sertleştirici arasında karışım oranı, kürleşme sıcaklığı ve süresidir. Ortam sıcaklığına da bağlı olmakla birlikte karışım oranının minimal değişkenliği bile hazırlanan reçinenin uygulama süresini uzatır veya kısaltır. Duratek® epoksinin uygulama parametreleri firmanın sağladığı ve Tablo 4'te yer alan teknik verilere göre belirlenmiştir (Duratek®/DTE1000, 2017).

Tablo 4. Duratek® epoksinin kürleme şartları ve mekanik özellikleri (Duratek®/DTE1000, 2017).

Sistem: DTE1000 + DTS1100			Kürleme: 23°C/48h			
Özellikler	Birim	Standart	50°C/16h	60°C/12h	80°C/8h	100°C/4h
Çekme mukavemeti	MPa	ISO527–2	68 – 73	71 – 76	70 – 75	74 – 79
Maksimum uzama	%	ISO527–2	3,0 – 3,5	4,0 – 4,5	3,8– 4,3	3,8 – 4,3
Çekme E–modülü	GPa	ISO527–2	3,1 – 3,4	3,1 – 3,4	2,9– 3,2	3,4 – 3,7
Eğilme mukavemeti	MPa	EN-ISO178	104 – 109	108 – 113	103– 08	111 – 116
Eğilme E–modülü	GPa	EN-ISO178	3,0 – 3,3	2,8 – 3,1	2,9– 3,2	2,8 – 3,1
HDT	°C	ISO75–2	67 – 72	69 – 74	69 – 74	73 – 78
Su absorpsiyon	mg	EN-ISO175	40 – 45	34 – 39	34 – 39	35 – 40

2.2.5. Kalıp Ayırıcı

Kalıp ayırıcı olarak Poliya® Polivaks ve 200 °C'ye kadar dayanıklı teflon film kullanılmıştır. Daha etkili ve kullanımı kolay olduğu gözlenen Polivaks (SV-6), kalıp ayırıcı olarak tercih edilmiştir. Polivaks, son ürünün kalıptan ayrılmasını sağlamak amacıyla kullanılan krem kıvamında bir vaks ürünüdür. Kalıp yüzeylerine, dairesel hareketlerle ince bir tabaka halinde bezle uygulanır. Vaks, hemen ardından temiz ve kuru bir bezle silinerek yüzey parlatılır. Şekil 60'da gösterilen Polivaks parlaklık, ayırma kabiliyeti ve birikinti yapmama gibi özellikleriyle sektörde çok kullanılan bir üründür (Poliya®, 1983).



Şekil 60. Poliya® Polivaks (SV-6) kalıp ayırıcı (Poliya®, 1983)

2.2.6. El Yatırması ve Sıcak Presleme Metodunun Uygulanması

Kompozit plakaların üretiminde el yatırma ve sıcak presleme metodu kullanılmıştır. Isıtmalı kalıp MSÜ Kara Astsubay MYO imkanları kullanılarak imal edilmiştir. Aşağıda cam elyaf dokuma kumaş takviyeli epoksi kompozitlerin üretim basamakları maddeler halinde sıralanmıştır

- a) Dokuma kumaşlar kalıbın ölçülerine uygun olarak 270×360 mm boyutlarında şablon kullanarak işaretlenmiştir. Kumaş üzerine çizilen aynı yönlü dikdörtgen parçaların kenar çizgileri, kesme esnasında kumaş dokusunun kaymaması ve çözülmemesi için kâğıt bantla kaplanmıştır. Kumaşlar bant üzerinden makasla kesilmiştir. Kesilen kumaşların etrafındaki bant, selülozik tiner kullanılarak kumaşa zarar vermeden kolayca sökülüştür (Şekil 61).



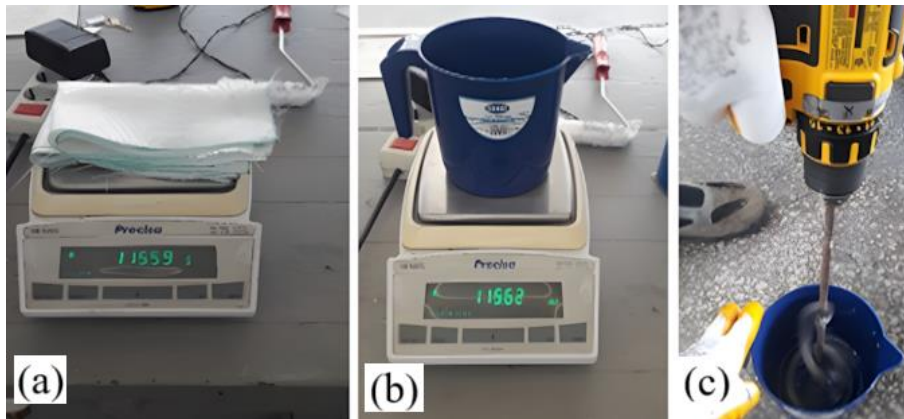
Şekil 61. Cam elyaf dokuma kumaşların kesimi

- b) Paslanmaz çelikten yapılmış olan kalıbın iç yüzeyleri kir, toz ve yağa karşı aseton kullanılarak temizlenmiştir.
- c) Kalıbın alt ve üst yüzeylerine uygun miktarda Polivaks kalıp ayırıcı sürülmüştür. Bir süre beklendikten sonra vaks fazlalıkları, parça bırakmayan temiz ve kuru bir bezle silinerek yüzeyler parlatılmıştır (Şekil 62).



Şekil 62. Kalıp yüzeylerine kalıp ayırıcı uygulaması

- d) Daha önce kesilerek hazırlanmış 12 kat 300 g/m²'lik kumaşlar dijital terazide tartılarak hazırlanması gereken reçine miktarı tespit edilmiştir (Şekil 63 a).
- e) Literatürde tabakalı kompozitlerde maksimum mukavemet elde edebilmek için matris/fiber ağırlık oranının 1 ile 1,5 arasında olması önerilmiştir (Balcıoğlu, 2017). Bu çalışmada, yüksek mukavemete sahip tabakalı kompozit plaka üretimi için matris/fiber ağırlık oranı 1,2 alınmıştır. On-iki kat kumaşın ağırlığının 1,2 katına eşit ağırlıktaki matris ihtiyacı için firmanın önerdiği ağırlıkça %75'i epoksi reçine ve %25'i sertleştirici içeren karışım hazırlanmıştır (Şekil 63b) (DURATEK®/DTE1000, 2017). Tartılan reçine ve sertleştirici aynı kapta birleştirildikten sonra 150 dev/dak hızında 2 dakika karıştırılmıştır (Şekil 63c).



Şekil 63. Reçine ve sertleştiricinin hazırlanması

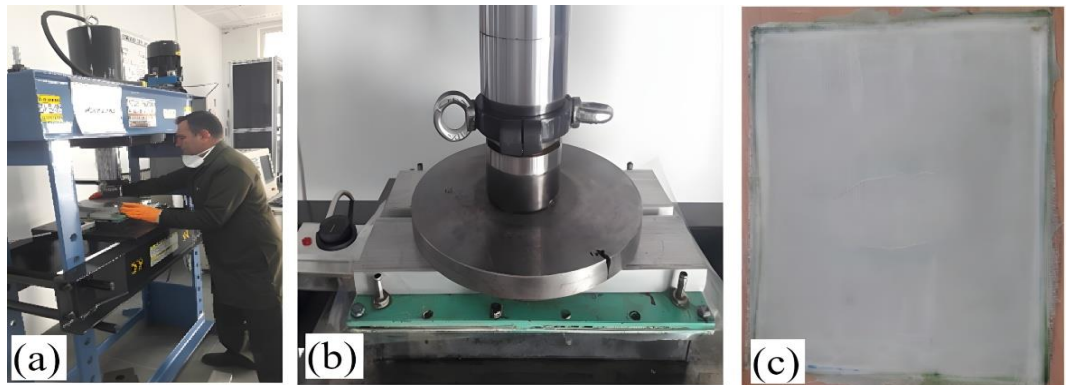
- f) Hazırlanan karışım, iz bırakmayan 10 cm genişlikteki silindirik ruloyla öncelikle vaksla kaplanmış alt kalıp üzerine sürülmüştür.

Oniki adet kumaşın her biri ruloyla eşit miktarda reçine sürülerek ıslatılmış ve üst-üste kalıp üzerine serilmiştir. Yapılan işlem, karışımın uygulama süresini geçmeyecek şekilde en fazla 20 dakikada tamamlanmıştır (Şekil 64).



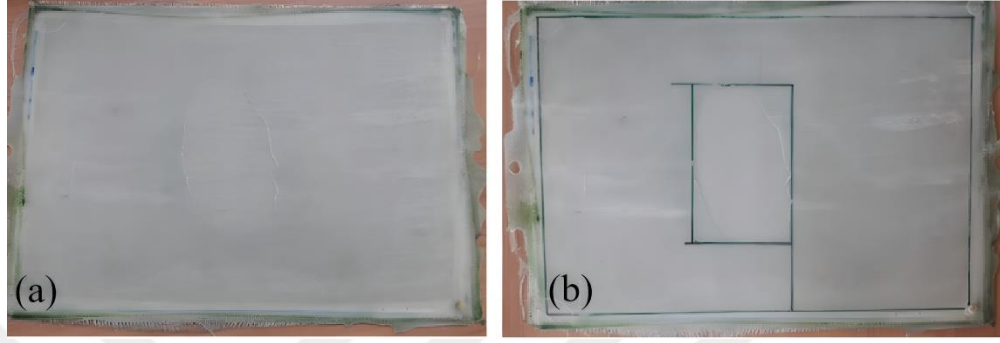
Şekil 64. Kalıba yerleştirilen dokuma kumaşlara reçine uygulaması

- g) Onikinci son tabakanın üzerine üst-kalıp yerleştirilerek pimleri takıldı. Böylece basınç altında alt ve üst kalıp plakalarının kaymadan sıkıştırılabilmesi sağlandı.
- h) Hazırlanan kalıp MSÜ Kara Astsubay MYO Malzeme laboratuvarındaki 60 ton kapasiteli Hidrometal marka prese yerleştirildi (Şekil 65a). Pres basıncı 3 MPa 'a (30,6 bar), ısıtıcı rezistans ise Tablo 4'teki veriler dikkate alınarak 100 °C'ye ayarlandı. Kompozit plaka 4 saat süresince ısı ve basınç altında kürlendi (Şekil 65b). Daha sonra ısıtıcı kapatıldı ve yine basınç altında 24 saat soğumaya bırakıldı. Akabinde basınç kaldırıldı ve kalıp açılarak örnek kompozit plaka üretildi (Şekil 65c).



Şekil 65. Kompozit plaka üretim aşamaları

- i) İlk üretilen kompozit plakanın en üst 1. katmanında (ortada) yaklaşık 110×130 mm ölçülerinde fakir reçine bölgesi görüldü (Şekil 66). Kalıp yüzeyinde yapılan incelemede alt/üst kalıp ortalarında bir miktar şekilde değişimi (bombeleşme) olduğu anlaşıldı. Bu durumun ise presleme anında hava boşluğuna neden olduğu ve en-üst 1. katmanda zengin reçinenin daha çok kenarlara yöneldiği anlaşıldı.



Şekil 66. En üst katmanı hafif kusurlu kompozit plaka

- j) Alt/üst kalıbın kumaşlara boşluksuz tam-temasını sağlamak ve basınç altındaki kalıbın rijitliğini arttırmak için 2 adet 3 mm kalınlığında ilave paslanmaz sac levhalar kesildi (Şekil 67).

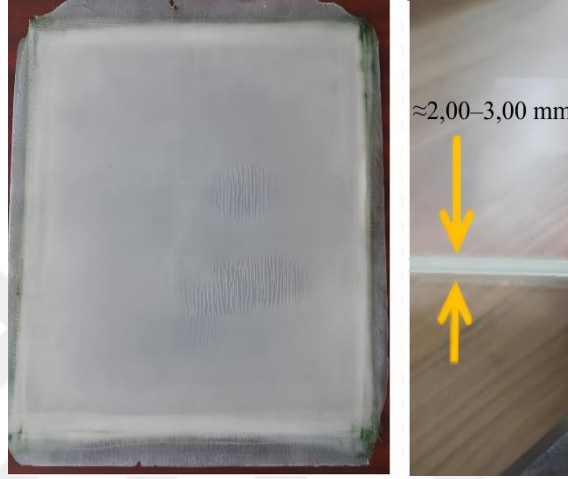


Şekil 67. Kalıp arasına ilave edilen paslanmaz sac levhalar

- k) İlave saclardan biri alt kalıba, diğeri üst kalıba montaj edildi. Yüzeylerine Polivaks sürüldü ve parlatıldı. Oniki kat kumaşa ruloyla sırasıyla reçine emdirildi ve üst üste alt kalıba dizildi.

Üst kalıp yerine oturtuldu ve pimleri takılarak bütün kalıp prese yerleştirildi. Sırasıyla basınç ve sıcaklık yine 3 MPa ve 100 °C'ye ayarlandı. Kompozit plakalar ısı ve basınç altında 4 saat kürlendi. Isıtıcı kapatıldı ve basınç altında 24 saat soğumaya bırakıldı. Basınç kaldırıldı ve kalıp açılarak diğer örnek plaka üretildi.

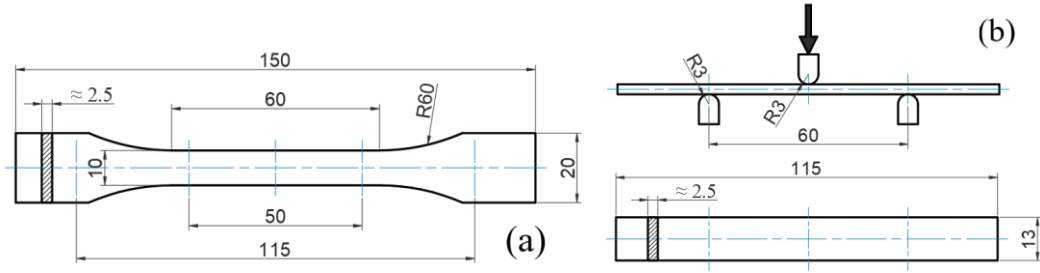
- 1) Yukarıdaki sırayla çalışmada kullanılacak kompozit plakalar üretildi (Şekil 68). Bu şekilde el yatırması ve sıcak pres gibi hibrit bir yöntemle 270×360 mm boyutlarında yaklaşık 2–3 mm kalınlığında 6 adet kompozit plaka üretildi.



Şekil 68. Kusuru giderilen kompozit plaka

2.3. Test Numuneleri

Bu aşamada üretilen ortalama 2,5 mm kalınlığında üretilen kompozit plakadan standartlara uygun şekilde çekme ve eğme numuneleri kesildi. Kalıptan 270×360 mm boyutlarında çıkan plakaların kenarlarının bir kısmı dikkate alınmadı ve 260×350 mm'lik faydalı alan kullanıldı. Kompozit plakalardan test numuneleri elde edebilmek için SOLIDWORKS 'de numune şablonu çizilmiştir. Çekme testi numuneleri TS-EN-ISO-527-4 (2007) standardında, eğme testi numuneleri ise ASTM-D7264/D7264M (2007) standardında belirtilen ölçülerde çizilmiştir (Şekil 69). Her plakadan aynı anda çekme ve eğme numuneleri çıkarmak için gereken Fanuc G-kodları SOLIDCAM ile elde edilmiştir. Bütün test numuneleri BAÜN Edremit MYO'da bulunan maksimum çalışma sınırları 500×500 mm olan ve Şekil 70'te gösterilen CNC router ile kesilmiştir.



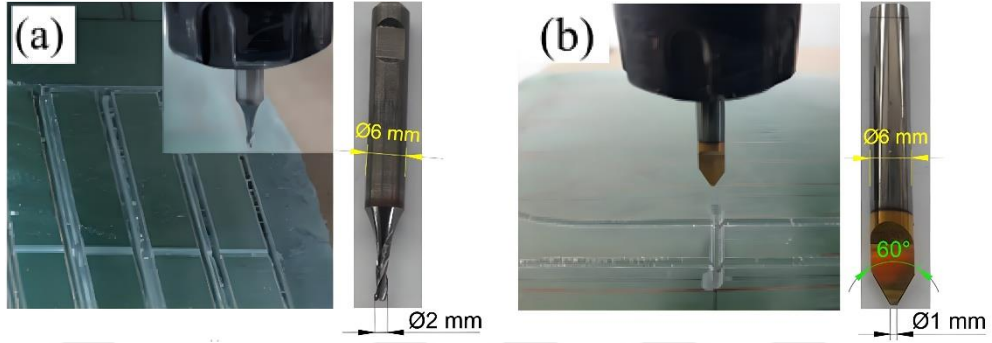
Şekil 69. Çekme ve üç noktadan eğme testleri için numune boyutları (TS-EN-ISO-527-4, 2007; ASTM-D7264/D7264M, 2007)



Şekil 70. CNC router ile numune kesme operasyonu

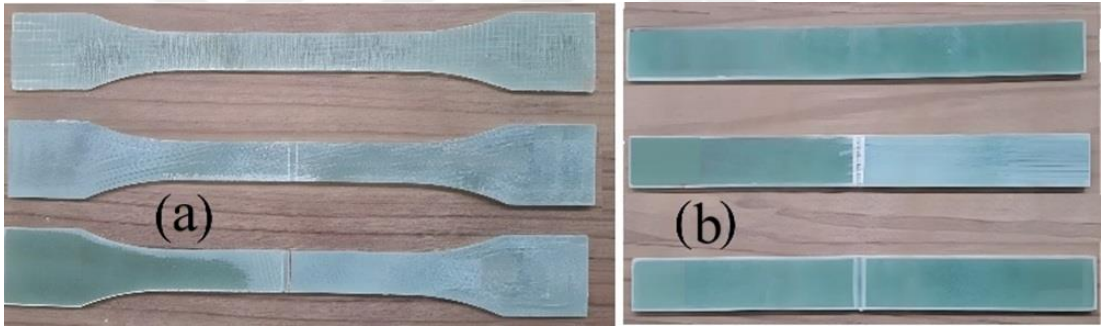
Çekme ve eğme numuneleri önce “hasarsız” ve “yapay hasarlı” olmak üzere iki grup halinde kesilerek işaretlendi. Daha sonra, numunelerinin bir kısmına 10 mm ve 13 mm ’lik enleri boyunca ve tam ortadan U ve V-kesitli kanallar (yapay hasar) açıldı (Şekil 71). Bu hasarlar, U-geometrilili ve V-geometrilili “*derin çizik*” olarak adlandırılmıştır. Çizik derinliklerinin nominal ölçüsü numune kalınlığının %40’ı kadardır. Çizikleri açmak için; pense bağlama çapı Ø5 mm, kanal açma çapları sırasıyla Ø2 mm ve Ø1 mm olan iki farklı (3-ağızlı düz U-kesitli, 2-ağızlı 60° üçgen V-kesitli) parmak freze kullanıldı. Frezeleme işlemi, her adımda 0,1 mm derinlikte kesilecek şekilde 8–12 adımda otomatik ilerlemeyle tamamlandı. Açılan 0,8–1,2 mm derinlikteki bu çizikler sayesinde 12 katmalı kompozit numunelerin bir kısmına ≈ 5 . katmanına kadar yapay “*derin çizik hasarı*” verilmiş oldu. Diğer bir deyişle, derin çizikler, orijinal 0°/90° simetrik laminatın yüzeyindeki ilk 5 katının yük taşıma sürekliliğini bozacak şekilde gerçekleştirildi. Bu işlemle plakalara, kompozit dolgu yaması öncesi U ve V kesitli olarak iki farklı kök aralığı oluşturuldu. Şekil 72’de sırasıyla derin çizik hasarı açılmış numuneler görülmektedir.

Daha sonra hasarlı ve hasarsız numuneler işleme ahşabı üzerinden çıkartıldı. Olası çentik etkisine karşı numune kenarları zımparayla temizlendi. Böylece aynı plakadan “hasarsız”, “U-geometrilili” ve “V-geometrilili” çizik hasarı olan üç farklı test numune grubu elde edildi.



(a) U-geometrilili çizik için düz kanal frezesi, (b) V-geometrilili çizik için gravür oyma/pah frezesi

Şekil 71. Parmak freze uçları



(a) çekme ve (b) üç noktadan eğilme testleri için numune örnekleri

Şekil 72. Derin çizik hasarsız ve hasarlı numuneler

2.3.1. Test Numunelerindeki Fiber Hacim Oranı

Araştırmacılar fiber hacim ($\%V_f$) ve fiber ağırlık ($\%W_f$) oranlarının kompozitlerin mekanik özelliklerinin belirlenmesinde ana parametrelerden biri olduğunu belirtmektedir. Genel olarak kompozit plakada fiber hacim oranı ASTM-D2584 (2005)'e göre hesaplanır. Ancak bu oranları pratik olarak aşağıda verilen denklemlerle hesaplamak da mümkündür (Abdalla vd., 2008). Genel prensip olarak; denklem (1)'de verildiği gibi kompozit plakanın ağırlığı, kullanılan fiber ve matris ağırlıklarının toplamıdır. Benzer şekilde denklem (2)'de verildiği gibi kompozit plakanın hacmi, kullanılan fiber ve matris hacimlerinin toplamıdır.

$$W_c = W_f + W_m \quad (1)$$

$$V_c = V_f + V_m \quad (2)$$

Denklem (1) ve (2)'de; W_c kompozit plakanın ağırlığı (g), W_f fiberlerin ağırlığı (g), W_m matris ağırlığı (g), V_c kompozit plakanın hacmi (cm^3), V_f fiberlerin hacmi (cm^3), V_m ise matrisin hacmidir (cm^3). Denklem (1)'deki fiber ve matris ağırlıkları, hacim ve özgül ağırlıklar cinsinden yazılır ise denklem (3) elde edilir. Benzer şekilde denklem (2)'deki fiber ve matris hacimleri, ağırlık ve özgül ağırlıklar cinsinden ifade edilirse denklem (4) elde edilir.

$$\%W_f = \frac{\rho_f V_f}{\rho_f V_f + \rho_m V_m} \quad (3a)$$

$$\%W_f = \frac{W_f}{W_f + W_m} \quad (3b)$$

$$\%V_f = \frac{W_f / \rho_f}{W_f / \rho_f + W_m / \rho_m} \quad (4a)$$

$$\%V_f = \frac{V_f}{V_f + V_m} \quad (4b)$$

Denklem (3) ve (4)'de; $\%V_f$ fiber hacim oranı, $\%V_m$ matris hacim oranı, ρ_f fiber özgül ağırlığı (g/cm^3), ρ_m ise matrisin özgül ağırlığıdır (g/cm^3).

Kompozit plakalardaki fiberin hacim ve ağırlık oranı cinsinden pratik olarak hesaplayabilmek için aşağıdaki işlemler yapıldı:

- Kalınlıkları ortalama 2,50 mm olan 10 adet eğme numunesi hassas terazide tartıldı ve 66,51 gram olarak kaydedildi (Şekil 73).
- Boyutları 13×115 mm olan her bir eğme numunesi içindeki 12 kat elyafın toplam alanı yaklaşık $= 12 \times 0,013 \times 0,115 = 0,01794 \text{ m}^2$ 'dir. On adet eğme numunesi içindeki elyaf alanı ise $= 10 \times 0,01794 = 0,1794 \text{ m}^2$ 'dir.

- c) Cam dokuma kumaş 300 g/m² olarak temin edilmiş olsa da hassas terazide tartma sonucunda kumaşın alan yoğunluğunun 280 g/m² olduğu bulunmuştur. Daha gerçek hesaplamada 10 adet eğme numunesi içindeki toplam elyaf ağırlığı $280 \times 0,1794 = 50,232$ gramdır. Elyaf lar hacim olarak hesaplandığında; $50,232/2,54 = 19,776$ cm³ fiber hacmi elde edilir.



Şekil 73. On adet eğme numunesi ağırlığının ölçümü

(2) nolu hacim denklemine göre;

$$10 \times 1,3 \times 11,5 \times 0,254 = 19,776 + V_m$$

$$37,973 = 19,776 + V_m$$

$$V_m = 18,197 \text{ cm}^3 \text{ matris hacmi elde edilir.}$$

Yukarıdaki maddelerde de verildiği gibi, $W_c = 66,51$ gram olarak ölçülmüştür. Cam dokuma elyafın özgül ağırlığı $\rho_f = 2,54$ g/cm³ dür. Katalog bilgilerinde epoksi reçinenin özgül ağırlığı ise $\rho_m = 1,10$ g/cm³ olarak geçmesine rağmen, ağırlıkça %25 sertleştirici ilavesiyle özgül ağırlıkta bir miktar azalma olduğu anlaşılmıştır ($\rho_m = 1,012$ g/cm³).

(1) nolu denklemde veriler yerine yazılırsa epoksi reçine ağırlığı;

$$66,51 = 50,23 + W_m$$

$$W_m = 16,28 \text{ gram olarak bulunur.}$$

(3) nolu denklemlerde veriler yerine yazılır ise elyaf ağırlık oranı $W_f(\%)$ aşağıdaki şekilde bulunur;

$$\%W_f = \frac{50,23}{50,23 + 16,28} = \frac{50,23}{66,51} = 0,7552$$

Buradan elyaf ağırlık oranı $W_f = \%75,52$ ve matris ağırlık oranı ise $W_m = \%24,48$ olarak bulunur.

(4) nolu denklemlerde veriler yerine yazılırsa elyaf hacmi $\%V_f$ aşağıdaki şekilde bulunur;

$$\%V_f = \frac{50,23/2,54}{50,23/2,54 + 16,28/1,012} = \frac{19,776}{19,776 + 16,087} = \frac{19,776}{35,863}$$

Buradan elyaf hacim oranı, $V_f = \%55,14$ olarak bulunur.

Matris ve fiber hacim oranları arasındaki $V_m = 1 - V_f$ ilişkisinden faydalanarak;

$$V_m = 1 - 0,5514 = 0,4486$$

$V_m = \%44,86$ olarak bulunur.

Fiber hacim oranı ASTM-D2584 (2005)'e göre denklem (5)'de verilen formülasyona göre ikinci kez hesaplanırsa (El Messiry, 2013):

$$V_f = \frac{\rho_m W_f}{\rho_m W_f + \rho_f W_m} \quad (5)$$

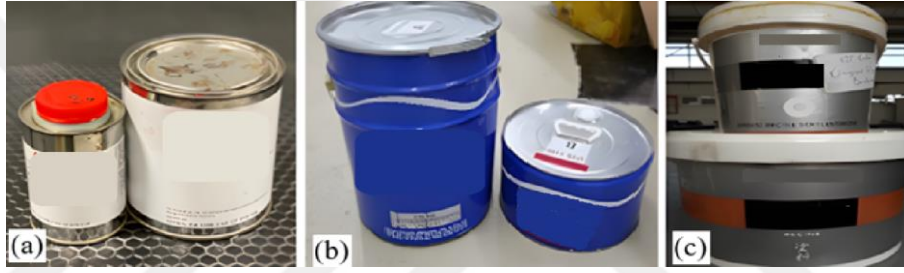
$$V_f = \frac{\rho_m W_f}{\rho_m W_f + \rho_f W_m} = \frac{1,012 \times 50,23}{1,012 \times 50,23 + 2,54 \times 16,28} = \frac{50,833}{92,184} = 0,5514$$

$V_f = \%55,14$ olarak hesaplanmıştır.

Literatürdeki her iki kaynaktan alınan temel bilgilere dayanarak yapılan işlemlere göre, çalışmadaki fiber hacim oranı yaklaşık $\%V_f \approx \%55$ olarak alınmıştır.

2.4. Hasarlı Numunelerinin Yamanması

Bu aşamada epoksi reçine emdirilmiş cam elyaflarla hasarlı bölgelere dolgu yaması yapılmıştır. Yama reçinesi olarak çift komponentli Epoksi A , Epoksi B ve Epoksi C olarak üç farklı ticari epoksiyle birlikte uygun sertleştiricileri kullanılmıştır. Epoksi A, Ankara'daki 5'inci Ana Bakım Fabrika Müdürlüğünden, diğer epoksiler ise ilgili firmalarından temin edilmiştir. Her kullanımda yama cihazının depo kapasitesine göre dışarıda şartlandırılan reçine karışımları enjektör yardımıyla cihazın deposuna doldurulmuştur. Kullanılan epoksi ve sertleştiricilerinin ambalajları Şekil 74'te, ağırlıkça epoksi/sertleştiricisi karışım oranlarıyla diğer teknik özellikler ise Tablo 5'te verilmiştir.



Şekil 74. Yamada kullanılan epoksi reçine çeşitleri

Tablo 5. Yamada kullanılan epoksilerin bazı teknik özellikleri (Duratek®/DTE1000, 2017; Loctite®/EA9309.3NA, 2023; Polisan®, 2023)

Epoksi reçineler / sertleştiriciler		
Epoksi A	Epoksi B	Epoksi C
ağırlıkça karışım=100/22	ağırlıkça karışım=100/25	ağırlıkça karışım=100/33
yoğunluk=1,15 g/cm ³	yoğunluk =1,10 g/cm ³	yoğunluk=1,12 g/cm ³
viskozite=150–300 Pa.s	viskozite=0,95 Pa.s	viskozite=2,85 Pa.s
çekme muk.=32,2 MPa	çekme muk.=71–76 MPa	çekme muk.=31,53 MPa
E-modülü= 2303 MPa	E-modülü=3100–3400 MPa	E-modülü=N/A
kayma modülü=841 MPa	eğilme muk.=108–113 MPa	eğilme muk.=36,01 MPa
poisson oranı=0,36	eğilme modülü=280–310 MPa	uyg. sıcaklığı=10–30 °C
nihai uzama=%10,0	nihai uzama=%4,0–4,5	nihai uzama=N/A
birim fiyat=197,5 €/Lt	birim fiyat=18,3 €/Lt	birim fiyat=12,9 €/Lt

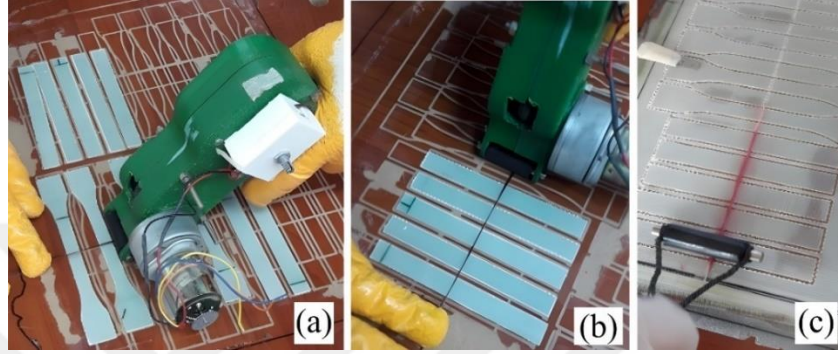
Epoksi A; yüksek viskoziteli macun yapıştırıcı olarak bilinen çift komponentli bir epoksi reçinedir. Mükemmel kayma ve sıyrılma (soyulma) mukavemetine, yüksek tokluk ve nem emilim direncine sahiptir ve zorlu çevre şartlarına dayanabilir. Özellikle uzay ve hava araçları endüstrisi ile diğer benzer yapılardaki birleştirme uygulamalarında ideal bir seçim haline gelmiştir (Khafagy vd., 2022; Bitton vd., 2023). Epoksi A ile birleştirilen parçalar, yapıştırıcı sertleşene kadar destek aletleri veya baskı yükü uygulamasıyla temas halinde tutulmalıdır. Bazen bu baskı yükü, vakum torbalama veya harici kum torbası gibi yama yüzeyine göre şekil alabilen yöntemlerle de gerçekleştirilebilir. Taşıma mukavemeti 25°C'de 12 saat içinde gerçekleşecektir ve daha sonra kürlenme sırasında baskı yükü kaldırılabilir. Ancak bu epoksiden normal veya iyi bir birleştirme performansı elde etmek için 25°C'de 3 ila 5 gün veya 82°C'de 1 saat kürlenmelidir.

Epoksi B fiber laminasyon reçinesi; temel olarak el laminasyonu, vakum torbalama gibi açık kalıp laminasyon işlemleri için tasarlanmıştır. Ancak belirli koşullar altında vakum infüzyon, RTM / L-RTM ve filament sarma teknikleri için de uygundur. Farklı sertleştiricilerle 45–700 dakika arasında geniş bir bekleme süresine sahiptir. Deniz araçları ve rüzgâr türbin kanatları gibi büyük yapılar tek seferde lamine edilebilir ve vakum altına alınabilir. Oda sıcaklığında (23°C/48h) kürlenebildiği gibi 50°C/16h, 60°C/12h, 80°C/8h ve 100°C/4h gibi nispeten düşük kürleme sonrası sıcaklıklarda mekanik özellikleri en üst düzeye çıkabilir.

Epoksi C ise solventsiz, çift komponentli, reaksiyon kurumalı çok amaçlı şeffaf yapıştırma reçinesidir. Epoksi C; elyaf sarma, laminasyon, epoksi vernikleme, epoksi esaslı tesviye ve yapıştırma harçlarının hazırlanmasında, cam elyaf ilavesi ile macun uygulamalarında, beton yüzeylerin kaplama öncesi astarlanmasında, metal, ahşap, cam, beton, cam elyaf takviyeli polyester, jelkot malzemelerin yapıştırılması, onarım ve bakımında kullanılır.

Yapay derin çizik hasarı verilen plakalar, ilk aşamada tasarlanıp prototip olarak imal edilen el tipi cihaz ile metallerdeki kaynakla dolgu işlemi gibi, yukarıda özellikleri verilen üç farklı epoksiyle ıslatılmış sürekli cam-fıtil ile dolgu yapılarak yamanmıştır (Şekil 75a ve b). Bu esnada cihazdaki baskı tekeri ile ıslak yama üzerine ilk sıkıştırma işlemi de gerçekleştirilmiştir.

Cihazla yamayan bölgeler teflon esaslı harici bir makarayla bastırılarak ikinci kez sıkıştırılmıştır (Şekil 75c). Kompozit dolgu ile yama işlemi derin çizikler kapatılıncaya kadar tekrarlayarak (6–9 kez) devam edilmiştir ($V_f \approx \%40$). Her yama işlemi sonunda cihaz komple sökülerek asetonla temizlenmiştir. Bu sayede cihaz içerisinde ve makaralarda kalan reçine birikintisinin sertleşerek cihaza zarar vermesi engellenmiştir.



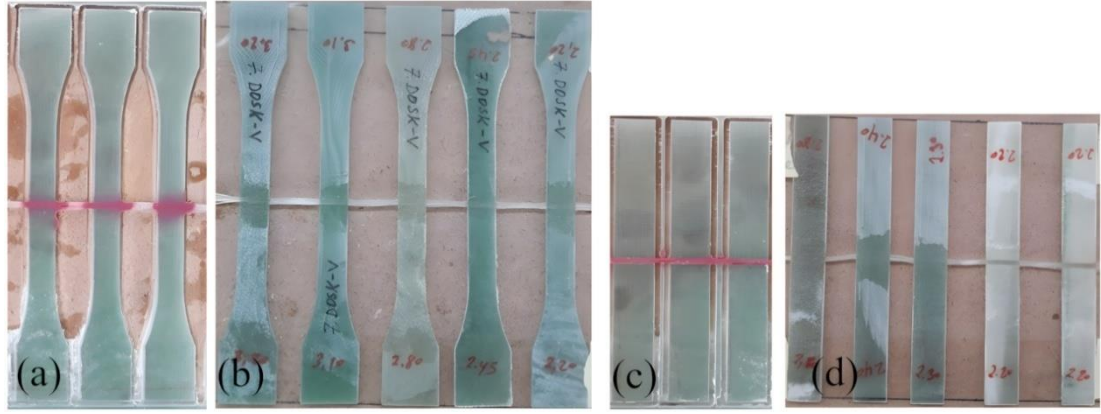
Şekil 75. Numunelerinin yamanması ve yamaya harici baskı uygulama

2.5. Yamayan Numunelerin Kürlenmesi

Bu aşamada onarım dolgusu yapılan kompozit numuneler “23 °C ’lik oda sıcaklığında 24 saat”, “infrared lambayla 40 °C’de 4 saat” ve “60 °C’de ise 2 saat” değişken şartlar altında kürlenmiştir.

2.5.1. Oda Sıcaklığında (23°C/24h) Kürleme

Yamayan yüzeyler üzerine önce teflon esaslı jelatin serildi. üzerine yamayan bölgeyi tamamen kaplayan sünger esaslı yumuşak malzeme konuldu. Bu yöntem, uçak ve helikopterlerde kanadın aerodinamik yapısının bozulmaması ve hasarlı bölgenin tekrar orijinal geometrisini alabilmesi amacıyla kullanılmaktadır (USA_Department_Of_Army, 2013). daha sonra yumuşak malzeme üzerine numunelere zarar vermeyecek şekilde 5 kg ağırlık konuldu. bu sayede yamayan bölgedeki elyafların kanala sıkıca yerleşmesi ve içeride hava kabarcığı kalmadan yapışması sağlandı (Şekil 76). Bu şekilde, yamayan numuneler 23°C/24h şartlarında kürlenmiştir (Kepir vd., 2022).



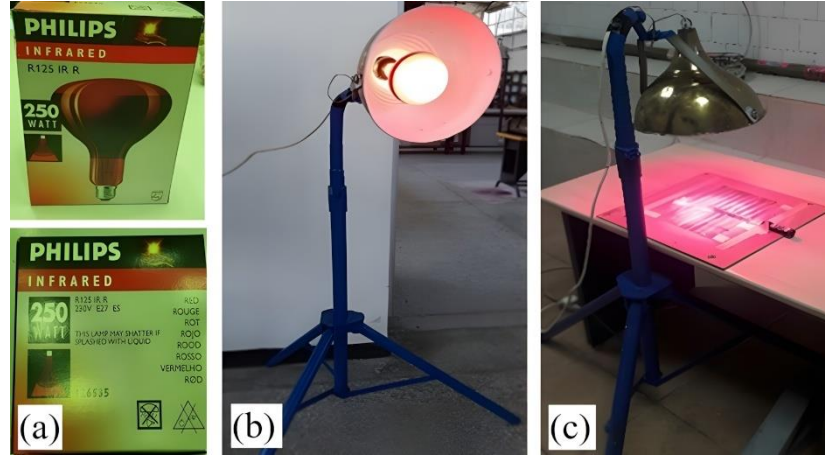
Şekil 76. Yamanarak 23°C/24h kürlenmiş çekme ve eğme numuneleri

2.5.2. Infrared Kürleme (IR)

Ankara 5'inci Ana Bakım Fabrika Müdürlüğü Kompozit Onarım Bölümüyle yapılan iletişim sonucunda; “onarımı yapılan elyaf takviyeli bölgelerin oda sıcaklığında kürlemenin yanında infrared lamba altında kürleme” yönteminin de uygulandığı öğrenilmiştir. Çünkü, kızılötesi lambaların kullanımını içeren kızılötesi (IR) kürleme, verimlilik ve maliyet etkinliği açısından potansiyel avantajlar sunan bir yöntemdir. Elyaf takviyeli epoksi kompozitlerin kızılötesi kürlenmesi, kürleme sürecini başlatmak ve kontrol etmek için IR radyasyonunun kullanılmasını içerir. Bu yöntem özellikle maliyet ve zamanın kritik olduğu uygulamalar için gerekli olan otoklav dışı süreçler için faydalıdır. IR kürleme işlemi, kompozit malzeme boyunca eşit kürleme sağlamak için IR ısı akısının gücü ve dağılımı kontrol edilerek optimize edilebilir (Nakouzi vd., 2011; Alpay vd., 2020)

2.5.2.1. Infrared Lamba ile Kürleme Ortamının Kurulumu

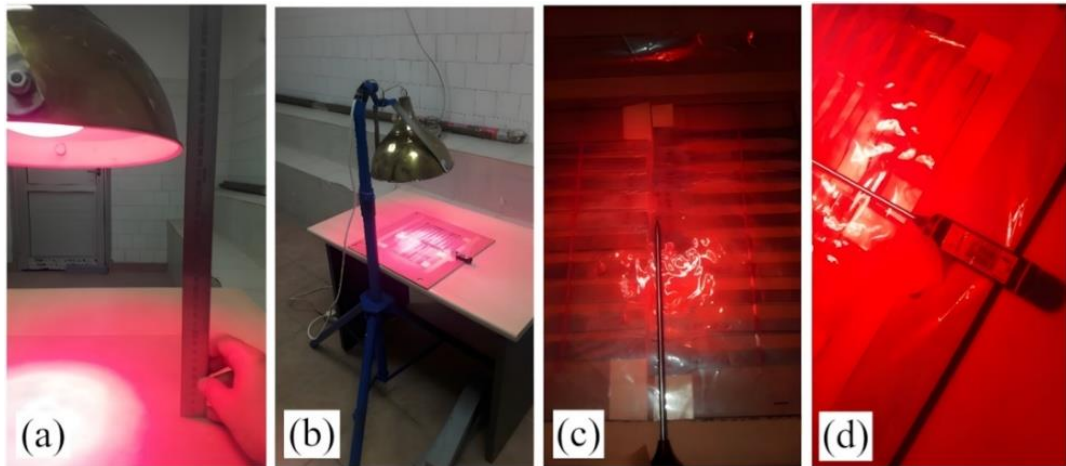
Kürleme sıcaklıkları zaman sınırlamasına göre değişiklik gösterebilmektedir. IR lambayla yapılan kürlemede Şekil 77(a)'da gösterilen 250 Watt gücündeki lamba kullanılmaktadır. Bu çalışmada IR lambanın, yamanan yüzeye istenilen açıda ve mesafede uygulanabilmesi için Şekil 77(b) ve (c)'de gösterilen yüksekliği ve açısı ayarlanabilir sehpa kullanılmıştır.



Şekil 77. Infrared lamba, kürleme sehpası ve kürleme masası

2.5.2.2. Infrared Lamba ile Kürleme (40°C/4h ve 60°C/2h)

Kürlenecek numunelerin yüzeylerine teflon-jelatin serildi. Jelatin üzerine yamayan bölgeyi kaplayan sünger esaslı yumuşak malzeme konuldu ve yamaya zarar vermeyecek şekilde 5 kg ağırlık konuldu. Bu şekilde yamayan bölgedeki elyafların hasar bölgesine sıkıca yerleşmesi ve içinde hava boşluğu kalmadan yapışması sağlandı. Numuneler iki gruba ayrıldı. İlk grup önce 23 °C oda sıcaklığında 15 dakika bekletildi. Ağırlık ve yumuşak malzeme kaldırıldı. Üzeri teflon-jelatinle örtülü numune grubu IR lamba altına yerleştirildi. IR lamba altında 40°C/4h kürlendi (Şekil 78). İlk grup için yapılan işlem sırası ikinci grup için de geçerli olup, bu gruptaki numuneler ise 60°C/2h şartları altında kürlendi.

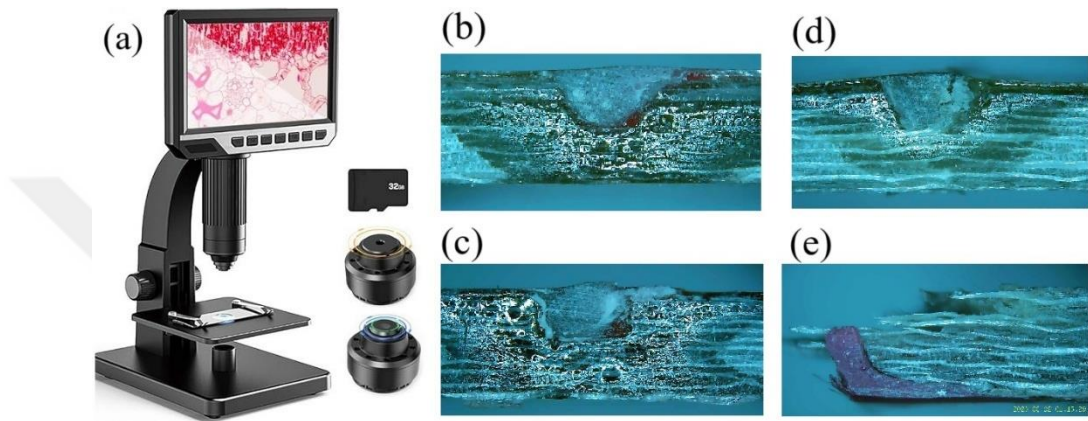


Şekil 78. Numunelerinin infrared lamba ile kürleme aşamaları

2.6. Test ve Analizler

2.6.1. Optik Görüntülemeler

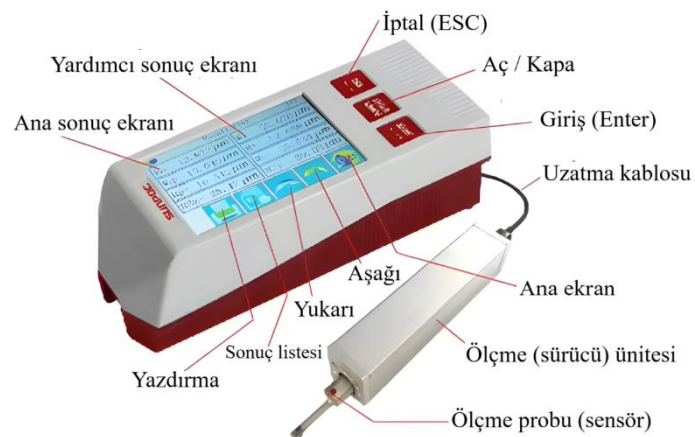
Çizik açılmış (yamasız), test öncesi yamalı veya test sonrası hasara uğramış yamalı bölgelerin optik görüntüleri BAÜN Edremit MYO’da bulunan; 7” ekran 2000X, 11 led ışıklı ve çift lensli Tignapoo® marka dijital mikroskop ile çekilmiştir (Şekil 79).



Şekil 79. Dijital mikroskop ve bazı optik görüntülemeler

2.6.2. Yüzey Pürüzlülüğü Ölçümü

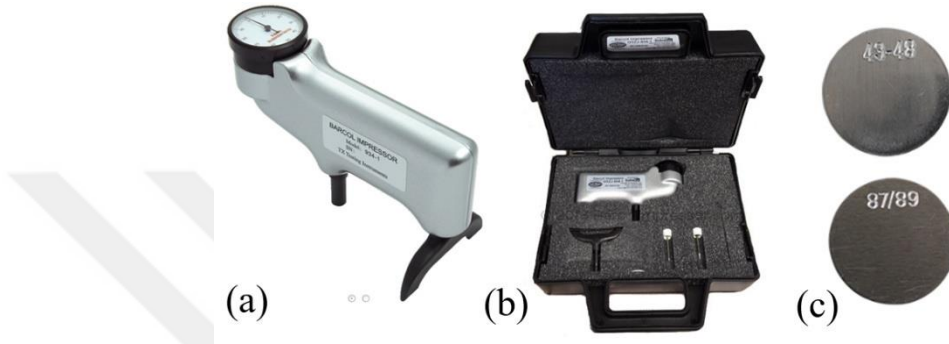
Yüzey pürüzlülükleri BAÜN Edremit MYO’da bulunan ve Şekil 80’de görülen Sunpoc SRT310 marka dijital yüzey pürüzlülük ölçüm cihazıyla ölçülmüştür.



Şekil 80. Sunpoc SRT310 Dijital yüzey pürüzlülük ölçüm cihazı

2.6.3. Sertlik Ölçümü

Üretilen kompozit plakaların sertlikleri TS-EN-59 (1996) standardına göre test edilmiştir. Kompozit plakaların sertlik değeri Şekil 81 (a) ve (b)’de gösterilen 934-1 tip numaralı Barcol sertlik cihazıyla ölçülmüştür. Sertlik ölçüm öncesi cihaz, kutusunda bulunan Şekil 81 (c)’de gösterilen iki adet kalibrasyon plakasıyla test edilmiştir.



Şekil 81. Barcol sertlik ölçüm cihazı ve kalibrasyon plakaları (Bulut Makina,1990)

2.6.4. Ultrasonik Test Cihazıyla Ölçümler

Hava araçlarının kompozit yapılarında oluşan yüzey altı hasarlarının tespitinde NDI (tahribatsız muayene) yöntemlerinden Ultrasonik muayene yöntemi kullanılmaktadır (USA_Department_of_Army, 2013). Ultrasonik test cihazları; ses dalgalarının maddeler içindeki hareketini kullanarak malzeme hatalarını ve kusurlarını belirleyen bir teknolojidir. Şekil 82 ‘de gösterilen USN60 ultrasonik test cihazı; numune kalınlıklarının ölçümü, yüzey altı hasarlarının tespiti, hasar boyutunun belirlenmesi ve yama bölgelerinin kontrolü amacıyla kullanılmıştır. Ancak numunelerin çok katmanlı yapısı sebebiyle kalınlık ölçümü USN60 ile alınamamış olup sadece sinyal görüntüleri elde edilebilmiştir. Bunun için parça kalınlık ölçümleri Şekil 83’te gösterilen Check-Line T1-250 L ultrasonik kalınlık ölçüm cihazıyla yapılmıştır. USN60 ile kontrol işlemi yapılırken 5 MHz’lik düz demet transdüser range mesafesi (zamana bağlı mesafe) 6,54 mm ye ayarlanmış Pulse-Echo “doğrudan kontak” yöntemiyle gerçekleştirilmiştir. Ölü bölge yansımalarını önlemek için düz demet transdüser altına 1 inçlik mika takoz yerleştirilmiştir.



Şekil 82. USN60 ultrasonik test cihazı



Şekil 83. Check-Line T1-250 L ultrasonik kalınlık ölçüm cihazı

2.6.5. Mekanik Testler

Bu çalışmada, orjinal numuneler için 5 adet çekme ve 5 adet de eğilme olmak üzere toplam 10 numune test edilmiştir. Yamanmış numunelerden 18 adet çekme ve 18 adet eğilme testlerine ait 36 adet senaryonun her biri için 5'er adet olmak üzere toplam 180 adet numune hazırlanmıştır. Çizik hasarı verilmiş ancak yamanmayan birçok numunenin de mekanik testleri yapılmıştır. Diğer taraftan el yatırması sonrası sıcak presleme yöntemiyle kompozit plaka üretiminde; hidrolik pres tarafından uygulanan kürlleme basıncının kalıbın tamamına eşit dağıtılamaması, kalıbın orta bölgesindeki fazla reçinenin kenar bölgelerdeki reçineye kıyasla (kalıp dışına atılamadan) orta bölgede birikmesi, alt ve üst kalıbın nispeten az da olsa esnemesi (yeterince rijit kalamaması) gibi sebeplerle plakanın tamamında stabil bir kalınlık elde etmek zorlaşmıştır. Dolayısıyla yukarıda bahsedildiği gibi 12 katmanlı kompozit plakanın yarı-kapalı kalıpta üretilmesindeki geleneksel sorunlarla karşılaşmıştır.

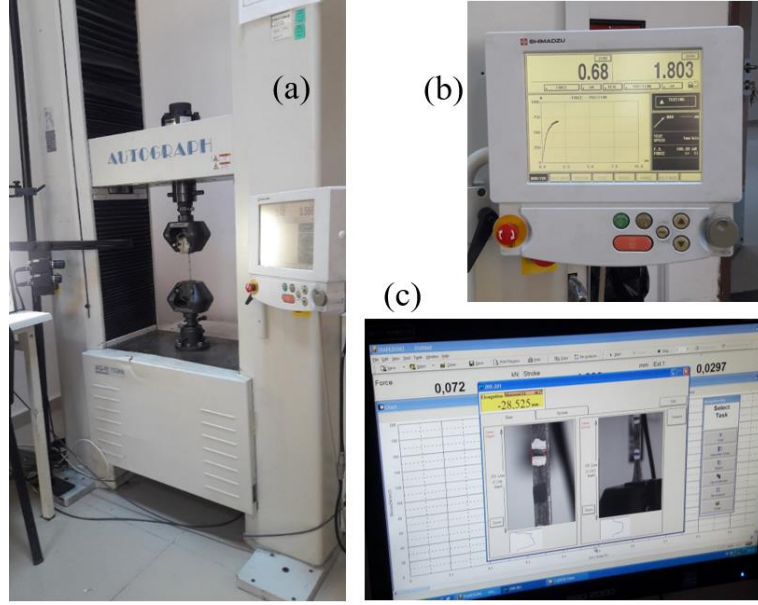
Plakanın kenarlarından (fakir reçineli ve ortalamanın altında kalınlık) veya ortasından (zengin reçineli ve ortalamanın üstünde kalınlık) alınan bazı hatalı numunelerden veya çekme cihazının bağlama çenelerindeki ciddi kayma hatalarından dolayı bazı numunelerin test sonuçları dikkate alınmamıştır.

Her senaryo için ortalama en az 3–4 numune sağlıklı şekilde test edilmiş olup hatalı sonuçlar elenerek değerlendirmeye dahil edilmemiştir. Bu nedenle istatistik değerlendirmelerde çekme testi için 57, eğilme testi için 65 olmak üzere toplam 122 adet numunenin test sonuçları esas alınmıştır (Şekil 84). Bazı grafikler MS Excel ile bazı istatistiksel analizler ve grafikler ise IBM SPSS-24 yazılımıyla elde edilmiştir.



Şekil 84. Çekme ve eğilme numuneleri dosyası

Kompozitlerin en temel mekanik özelliklerinin belirlenmesi için gerekli çekme ve eğilme testleri; Manisa Celal Bayar Üniversitesi Makine Mühendisliği Laboratuvarındaki Autograph Shimadzu AG-IS 100 kN üniversal test cihazında yapılmıştır (Şekil 85).

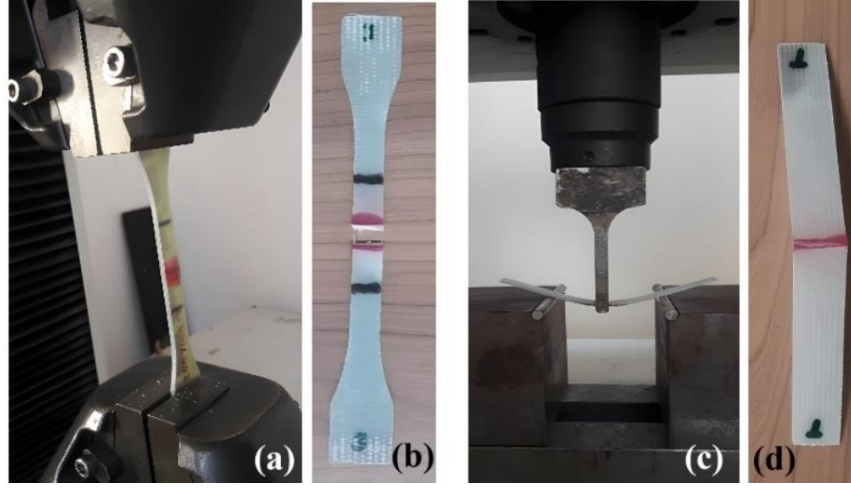


Şekil 85. Autograph Shimadzu AG-IS 100 kN üniversal test cihazı

2.6.5.1. Çekme ve Üç Noktadan Eğme Testleri

Çekme testi için TS-EN-ISO-527-4 (2007) standardı kullanılmıştır. Çene ilerleme hızı 1,0 mm/dak olacak şekilde uygulanmıştır. Test sırasında, çekme cihazının bilgisayar tabanlı yazılımı ile her bir örnek için kuvvet ve deplasman verileri, saniyede beşte bir aralıklarla kaydedilmiştir. Termoset yapıdaki polimer reçineler, gevrek bir yapıya sahip olduklarından, yükleme sırasında %uzama değerleri oldukça düşük seviyelerde kalmıştır. Çekme testi ve test sonrasına ait bir hasar örneği Şekil 86 (a) ve (b)'de gösterilmiştir. Bu testler sırasında, fiber kopma hasarlarının yanı sıra bazı örneklerde tabakalar arası ayrılma (delaminasyon) hasarları da gözlenmiştir. Dikkate alınan verilerin ortalama değerleri çekme mukavemeti olarak kabul edilmiştir.

Üç nokta eğme testi için ASTM-D7264/D7264M (2007)'e göre test standardı kullanılmıştır. Eğme testleri standarda uygun olarak 1,0 mm/dak hızında gerçekleştirilmiştir. Üç nokta eğilme testi ve bir hasar örneği Şekil 86 (c) ve (d)'de verilmiştir. Üç noktadan eğilme testlerinde, fiber kırılmaları gözlenmiş olup bazı numunelerde ise nihai kırılma hasarı meydana gelmeden sehim miktarı standart sınırlara ulaştığında test sonlandırılmıştır. Dikkate alınan verilerin ortalama değerleri eğme mukavemeti olarak kabul edilmiştir.



Şekil 86. Çekme ve eğme testleri ve test sonrası numune örnekleri

2.6.6. SEM Analizleri

Kompozit numunelerin kırılan yüzeylerinin SEM analizleri; İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü Malzeme Araştırma Merkezinde Şekil 87’de gösterilen QUANTA FEG 250 SEM cihazı ile yapılmıştır. SEM analizi için 21 adet (11 eğilme, 10 çekme) numune hazırlanmıştır. Numuneler 7’li gruplar halinde, kırılan yüzeyler üste Şekil 88 (a) ve kırılan yüzeyler yana gelecek şekilde Şekil 88 (b)’de gösterildiği gibi test standlarına yerleştirilerek iki aşamada analiz edilmiştir. Her bir numune için 50x ve 100x büyüklüğünde toplam dörder görüntü alınmıştır.



Şekil 87. QUANTA FEG 250 SEM cihazı



(a) hasarlı bölgelere üstten ve (b) yandan bakış

Şekil 88. SEM görüntüleri öncesi numunelerin sabitlenmesi (test standları)

2.7. Yama Verimliliği Hesabı

Senaryosu verilen her bir yama grubu için mukavemet ve modül verimlilikleri sırasıyla aşağıdaki 6, 7, 8 ve 9 nolu denklemler kullanılarak hesaplanabilir (Abu Bakar, 2001).

$$\eta_{\zeta n} = \frac{\sigma_{\zeta n}}{\sigma_{\zeta o}} \times 100 \quad (6)$$

$$\eta_{E_{\zeta n}} = \frac{E_{\zeta n}}{E_{\zeta o}} \times 100 \quad (7)$$

$$\eta_{e n} = \frac{\sigma_{e n}}{\sigma_{e o}} \times 100 \quad (8)$$

$$\eta_{E e n} = \frac{E_{e n}}{E_{e o}} \times 100 \quad (9)$$

Denklemlerde kullanılan simgelerin anlamları ise aşağıda sırasıyla verilmiştir.

$\eta_{\zeta n}$ ve $\eta_{E_{\zeta n}}$: n. senaryoya ait numunelerin çekme mukavemeti ve modülü açısından yama verimi (%)

$\sigma_{\zeta n}$ ve $E_{\zeta n}$: n. senaryoya ait numunelerin çekme mukavemeti ve modülü (MPa)

$\sigma_{\zeta o}$ ve $E_{\zeta o}$: kompozit plakanın orjinal çekme mukavemeti ve modülü (MPa)

$\eta_{e n}$ ve $\eta_{E e n}$: n. senaryoya ait numunelerin eğilme mukavemeti ve modülü açısından yama verimi (%)

$\sigma_{e n}$ ve $E_{e n}$: n. senaryoya ait numunelerin eğilme mukavemeti ve modülü (MPa)

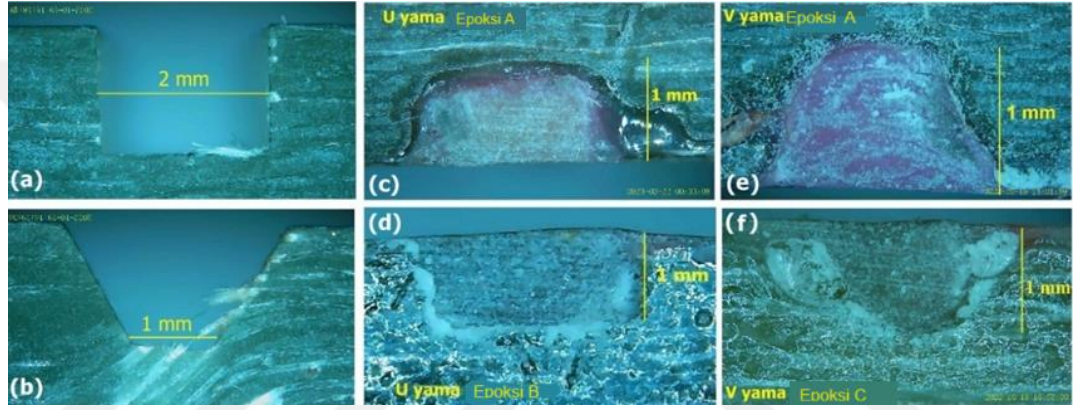
$\sigma_{e o}$ ve $E_{e o}$: kompozit plakanın orjinal eğilme mukavemeti ve modülü (MPa)

ÜÇÜNCÜ BÖLÜM

3. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

3.1. Optik Görüntüleme Bulguları

Optik mikroskopta öncelikle U ve V-kesitli derin çizik açılmış numune görüntüleri alınmış olup sırasıyla Şekil 89 (a) ve (b) verilmiştir. Yamandıktan sonra 3 farklı şart altında kürlenene bazı numunelerin mekanik testler öncesi optik görüntüleri ise Şekil 89 (c), (d), (e) ve (f)'de görülmektedir. Epoksi A yamalar kırmızı, Epoksi B ve Epoksi C şeffaf açık sarı renklidir.

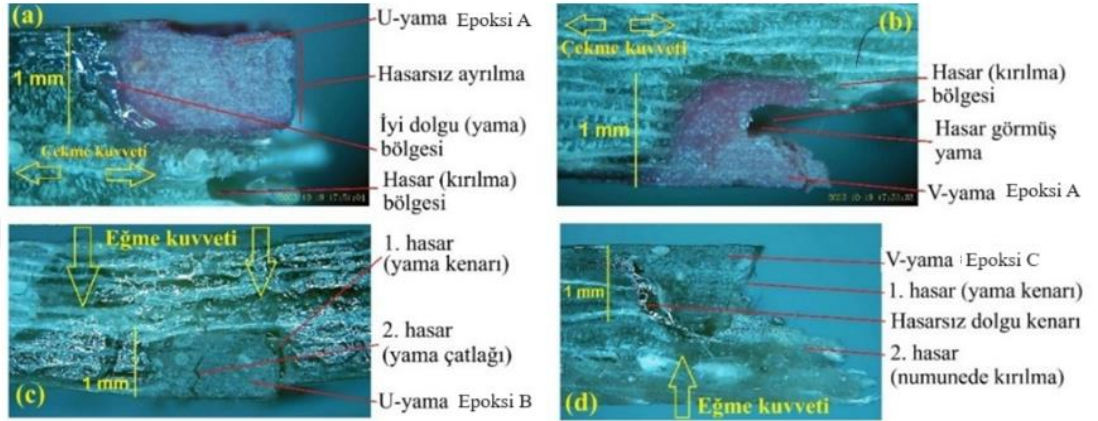


(a) U-kesitli derin çizik, (b) V-kesitli derin çizik, (c) Epoksi A U-yama, (d) Epoksi B U-yama, (e) Epoksi A V-yama, (f) Epoksi C V-yama

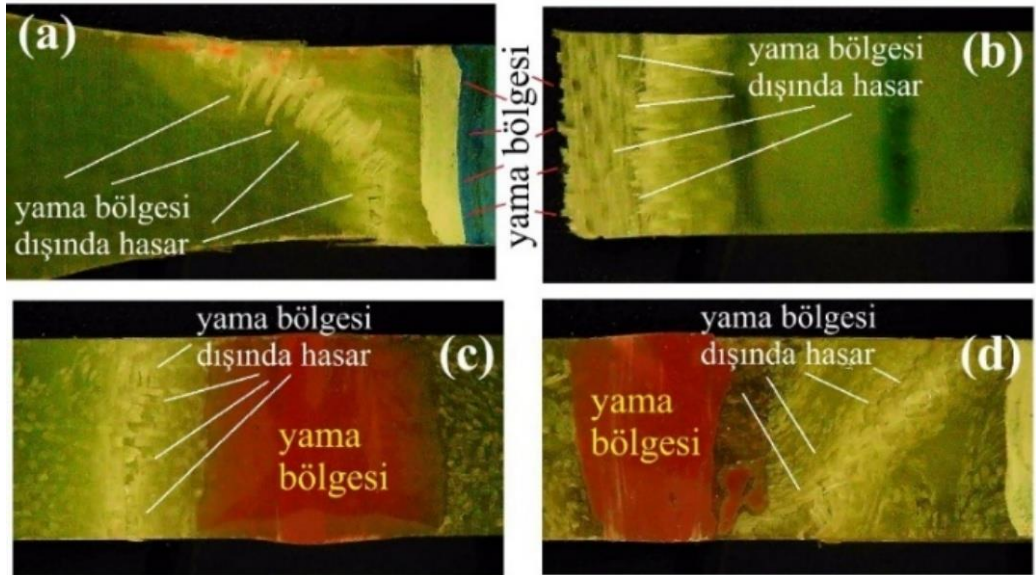
Şekil 89. Derin çiziklerin ve yamaların optik mikroskop görüntüleri

Şekil 90'da yama kaynaklı numunede gözlenen hasarlar verilmiştir. Şekil 90 (a) ve (b) çekme testi sonunda yamada görünen bazı hasar çeşitleri iken Şekil 90 (c) ve (d)'dekiler ise eğilme testi sonundaki hasarlardandır. Şekil 90 (a)'daki U-yamanın sol yüzeyinde iyi-güçlü bir yama bölgesi görülmektedir. Ancak çekme kuvvetinin etkisiyle sağ yüzeyindeki “zayıf yapışmadan kaynaklanan” lokal bir çatlak, numune ve yama arasında ayrılma (debonding) meydana gelmiştir. Bu çatlakın ilerlemesi yine güçlü yapışma nedeniyle yamanın alt yüzeyinden devam edememiştir. Numunenin kendisinde bulunduğu zayıf bir bölgeden, elyaf-matris ayrılmasıyla kırılarak kopmuştur. Şekil 90 (b)'deki V-yamada ise numunedeki genel hasar direkt yamadan başlamıştır. Şekil 90 (c)'deki U-yamada hasar eğme kuvveti etkisiyle hem sağ-yan yapışma yüzeyinden hem de yamanın tam ortasında oluşan bir çatlaktan başlamıştır. Şekil 90 (d)'deki genel hasar Şekil 90 (a)'da kinin bir benzeridir.

Eğme kuvvetinin etkisiyle, yama kenarında yine “zayıf yapışma kaynaklı” lokal bir çatlak, numune ve yama arasında ayrılmaya sebep olmuştur. Çatlak ilerlemesi yamanın alt yüzeyinden devam etmeden, numunede bulunduğu zayıf bir bölgeden ilerleyerek numunenin kırılmasına sebep olmuştur. Yamalı numunelerdeki genel hasarlar sadece yama kaynaklı meydana gelmemiştir. Bazı numuneler, yama bölgesi dışından hasara uğramış veya kırılmıştır (Şekil 91).



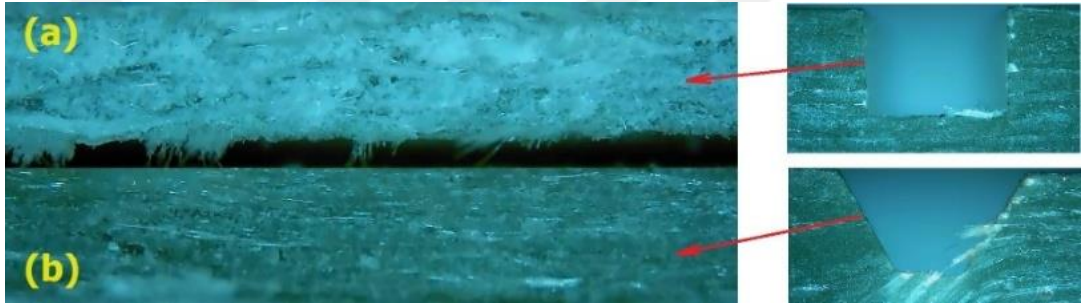
Şekil 90. Yamada ve yama bölgesindeki hasar çeşitleri



Şekil 91. Yama bölgesi dışından hasara uğrayan örnek numuneler

3.2. Yüzey Pürüzlülüğü Ölçüm Bulguları

Yama öncesi Şekil 92’de görüldüğü gibi numunelerin U ve V kesitlerine ait yama yapışma yüzeylerinin pürüzlülükleri ölçülmüştür. Dijital yüzey pürüzlülük ölçüm cihazı ile yaptığımız ölçümlerde; U-çizik yüzeyi için $R_a=3,253\pm0,423\ \mu\text{m}$, $R_{\text{max}}=28,190\pm4,732\ \mu\text{m}$, V-çizik yüzeyi için $R_a=1,699\pm0,075\ \mu\text{m}$, $R_{\text{max}}=14,510\pm0,814\ \mu\text{m}$ değerleri elde edilmiştir. Üç-ağızlı frezeyle açılan U-çizikli yüzeylerdeki kesintiye uğramış elyaf uçları, iki-ağızlı frezeyle açılan V-çizikli yüzeylere göre daha çok dışarı çıkarılmıştır. Bundan dolayı Şekil 92 (a)’da “pamuklanma” denilen elyaf liflerinin ortaya çıktığı iplikli bir yüzey görüntüsü oluşmuştur. Pamuklanan bölgeler diğer yüzlere göre pürüzlülük ve porozite açısından daha yüksek olup, ıslak yamanın bu bölgeye daha iyi tutunmasını sağlar.



Şekil 92. Yama öncesi (a) U ve (b) V-geometrilerinin yüzey görüntüleri

3.3. Ölçüm Sertlik Bulguları

Plakalar önce, test cihazının baskısı altında eğilip şekli bozulmayacak düz bir yüzeye oturtuldu. Cihaz gövdesinden tek elle tutularak batma ucu plaka yüzeyine dik gelecek şekilde konumlandırıldı. Cihaza elle hızlı bir şekilde baskı kuvveti uygulanarak sertlik göstergesinden okunan en büyük sayısal değer kaydedildi (Şekil 93). Plaka yüzeylerinden standartta belirtilen aralıklarla 15 adet ölçüm yapıldı. Plakaların sertlik değeri ortalama 70 Barcol olarak tespit edilmiştir. Bu değer cihaz kullanım kılavuzunda belirtilen dönüşüm tablosu kullanılarak Brinell, Vickers ve Rockwell sertlik değerlerine dönüştürülmüştür (Tablo 6).



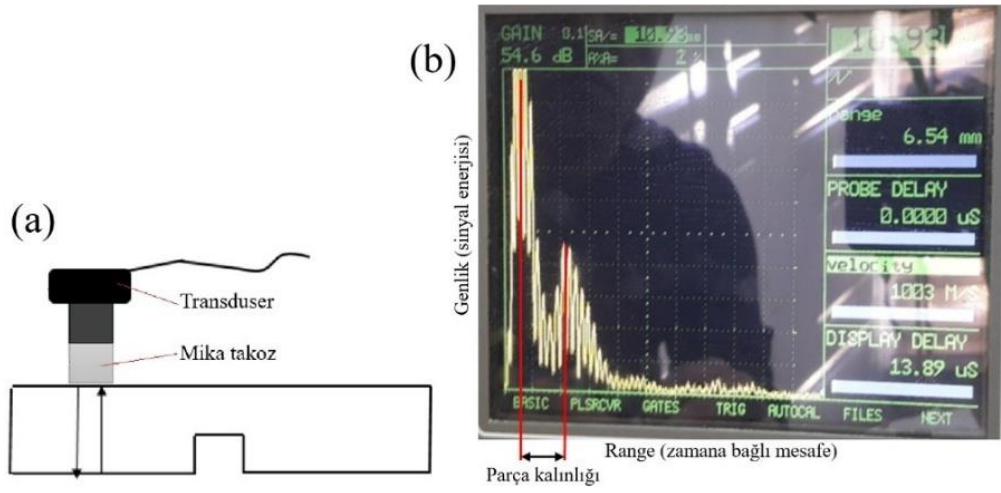
Şekil 93. Barcol cihazı ile sertlik ölçümü

Tablo 6. Sertlik dönüşüm tablosu (Bulut Makina,1990)

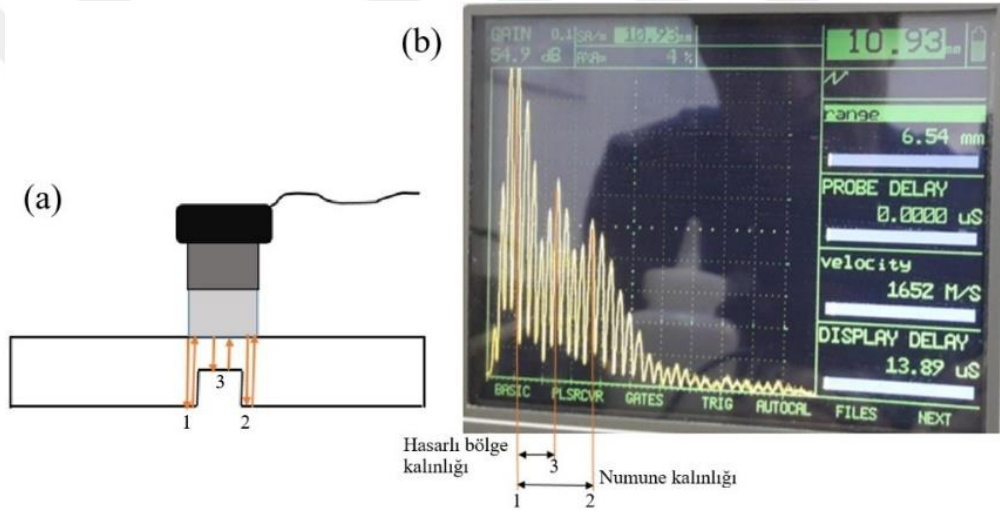
Barcol	Brinell	Vickers	Rockwell			
			B	E	F	H
70	64	69	18	74	73	96

3.4. Ultrasonik Test Cihazıyla Ölçüm Bulguları

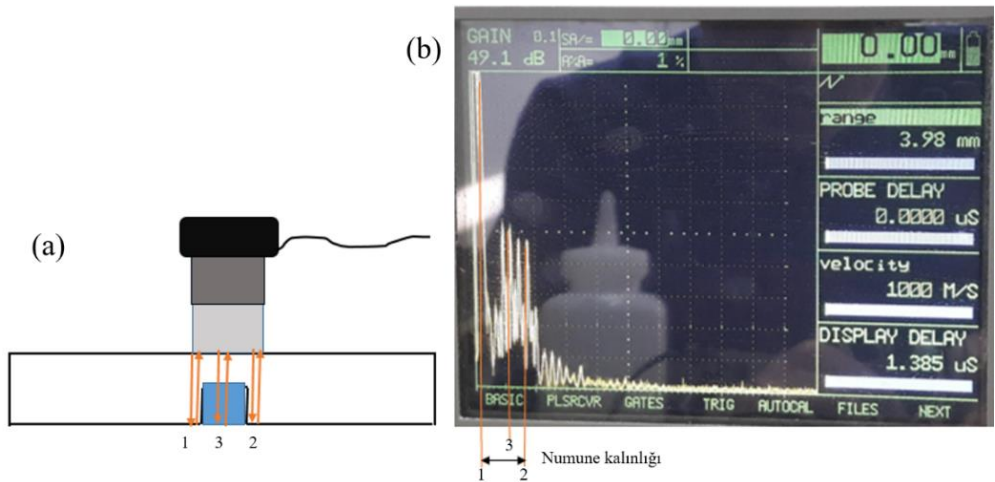
USN60 cihazıyla yapılan kontrollerden alınan ekran görüntüleri ve sinyaller şu şekilde açıklanabilir: Kontrol esnasında ortalama 2,5 mm kalınlığındaki numunelerden iki taban palsi alınmıştır. Birinci taban palsi “*display delay*” ayarlarıyla eksenin sol kenarına yerleştirilmiştir. İkinci taban palsi ise ekranın en sağındadır. USN60 cihazıyla yapılan kontrollerinden alınan ekran görüntülerinde; birinci ile ikinci pals arasındaki mesafe “parçanın kalınlığını” gösterir (Şekil 94). Ortada görünen sinyal ise “hasarlı bölgeyi” gösterir. Birinci pals ile üçüncü pals arasındaki mesafe “hasarlı bölgenin kalınlığını” göstermektedir. Bu sinyal görüntüleri sayesinde, test numunelerindeki hasarlar gerçek hava araçlarının kompozit yüzeylerinde oluşan hasarlar gibi tespit edilmiş oldu (Şekil 95). Yamanmış numunelerdeki yamalı bölgenin USN 60 cihazıyla yapılan kontrollerinden alınan ekran görüntülerinde; Birinci pals ile ikinci pals arasındaki mesafe “parçanın kalınlığını”, ortada görünen sinyal ise “yamanmış bölgeyi” göstermektedir (Şekil 96). Yapılan bu kontrol sayesinde, test numunelerindeki yamanmış bölgeler, gerçek hava araçlarının onarım görmüş kompozit yüzeyleri gibi kontrol edilerek “yamaların uygunluğu” tespit edilmiştir.



Şekil 94. USN60 cihazıyla numune kontrolü ve ekran görüntüsü



Şekil 95. USN60 cihazıyla hasarlı bölgenin kontrolü ve ekran görüntüsü

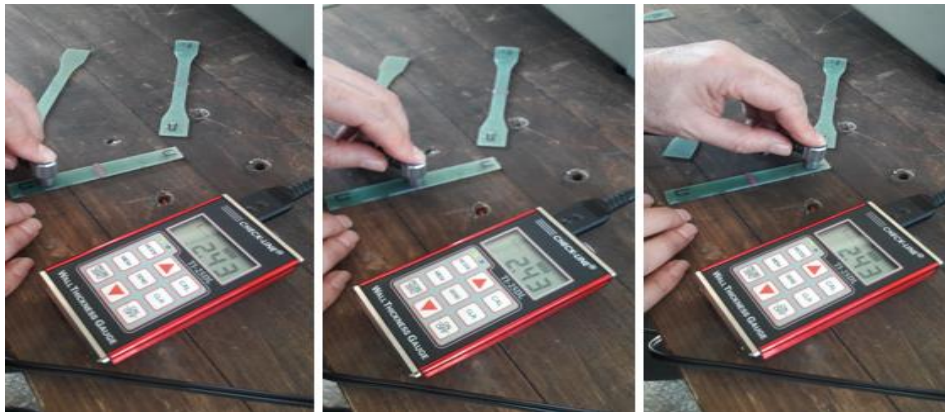


Şekil 96. USN60 cihazıyla yamalı bölgenin kontrolü ve ekran görüntüsü

Numune kalınlıklarının ölçümü, yüzey altı hasar boyutunun belirlenmesi ve yama bölgesi kalınlığının ölçümü için Check-Line T1-250 L ultrasonik kalınlık ölçüm cihazı kullanılmıştır. Derin çizik hasarlı numunelerde, çizik yüzey alta gelecek şekilde masaya yerleştirildi. Cihazın transdüseriyle kontroller yapılmıştır. Şekil 97’deki örnek ölçümde; numunenin orta bölgesinin orijinal numune kalınlığından (3,16 mm) yaklaşık 1,11 mm ince olduğu (2,05 mm) tespit edilmiştir. Bu sayede numunenin yüzey altında 1,11 mm derinliğinde hasar olduğu belirlenmiştir. Şekil 98’de görülen örnek ölçümde; yama yapılmış numunenin yüzeyi ultrasonik kalınlık ölçüm cihazı transdüseriyle taranmış ve numune kalınlığının her noktada aynı (2,43 mm) olduğu tespit edilmiştir. Bu durum hasarlı yüzeyin tamamının yama işlemiyle verimli şekilde onarıldığını göstermektedir.



Şekil 97. Check-Line T1-250 L cihazı ile hasar tespiti



Şekil 98. Check-Line T1-250 L cihazı ile yamanmış yüzeyin kontrolü

3.5. Çekme ve Eğilme Testi Bulguları

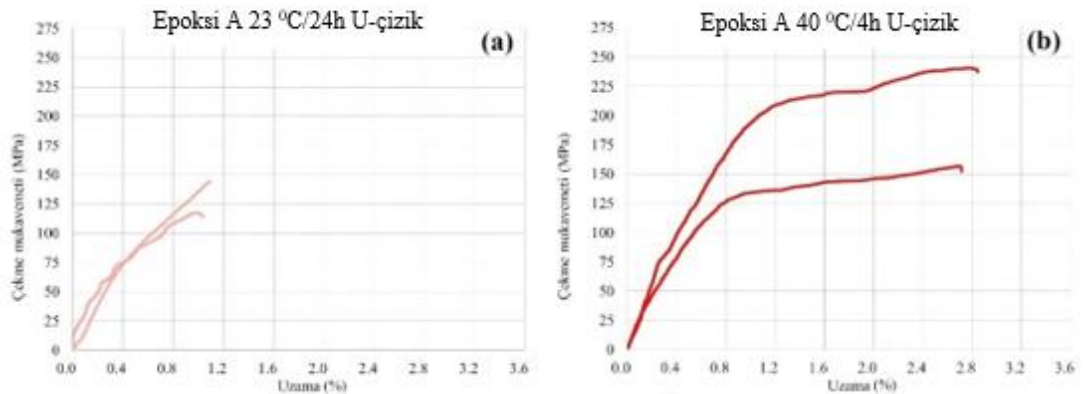
Orjinal (hasarsız) numunelerin temel mekanik özelliklerine ait ortalama sonuçlar Tablo 7’de görülmektedir. Orjinal numunelerin ortalama çekme mukavemeti 218,9 MPa, çekme modülü 21415 MPa, maksimum şekil değişimi %0,97’dir. Eğilme mukavemeti ise 361 MPa, eğilme modülü 21961 MPa ve maksimum sehim %1,65 olarak tespit edilmiştir. Onarılmayan (yamasız) U ve V-çizik hasarı verilmiş numunelerin mekanik özelliklerine ait ortalama sonuçları da aynı Tablo 7’de verilmiştir.

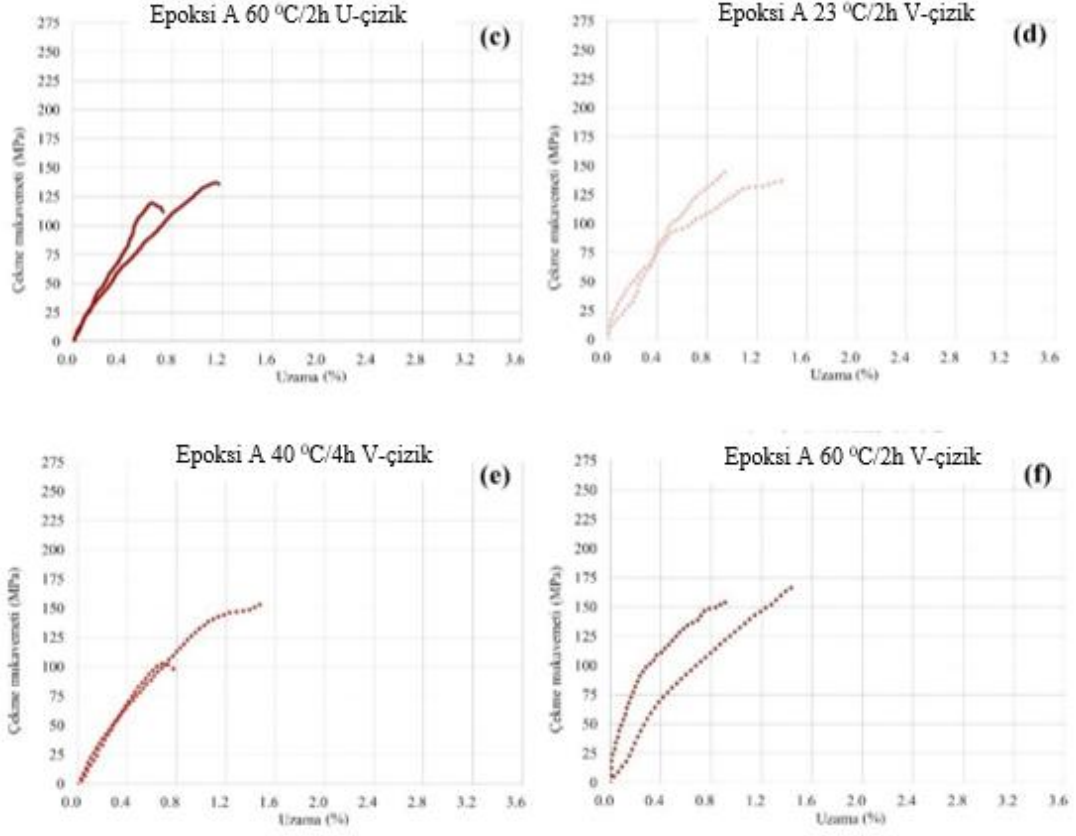
Tablo 7. Orjinal ve yamasız numunelerin çekme ve eğilme sonuçları

Orjinal (hasarsız) numuneler			U-çizikli numuneler				V-çizikli numuneler			
$\sigma_{\text{ço}}$ (MPa)	$E_{\text{ço}}$ (MPa)	$\varepsilon_{\text{ço}}$ (%)	$\sigma_{\text{çua}}$ (MPa)	$E_{\text{çua}}$ (MPa)	$\varepsilon_{\text{çua}}$ (%)	k	$\sigma_{\text{çva}}$ (MPa)	$E_{\text{çva}}$ (MPa)	$\varepsilon_{\text{çva}}$ (%)	k
218,9	21415	0,97	95,2	13135	0,97	2,299	106,2	12454	2,43	2,061
σ_{eo} (MPa)	E_{eo} (MPa)	ε_{eo} (%)	σ_{eua} (MPa)	E_{eua} (MPa)	ε_{eua} (%)	k	σ_{eva} (MPa)	E_{eva} (MPa)	ε_{eva} (%)	k
361,0	21961	1,65	210,8	13013	2,42	1,712	191,9	12447	2,58	1,881

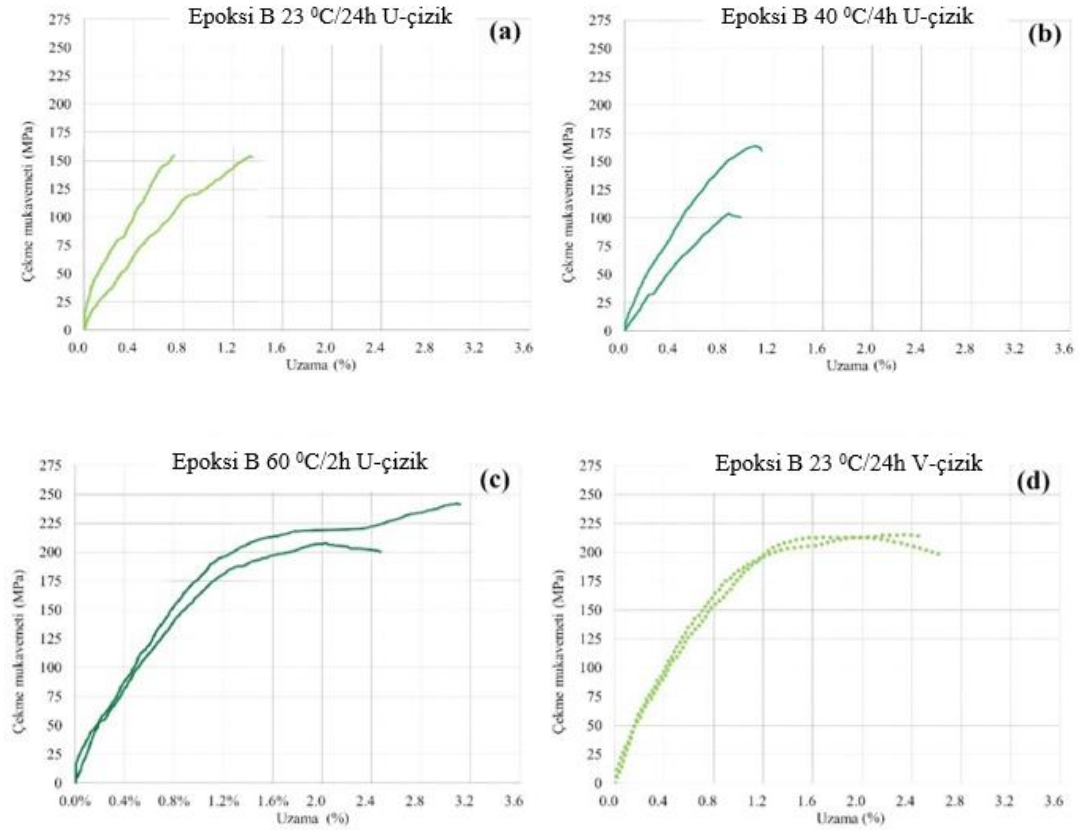
Buradaki k faktör: U ve V çiziklerin neden olduğu mukavemet azalma katsayısıdır.

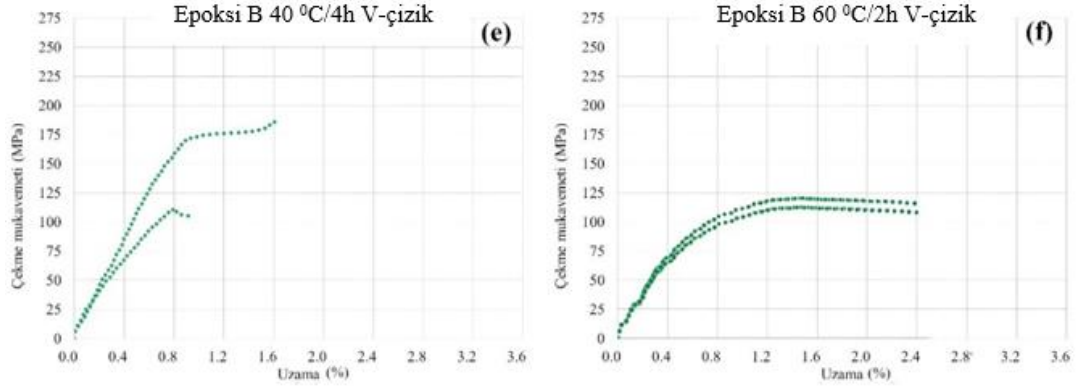
Epoksi A, Epoksi B ve Epoksi C ile yamanan numunelerin **genelini temsil edecek şekilde örneklenen “çekme mukavemeti–%uzama”** ve **“eğilme mukavemeti–%sehim”** grafikleri sırasıyla Şekil 99–Şekil 101 ile Şekil 102–Şekil 104 arasında verilmiştir.



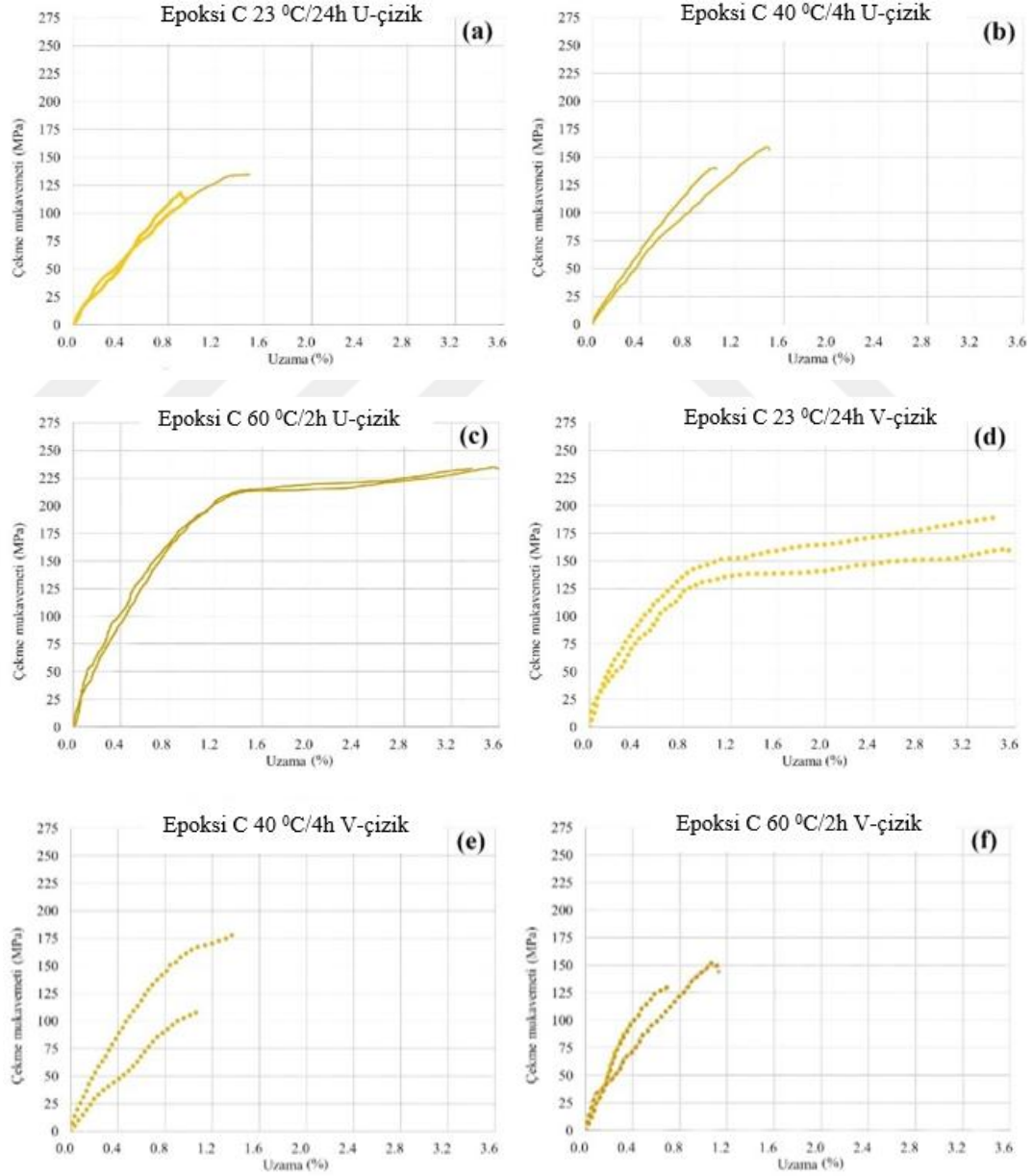


Şekil 99. Epoksi A ile yamayan numunelerin çekme-uzama grafikleri

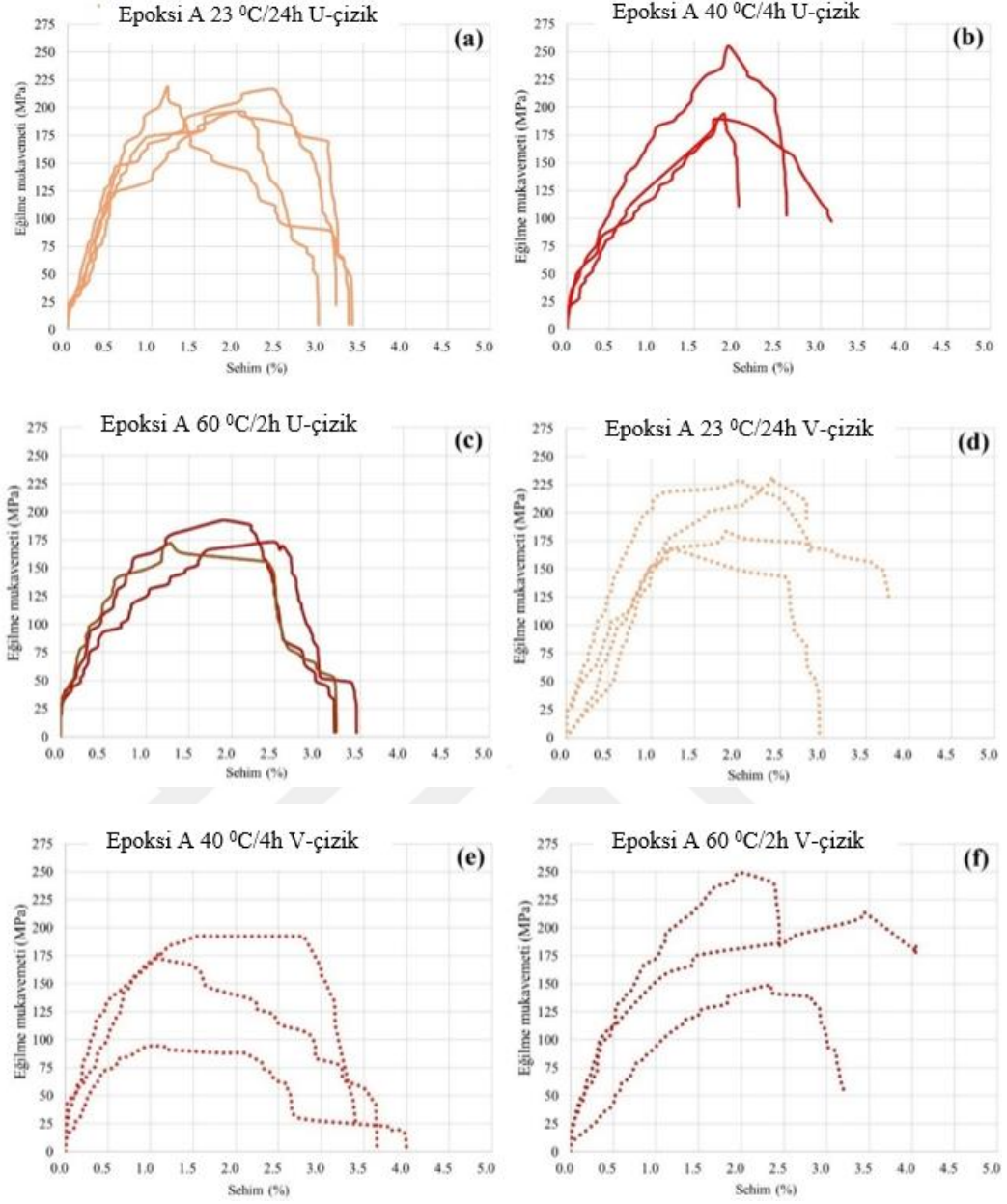




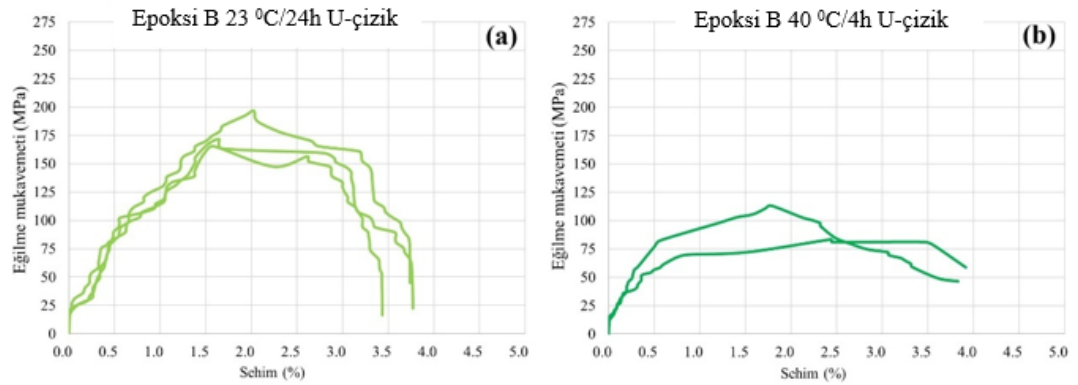
Şekil 100. Epoksi B ile yamanan numunelerin çekme-uzama grafikleri

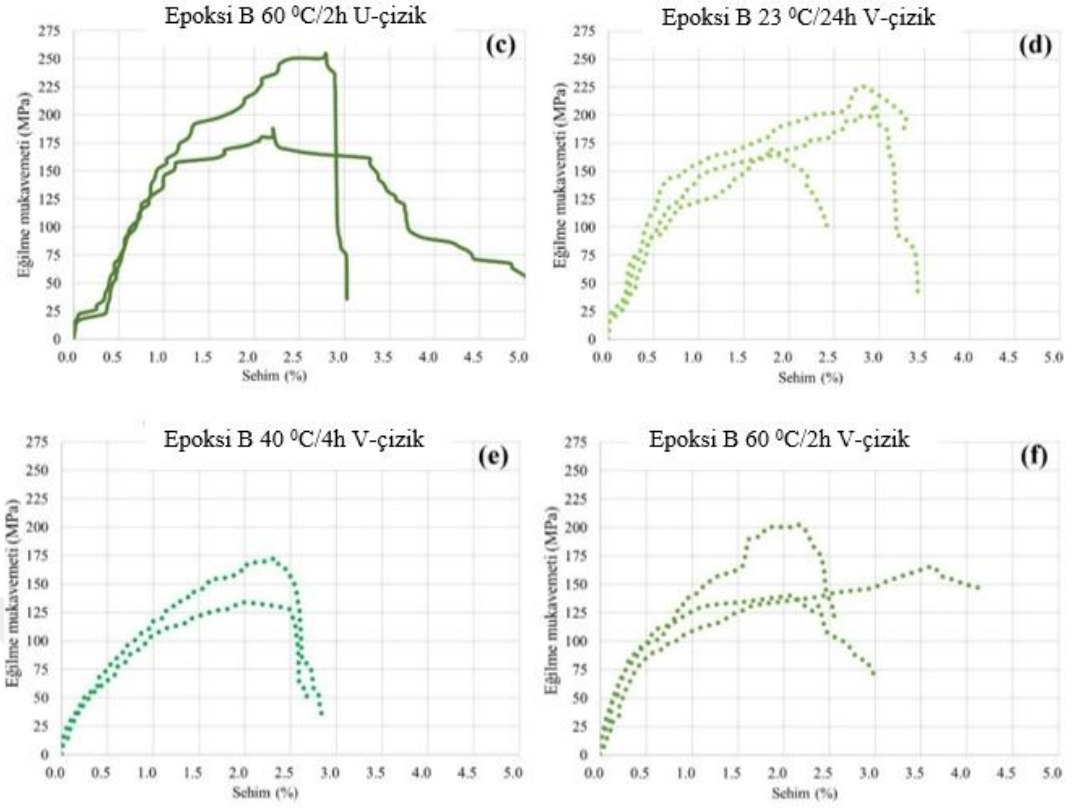


Şekil 101. Epoksi C ile yamanan numunelerin çekme-uzama grafikleri

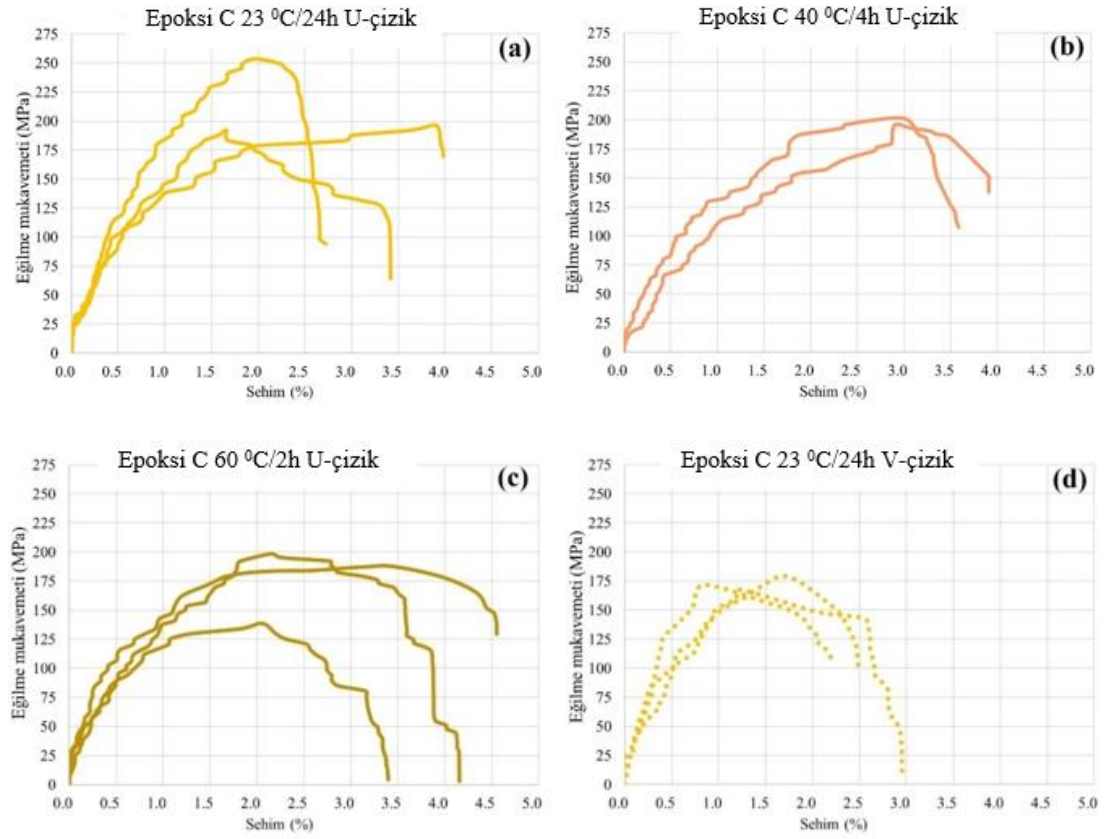


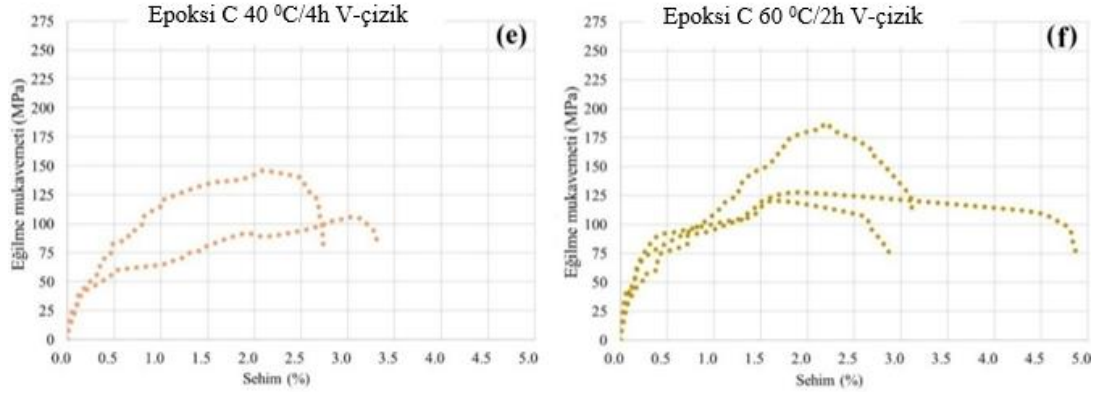
Şekil 102. Epoksi A ile yamanan numunelerin eğilme-sehim grafikleri





Şekil 103. Epoksi B ile yamanan numunelerin eğilme-sehim grafikleri





Şekil 104. Epoksi C ile yamayan numunelerin eğilme-sehim grafikleri

Kompozit numunelere açılan 2 farklı derin çizik hasarı; 3 farklı reçineyle ve 3 farklı kürleme şartlarında onarılmıştır. Bu şekilde 18 onarım senaryosu (parametre) kullanılmıştır. Bu parametreler; Senaryo-1 (S1), Senaryo-2 (S2), ... , Senaryo-18 (S18) olarak adlandırılmış ve Tablo 8’de gösterilmiştir. Bu aşamada ise orjinal hasarsız ve onarılan numunelerin çekme ve eğilme test sonuçları verilmiştir.

Tablo 8. Hasarlı numunelerin onarım senaryoları (parametreler)

Senaryo	Kürleme şartları	Epoksi tipi	Yama geometrisi	Senaryo	Kürleme şartları	Epoksi tipi	Yama geometrisi	
1	23°C/24h	Epoksi A	U	10	23°C/24h	Epoksi A	V	
2	40°C/4h							
3	60°C/2h							
4	23°C/24h	Epoksi B			13	23°C/24h		Epoksi B
5	40°C/4h				14	40°C/4h		
6	60°C/2h				15	60°C/2h		
7	23°C/24h	Epoksi C			16	23°C/24h		Epoksi C
8	40°C/4h				17	40°C/4h		
9	60°C/2h				18	60°C/2h		

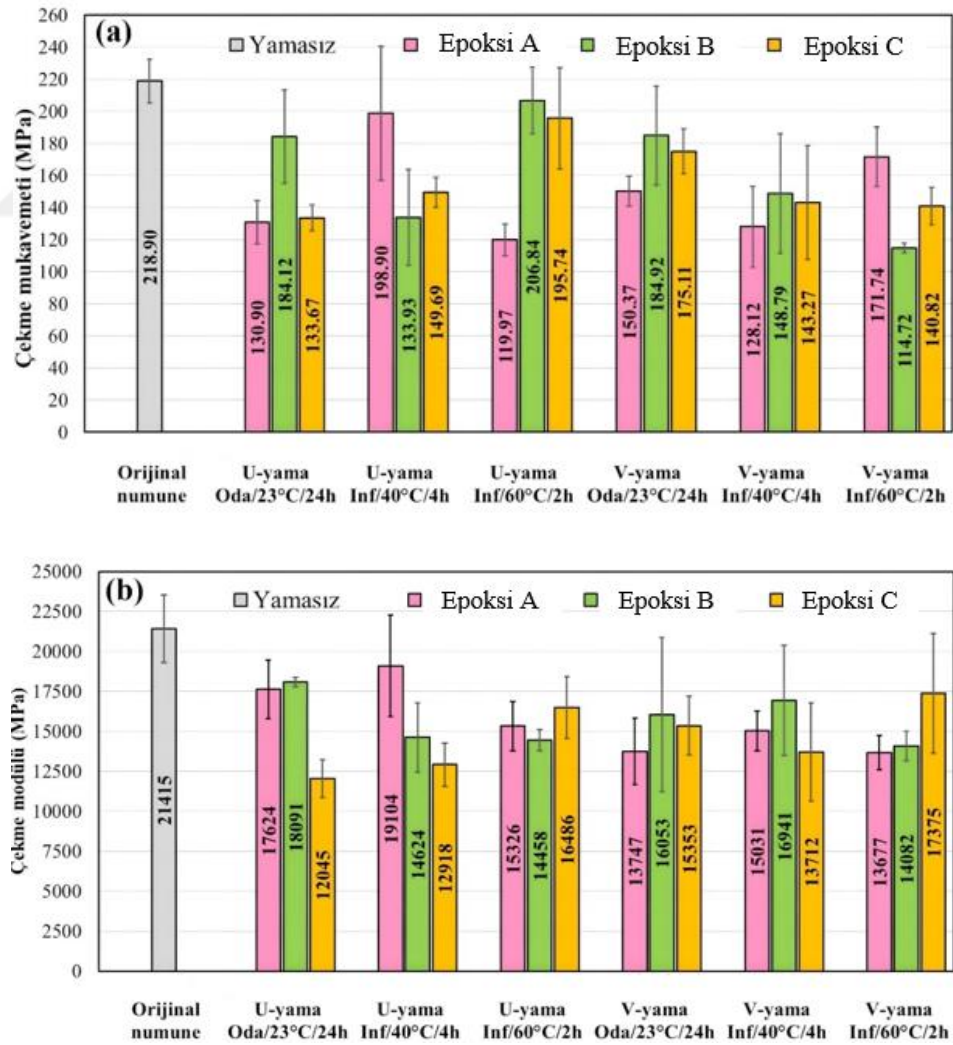
Tablo 9. Onarılan numunelerin mekanik özellikleri ve yama verimleri

Senaryo	Çekme özellikleri ve yama verimleri					Eğilme özellikleri ve yama verimleri				
	$\sigma_{\zeta_n} \pm \text{S.H.}$ (MPa)	η_{ζ_n}	$E_{\zeta_n} \pm \text{S.H.}$ (MPa)	$\eta_{E_{\zeta_n}}$	ε_{ζ_n} (%)	$\sigma_{e_n} \pm \text{S.H.}$ (MPa)	η_{e_n}	$E_{e_n} \pm \text{S.H.}$ (MPa)	$\eta_{E_{e_n}}$	ε_{e_n} (%)
1	130,90 $\pm$ 13,3	%60	17624 $\pm$ 1822	%82	1,04	207,19 $\pm$ 6,2	%57	21404 $\pm$ 3000	%97	1,87
2	198,90 $\pm$ 41,9	%91	19104 $\pm$ 3188	%89	2,76	212,73 $\pm$ 21,1	%59	15292 $\pm$ 2125	%70	1,84
3	119,97 $\pm$ 9,9	%55	15326 $\pm$ 1551	%72	0,83	179,02 $\pm$ 6,6	%50	16177 $\pm$ 2434	%74	1,89
4	184,12 $\pm$ 29,2	%84	18091 $\pm$ 298	%84	1,21	234,87 $\pm$ 57,3	%65	13576 $\pm$ 1547	%62	1,87
5	133,93 $\pm$ 29,8	%61	14624 $\pm$ 2161	%68	0,94	98,24 $\pm$ 14,9	%27	15755 $\pm$ 1836	%72	2,11
6	206,84 $\pm$ 20,7	%94	14458 $\pm$ 667	%68	2,16	221,29 $\pm$ 33,5	%61	12952 $\pm$ 831	%59	2,50
7	133,67 $\pm$ 8,1	%61	12045 $\pm$ 1195	%56	1,09	214,18 $\pm$ 19,7	%59	16263 $\pm$ 517	%74	2,50
8	149,69 $\pm$ 9,3	%68	12918 $\pm$ 1350	%60	1,23	198,69 $\pm$ 2,8	%55	13937 $\pm$ 2286	%63	2,94
9	195,74 $\pm$ 31,5	%89	16486 $\pm$ 1924	%77	2,75	174,91 $\pm$ 18,4	%48	14846 $\pm$ 1513	%68	2,55
10	150,37 $\pm$ 9,3	%69	13747 $\pm$ 2086	%64	1,27	203,04 $\pm$ 16,2	%56	17846 $\pm$ 1720	%81	1,88
11	128,12 $\pm$ 25,2	%59	15031 $\pm$ 1253	%70	1,08	154,21 $\pm$ 30,5	%43	21709 $\pm$ 3943	%99	1,19
12	171,74 $\pm$ 18,4	%78	13677 $\pm$ 1079	%64	1,71	204,00 $\pm$ 29,5	%57	18240 $\pm$ 4691	%83	2,59
13	184,92 $\pm$ 30,7	%84	16053 $\pm$ 4827	%75	1,79	201,71 $\pm$ 16,5	%56	18435 $\pm$ 1270	%84	2,53
14	148,79 $\pm$ 37,2	%68	16941 $\pm$ 3456	%79	1,21	153,42 $\pm$ 19,7	%42	12166 $\pm$ 38	%55	2,16
15	114,72 $\pm$ 3,0	%52	14082 $\pm$ 937	%66	1,20	168,49 $\pm$ 18,0	%47	16388 $\pm$ 2885	%75	2,52
16	175,11 $\pm$ 14,1	%80	15353 $\pm$ 1823	%72	3,47	176,66 $\pm$ 2,49	%49	21051 $\pm$ 5246	%96	1,76
17	143,27 $\pm$ 35,5	%65	13712 $\pm$ 3082	%64	1,21	125,83 $\pm$ 20,1	%35	15453 $\pm$ 613	%70	2,60
18	140,82 $\pm$ 11,5	%64	17375 $\pm$ 3759	%81	0,87	145,38 $\pm$ 21,3	%40	18019 $\pm$ 2063	%82	1,91

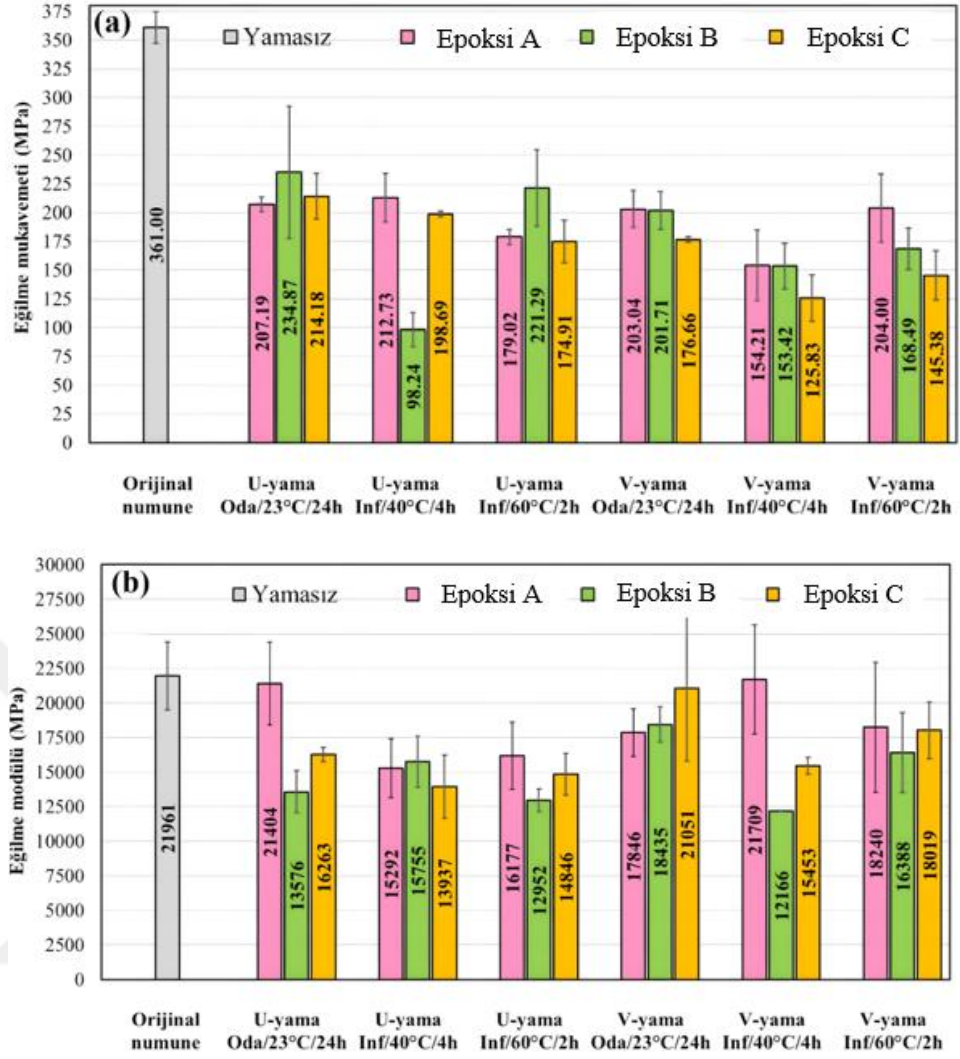
Tablo 9’da ise “orjinal hasarsız” ve 18 sekiz farklı senaryo altında “onarılan numunelerin” çekme ve eğilme testi verileriyle birlikte yamanın başarısını gösteren “**orjinal mukavemeti karşılama oranı**” veya “**yama verimi**” değerleri Denklem (6) ve (7) ile hesaplanarak verilmiştir.

Tablo 9’da görüldüğü gibi geliştirilen prosesle onarılan numunelerin; çekme mukavemeti **%84–94**, çekme modülü **%79–89**, eğilme mukavemeti **%61–65**, eğilme modülü ise **%84–99** oranında orijinali karşılayabildiği tespit edilmiştir. Benzer şekilde, Hu ve Soutis (2000) çift bindirmeli yamanın hasarsız parça mukavemetinin yaklaşık %80 oranında, Breitzman vd. (2009) ise hasarlı bölgeye yapılan atkılı yama (prepreg) onarımıyla %80’e kadar dayanımlarını koruyabildiklerini kanıtlamışlardır. İlâveten, hasarlı katların onarım yapıldıktan sonra, üzerine tek kat ilave bir yama daha yapıldığında %85–90’a varan mukavemetin geri kazanabileceği sonucuna varılmıştır.

Onarılan numunelerde maksimum ve minimum çekme mukavemeti ile modülü sırasıyla; S6 (206,84 MPa) ve S2 (19104 MPa) ile S15 (114,72 MPa) ve S7’de (12045 MPa) elde edilmiştir (Tablo 9 ve Şekil 105). Maksimum ve minimum eğilme mukavemeti ile modülü ise sırasıyla; S4 (234,87 MPa) ve S11 (21709 MPa) ile S5 (98,24 MPa) ve S14’te (12166 MPa) elde edilmiştir (Tablo 9 ve Şekil 106).



Şekil 105. Çekme mukavemeti ve çekme modülü sonuçları

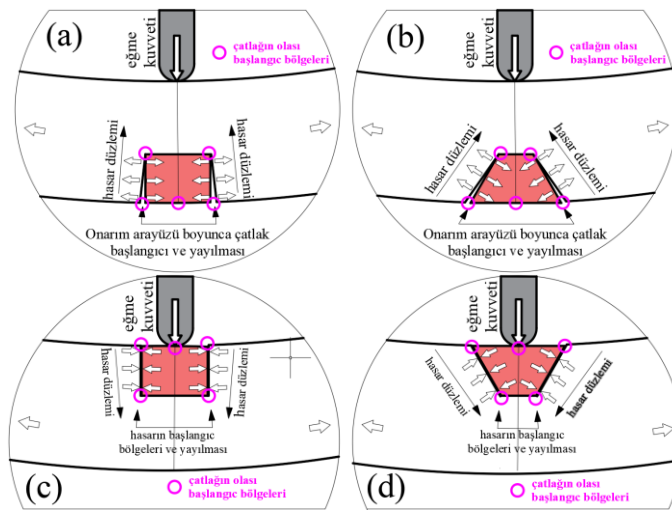


Şekil 106. Eğilme mukavemeti ve eğilme modülü sonuçları

Tablo7, Tablo 9, Şekil 105 ve Şekil 106 incelendiğinde; onarılmamış numunelerin çekme mukavemetleri orijinal numunelere göre %51–57 oranında düşmüştür. Onarılmış numunelerinki ise ortalama %26–31 oranında azalmış olmasına rağmen S6’da bu azalma %6’ya kadar çekilmiştir. Onarılmamış numunelerin çekme modülleri orijinal numunelere göre %39–42 oranında düşmüştür. Onarılmış numunelerinki ise ortalama %27–29 oranında azalmış olmasına rağmen S2’de bu azalma %11’e kadar çekilmiştir. Onarılmamış numunelerin eğilme mukavemetleri orijinal numunelere göre %42–47 oranında azalmıştır. Onarılmış numunelerinki ise ortalama %46–53 oranında düşmüş olmasına rağmen S4’te bu azalma %35’e kadar çekilmiştir. Onarılmamış numunelerin eğilme modülleri orijinal numunelere göre %41–43 oranında azalmıştır. Onarılmış numunelerinki ise ortalama %19–29 oranında azalmış olmasına rağmen S11’de bu azalma %1’e kadar çekilmiştir.

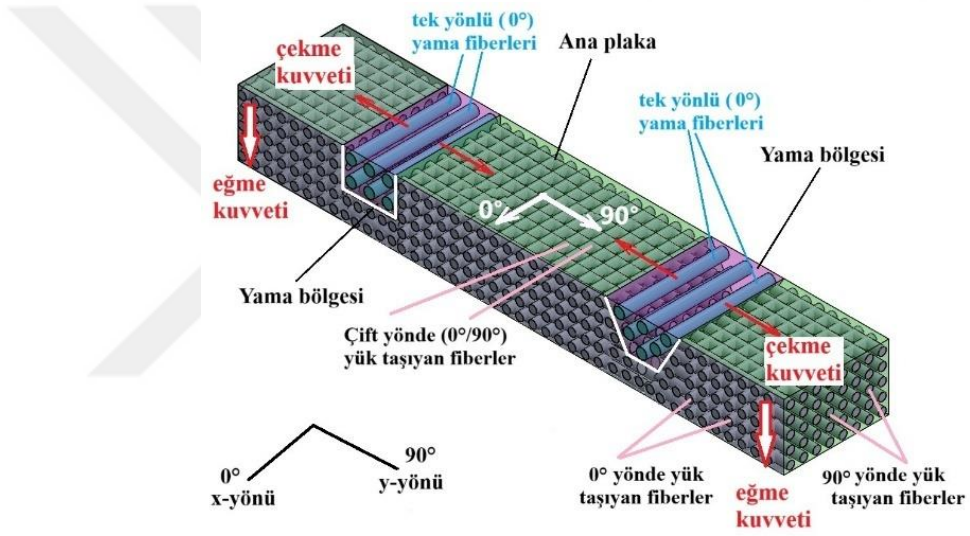
Görüldüğü gibi yamaların hasarsız numunelere oranla eğilme mukavemeti değerleri düşük çıkmıştır. Yani eğilme mukavemeti açısından onarım veriminin ortalamasının “kozmetik dolgu” verimi kadar düşebildiği anlaşılmaktadır. Bu durum birkaç şekilde açıklanabilir. Şekil 107 (a) ve (b)’de görüldüğü gibi bu çalışmada numuneler, yamaların bölgelerinin ters yüzeylerinden eğme testine tabi tutulmuştur. Bu nedenle yama üst yüzeyi ile yama/çizik arası sağ-sol yapışma yüzeylerine yüksek çekme gerilmesi etki eder. Bu kritik gerilme, hem yama hasarına hem de ara yüzey ayrılmasını zorlayan formdadır. Eğilme yükü Şekil 107 (c) ve (d)’deki yama yüzeyinden uygulanmış olsaydı; yama üst yüzeyi ve yama/çizik arası sağ-sol yapışma yüzeylerine bası gerilmesi etki edecek ve genel hasarın oluşması daha yüksek eğilme gerilmesinde meydana gelebilecekti. Bu duruma “gerilme konsantrasyonu (yoğunlaşma) faktörü” bölümünde de değinilecektir.

Yeter vd. (2024) yaptıkları bir çalışmada, hasarlı bölgeyi çıkarıp sadece dolgu katmanıyla doldurmanın iyi bir çözüm olmadığını, hasar bölgesine dolgu yapılmasıyla mukavemetin ancak %30,35 gibi çok düşük oranda (256,64 MPa, 77,90 MPa) geri kazanılabildiğini kanıtlamışlardır. Yapışma yüzey alanı en yüksek tutulan senaryodaki atkılı yamalar ile en yüksek %91,07 oranına kadar (256,64 MPa, 233,74 MPa) mukavemetin geri kazanılabildiğini tespit etmişlerdir. Senaryoların sonuçları incelendiğinde, yamanın yapışma yüzeyinin büyüklüğüne bağlı olarak mukavemet değerinin arttığı tespit edilmiştir.

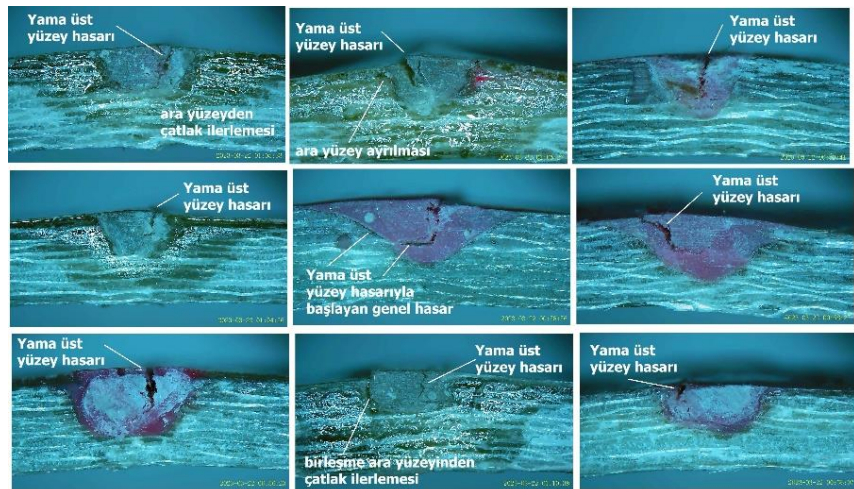


Şekil 107. Eğme yükünün yama tersi veya yama yüzeyden uygulanması

Şekil 108’de görüldüğü gibi ana plakadaki fiberler çift yönde ($0^\circ/90^\circ$) yük taşıırken, yama bölgesindeki fiberler tek yönlü olarak (UD) x-yönünde (0°) yerleştirildiğinden y-yönündeki (90°) gerilmeleri karşılayamamaktadır. Bu durumda özellikle eğilme mukavemeti açısından ciddi dezavantaj oluşturmaktadır. Diğer taraftan ana plakaya etkiyen çekme ve eğilme yükünün taşınmasında esas etkili olan fiberler ise 90° yönündeki sürekli fiberlerdir. Y-yönlü (90°) bu fiberlerin derin çizik vasıtasıyla kesintiye ve süreksizliğe uğraması numunenin mukavemetinde ani düşmelere neden olmuştur. Bu nedenle özellikle eğilme testlerinde daha sık olmakla birlikte her iki testte de test numunelerinin genel hasarı, yamaların üst bölgesinden veya yapışma ara yüzeyinden başladığı görülmüştür (Şekil 109).



Şekil 108. Tek yönlü (0°) yama fiberlerinin yük taşıma etkisi



Şekil 109. Yama yüzeyinden başlayan hasarlar

Dolayısıyla direkt eğilmeye veya darbeye maruz, kritik kompozit laminatların onarımlarında çözgü (0°) yönündeki yamaya ilave mutlaka atkı (90°) yönünde de (etkiyen kuvvet yönünde) yama yapılması gerektiği anlaşılmaktadır.

Örneğin Kim vd. (2020) çalışmalarında; hasarlı kompozit numuneleri atkı (scarf, weft) yama (V-kesitli), basamaklı atkı yama (U-kesitli) ve dış yama şeklinde üç farklı yama türüyle onarmışlardır. Onarılan numuneleri eğilme ve burkulma testlerine tabi tutmuşlardır. Deneysel eğilme sonuçları, atkı yaması uygulanan numunelerin iyileşme oranının %91,8 ile en yüksek olduğunu göstermiştir. Ekstra olarak bu tez çalışmasının 3.11'inci bölümünde kuvvet yönünde (90°) uygulanan yamanın etkisi incelenmiştir.

3.6. Onarım Mukavemetini Etkileyen Önemli Faktörler

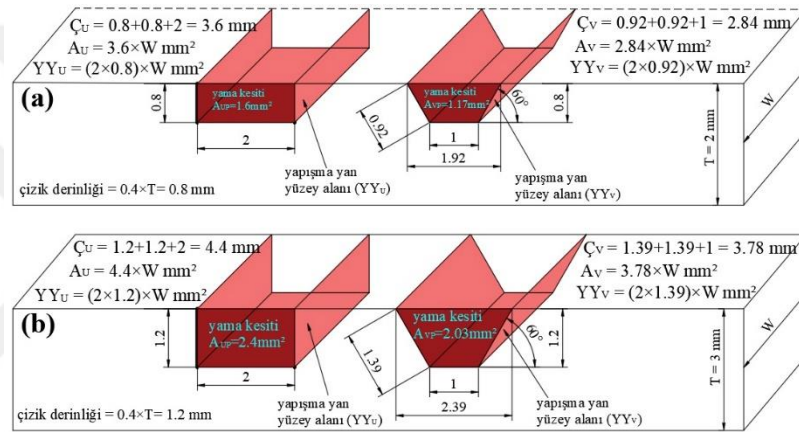
Hasarlı kompozit yapıların yapıştırıcı dolgu veya epoksi reçine esaslı yamalarla birleştirilmesi/onarılması gibi çalışmalarda; yüzey işlemi, yüzey pürüzlülüğü, birleşme konfigürasyonu, birleşme geometrisi gibi etkenlerin yamayla onarılmış kompozitlerin mukavemetini etkileyen ana parametreler olduğu tespit edilmiştir (Budhe vd., 2017). Yama geometrisi, kürleme sıcaklığı ve onarım yöntemlerinin kompozit yapıların mekanik dayanımı üzerindeki kritik etkilerini araştıran benzer çalışmalar yapılmıştır (Ahn ve Springer, 1998; Campilho vd., 2005; Dağdelen, 2010; Durmuş, 2006). Katnam vd. (2013) kompozit uçak yapılarının yapıştırılmış onarımı üzerine yaptıkları çalışmada; yama mukavemetinin sertliği ve dayanıklılığının, onarımda kullanılan yama ve epoksi türüne, geometrik parametrelere ve işlem parametrelerine (yüzey işlemi, kürleme koşulları) bağlı olduğunu gözlemlemişlerdir.

Bu çalışmada onarım mukavemetini etkileyen faktörler ise aşağıda özetlenmiş ve sırasıyla açıklanmıştır.

- (1) Yama geometrisi (kesit ve yüzey alanı),
- (2) Yama geometrisine bağlı gerilme konsantrasyonu (yoğunlaşma) faktörü,
- (3) Yama kanalı açmada kullanılan takıma bağlı yapışma yüzeylerinin pürüzlülüğü,
- (4) Katman sayısı ve kompozit plaka imalat yöntemine bağlı değişen numune kalınlığı,
- (5) Reçine tipi, viskozitesi ve reçine mukavemeti,
- (6) Yama sonrası kürleme şartları

3.6.1. Yama geometrisi (kesit ve yüzey alanı) etkisi

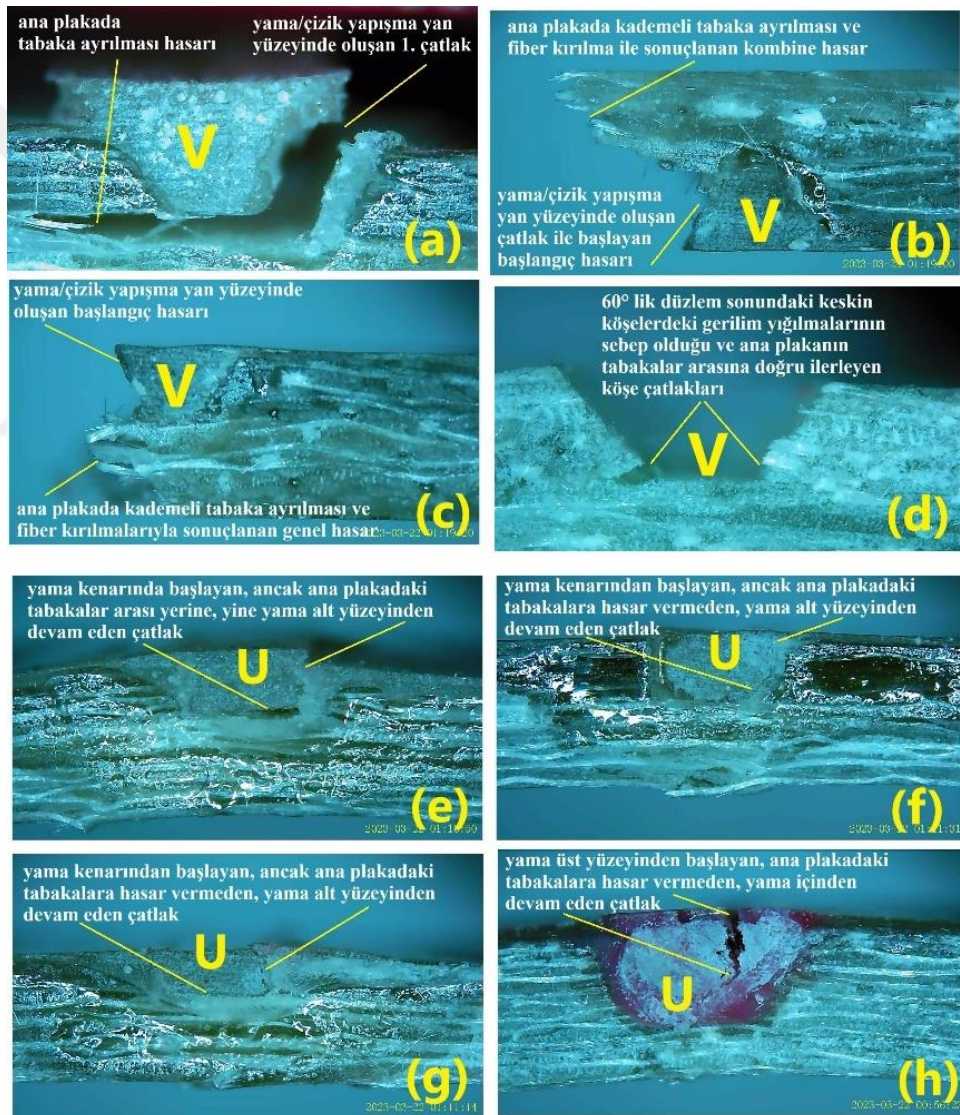
Yama mukavemetini etkileyen faktörler arasında yama yapışma yüzey alanı ve yama kesiti (hacmi) yer almaktadır (Gad vd., 2022; Gad vd., 2019). Bu çalışmada yama bölgesinin hem yüzey alanı hem de yama kesiti matematiksel olarak hesaplanmıştır. Buna göre alt yüzeylerde dahil olmak üzere U-geometrinin toplam yapışma yüzey alanı V-geometriden %16,4–26,7 daha büyüktür. Benzer şekilde yamaların U-kesit alanı V-kesitten %18,2–36,7 daha büyüktür. Ancak, esasen gerilmeleri karşılayan V-geometrideki yapışma yan yüzey alanı U-geometriye göre %15,0–15,8 daha büyüktür (Şekil 110).



Şekil 110. Yama geometrileri ve ölçüleri

Tablo 9, Şekil 105 ve Şekil 106 incelendiğinde; U-yamalı numunelerin ortalama çekme mukavemeti, modülü ve maksimum şekil değişimi V-yamalılara göre sırasıyla %7,5 , %3,5 ve 1,01 kat daha yüksektir. Benzer şekilde U-yamalı numunelerin ortalama eğilme mukavemeti ve maksimum şekil değişimi V-yamalılara göre %13,6 ve 1,05 kat daha yüksektir. Ancak, ortalama eğme modülünde ise V-yamalı numuneler, U-yamalarına göre %14 daha yüksektir. Bu durumun, sebebinin Şekil 110’da da ifade edilen, “V-geometrideki yapışma yan yüzey alanının U-geometriye göre %15,0–15,8 daha büyük” olmasından kaynaklandığı düşünülmektedir. Diğer yandan; U-yamalı numunelere göre, V-yamalı numunelerde yama/çizik yapışma yan yüzeylerinde oluşan çatlak “**ana plaka katmanlarındaki 60°’lik kayma düzlemleri aracılığıyla, zayıf ara-yüzeylere daha çabuk ulaştığı ve tabaka ayrılması hasarıyla genel hasarı kolaylaştırdığı**” anlaşılmaktadır.

Şekil 111’de özellikle V-yamalarda; (a) yama/çizik yapışma yan yüzeyinde oluşan ilk çatlakla başlayıp, ana plakada tabaka ayrılması hasarı ile devam eden hasar, (b ve c) yama/çizik yapışma yan yüzeyinde oluşan ilk çatlakla başlayıp ana plakada kademeli tabaka ayrılması ve fiber kırılması ile sonuçlanan kombine hasar, (d) 60°’lik düzlem sonundaki keskin köşelerdeki gerilme yığılmalarının sebep olduğu ve ana plakanın tabakalar arasına doğru ilerleyen köşe çatlakları, (e, f ve g) yama kenarından başlayan, ancak ana plakadaki tabakalara hasar vermeden, yama alt yüzeyinden devam eden çatlak (h) yama üst yüzeyinden başlayan ana plakadaki tabakalara zarar vermeden yama içinden devam eden çatlak görülmektedir.



Şekil 111. U ve V-yamalarda oluşan başlangıç hasarları

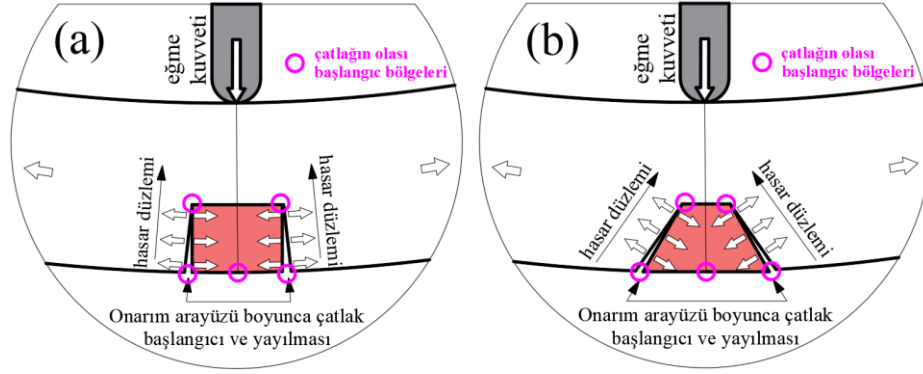
3.6.2. Gerilme konsantrasyonu (yoğunlaşma) faktörü

Gerilme yoğunlaşma faktörü (k) çizik geometrisine bağlı olarak değişir. Kompozitlerin yüzeyinde çizikler veya çatlaklar olduğunda, hasarın derinliği numunenin kalınlığının $1/4$ 'ü kadar veya genişliğin sadece $1/40$ (üç nokta eğme testinin açıklığı) olsa bile eğilme mukavemeti keskin bir şekilde azalır (Wang vd., 2022). Kaldı ki bizim çalışmamızdaki yapay hasar numune kalınlığının $2/5$ 'si kadar olup “derin çizik” statüsündedir. Bu da eğilme mukavemetindeki ani düşmeyi açıklamaktadır. Wang vd. (2022) aynı çalışmada; keskin kenarlara çatlak genişliğinin yarısı kadar bir yarıçap verilerek açılan U-tipi (A) çizik nispeten daha küçük yarıçaplı U-tipi (B) ve V-tipi (C) çiziklere göre daha yüksek bir tutma oranına sahip olduğunu ispat etmişlerdir. U-tipi (A) çizikteki gerilme konsantrasyon faktörü en küçüktür. Bu nedenle yük altında taşıdığı gerçek gerilme de en düşüktür. Bu numuneyi kırmak için gereken yük daha yüksektir. Dolayısıyla daha iyi bir eğilme performansı sergiler.

Diğer taraftan çatlaklar V-geometriye yakın olup eğimi ne kadar büyükse, gerilmesinin de o kadar büyük olduğu anlaşılmaktadır. Çatlakların kenarı, daima maksimum gerilme altında olması nedeniyle kırılmanın başlangıç bölgesidir (Şekil 112'de daire içine alınmış alanlar). Şekil 112'de gösterildiği gibi kompozitin alt yüzeyi çekme gerilmesine, üst yüzeyi basma gerilmesine, çatlak altındaki ara katman ise kesme gerilmesine maruz kalmaktadır. Maksimum kırılma yüküne ulaşıldığında matris çatlaklar, gerilim matris üzerinden elyaflara aktarılır ve elyaflar ile matris arasındaki ara-yüz (debonding) ayrılır. Bu da çok sayıda elyafların kırılmasına ve çekilmesine neden olarak gerilmenin bir kısmını serbest bırakır. Çatlak, kompozitlerin ara katmanlarına uzandıkça, ara yüzeyler ayrışır ve bu da çatlak katmanlar arasında sapmasına yol açar. Gerilme hasardan uzak alanda iyi dağılmışken, hasar etrafında belirgin gerilme yoğunlaşması görülür ve derin-çiziklerin köşesindeki gerilme en yüksektir.

Gerilme yoğunlaşması esas olarak çatlaklar veya delikler gibi malzemelerin ani şekil değişikliği veya süreksizliğinden kaynaklanır. Kırılma, gerilme yoğunlaşmasının olduğu yerde başlar ve malzeme arızasına neden olan en önemli faktördür. Gerilme konsantrasyonu kompozitlerin mukavemetini zayıflatır, yük taşıma kapasitelerini azaltır ve uygulamalarını sınırlar.

Literatürde gerilme konsantrasyon faktörü, gerilme konsantrasyonunun derecesini yansıtmak için tavsiye edilmiştir ve denklem (10)'daki gibi hesaplanır (Wang vd., 2022; Pilkey vd., 2020; Güldü vd., 2003)



Şekil 112. Çizik (çatlak) geometrisinin etkisi

$$k = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{nom}} \quad (10)$$

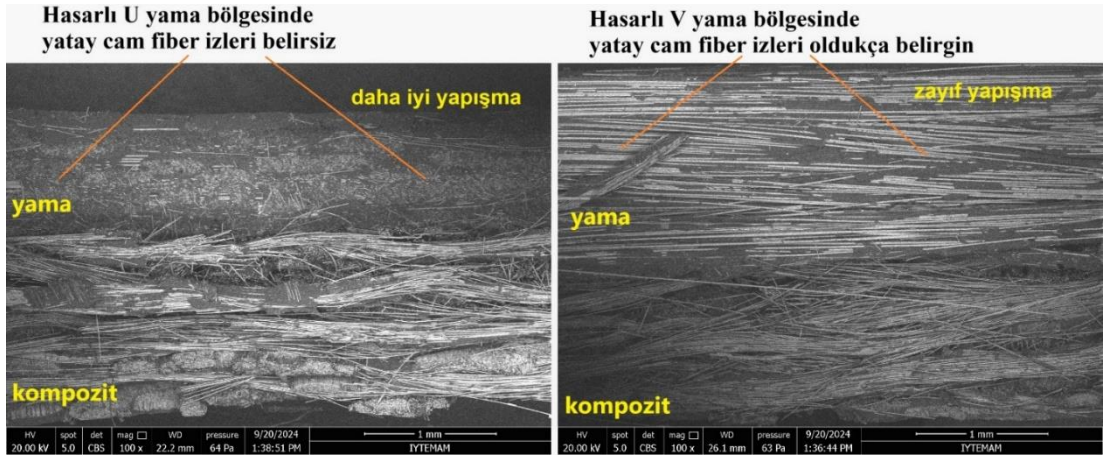
Burada k gerilme yoğunlaşma faktörü, σ_{max} maksimum gerilme ve σ_{nom} nominal gerilmedir. Gerilme yoğunlaşma faktörü dış kuvvetin şiddetiyle değil, sadece çatlak gibi kusurların şekli ve boyutuyla ilgilidir. Başka bir deyişle, yüzey şeklindeki değişiklik ne kadar şiddetli olursa köşe kıvrımları (keskinliği) o kadar yüksek olur ve gerilme yoğunlaşma faktörü de o kadar yüksek olur. Literatürdeki kompozitler için bazı tablolarda çatlak genişliği, derinliği, köşe yarıçapları gibi faktörlere bağlı olarak eğilme gerilmeleri için k faktörleri hazır olarak verilmiştir (Tan, 2017). Bunlardan bağımsız olarak bu çalışmadaki orjinal ve hasarlı numunelerin eğilme mukavemet değerleri oranlandığında; çatlağın neden olduğu mukavemet azalma katsayısı (k) da basitçe gerilme yoğunlaşma faktörüne (k) benzer bir yorum getirebilir. Bu kapsamda Tablo 7'ye bakıldığında; U-çizik için $k= 1,712$ iken V-çizik için $k= 1,881$ 'dir. Bu nedenle, yamadan bağımsız olarak V-çiziğe göre U-çizik hasarı daha az gerilmeyi taşır, kırılmaya daha az eğilimlidir ve daha yüksek mukavemete sahiptir. Sonuç olarak, yama geometrilerinde keskin köşeli basamak, oluk veya kesitlerden mümkün olduğunca kaçınılmalı ve ani şekil değişimlerinde dairesel yay geçişleri kullanılmalıdır (Yang vd., 2021; Wang vd., 2022).

3.6.3. Yama yapışma yüzeylerindeki pürüzlülüğün etkisi

Literatürdeki çalışmalarda, yama altı yüzeyinde pürüzlü bir yüzey dokusu oluşturmak ve yamayla ana kompozit bileşen arasındaki yapışmayı artırmak için farklı gritlerdeki zımpara kâğıdı veya küçük zımpara (taşlama) aletleri kullanılır (Steiner vd., 2023; Shams ve El-Hajjar, 2013b). Benzer şekilde hava araçlarının hasarlı kompozit yüzey onarımlarında da çatlak, kırık gibi hasarlı yüzeyler el taşlamasıyla uzaklaştırılır. Temiz yüzeyde elyaf lifleri (iplikler) ortaya çıkıncaya kadar aşındırmaya devam edilir. Yama alanı aseton kullanılarak yağdan arındırılır ve ardından on dakika kadar hava ile kurutulur. Akabinde epoksi esaslı dolgu veya ıslak yama işlemi uygulanır. Bu sayede dolgunun veya yamanın, kompozit yapının pürüzlü (poroz) yüzeyine daha iyi tutunması sağlanır (USA_Department_of_Army, 2013, 1992). Bu işlemler yapıştırma alanının mekanik dayanımını artırır.

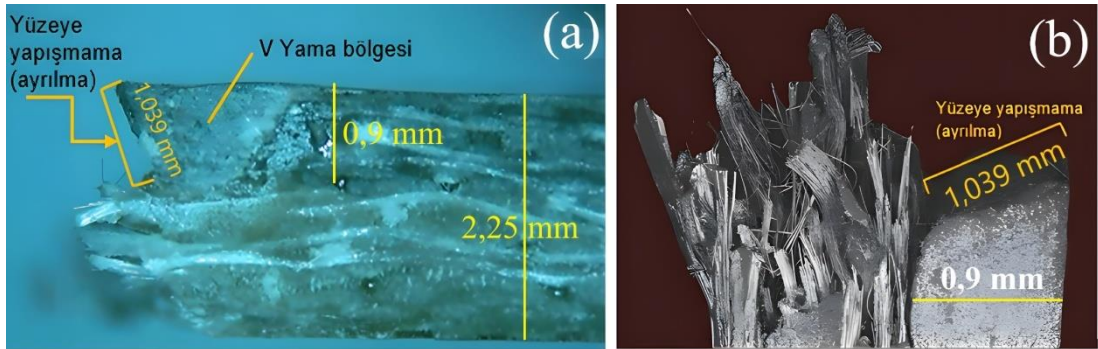
Bu çalışmada ise diğerlerinden farklı olarak yamayla kompozit plaka arasındaki yapışmayı güçlendirmek için gereken yüzey pürüzlülüğü birden fazla kesici kenara sahip iki farklı parmak frezeyle gerçekleştirilmiştir. Şekil 92 (a) ve (b)'de bariz olarak görüldüğü gibi 3-ağızlı (U-geometrilili çizik) düz frezenin oluşturduğu yüzey pürüzlülüğü 2-ağızlıya (V-geometri çizik) göre **~1,91 kat** daha fazladır. Çünkü kompozitlerin talaşlı imalatında, kesici takımın kesme kenar sayısı ile işlenen yüzeyin pürüzlülük miktarı doğru orantılıdır (Duboust ve ark., 2017). Benzer şekilde Şekil 113'deki U ve V yamalarındaki kırılma yüzeylerinin SEM görüntüleri incelendiğinde; V-yamanın uygulanan yüke karşı kompozit plakadan daha kolay sıyrıldığı ve yamadaki elyafların belirgin şekilde ortada kaldığı görülmektedir. U-yama ise daha iyi yapışmadan dolayı yüke daha fazla direndiği ve yamadaki elyaf izlerinin belirgin olmadığı görülmektedir.

Şekil 92 ve Şekil 113'deki görüntüler U ve V yamaların yapışma kabiliyeti arasındaki farkı göstermektedir. Porozitesi daha yüksek, daha pürüzlü ve ana kompozit bileşendeki süreksizliğe uğrayan elyaf lif uçları daha belirgin ortaya çıkan yüzeyler yama dolgusunun daha iyi yapışmasını sağlamıştır.



Şekil 113. U ve V yamalardaki kırılma yüzeylerinin 100x SEM görüntüleri

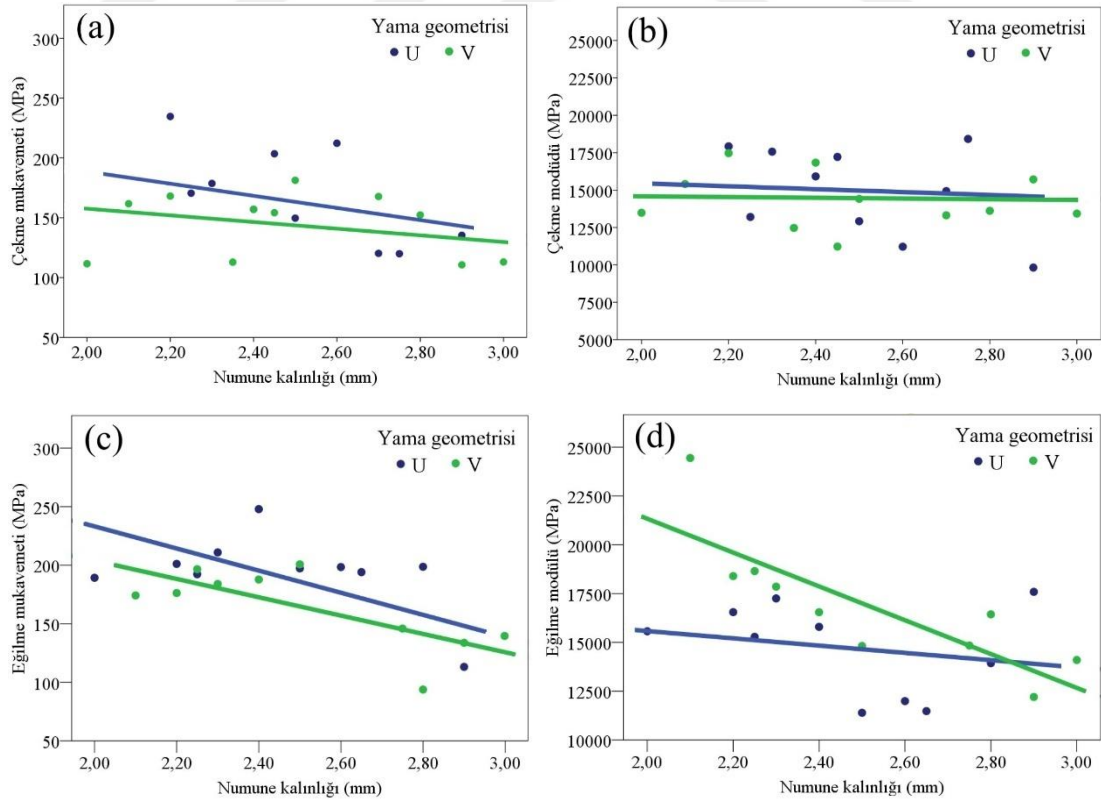
Şekil 114'te S15'e ait numunenin çekme testinde, V-yamanın 60°'lik yan yapışma yüzeyinde oluşan ayrılma (yapışmama) sebebiyle hasara uğrayıp; 96,4 MPa'lık gibi düşük bir çekme dayanımı ve %3,05 gibi oldukça yüksek bir uzama gözlenmiştir. Bu numunenin kalınlığı 2,25 mm, çizik derinliği ise 0,9 mm'dir. Yan yapışma yüzeyine ait mesafe ise; $YY=0,9 \times \sin 60^\circ=1,039$ mm'dir. Çekme numunesi genişliği 10 mm olduğundan tek bir yan yüzeye ait alan ise $YY_A=1,039 \times 10=103,9$ mm²'dir. Bu hasarın yorumunu yapacak olursak: hem iyi yapışma için 60° açılı yan kesit alanın yüzey pürüzlülüğü, hem de 60°C/2h kürlemenin düşük viskoziteli Epoksi A için de yetersiz geldiği anlaşılmaktadır. **Buradan, yamanacak yüzeylerdeki yüzey pürüzlülüğü ile birlikte, reçine viskozitesi, yama geometrisi ve kürleme şartlarının yamanın yapışma dayanımı ve verimini direkt etkilediği anlaşılmaktadır.**



Şekil 114. S15'e ait (D60-V4) çekme numunesi

3.6.4. Katman sayısı ve numune kalınlığının etkisi

Literatürde yapılan bazı çalışmalara göre katman sayısının (plaka kalınlığının) artması, kompozit yapıya ekstra ağırlık eklediği gibi ara yüzey kusurlarında da artışa ve delaminasyona yol açmaktadır (Naresh vd ark., 2023; Sakin, 2024c). Dolayısıyla; “kalıp merkezindeki fiber dokumalarda dış kenarlara göre daha zengin reçinenin hapsolması”, “dışarı kaçamayan reçinenin hava boşluğu bırakması” gibi sebeplerle plakanın orta bölgesi diğer bölgelere göre daha kalın iken kenarlar daha ince olabilmektedir. Diğer taraftan reçinenin levha içinde homojen bir şekilde dağılmaması, kalınlık değişimlerine yol açabilir. Özellikle kalıp orta bölgesinde reçine birikmesi, bu bölgede kalınlığın artmasına neden olur (Song vd., 2018; Savov vd., 2022). Literatürdeki bu çalışmaları destekler şekilde tez çalışmasında da görüldü ki, plaka üretimine ait proses ve malzeme parametreleri ile sıcaklık gibi çalışma ortamına bağlı birçok değişken hem numune kalınlığı hem de buna bağlı olarak onarılan numunelerin mukavemeti üzerinde etkili olmuştur. Şekil 115’te görüldüğü gibi kalınlık arttıkça onarılan kompozit numunelerin mekanik özellikleri azalmaktadır.



Şekil 115. Onarılan numunelerin kalınlıkları ile mekanik özelliklerinin değişimi

3.6.5. Reçine tipi ve viskozitenin etkisi

Havacılıktaki onarımlar; dolgu, enjeksiyon, cıvatalı veya yapıştırırmalı olarak kategorize edilir. Basit dolgu onarımlarında; küçük çizikler, oyuklar, sıyrıklar ve çentikler gibi yapısal olmayan hasarları onarmak için yüksek viskoziteli macun yapıştırıcılar kullanılmaktadır (Addcomposites, 2025). Yani hava araçlarındaki derin çizik hasarları için kullanılan geleneksel onarım tekniği; hasarı geçici olarak alüminyum yapışkan bantla kapatmak veya yüksek viskoziteli reçineyle dolgu yapmaktır. İkinci seçenekte, kara araçlarındaki gibi bir işlemle; derin çizik hasarları reçine dolgusuyla kapatılır, yüzey temizliği yapılır ve bölge boyanır. Bu onarıma “yapısal olmayan kozmetik onarım” (non-structural cosmetic repair) denir. Düşük viskoziteli epoksiler (25°C’de 0,25–3,5 Pa.s) ise daha ziyade kompozit yapıda gözle görünmeyen hasarlar için uygulanan “enjeksiyon ile onarım” tekniğinde kullanılır (Papa vd., 2024; Baysalli vd., 2024). Dolayısıyla hasar sınıfına ve büyüklüğüne bağlı olmakla birlikte optimum bir yapışma mukavemeti için reçinenin optimum bir viskozite değerinde olması gerekir. Bu değer altındaki düşük viskoziteler, reçine tokluğunun azalması nedeniyle zayıf onarım mukavemetine sebep olur. Ayrıca, düşük viskozite kürlenme sırasında yüksek bir büzülme meydana getirir ve bu durum ara yüzey mukavemetini zayıflatan artık gerilmelerin ortaya çıkmasına neden olur. Diğer taraftan optimum değer üstündeki yüksek viskozitedeki reçine kullanımında ise elyafı ıslatma kabiliyeti düşer ve bunun sonucu olarak yapışma mukavemeti de ciddi şekilde olumsuz etkilenir (Paz vd., 2016). Arsoy ve Üçgül (2019) tekstil malzemelerinin yapıştırılma teorisi üzerine yaptıkları çalışmada; en iyi yapışmanın düşük viskoziteli tutkal kullanılarak kumaşın tamamen ıslatılması sayesinde gerçekleşebileceğini belirtmişlerdir.

3.6.6. Kürleme şartlarının etkisi

Epoksi reçinelerdeki polimerizasyon derecesi (DP), hem kürleme sıcaklığı hem de kürleme süresinden önemli ölçüde etkilenir. Bu faktörler çapraz bağlanma yoğunluğunu ve bunun sonucunda reçinenin mekanik ve termal özelliklerini etkiler.

Kürleme sıcaklığının etkisi: Kürleme sıcaklığının artırılması genellikle daha kapsamlı bir çapraz bağlanma sürecini teşvik ederek polimerizasyon derecesini artırır. Bu da mekanik mukavemet ve daha yüksek bir camsı geçiş sıcaklığı (T_g) gibi termal özelliklerin iyileşmesini sağlar (Odagiri vd., 2021; Price vd., 2011; Michel ve Ferrier, 2020). Örneğin, daha yüksek sıcaklıklarda kürleme daha yoğun çapraz bağlı bir yapıya yol açabilir, bu da artan Elastisite modülü ve azalan jel zamanı ile ilişkilidir (Odagiri vd., 2021; Price vd., 2011). Daha düşük sıcaklıklarda ise polimerizasyon derecesi azalabilir. Bu da tamamlanmamış reaksiyonlara, daha az çapraz bağlanmaya ve potansiyel olarak daha düşük mekanik özelliklere yol açar. (Odagiri vd., 2021; Luo vd., 2021).

Kürleme süresinin etkisi: Belirli bir sıcaklıkta daha uzun kürleme süreleri polimerizasyon derecesini artırarak daha eksiksiz çapraz bağlanmaya izin verir ve reçinenin mekanik ve termal özelliklerini geliştirir. Kürleme süresi ve sıcaklık genellikle bir dereceye kadar birbirinin yerine kullanılabilir. Yani daha yüksek bir sıcaklıkta daha kısa bir süre, daha düşük bir sıcaklıkta daha uzun bir süreyle benzer sonuçlar elde edilebilir (Suzuki vd., 1977). Kısa kürleme süresi ise eksik polimerizasyona yol açar ve potansiyel olarak daha düşük mekanik özelliklere neden olur (Shams vd., 2024; Suzuki vd., 1977). Dolayısıyla epoksi reçinelerdeki polimerizasyon derecesi, hem kürleme sıcaklığı hem de süresiyle yakından ilişkilidir. Daha yüksek sıcaklıklar ve daha uzun kürleme süreleri genellikle daha yüksek bir polimerizasyon derecesini teşvik ederek daha iyi mekanik ve termal özellikler sağlar. Bununla birlikte kürleme ekipmanları ve ortamı, reçine formülasyonu, reçineye ilave edilen dolgu maddeleri gibi diğer bileşenlerin varlığına vb. spesifik etkiler de onarım mukavemetini değiştirebilir.

3.7. Reçine Tipi ve Yama Geometrisinin Mekanik Özelliklere Etkisi

Yama işleminde kullanılan epoksilerin Tablo 5'teki viskozite değerleri incelendiğinde; en düşük viskozite değerinin Epoksi B'de ($\mu_{EB}=0,95$ Pa.s), sonra Epoksi C ($\mu_{EC}=2,85$ Pa.s) ve en yüksek ise Epoksi A'da ($\mu_{EA}=150-300$ Pa.s) olduğu görülmektedir. Viskozite değeri epoksinin akışkanlığını ve aynı zamanda elyafı ıslatma kabiliyetini göstermektedir.

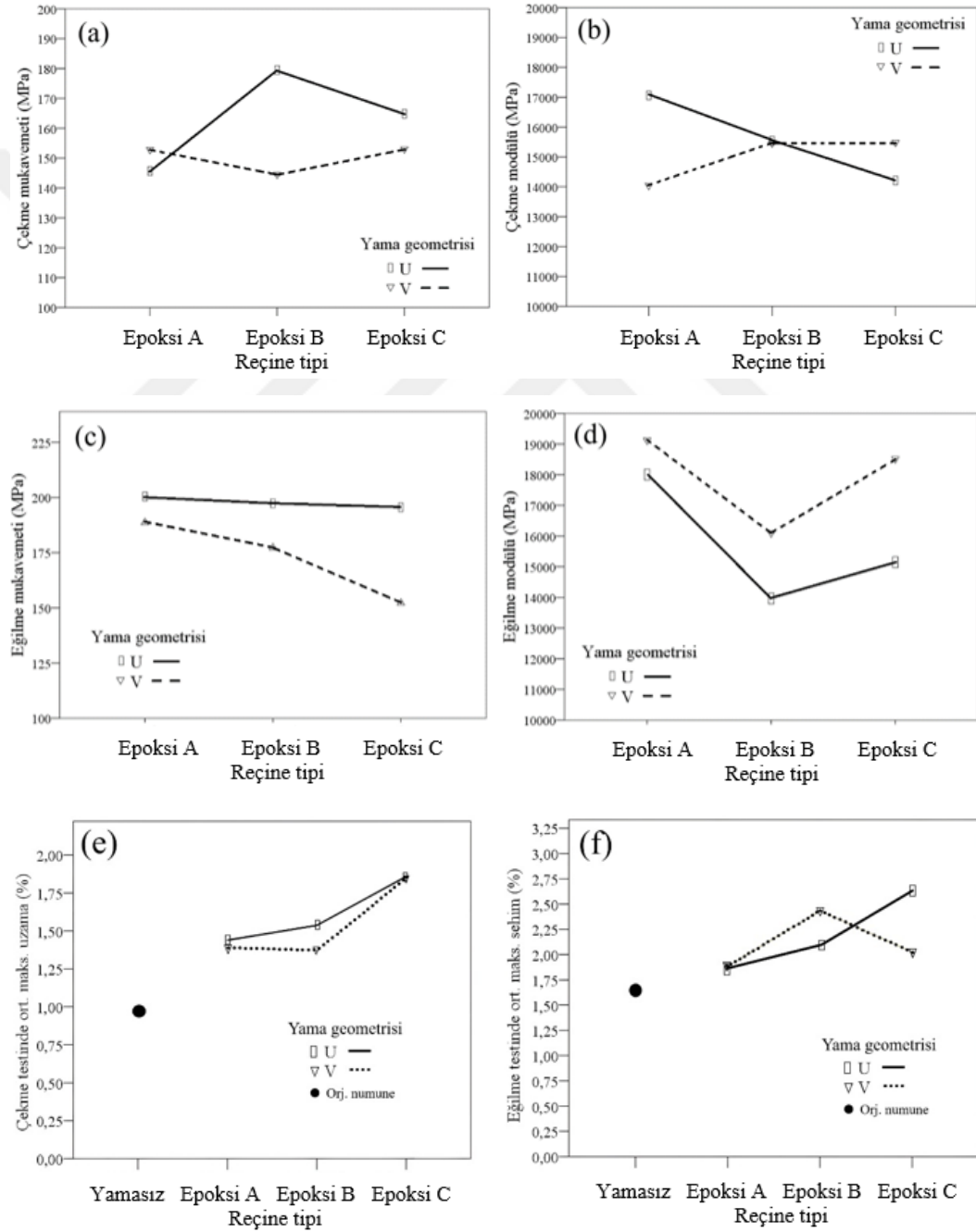
Viskozite değeri düşük epoksiler, elyaf ve katmanları daha iyi ıslatabilme kabiliyeti sayesinde üstün yapışma özelliği gösterir (Mallick, 1997). Diğer taraftan bu çalışmadaki yamalar da elyaf takviyeli kompozittir. Kompozitlerin mukavemeti denklem (11)'den görüldüğü gibi hem fiber-matris hacimleri hem de elastisite modülüyle doğru orantılıdır. Çekme modülü için genelleştirilmiş karışım kuralı şu şekildedir (Andre ve Ishak, 2016):

$$E = \eta_L \eta_o E_f V_f + E_m V_m \quad (11)$$

Burada; η_L uzunluk düzeltme faktörüdür ve yaklaşık 10 mm'den uzun fiberler için $\eta_L \approx 1$ 'dir. η_o tek-yönlü olmayan fiberler için düzeltme faktörüdür. Burada ise; tek-yönlü (0°) yük taşıyan fiberler için $\eta_o=1$, çift-yönlü yük taşıyan fiberler ($0^\circ/90^\circ$) için $\eta_o=0,5$; çift-yönlü ve $\pm 45^\circ$ düzlemlerde yük taşıyan fiberler için $\eta_o=0,25$; iki-boyutlu (2D) rasgele yönlü (keçe vb.) fiberler için $\eta_o=0,375$; üç-boyutlu (3D) rasgele yönlü fiberler için ise $\eta_o=0,2$ 'dir. E_f : fiber elastisite modülü, V_f : fiber hacim oranı, E_m : matris elastisite modülü ve V_m : matris hacim oranıdır. Bu kapsamda reçinelerin mukavemet değerleri sırasıyla; Epoksi B ($\sigma_{\text{çEB}}=71\text{--}76$ MPa), Epoksi A ($\sigma_{\text{çEA}}=32,2$ MPa) ve Epoksi C ($\sigma_{\text{çEC}}=31,53$ MPa)'dır (Tablo 5). Dolayısıyla çekme özellikleri karşılaştırıldığında Epoksi B daha avantajlı görülmektedir. Epoksi B ile yamayan kompozitlerin çekme mukavemeti ve modülü diğerlerine göre daha yüksek olması hem reçine viskozitesi hem de reçine mukavemetine açısından mantıklı görülmektedir. Bu sebeple, yama geometrisi ve kütleme şartlarından bağımsız olarak Epoksi B ile yamayan numunelerin ortalama çekme mukavemeti Epoksi A'ya göre %8,7 ve Epoksi C'ye göre ise %2,2 daha yüksektir (Şekil 116a). Çekme modülü açısından Epoksi A önemsiz derecede avantajlı olup, Epoksi A ile yamayan numunelerin ortalama çekme modülü Epoksi B'ye göre %0,3 ve Epoksi C'ye göre %4,7 daha yüksektir (Şekil 116b).

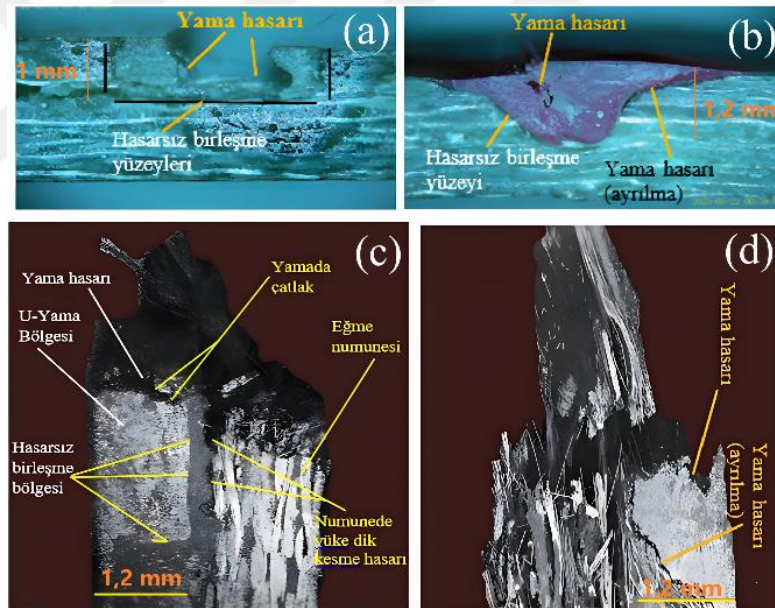
Eğilme özelliklerinde ise Epoksi A yama daha avantajlı görünmektedir. Epoksi A ile yamayan numunelerin ortalama eğilme mukavemeti ve modülü sırasıyla; Epoksi B'den %4,0 ve %23,5 Epoksi C'den ise %11,8 ve %10,3 daha yüksektir (Şekil 116c ve d). Epoksi C ile yamayan numuneler diğerlerine göre; çekme testinde %22–24,8 (Şekil 116e), eğilme testinde ise %4,2–26,7 daha fazla şekil değiştirmiştir (Şekil 116f).

Yama geometrisi açısından mekanik özellikler karşılaştırıldığında eğilme modülü hariç U-yama daha avantajlı görülmektedir. U-yamalı numunelerin ortalama çekme mukavemeti ve modülü V-yamalı numunelere göre %7,5 ve %3,5 daha yüksektir (Şekil 116a ve b). U-yamalı numunelerin ortalama eğilme mukavemeti ve modülü V-yamalı numunelere kıyasla %13,6 daha yüksek ve %14 daha düşüktür (Şekil 116c ve d). Çekme ve eğilmede U-yama, V-yamaya göre ortalama 1,05 kat daha fazla şekil değiştirmiştir (Şekil 116e ve f).



Şekil 116. Reçine tipi ve yama geometrisi bağlı mekanik özellikler

Bölüm 3.6.1’de de izah edildiği gibi 90°’lik U-yamalara göre, V-yamalı numunelerde yama/çizik yapışma yan yüzeylerinde oluşan çatlak ana plaka katmanlarındaki 60°’lik kayma düzlemlerinden zayıf ara-yüzeylere daha çabuk ulaştığı ve tabaka ayrılması hasarıyla genel hasarı kolaylaştırdığı anlaşılmaktadır (Şekil 117). Bu durum eğme gerilmesi esnasında V-yama dolgusunun dayanımını ve yüzeye yapışma kabiliyetini azaltmaktadır. Benzer sonuçlara Katnam vd. (2013) tarafından havacılık uygulamalarında kompozit yapılar için yapışkanlı onarım teknikleri üzerine yapılan çalışmalarında da rastlanmıştır; farklı epoksi türleri ve kürleme koşulları ile dayanım özelliklerinde artış sağlanmış, özellikle U kesitli (kademeli atkı yaması) ve V kesitli (atkı yaması) yamaların aerodinamik yapıların onarımında etkili bir onarım yöntemi olduğu belirtilmiştir. Yama geometrisi ve onarım yöntemlerinin onarılan kompozit yapıların mekanik dayanımı üzerindeki kritik etkilerini araştıran benzer çalışmalar yapılmıştır (Budhe vd., 2017; Dağdelen, 2010; Durmuş, 2006).



(a) S7 ve (b) S10 eğme numunelerinin optik görüntüsü
(c) S1 ve (d) S16 eğme numunelerinin kırılan yüzey görüntüsü (SEM)

Şekil 117. U ve V-yamalı örnek eğme numunelerinin hasarlı görüntüleri

3.8. Kürleme Şartları ve Reçine Tipinin Mekanik Özelliklere Etkisi

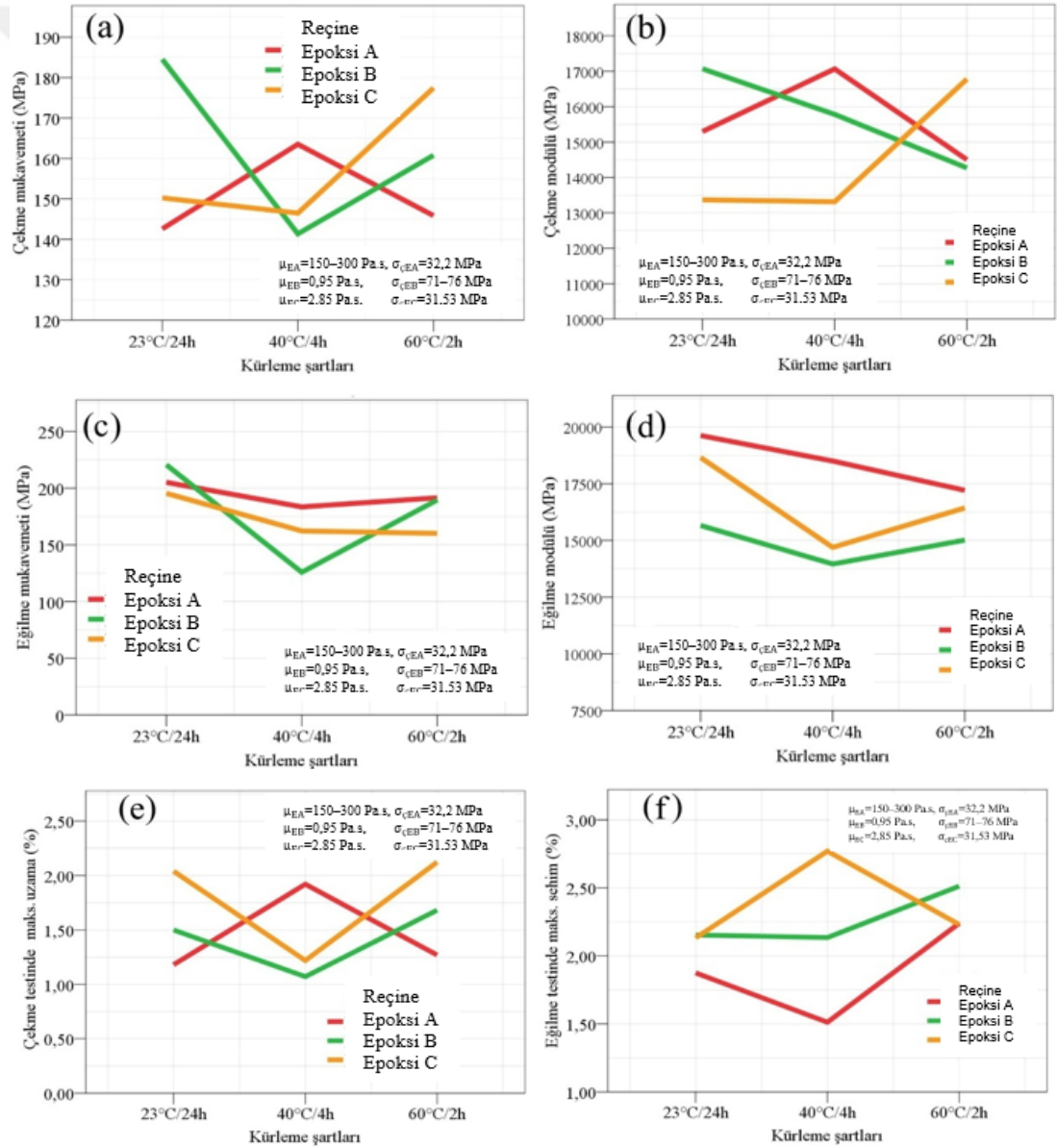
Literatürde kompozit onarımlarında epoksi türü ve kürleme sıcaklığı kombinasyonunun dayanım özelliklerini büyük ölçüde etkileyebileceğini vurgulayan benzer çalışmalar yapılmıştır.

Örneğin Dodiuk ve Kenig (1994), yapısal onarım için “düşük sıcaklıkta kürlenmiş epoksiler” konulu çalışmalarında; oda sıcaklığında kürlenmiş epoksiler ile karşılaştırıldığında 60 °C ve 120 °C 'de kürlenmiş numunelerin hem eğilme mukavemetinde hem de sertlik değerlerinde artış gözlemlenmiştir. Bu tez çalışmasında kullanılan epoksilerin teknik özellikleri incelendiğinde; 23 °C, 60 °C, 80 °C ve 100 °C sıcaklıklarda kürlenme işlemleri sonucu kimyasal dayanıklılıklarına ulaştıkları tespit edilmiştir. Bu nedenle 23 °C ve 60 °C’ de eğilme dayanımları artış gösterirken 40°C’de azalma görüldüğü değerlendirilmektedir (Duratek®/DTE1000, 2017; Loctite®/EA9309.3NA, 2023; Polisan®, 2023).

Yama geometrisinden bağımsız olarak 23°C/24h kürlenme şartlarında Epoksi B ile yamamış numunelerin ortalama çekme mukavemeti ve modülü diğerlerine göre %23,3–29,4 ve %11,6–27,7 daha yüksektir. 60°C/2h şartlarında ise Epoksi C ile yamamış numunelerin ortalama çekme mukavemeti ve modülü %9,9–21,2 ve %15,7–17,6 daha yüksektir (Şekil 118a ve b). Dikkat edilirse buradaki sonuçlar genellikle, reçine viskozitesiyle ters ve reçine mukavemetiyle ($\mu_{EA}=150\text{--}300\text{ Pa.s}$, $\sigma_{\text{EA}}=32,2\text{ MPa}$, $\mu_{EB}=0,95\text{ Pa.s}$, $\sigma_{\text{EB}}=71\text{--}76\text{ MPa}$, $\mu_{EC}=2,85\text{ Pa.s}$, $\sigma_{\text{EC}}=31,53\text{ MPa}$) doğru orantılıdır. 40°C/4h kürlenme şartlarında ise Epoksi A daha avantajlıdır. Bu şartlarda Epoksi A ile yamamış numunelerin ortalama çekme mukavemeti, modülü ve maksimum şekil değişimi diğerlerine göre sırasıyla %12,3–16,3, %8,1–28,2 ve 1,57–1,79 kat daha yüksektir (Şekil 118a ve b). 40°C/4h kürlenme şartlarında ise çekme mukavemeti reçine viskozitesiyle doğru, reçine mukavemetiyle ters orantılıdır.

Eğilme mukavemeti açısından 23°C/24h ve 60°C/2h şartlarındaki Epoksi B ve Epoksi A, Epoksi B’ye göre daha avantajlıdır (Şekil 118c). Bu durumun nispeten reçine mukavemetiyle doğru orantılı olduğu görülmektedir. Yamalı numunelerde 40°C/4h’de en avantajlı Epoksi A iken en dezavantajlı bu kez Epoksi B ve Epoksi C’dir (Şekil 118c). Buradaki durum da bariz şekilde reçine viskoziteleriyle doğru orantılıdır. 40°C/4h’lik şartlarda viskozitesi en düşük olan Epoksi B ve Epoksi C’nin polimerizasyon dereceleri yetersiz kalıp, tam kürlenmediği ve eğilme mukavemetleri de Epoksi A’ya göre %11,5–31,1 daha düşük kaldığı anlaşılmaktadır. Sırasıyla nispeten 23°C/24h, 40°C/4h ve 60°C/2h şartlarına bağlı azalma eğiliminde görülmesine rağmen, en yüksek ortalama eğilme modülü, viskozitesi en yüksek olan Epoksi A ile yamamış numunelerde görülmüştür (Şekil 118d).

40°C/4h şartlarındaki en yüksek eğilme modülü ise aynı eğilme mukavemetinde olduğu gibi reçinesi viskozitesiyle doğru orantılı olarak Epoksi A ile yamalı numunelerdedir. 23°C/24h ve 60°C/2h şartlarında çekmedeki maksimum uzama reçine viskozitesiyle ters orantılıdır. Bu şartlarda viskozitesi düşük reçineyle yamayan numuneler daha fazla şekil değiştirmiştir. Ancak 40°C/4h'lik şartlarda durum tersine dönmüştür. Bu şartlarda en yüksek çekme uzaması, %1,92 ortalamaıyla mukavemeti en düşük ama viskozitesi en büyük olan Epoksi A ile yamayan numunelerdedir (Şekil 118e). 40°C/4h'lik şartlardaki en yüksek eğilme sehimi ise %2,77 ortalamaıyla, mukavemeti en düşük ve nispeten viskozitesi de düşük olan Epoksi C ile yamayan numunelerdedir (Şekil 118f).

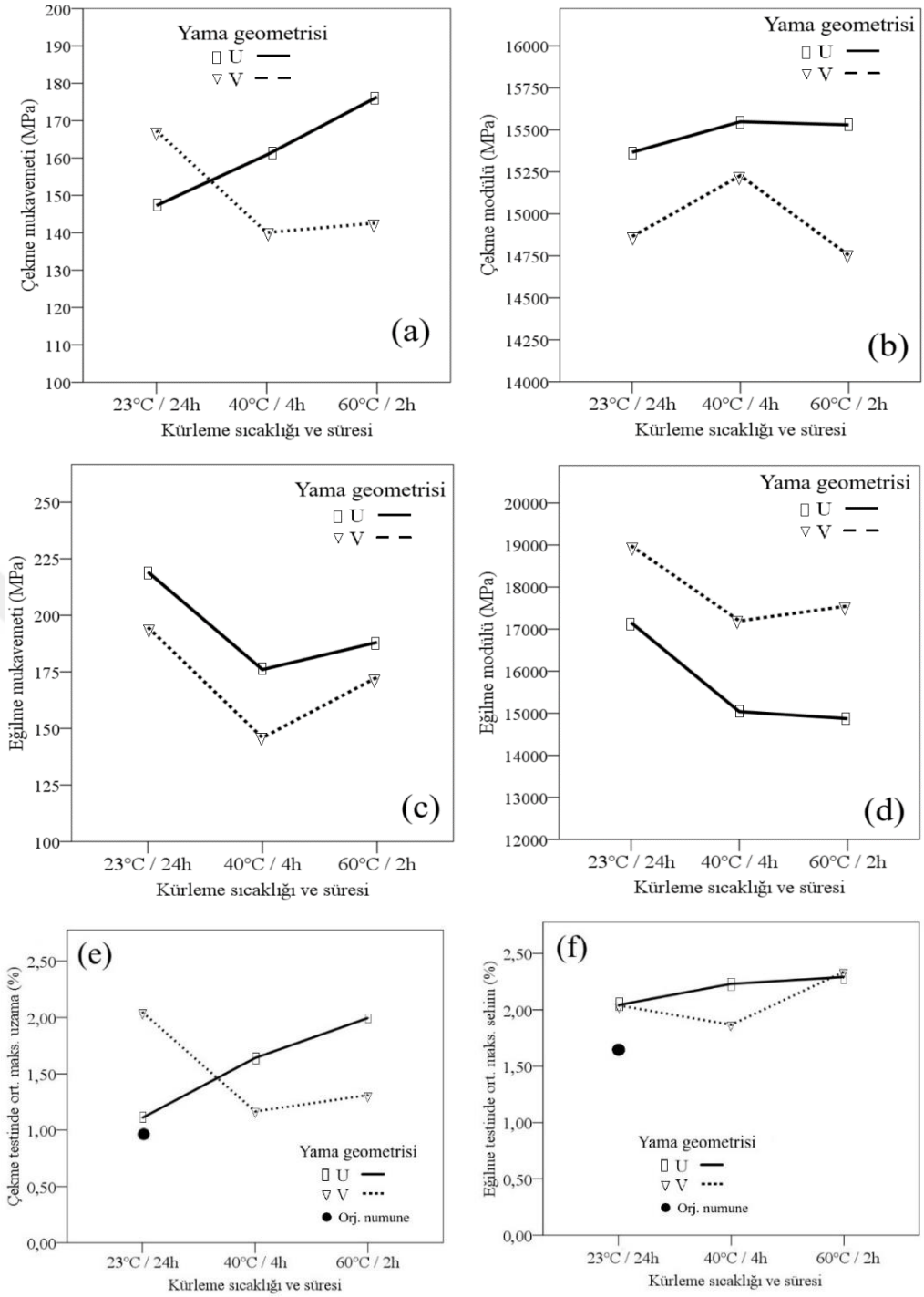


Şekil 118. Kürlenme şartları ve reçine tipine bağlı mekanik özellikler

Esasen epoksi reçinelerde kürlenmenin kısa zamanda tamamlanması ve nominal mukavemete ulaşması için 100° C veya üzeri sıcaklıklar ile yeterli kürlenme süresine ihtiyaç vardır. Bu sıcaklığın altındaki düşük sıcaklıklar veya yetersiz sürelerde kürleme işlemi “**yaklaşık yarı tamamlanmış**” olabilir ve “tam kürlenme” için daha yüksek sıcaklıklar gerekir (Pogany, 1969). Örneğin epoksilerin tam kürlenme ve nominal mukavemete ulaşması için “25°C’de en az 10h”, “45°C’de 4h üzerinde”, “65°C’de en az 2h”, “90°C’de en az 1h” gibi kürlenme sürelerine ihtiyaç olduğunu grafiklerle açıklamışlardır (Czaderski vd., 2012). Bu çalışmadaki 40°C/4h olan kürlenme şartlarında; reçinenin polimerizasyon derecesi düşük, çapraz bağlanma nispeten daha az ve kürleme reaksiyonunu yavaşdır. Hem literatür bilgisi hem de yukarıdaki verilere göre; 40°C/4h şartlarında kürlemenin önemli bir sakıncası olduğu, tam kürlenme için **40°C’den daha yüksek sıcaklık veya 4 saatten daha uzun süre gerektiği anlaşılmıştır.**

3.9. Kürleme Şartları ve Yama Geometrisinin Mekanik Özelliklere Etkisi

Kürleme şartları ve yama geometrisi açısından mekanik özellikler karşılaştırıldığında, eğilme modülü hariç U-yama daha avantajlı görülmektedir. Bölüm 3.7’de belirtildiği gibi ve Şekil 119 (a) ve (b)’deki reçine tipi dahil edilmeyen değerlendirmeye göre; U-yamalı numunelerin ortalama çekme mukavemeti ve modülü V-yamalı numunelere göre %7,5 ve %3,5 daha yüksektir. Genel itibariyle U-yamada sıcaklık arttıkça; çekme mukavemeti ve modülünde artma, eğilme mukavemeti ve modülünde ise azalma eğilimindedir. V-yamada ise yine 40°C/4h istisna olmak üzere sıcaklık arttıkça; hem çekme mukavemeti ve modülünde azalma hem de eğilme mukavemeti ve modülünde azalma tespit edilmiştir. Eğilme mukavemeti değerleri incelendiğinde; kürleme sıcaklığı arttıkça U çentikli ve V çentikli yamanmış numunelerin ortalama eğilme mukavemetlerinde 40 °C ye kadar azalma, 40–60 °C arasında artma tespit edilmiştir (Şekil 119c). Genel bir değerlendirme yapıldığında U-yamalı numunelerin ortalama eğilme mukavemeti V-yamalı numunelere göre %13,6 daha yüksek, eğilme modülü ise %14 daha düşüktür (Şekil 119c ve d). Çekme ve eğilmede U-yama, V-yamaya göre ortalama 1,05 kat daha fazla şekil değiştirmiştir. Kürleme sıcaklığı arttıkça, V-yamalı numunelerin ortalama maksimum uzama (%) ve maksimum sehim (%) miktarında 40 °C ye kadar azalma, 40–60 °C arasında artma tespit edilmiştir (Şekil 119e ve f).



Şekil 119. Kürleme şartları ve yama geometrisine bağlı mekanik özellikler

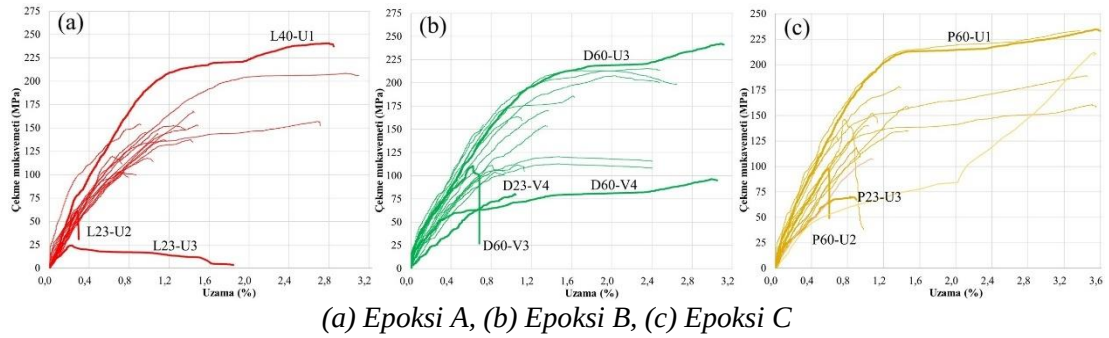
Czaderski vd. (2012) epoksi numuneler üzerinde farklı kürleme sıcaklıklarında çekme testleri yapmışlar, yüksek kürleme sıcaklıklarında çekme mukavemetinin arttığını ve maksimum çekme mukavemetinin artmaya başladığı aktivasyon süresinin (kürleme reaksiyonunu başlatmak için gerekli olan süre) azaldığını gözlemlemişlerdir.

Islam vd. (2009), kompozitlerin çekme mukavemeti ve elastik modülü değerlerinin 25 °C 'lik bir kürleme sıcaklığına göre 70 °C 'lik kürleme sıcaklıklarında daha yüksek olduğunu, ancak kürleme sıcaklığının 120 °C 'ye kadar artırıldığında azaldığını gözlemlemişlerdir.

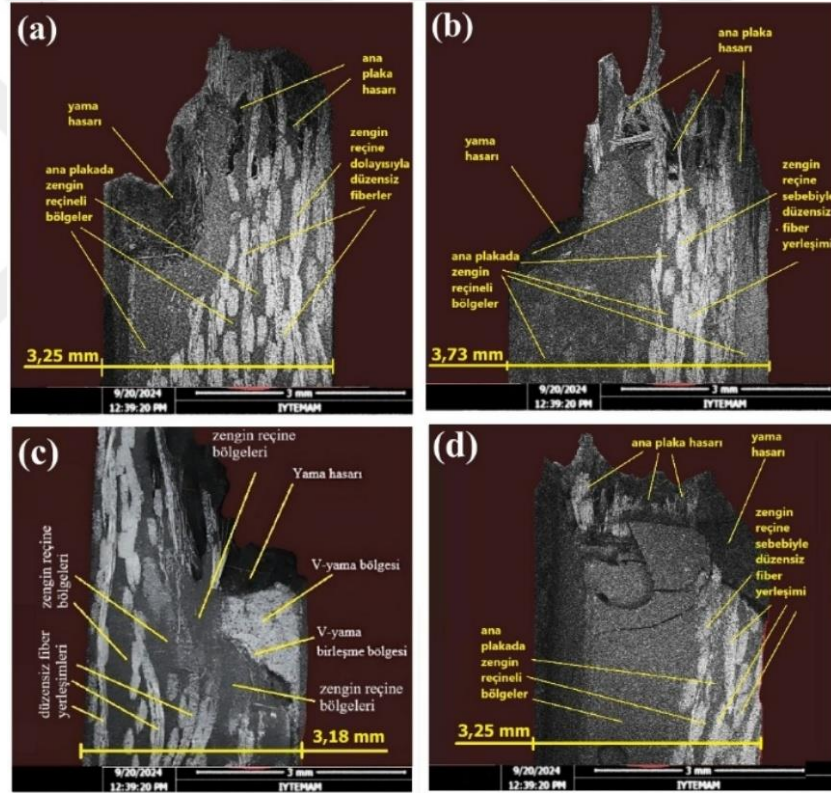
3.10. Minimum ve Maksimum Mukavemete Sahip Numunelerin Analizi

Çekme mukavemeti açısından analiz: Bölüm 3.6.3'te kompozit levhalarda katman sayısı ve numune kalınlığının etkisi izah edilmişti. Özetlenirse; 300 g/m²'lik sık dokulu kumaşın 12 katmanlı olarak sırasıyla kalıba ıslak “el yatırması” olarak dizilmesinin akabinde yüksek basınç altında sıcak preslemeye tabii tutulması rağmen, ana plaka için sabit kalınlıkta kompozit levhalar elde edilememiştir. Genel olarak ana plakaların kalınlığı 2–3 mm aralığında ve genel ortalaması ise nominal kalınlık olan ≈ 2.5 mm'dir. Ancak, ana plakaların imalatındaki hatalardan kaynaklı olarak bazı numune kalınlıklarının 3 mm'nin üzerinde olduğu görülmüştür. Testlerde en düşük sonuçların elde edildiği ve Şekil 120'de çekme-uzama, Şekil 121'de ise makro seviyede SEM resimleri verilen örnek numuneler görülmektedir. Bu numunelerin çekme mukavemeti sırasıyla L23-U3 (S1, $\eta_{c1} = \%60$) **25 MPa**, D23-V4 (S13, $\eta_{c13} = \%84$) **77 MPa**, verimi $\eta_{c15} = \%52$ ile en düşük seviyedeki S15'e ait olan D60-V4 **96 MPa** ve P23-U3 (S7, $\eta_{c15} = \%61$) ise **70 MPa** gibi en düşük seviyelerde kalmıştır. İstatiksel hesaplarda “uç değer” olan bu veriler dikkate alınmamasına rağmen, mukavemetteki bu kadar azalmanın reçine tipi, yama veya kürleme şartları gibi parametrelerle ilgisi olmadığının açıklaması ihtiyacı doğmuştur. Çünkü bu numuneler için ilk dikkat çekici husus, numunelerin genel hasarına yol açan çatlak veya ayrılmaların genelde yama bölgesi dışında oluşmasıdır. Diğer dikkat çekici husus ise düşük mukavemetli bu numunelerdeki kalınlıkların 2,9–3,3 mm aralığında olmasıdır. Birkaç istisna dışında, çalışmamızdaki nominal numune kalınlığının üzerindeki numunelerden elde edilen mukavemet değerleri daima daha düşük çıkmıştır. Şekil 121 (a), (b), (c) ve (d)'de görüldüğü gibi epoksiyle ıslatılmış katmanların artması; sırasıyla katmanlar arasında zengin reçineli bölgelerin hapsolmesine, katmanlar arasında makro veya mikro hava boşluklarının kalmasına ve buna bağlı olarak fiberlerin de düzensiz yerleşmesine neden olmuştur.

Böylece kalınlığı artan numunelerin iç kusurları, ciddi olarak mukavemet düşmesine neden olmuştur.



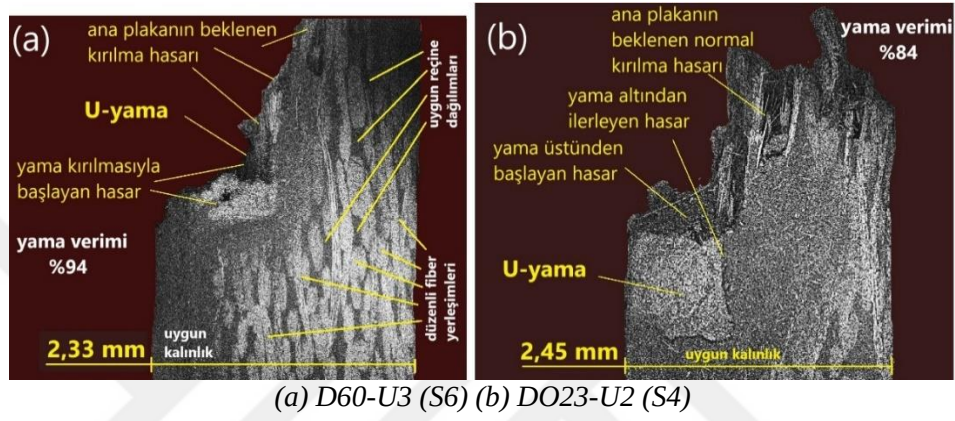
Şekil 120. Reçine tipine bağlı maksimum ve minimum çekme-uzama eğrileri



Şekil 121. Düşük çekme mukavemetli bazı numunelerin SEM görüntüsü (50x)

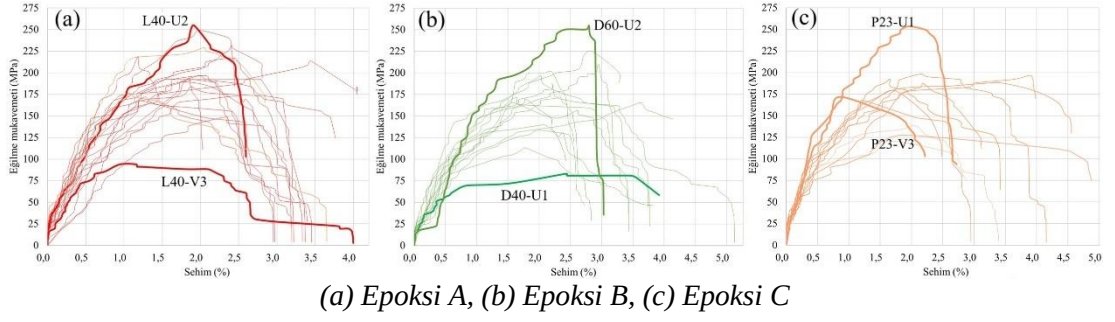
Testlerde en yüksek çekme mukavemetine sahip bazı numunelerin SEM resimleri Şekil 122’de görülmektedir ve anlaşılacağı gibi yüksek mukavemet U-yamalı numunelerdedir. Bu numunelerden çekme mukavemeti verimi sırasıyla $\eta_{c6} = \%94$ ile en yüksek seviyedeki S6’ya ait olan D60-U3’e (242 MPa), diğeri ise $\eta_{c4} = \%84$ ile S4’teki DO23-U2 numunesine (213 MPa) aittir.

Numunelerin kalınlığı nominal kalınlığa çok yakın olup 2–2,5 mm aralığındadır. Şekil 122’deki her iki numunenin genel hasarı, beklendiği gibi yama kırılma hasarı ve yama yan-yapışma yüzeylerinden başlayıp ana-plaka laminatlarındaki zayıf ara-yüzeyler aracılığıyla matris dağılması ve fiber kopmasıyla neticelenmiştir. Numunelerde zengin veya fakir reçine dağılımı yerine iyi bir fiber ıslatması sağlayan uygun dağılım görülmektedir. Diğer taraftan ana yükü taşıyan fiberlerin de 90° açıda düzenli olduğu görülmektedir.

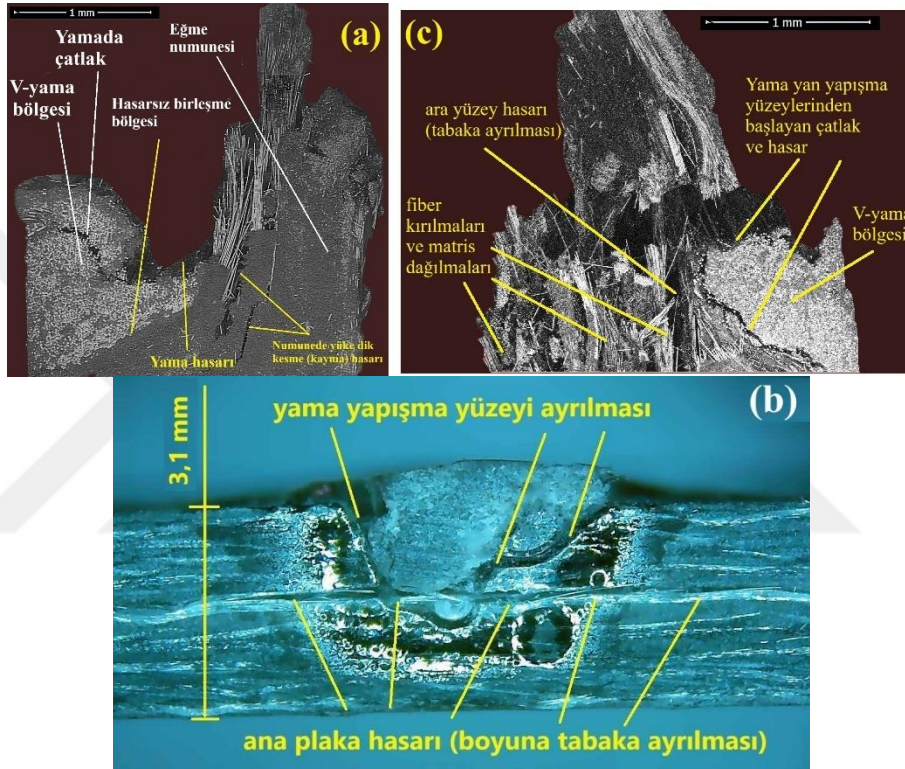


Şekil 122. Yüksek çekme mukavemetli bazı numunelerin SEM görüsü (50x)

Eğilme mukavemeti açısından analiz: L40-V3 (S11, η_{e11} =%43) numunesinin Şekil 123 (a)’da V-yama bölgesindeki çatlama ve kopma sebebiyle 93,8 MPa’lık düşük bir eğilme mukavemetine sahiptir (Şekil 124a). Verimi η_{e5} =%27 ile en düşük seviyedeki S5’e ait olan Şekil 123 (b)’deki D40-U1 numunesi; yama bölgesindeki çatlama, yan yapışma yüzeyinden başlayan “ayrılma hasarı” ve akabinde boyuna oldukça tabaka ayrılması sebebiyle hasara uğramıştır (Şekil 124b). Ayrıca bu numune hem 40°C/4h kürlenme şartlarına hem de 3,1 mm gibi yüksek bir kalınlığa sahiptir. İlaveten hem olumsuz kürlenme şartları ve mukavemet düşürücü numune kalınlığıyla birlikte eğilme mukavemeti bütün numuneler içinde 83,3 MPa’lık en düşük mukavemete sahiptir. Şekil 123 (c)’deki P23-V3 (S16, η_{e16} =%49) numunesi ise görüldüğü gibi 60°’lik yan yapışma yüzeylerinden başlayan çatlaklar ilerleyip ana plakadaki zayıf ara yüzeyi ayrılmasıyla devam eden genel hasara uğramıştır (Şekil 124c). Buna rağmen eğilme mukavemeti 171,7 MPa ile orta seviyededir. Çünkü, Epoksi C’nin yamada iyi ıslanma sağlayan düşük viskozitesi ve 23°C/24h’lik uygun kürlenme şartları mukavemetinin diğerlerinin (83,3–93,8 MPa) seviyesine düşmesini engellemiştir.



Şekil 123. Reçine tipine bağlı maksimum ve minimum eğilme-sehim eğrileri

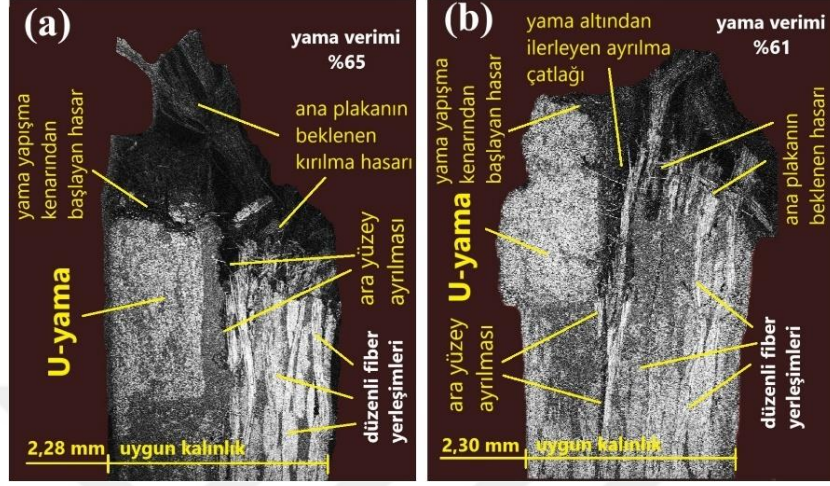


(a) L40-V3 (S11), (b) D40-U1 (S5), (c) P23-V3 (S16)

Şekil 124. Düşük eğilme mukavemetli bazı numunelerin SEM ve optik görüntüsü

Testlerde yüksek eğme mukavemetine sahip bazı numunelerin SEM görüntüleri Şekil 125’de görülmektedir ve anlaşılacağı gibi yüksek mukavemet U-yamalı numunelerdedir. Bu numunelerden eğilme mukavemeti verimi sırasıyla $\eta_{e4} = \%65$ ile en yüksek seviyedeki S4’e ait olan D23-U2’de (225 MPa), diğeri ise $\eta_{e4} = \%61$ ile S6’daki D60-U2 numunesine (255 MPa) aittir. Numunelerin kalınlığı nominal kalınlığa çok yakın olup 2–2,3 mm aralığındadır. Şekil 125’deki her iki numunenin genel hasarı, beklendiği gibi yama hasarı ve yama yan-yapışma yüzeylerinden başlayıp ana-plaka laminatlarındaki zayıf ara-yüzeyler aracılığıyla matris dağılması ve fiber kırılmasıyla neticelenmiştir.

Numunelerde zengin veya fakir reçine dağılımı yerine iyi bir fiber ıslatması sağlayan uygun dağılım görülmektedir. Diğer taraftan ana yükü taşıyan fiberlerin de 90° açıda düzenli olduğu görülmektedir.



(a) D23-U2 (S4), (b) D60-U2 (S6)

Şekil 125. Yüksek eğilme mukavemetli bazı numunelerin SEM görüntüsü (50x)

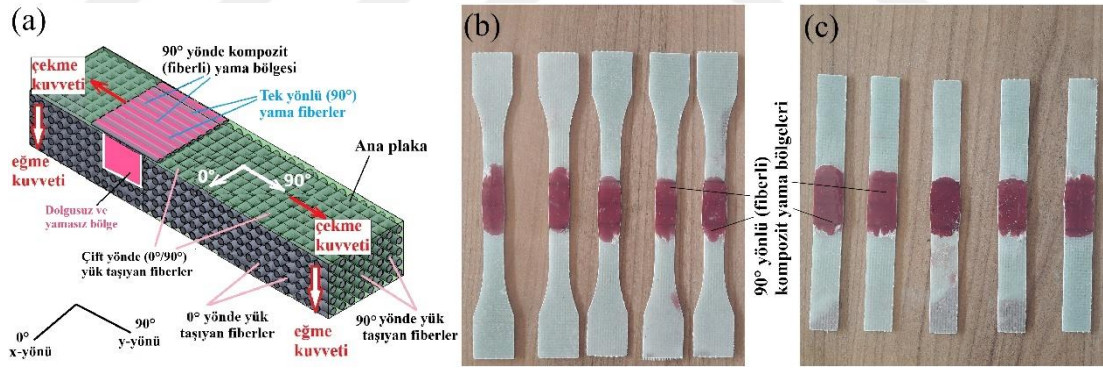
Bu bölümde test sonuçlarına bağlı görüntü analizleri sonucu birkaç önemli husus kanıtlanmıştır. **U-yamalı numunelerin çekme ve eğilme mukavemetleri daima V-yamalılarından yüksektir.** Diğer taraftan, **kompozit plakada katman sayısı ve buna bağlı olarak numune kalınlığının artmasıyla çekme ve eğilme mukavemetinin bariz olarak azaldığı** kanıtlanmıştır.

3.11. Kuvvet Yönünde (90°) Uygulanan Yamanın Etkisi

Çift yönlü (BD) kompozitlerde esas gerilmeyi taşıyan, yükleme yönündeki fiberlerdir. Yükleme yönü tersindeki fiberler ise en az yükü taşır (Singh ve Shrivastava, 2023). Literatürde bahsedildiği gibi hava araçlarının kompozit dış levhalarındaki derin çiziklerin onarımında genellikle, çizikleri macun reçineyle doldurarak “kozmetik çözümler” yapılmıştır. Çalışmamızın önceki bölümlerinde ise derin çizikler 0° yönde kompozit yama ile doldurulmuştu. Yani direkt yama kanalı içine (0°’lik çözgü yönünde) epoksi emdirilmiş sürekli cam elyafları kanal tamamen kapanıncaya kadar tekraren (6-9 kez) serilmişti. Aslında bu durum çift yönlü fiberlerle destekli kompozitlerde etkiyen yükü taşıma veya karşılama açısından en kötü durumlardan biridir.

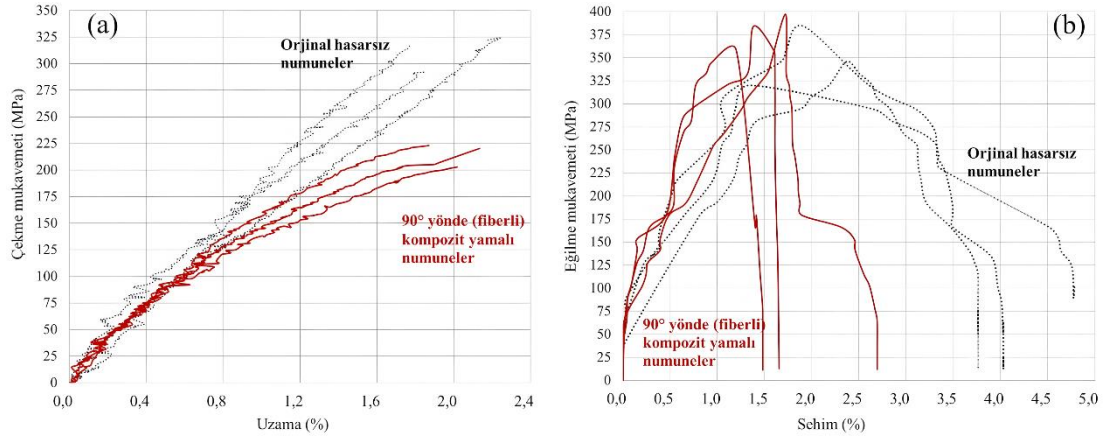
Buna rağmen bu çalışmada derin çizik onarımında kozmetik çözümlere alternatif olarak şu sıralamayla tarif edilebilecek “**pratik bir onarımı prosesi**” geliştirilmeye çalışılmıştır: (a) sürekli elyafların şartlandırılmış epoksi emdirilmesiyle kompozit yama elde edilmesi, (b) elde edilen sürekli kompozit yamanın anlık olarak hasar boşluğuna tekrarlı şekilde serilmesi ve yama üzerine harici baskı uygulaması ve (c) onarılan bölgenin uygun şartlarda kürlenmesi.

Bu bölümde, Şekil 126 (a)’da şematik resimde görüldüğü gibi çizik hasarı üzerine kuvvet yönünde (90°) uygulanan yamanın mukavemet üzerine etkisi ve yaklaşık olarak 90° ’lik yamanın verimi (orijinal mukavemeti karşılama oranı) incelenecektir. Bunun için U-çizik hasarı üzerine viskozitesi en yüksek olan macun tipi Epoksi A ve $23^\circ\text{C}/24\text{h}$ kürleme şartları (S1) kullanılmıştır. Önce, yapay hasar verilmiş numunelerin hasar bölgesinin üst yüzeyi zımparalanmış ve temizlenmiştir. Akabinde yama cihazıyla bu kez Şekil 126 (b) ve (c) görülen çekme ve eğme numunelerine 90° yönlü yama yapılmıştır. Daha sonra hem hasarsız orijinal ve 90° yamalı numunelere çekme ve eğme testleri yapılmış ve geneli temsil eden örnek grafikler Şekil 127’de sunulmuştur. Elde edilen verilerin ortalamaları ise Tablo 10’da verilmiştir.



(a) 90° fiberli yama ve yükleme yönleri, (b) çekme numuneleri, (c) eğme numuneleri

Şekil 126. Kuvvet yönünde hasara (çiziğe) dik (90°) uygulanan yamalar



Şekil 127. Dik (90°) yamalı numunelerin çekme ve eğme testi grafikleri

Tablo 10. Orijinal ve yamasız numunelerin çekme ve eğilme sonuçları

Orijinal (hasarsız) numuneler			U-çizikli numuneler				
$\sigma_{\zeta o}$ (MPa)	$E_{\zeta o}$ (MPa)	$\varepsilon_{\zeta o}$ (%)	$\sigma_{\zeta ua}$ (MPa)	$\eta_{\zeta 1}$	$E_{\zeta ua}$ (MPa)	$\eta_{E\zeta 1}$	$\varepsilon_{\zeta ua}$ (%)
311,1	16861	1,96	215,3	%70	13400	%79,5	2,00
σ_{eo} (MPa)	E_{eo} (MPa)	ε_{eo} (%)	σ_{eua} (MPa)	η_{e1}	E_{eua} (MPa)	η_{Ee1}	ε_{eua} (%)
349,9	17404	1,87	379,8	%108	25050	%144	1,43

Bölüm 3.5'teki Tablo 9'dan da görüleceği gibi S1 şartlarında test edilen 0° yönlü yamanın mukavemet ve modül açısından verimleri sırasıyla $\eta_{\zeta 1}$ =%60, $\eta_{E\zeta 1}$ =%82, η_{e1} =%57 ve η_{Ee1} =%97'dir. Tablo 10'a göre ise 90° yönlü yamanın verimleri sırasıyla $\eta_{\zeta 1}$ =%70, $\eta_{E\zeta 1}$ =%79,5, η_{e1} =%108 ve η_{Ee1} =%144'tür. Yama yönünün değişmesiyle çekme mukavemeti verimi **%10** artmış ve çekme modülü ise **%2,5** kadar azalmıştır. Ancak en ciddi artışlar eğilme özelliklerinde görülmüş olup, eğilme mukavemeti %57'den **%108'e** ve eğilme modülü ise %97'den **%144'e** kadar yükselmiştir. Orijinal numunelere göre yamalı numunelerdeki ortalama şekil değişimlerinin ise ciddi olarak azaldığı, eğilme modülünün ise arttığı görülmektedir (Şekil 127b, ve Tablo 10). Bu avantajlara rağmen eğer çatlak bölgesinde kademeli bir tıraşlamayla yeteri kadar yama havuzu açılmazsa, hava araçlarının dış gövde üzerindeki aerodinamikliğini bir miktar olumsuz etkileyebilir.

90° yönlü yama için “gereken yama havuzunun açılması ve yamanın sürekli değil de ancak kesikli olarak uygulanabilmesi” durumları da daha fazla işçilik ve pratiklikten uzaklaşma anlamına gelebilir. Bu da 90° yama yönteminin 0° yamaya göre nispeten birkaç dezavantajı olarak söylenebilir.

3.12. Parametrelerin Etkisi ve Optimizasyon

Önceki bölümlerde yamalı numunelerin mekanik özellikleri üzerinde parametrelerin etkisi detaylı açıklanmıştı. Bu aşamada ise yamalı numuneler için parametrelerin etkisinin sayısal olarak da ortaya konabilmesi için Minitab-19 yazılımıyla yanıt yüzey metodolojisi (RSM) kullanılarak optimizasyon analizi yapılmıştır. Benzer şekilde Dağdelen (2010) de onarılan kompozit plakaların teknik performansını etkileyen çeşitli onarım parametrelerini inceleyerek, bu süreç için bir optimizasyon yöntemi geliştirmiştir.

Optimizasyon sürecinde, yanıtlar doğrusal veya 2. derece modeller ile bağımsız faktörlerle basit bir şekilde ilişkilendirilebilir. Bu çalışmada doğrusal modeli de içeren ikinci dereceden bir model ile 84 adet (uç değerler hariç) gerçek test verisi kullanılmıştır. Gerçek test verilerinin gerçek deneme modelleri olarak kullanılması, deneysel desenlerin en güçlüsü olarak tanımlanmaktadır ve sağlıklı sonuçlar alabilmek için tercih edilmesi tavsiye edilmektedir (Sakin, 2021).

Bu analizde reçinelerin viskoziteleri, reçinelerin mukavemetleri, test edilen kürlleme sıcaklıkları ve kürlleme süreleri gibi dört parametre optimize edilmesi istenen giriş faktörleri olarak alınmıştır. Bu parametreler ile yamalı numunelerin çekme (σ_c) ve eğilme (σ_e) mukavemetleri ile yama verimleri (η_c ve η_e) ise yazılımdan istenen tahminlerdir.

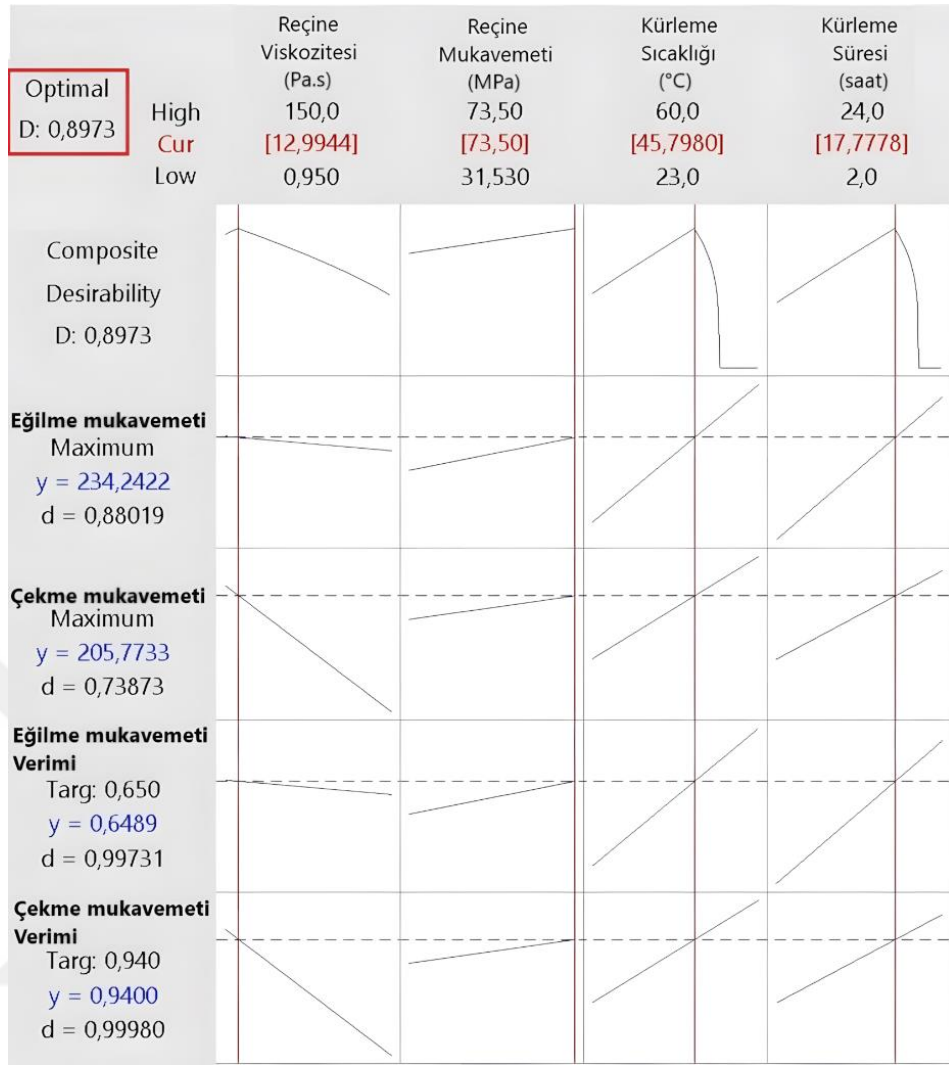
Çalışmada, V-yamaya kıyasla U-yama geometrisinden daha yüksek mukavemet ve verim elde edildiği için optimizasyona “yama geometrisi” giriş parametresi olarak dahil edilmemiştir. Tablo 11’de Minitab’a girilen giriş ve istenen çıkış parametrelerinin maksimum ve minimum değerleri görülmektedir.

Tablo 11. Giriş faktörlerinin ve çıkış parametrelerinin tasarımı

Giriş faktörleri		Çıkış faktörleri				
Değişkenler	Min–Max	Yanıtlar	Amaç	En düşük	Target	En yüksek
Reçine viskozitesi	0,95–150	η_c	Target	-	0,94	1,000
Reçine mukavemeti	31,5–73,5	η_e	Target	-	0,65	1,000
Kürleme sıcaklığı	23–60	σ_c	Max.	102,72	-	242,22
Kürleme süresi	2–24	σ_e	Max.	83,29	-	254,79

Görüldüğü gibi optimizasyonda kullanılan test verileri, 4 yanıtı 4 faktör şeklinde kullanılmıştır. Bunun için Minitab-19’a veri girişleri sonrası, tanımlama ve analizlerden sonra optimizasyona geçilmiştir. Sırasıyla yazılımın; Design of Experiments (DOE), Response Surface Methodology (RSM), Response Optimizer kısmı kullanılarak yamalı numuneler için çekme mukavemeti (σ_c), eğilme mukavemeti (σ_e), çekme modülü (E_c) ve eğilme modülü (E_e) faktörlerinin optimizasyonu yapılmıştır. Bu amaçla, sırasıyla çekme ve eğilme mukavemetlerinin maksimum değerleri $\sigma_{c_{max}}=242,22$ MPa ve $\sigma_{e_{max}}=254,79$ MPa, yama verimleri için hedef (target) değerleri ise $\eta_{c_{max}}=0,94$ ve $\eta_{e_{max}}=0,65$ olarak girilmiştir. Yazılım aracılığıyla yapılan optimizasyon sonucunda yüksek arzu edilebilirlik (desirability) değerinde ($D=0.8973$) önerilen optimum sonuçlar şunlardır: Reçine viskozitesi 12,99 Pa.s, reçine mukavemeti 73,5 MPa, kürleme sıcaklığı 45,79 °C ve kürleme süresi ise 17,77 saattir. Önerilen bu optimum değişkenlere karşılık çekme ve eğilme mukavemetleri $\sigma_{c_{opt}}=205,77$ MPa, $\sigma_{e_{opt}}=234,24$ MPa, yama verimleri ise $\eta_{c_{opt}}=0,94$ ve $\eta_{e_{opt}}=0,6489$ olarak elde edilmiştir (Şekil 128).

Optimizasyonda da görüldüğü gibi, yamalı numunelerde istenen en yüksek mukavemet eldesi için 40°C/4h’lik kürleme şartı yerine 40°C’den daha yüksek ve 4 saatten daha uzun süre gerektiği bir kez ortaya konulmuştur. Ayrıca, Şekil 128’deki grafiklerden hangi parametrenin mekanik özellikleri veya yama verimlerini hangi yönde etkiledikleri anlaşılmaktadır. Genel değerlendirme için “Composite Desirability” karşılığına bakıldığında reçine viskozitesinin artması mekanik özellikler ve yama verimlerini negatif (-) yönde etkilerken, diğer 3 parametrenin artması ise pozitif (+) yönde etkilediği anlaşılmaktadır.



Şekil 128. Minitab tarafından tahmin edilen optimizasyon grafikleri

Parametre optimizasyonunda ise yama geometrisi ve ona bağlı faktörler ile numune kalınlığı faktörü optimizasyona dahil edilmemiştir. Çünkü yama geometrisi ve numune kalınlığının mekanik özellikleri ve yama verimlerini hangi yönde etkilediği önceki bölümlerde net bir şekilde ortaya konmuştur.

DÖRDÜNCÜ BÖLÜM

4. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada; orjinal (hasarsız) ve 18 sekiz farklı senaryo altında “onarılan numunelerin” çekme ve eğilme testleri yapılmış ve birçok veri elde edilmiştir. Daha sonra onarılan numuneler için “**orjinal mukavemeti karşılama oranı**” veya “**yama verimi**” değerleri hesaplanmıştır. Elde edilen verim değerleri ise yamanın ve sunulan prosesin başarı göstergesi olarak yorumlanmıştır. Elde edilen veriler MS Excel® ve SPSS-24 gibi yazılımlara dökülerek istatistiksel ve grafiksel analizler yapılmıştır. Bu analizler; (a) yama geometrisi (kesit ve yüzey alanları), (b) yama geometrisine bağlı gerilme yoğunlaşma faktörü, (c) yama kanalı açmada kullanılan takıma bağlı yapışma yüzeylerinin pürüzlülüğü, (d) katman sayısı ve kompozit plaka imalat yöntemine bağlı değişen numune kalınlığı, (e) reçine tipi, viskozitesi ve reçine mukavemeti ile (f) yama sonrası kürlleme şartları gibi parametrelere göre detaylandırılarak yorumlanmıştır. Bu parametrelerin bir bölümü malzeme ve imalat yöntemine bağlı iken diğer bir bölümü de yama prosesine bağlıdır. Diğer taraftan elde edilen grafiksel ve sayısal sonuçlara bağlı yorumlar, optik ve SEM görüntüleriyle desteklenmiştir. İlaveten uygulanan yöntemden farklı olarak, yama kanalı üstüne ve uygulanan kuvvet yönünde (90°’lik atkı yönü) serilen yamaların numune mukavemetine etkisi incelenmiştir. Son bölümde ise Mintab-19 ile en yüksek mukavemet değerlerinin hedeflendiği bazı parametrelerin optimizasyonu yapılmıştır. Bu optimizasyondan elde edilen grafikler sayesinde reçine ve kürlleme parametrelerin mekanik özellikleri hangi yönde etkilendiği ortaya konulmuştur (Şekil 128).

Aşağıda geliştirilen prosesin verimliliği, parametrelerin etkisi ve kuvvet yönünde (90°) uygulanan yamanın etkisiyle ilgili sonuçlar sıralanmıştır. Daha sonra öneriler ve genel sonuç verilmiştir.

Geliştirilen prosesin verimliliği;

- Çalışmada geliştirilen prosesle onarılan numunelerin yama geometrisi, epoksi türü ve kürlleme şartlarına bağlı olarak hasarsız numuneye kıyasla; çekme mukavemetinin **%84–94**, çekme modülünün **%79–89**, eğilme mukavemetinin **%61–65** ve eğilme modülünün ise **%84–99** oranında geri kazanıldığı tespit edilmiştir (Tablo 9).

Parametrelerin etkisi;

- U-yamalı numunelerin ortalama çekme mukavemeti, V-yamalılarına göre %7,5 modülü %3,5 ve maksimum şekil değişimi 1,01 kat daha yüksektir (Şekil 116). Benzer şekilde U-yamalı numunelerin ortalama eğilme mukavemeti ve maksimum şekil değişimi V-yamalılarına göre %13,6 ve 1,05 kat daha yüksektir. Ancak, ortalama eğme modülünde ise V-yamalı numuneler, U-yamalılarına göre %14 daha yüksektir. U-yamalı numunelere göre, V-yamalı numunelerde yama/çizik yapışma yan yüzeylerinde oluşan çatlak “ana plaka katmanlarındaki 60°’lik kayma düzlemleri aracılığıyla zayıf ara-yüzeylere daha çabuk ulaştığı ve tabaka ayrılması hasarıyla genel hasarı kolaylaştırdığı” anlaşılmaktadır (Şekil 117). Bu durum eğme gerilmesi esnasında V-yama dolgusunun dayanımını ve yüzeye yapışma kabiliyetini azaltmaktadır.
- U-çizik için $k= 1,712$ iken V-çizik için $k= 1,881$ ’dir. Bu nedenle, yamadan bağımsız olarak V-çiziğe göre U-çizik hasarı daha az gerilme taşır, kırılmaya daha az eğilimlidir ve daha yüksek mukavemete sahiptir. Sonuç olarak, yama geometrilerinde keskin köşeli basamak, oluk veya kesitlerden mümkün olduğunca kaçınılmalı ve ani şekil değişimlerinde dairesel yay geçişleri kullanılmalıdır.
- Yama kanalı açmada kullanılan freze takıma bağlı olarak hem yama geometrisi hem de yapışma yüzeylerinin pürüzlülüğü değişkenlik göstermiştir. Üç-ağızlı (U-geometrilili çizik) düz frezenin oluşturduğu yüzey pürüzlülüğü iki-ağızlı (V-geometri çizik) frezeye göre **~1,91 kat** daha fazladır (Şekil 92). Hasarlı bölgeye açılacak basamaklar ve yama kanalında kesici kenar (ağız) sayısı 2’den fazla olan takım kullanılması yamanacak yüzeylerdeki yüzey pürüzlülüğünü arttırmaktadır. Yüzey pürüzlülüğünün (↑) artması ise onarılmış numunenin mukavemetini (↑) doğru orantılı olarak arttırmaktadır.
- Katman sayısı ve buna bağlı olarak numune kalınlığı arttıkça (↑) onarılan kompozit numunelerin çekme ve eğilme mukavemeti bariz olarak (↓) azalmaktadır (Şekil 115).
- Reçine viskozitesinin (↑) artması onarılan numune çekme mukavemetini azaltırken (↓), reçine mukavemetinin (↑) artması numune mukavemetini de (↑) arttırmıştır. Bu sebeple çekme özelliklerine göre Epoksi B daha avantajlıdır.

Yama geometrisi ve kürlleme şartlarından bağımsız olarak Epoksi B ile yamayan numunelerin ortalama çekme mukavemeti Epoksi A'ya göre %8,7 ve Epoksi C'ye göre ise %2,2 daha yüksektir (Şekil 116a). Epoksi B ile yamayan kompozitlerin çekme mukavemeti ve modülü diğerlerine göre daha yüksek olması hem reçine viskozitesi hem de reçine mukavemetine açısından mantıklıdır. Eğilme özelliklerinde ise Epoksi A yama daha avantajlı görünmektedir. Epoksi A ile yamayan numunelerin ortalama eğilme mukavemeti ve modülü sırasıyla; Epoksi B'den %4,0 ve %23,5 Epoksi C'den ise %11,8 ve %10,3 daha yüksektir (Şekil 116c ve d).

- Yama geometrisinden bağımsız olarak 23°C/24h kürlleme şartlarında Epoksi B ile yamanmış numunelerin ortalama çekme mukavemeti ve modülü diğerlerine göre %23,3–29,4 ve %11,6–27,7 daha yüksektir (Şekil 118a ve b). 60°C/2h şartlarında ise Epoksi C ile yamanmış numunelerin ortalama çekme mukavemeti ve modülü %9,9–21,2 ve %15,7–17,6 daha yüksektir (Şekil 118a ve b). Bu sonuçlar, reçine viskozitesiyle ters ve reçine mukavemetiyle doğru orantılıdır. 40°C/4h kürlleme şartlarında ise Epoksi A daha avantajlıdır. Bu şartlarda Epoksi A ile yamanmış numunelerin ortalama çekme mukavemeti ve modülü diğerlerine göre sırasıyla %12,3–16,3 ve %8,1–28,2 daha yüksektir (Şekil 118a ve b). 40°C/4h kürlleme şartlarında ise çekme mukavemeti reçine viskozitesiyle doğru, reçine mukavemetiyle ters orantılıdır.
- Eğilme mukavemeti açısından 23°C/24h ve 60°C/2h şartlarındaki Epoksi B ve Epoksi A, Epoksi C'ye göre daha avantajlıdır (Şekil 118c). Bu durumun nispeten reçine mukavemetiyle doğru orantılı olduğu görülmektedir. 40°C/4h'de en avantajlı Epoksi A ile yamalı numunelerdeyken en dezavantajlı bu kez Epoksi B ve Epoksi C'dir (Şekil 118c). Buradaki durum da bariz şekilde reçine viskoziteleriyle doğru orantılıdır. 40°C/4h'lik şartlarda viskozitesi en düşük olan Epoksi A ve Epoksi C'nin polimerizasyon dereceleri yetersiz kalıp, tam kürlenmediği ve eğilme mukavemetleri de Epoksi A'ya göre %11,5–31,1 daha düşük kaldığı anlaşılmaktadır. Sırasıyla nispeten 23°C/24h, 40°C/4h ve 60°C/2h şartlarına bağlı azalma eğiliminde görülmesine rağmen, en yüksek ortalama eğilme modülü, viskozitesi en yüksek olan Epoksi A ile yamayan numunelerde görülmüştür (Şekil 118d). 40°C/4h şartlarındaki en yüksek eğilme modülü ise aynı eğilme mukavemetinde olduğu gibi reçinesi viskozitesiyle doğru orantılı olarak Epoksi A ile yamalı numunelerdedir.

23°C/24h ve 60°C/2h şartlarına çekmedeki maks uzama reçine viskozitesiyle ters orantılıdır. Bu şartlarda viskozitesi düşük reçineyle yamayan numuneler daha fazla şekil değiştirmiştir. Ancak 40°C/4h'lik şartlarda durum tersine dönmüştür. Bu şartlarda en yüksek çekme uzaması, %1,92 ortalamaıyla mukavemeti en düşük ama viskozitesi en büyük olan Epoksi A ile yamayan numunelerdedir (Şekil 118e). 40°C/4h'lik şartlardaki en yüksek eğilme sehimi ise %2,77 ortalamaıyla, mukavemeti en düşük ve nispeten viskozitesi de düşük olan Epoksi C ile yamayan numunelerdedir (Şekil 118f).

- Çalışmadaki 40°C/4h şartlarında kürlenmenin önemli bir sakıncası olduğu, tam kürlenme için **“40°C’den daha yüksek sıcaklık veya 4 saatten daha uzun süre gerektiği”** sonucuna varılmıştır.
- Kürlenme şartları ve yama geometrisi açısından mekanik özellikler karşılaştırıldığında, eğilme modülü hariç U-yama daha avantajlı görülmektedir. Reçine tipi dahil edilmeyen değerlendirmeye göre; U-yamalı numunelerin ortalama çekme mukavemeti ve modülü V-yamalı numunelere göre %7,5 ve %3,5 daha yüksektir (Şekil 119). Genel itibariyle U-yamada sıcaklık arttıkça; çekme mukavemeti ve modülünde artma, eğilme mukavemet ve modülünde ise azalma eğilimindedir. V-yamada ise yine 40°C/4h istisna olmak üzere sıcaklık arttıkça; hem çekme mukavemeti ve modülünde azalma hem de eğilme mukavemeti ve modülünde azalma tespit edilmiştir. Eğilme mukavemeti değerleri incelendiğinde; kürlenme sıcaklığı arttıkça U çentikli ve V çentikli yamanmış numunelerin ortalama eğilme mukavemetlerinde 40 °C ye kadar azalma, 40–60 °C arasında artma tespit edilmiştir (Şekil 119a). Genel bir değerlendirme yapıldığında U-yamalı numunelerin ortalama eğilme mukavemeti ve modülü V-yamalı numunelere göre %13,6 daha yüksek, %14 daha düşüktür (Şekil 119c ve d).
- Genel değerlendirmede reçine viskozitesinin artması mekanik özellikler ve yama verimlerini negatif (-) yönde etkilerken; reçine mukavemeti, kürlenme sıcaklığı ve kürlenme süresi gibi 3 parametrenin artması ise pozitif (+) yönde etkilediği anlaşılmaktadır (Şekil 128). Diğer taraftan, yamanacak yüzeylerdeki yüzey pürüzlülüğü ile birlikte, reçine viskozitesi, yama geometrisi ve kürlenme şartlarının yamanın yapışma dayanımı ve verimini direkt etkilediği anlaşılmaktadır.

Kuvvet yönünde (90°) uygulanan yamanın etkisi;

- Bu prosesle hasarlı katmanların onarım yapıldıktan sonra, yamalı bölge üzerine 90°'lik yönde tek kat ilave bir yama yapılır ise; çekme mukavemeti veriminin en az **%10** ekstra artacağı tespit edilmiştir. Eğilme veriminin ise neredeyse orjinal numune mukavemeti seviyesine, hatta orjinal mukavemetinde üzerine dahi çıkabileceği tespit edilmiştir. Buda göstermektedir ki çift yönlü (0°/90°) dokuma kumaş takviyeli kompozit plakaların onarımında çatlak yönünde (kanal içine 0°'lik çözgü) serilen yamanın çekme mukavemeti eğilmeden daha yüksek iken, çatlak tersi yönünde (kanal üstüne 90°'lik atkı) serilen yamanın ise eğilme mukavemeti daha yüksektir. Yama tasarımlarında bu bilgiler önemli bir yol gösterici olacaktır

Öneriler

- Çekme mukavemetinde maksimum ve minimum yama verimleri sırasıyla **S6 (%94)** ve **S15 (%52)**'de iken eğilme mukavemetindeki maksimum ve minimum yama verimleri ise sırasıyla **S4 (%65)** ve **S5 (%27)** 'de tespit edilmiştir (Tablo 9). Dolayısıyla hava araçlarının kompozit parçalarının küçük hasar onarımında; çekme ve eğilme mukavemetleri öncelendiğinde “en etkin onarımlar” olarak **S6** ve **S4** senaryosu önerilir.
- Kısa süre (↓) ve mukavemet (↑) öncelendiğinde **S6** ve **S12** senaryo şartlarındaki onarımlar “en etkin onarımlar” olarak önerilebilir.
- U-yamalı numunelerin mekanik özellikleri daima V-yamalılarından yüksek olduğundan U-geometrilili yama tavsiye edilir.
- Tasarımda yamanın çekme mukavemeti ve modülü öncelendiğinde Epoksi B, eğilme mukavemeti ve modülü öncelendiğinde ise Epoksi A önerilir.
- Epoksi A gibi yüksek viskoziteli epoksiyle hasarların veya deliklerin kozmetik dolgusu, Epoksi B gibi düşük viskoziteli epoksiyle ise hasar bölgesine elyaf takviyeli kompozit yama uygulaması tavsiye edilmektedir.
- Epoksi C ile yamanmış numuneler; Epoksi A ile yamalanırlara kıyasla çekmede %100 ve eğilmede %80–98 oranında, Epoksi B'ye kıyasla çekmede %92 ve eğilmede ise %86–99 oranında yakın değerlerde dayanım göstermiştir (Tablo 9). Dolayısıyla Epoksi C piyasadan temin edilebilme kolaylığı ve fiyat açısından daha ekonomik olduğundan, bu açıdan diğer epoksilere göre önerilebilir.

- Hava araçlarının küçük hasarlı kompozit yüzeylerinin onarımında, yüzey hazırlığının önemini göz önünde bulundurarak, pürüzlü ve iplikli yüzeylerin oluşması sağlanmalı ve bu şekilde epoksinin yüzeye daha iyi tutunması temin edilmelidir.
- Kırılma sürelerinin kısaltılabilmesi için özellikle operasyonel ve aciliyeti yüksek uygulamalarda infrared lamba yönteminin tercih edilmesi ve uygulama sürecine (yama cihazına) entegre edilerek kullanım kolaylığı sağlanması önerilmektedir.
- Kompozit malzemelerin yamanmış bölgelerindeki elastik modül düşüşünü minimize etmek amacıyla, onarımda kullanılan epoksi malzemelerin elastik modülünün, hasarlı kompozit yapıların özelliklerine uyumlu seçilmesi, uzun vadede mekanik dayanım kayıplarını önleyecek bir yaklaşım olarak önerilmektedir.
- Hava araçlarının kompozit parçalarındaki küçük hasarların onarımlarında hasar boyutuna göre değişmekle birlikte bu çalışmadaki yöntemin, “geçici bant yapıştırma” uygulamasına karşı iyi bir alternatif olarak önerilebilir.
- Bu uygulamayla çatlak içine epoksi emdirilmiş tek yönlü (0°) elyafarla dolgu yapılarak yüzeyin aerodinamik yapısını bozmadan hasarlı bölgenin en pratik şekilde onarımının yapılması hedeflenmiştir. Daha geniş ve derin hasarlarda ise uygun bir yama havuzu açarak 0° yönlü fiberlere ilaveten (90°) yönlü fiberlerle de yama dolgusu yapılmasıyla çift-yönlü ($0^\circ/90^\circ$) gerilme etkilerine karşı önlem artırılacaktır. Bu şekilde çekme ve eğilme dayanımlarının geri kazanım yüzdelerinde daha fazla artış sağlanabilir. Geliştirilen bu prosesin saha uygulamalarında ergonomik iyileştirmeler yapılarak kullanılması önerilmektedir. Önerilen bu yöntemle, hava araçlarının gövde ve kanat yapıları üzerinde doğrudan uçuş emniyetini etkilemeyecek ve hava akışını bozmayacak bir onarım gerçekleştirilebilir.

Genel Sonuç

- Sonuç olarak bu çalışmada geliştirilen prosesle, derin çizik hasarlı kompozit plakaların onarımında malzeme ve proses parametreleri gibi değişkenlerin varlığı yamanmış son ürünün mekanik özellikleri üzerinde çoklu seviyede etkili olmuştur.

Bu durumda kompozit plakaların derin çizik onarımında olumlu/olumsuz değişkenlerin bu çalışmada olduğu gibi istatistiksel olarak da karakterize edilmesi mantıklı bir yol olarak görünmektedir (Sakin, 2024b). Bu yüzden hava araçlarının kompozit parçalarındaki küçük hasarların amaca uygun şekilde onarımlarında; (a) hasarın sınıfı, hasarlı kompozit yapının kesiti (kalınlığı, genişliği) ve hasarın büyüklüğü, (b) hasar bölgesinin uzaklaştırılması (taşlanması, zımparalanması) ve uygun yama kanalı açılması, (c) yama malzemesi seçimi, (d) yama geometrisi ve yüzey alanı büyüklüğü, (e) reçine/sertleştirici cinsi, viskozitesi ve karışım oranları, (f) sıcaklık ve süre dahil kürleme şartları vb. birçok parametrenin optimize edilmesi gerekir. Bu çalışmada en yüksek çekme ve eğilme mukavemeti ile en yüksek yama verimleri hedeflenmiş olup, bu amaca yönelik olarak önerilen optimum parametreler ise şunlardır: Yama geometrisi U, epoksi viskozitesi ≈ 13 Pa.s, reçine mukavemeti 73,5 MPa ile kürleme sıcaklığı ≈ 46 °C ve kürleme süresi ise ≈ 18 saat olarak elde edilmiştir (Şekil 128).

KAYNAKLAR

1. Aame.in. (2012). Use Of Composites In India's Aircraft Programs - SARAS & LCA Tejas, (Erişim 29.12.2024).
2. Abdalla, F. H., Megat, M. H., Sapuan, M. S. & Sahari, B. B. (2008). Determination of volume fraction values of filament wound glass and carbon fiber reinforced composites, *ARPJ Journal of Engineering and Applied Sciences*, 3(4): 7-11.
3. Abu Bakar, M.F. (2001). "Study of the Effect of Patch Bonded Surface Area and Shape on Flexural Strength of Glass/Polyester Composite using External Bonded Repair Technique." In.: IRC.
4. Addcomposites. (2025). <https://www.addcomposites.com/post/composite-repair>, (Erişim 12.01.2025).
5. Aerossurance. (2019). Tail Rotor Lightning Strip Damages AW139 Main Rotor, <http://aerossurance.com/wp-content/uploads/2019/06/N639NA-aw139-mrb-damage.jpg>, (Erişim 12.01.2025).
6. Ahn, S. H., & Springer, G. S. (1998). Repair of composite laminates-I: test results, *Journal of Composite Materials*, 32(11): 1036-74. <https://doi.org/10.1177/002199839803201102>
7. Aircraftsystemstech. (2025). Repair of Aircraft Composite Honeycomb Sandwich Structures, https://www.aircraftsystemstech.com/2019/06/damage-classification-sandwich.html#google_vignette, (Erişim 18.10.2023).
8. Akdoğan, A. (2000). "Uçak Endüstrisinde Kullanılan Metal ve Metal Dışı Malzemeler ve Bu Malzemelerin Muayene Yöntemleri." In *III. Havacılık Sempozyumu*, 10-12. Kayseri.
9. Akkuş, H. (2016). "*Bal peteği yapıların mekanik davranışlarının nano parçacık takviyeli yapıştırıcı kullanılarak deneysel ve teorik olarak araştırılması*", (Doktora Tezi) Selçuk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya.
10. Alçı, M. (2016). "*Katmanlı kompozit plakalar ile desteklenmiş Nomex bal peteği sandviç yapıların düşük hızlı darbe davranışının incelenmesi*", (Yüksek Lisans Tezi), Kayseri Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği A.B.D., Kayseri.
11. Alpay, Y. O., Uygur, I., & Kilincel, M. (2020). On the optimum process parameters of infrared curing of carbon fiber-reinforced plastics. *Polymers and Polymer Composites*, 28(6), 433-439. <https://doi.org/10.1177/0967391119900711>
12. An, Y., Myung, J. H., Yoon, J., & Yu, W. R. (2022). Three-dimensional printing of continuous carbon fiber-reinforced polymer composites via in-situ pin-assisted melt impregnation. *Additive Manufacturing*, 55, 102860. <https://doi.org/10.1016/j.addma.2022.102860>
13. An, Y., & Yu, W. R. (2019, July). Three-dimensional printing of continuous carbon fiber-reinforced shape memory polymer composites. In *AIP Conference Proceedings* (Vol. 2113, No. 1). AIP Publishing. <https://doi.org/10.1063/1.5112513>
14. Andre, N. G., & Ishak, Z. M. (2016). Predicting the tensile modulus of randomly oriented nonwoven kenaf/epoxy composites. *Procedia Chemistry*, 19, 419-425. <https://doi.org/10.1016/j.proche.2016.03.033>

15. Armatlı Kayrak, M. (1999). *Havacılık kompozitleri ve mukavemet-maliyet analizleri*, Sivil Havacılık Meslek Yüksekokulu, yayın no. 09 (Anadolu Üniversitesi: Eskişehir).
16. Arsoy, R., & Üçgül, İ. (2019). Tekstil Malzemelerinin Yapıştırılma Teorisi, *Teknik Bilimler Dergisi*, 5(2): 1-18.
17. ASTM-D2584, (2005). Standard Test Method for Ignition Loss of Cured Reinforced Resins.
18. ASTM-D7264/D7264M. 2007. 'Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials, Pennsylvania 19428-2959, USA.' in.
19. ATSB. (2020). "Australian Transport Safety Report (AO-2016-174), Main rotor blade crack and precautionary landing involving Robinson R22 Beta, VH-HPH." In.
20. Balcıoğlu, H.E. (2017). "*Farklı çevre koşullarının tabakalı kompozitlerin statik ve dinamik dayanımlarına etkisi*", (Doktora Tezi), Uşak Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği A.B.D., Uşak.
21. Barbero, E.J. (2010). *Introduction to composite materials design* (CRC press: Boca Raton).
22. Baysalli, O. C., Cambaz, A., Görgülü, Y. F., Uluoğlu, A., & Harman, U. U. (2024). Repair Analysis of Overlay Woven Fabric CFRP Laminates. *Sakarya University Journal of Science*, 28(2), 333-343. <https://doi.org/10.16984/sofenbilder.1343431>
23. Bekem, A., Ercan, H., Doğu, M., & Ünal, A. (2011). "Uçak Sanayiinde Kullanılan Balpeteği Kompozitlerin Mekanik Davranışlarının İncelenmesi." In *6th International Advanced Technologies Symposium (IATS'11)*, 16-18.
24. Belhouari, M., Bouiadjra, B. B., Megueni, A., & Kaddouri, K. (2004). Comparison of double and single bonded repairs to symmetric composite structures: a numerical analysis. *Composite Structures*, 65(1), 47-53. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2003.10.005>
25. Bitton, D., Natividad, G., Turk, S., & Tsoi, K. (2023). Comparative strain survey of an aerospace structure using distributed fibre optic strain sensing technology, *Materials Research Proceedings*, 27. <https://doi.org/10.21741/9781644902455-46>
26. Bleay, S. M., Loader, C. B., Hawyes, V. J., Humberstone, L., & Curtis, P. T. (2001). A smart repair system for polymer matrix composites, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 32(12): 1767-76. [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(01\)00020-3](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(01)00020-3)
27. Bolat, F.Ç. (2011). "*Bal peteği sandviç kompozit yapıların dinamik analizi*", (Yüksek Lisans Tezi), Atatürk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği A.B.D., Erzurum.
28. Bora, M.Ö. (2007). "*Polimer kompozitlerin tekrarlı darbe yüklemeleri altındaki davranış*", (Yüksek Lisans Tezi), Kocaeli Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makina Mühendisliği A.B.D., Kocaeli.
29. Breitzman, T. D., Iarve, E. V., Cook, B. M., Schoeppner, G. A., & Lipton, R. P. (2009). Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 40(12), 1921-1930. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2009.04.033>
30. Briskheat®. (2025). Composite Curing for Aviation Use, <https://www.briskheat.com/for-industry/aerospace-aviation.html>, (Erişim 12.01.2025).

31. Brown, C. (2024). Enabling Cost-effective use of Composite Materials in Aircraft Design, <https://www.digitalpatterning.net/dpblog/enabling-cost-effective-use-of-composite-materials-in-aircraft-design>, (Erişim 23.12.2024).
32. Budhe, S., Banea, M. D., de Barros, S., & Da Silva, L. F. M. (2017). An updated review of adhesively bonded joints in composite materials, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 7230-42.
<https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2016.10.010>
33. Bukhari, M. D., Gohar, G. A., Akhtar, A., Ullah, S., Akram, M., Abid, J., & Raza, H. (2020). Adhesion theories and effect of surface roughness on energy estimation and wettability of polymeric composites bonded joints: a-review. *VW Applied Sciences*, 2(1), 74-86. <https://vallway.org/wp-content/uploads/2021/03/Hassan-1-2020-R1.pdf>
34. Bulut, M. (2014). "*Türkiye’de kompozit malzeme üretimi ve kompozit malzeme sektörünün genel değeriendirilmesi*", (Yüksek Lisans Tezi), Gazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Metal Eğitimi A.B.D., Ankara.
35. Bulut Makine. (1990). Sertlik Ölçme & Metalografik Numune Hazırlama Cihazları. <https://www.bulutmak.com/> (Erişim 12.11.2023)
36. Campilho, R. D., De Moura, M. F. S. F., & Domingues, J. J. M. S. (2005). Modelling single and double-lap repairs on composite materials. *Composites Science and Technology*, 65(13), 1948-1958.
<https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2005.04.007>
37. Carbas, RJC, Da Silva, LFM, Marques, EAS, & Lopes, AM (2013). Post-kürlemenin epoksi yapıştırıcıların cam geçiş sıcaklığı ve mekanik özellikleri üzerindeki etkisi. *Yapışma Bilimi ve Teknolojisi Dergisi*, 27 (23), 2542-2557.
<https://doi.org/10.1080/01694243.2013.790294>
38. Carbas, R. J. C., Marques, E. A. S., Da Silva, L. F. M., & Lopes, A. M. (2014). Effect of cure temperature on the glass transition temperature and mechanical properties of epoxy adhesives, *The Journal of adhesion*, 90(1): 104-19.
<https://doi.org/10.1080/00218464.2013.779559>
39. Castanie, B., Bouvet, C., & Ginot, M. (2020). Review of composite sandwich structure in aeronautic applications, *Composites Part C: Open Access*, 1100004.
<https://doi.org/10.1016/j.jcomc.2020.100004>
40. Charalambides, M. N., Hardouin, R., Kinloch, A. J., & Matthews, F. L. (1998). Adhesively-bonded repairs to fibre-composite materials I. Experimental, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 29(11): 1371-81.
[https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(98\)00060-8](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(98)00060-8)
41. Charitidis, P. (2018). Criteria for the selection of carbon fiber composite materials for fighter aircraft, *Advances in Materials Science and Engineering: An International Journal (MSEJ)*, 5(2/3/4): 1-13.
42. Cheng, E., & Sun, X. (2006). Effects of wood-surface roughness, adhesive viscosity and processing pressure on adhesion strength of protein adhesive, *Journal of adhesion science and technology*, 20(9): 997-1017.
<https://doi.org/10.1163/156856106777657779>
43. Chue, CH ve Liu, TJC (1995). The effects of laminated composite patch with different stacking sequences on bonded repair, *Composites engineering*, 5(2): 223-30. [https://doi.org/10.1016/0961-9526\(95\)90715-N](https://doi.org/10.1016/0961-9526(95)90715-N)
44. Chung, D. (2017). Processing-structure-property relationships of continuous carbon fiber polymer-matrix composites, *Materials Science and Engineering: R: Reports*, 1131-29. <https://doi.org/10.1016/j.msar.2017.01.002>

45. Ciliberti, D., Della Vecchia, P., Nicolosi, F. ve De Marco, A. (2017). Aircraft directional stability and vertical tail design: A review of semi-empirical methods, *Progress in Aerospace Sciences*, 95,140-172.
<https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.11.001>
46. Czaderski, C., Martinelli, E., Michels, J., & Motavalli, M. (2012). Effect of curing conditions on strength development in an epoxy resin for structural strengthening, *Composites Part B: Engineering*, 43(2): 398-410.
<https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2011.07.006>
47. Daban, Y. (2016). "*Kompozit plakalarda farklı tabaka sayısı, farklı yapı ve istifleme sırasına bağlı optimum mekanik özelliklerin belirlenmesi*", (Yüksek Lisans Tezi), Balıkesir Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği A.B.D., Balıkesir.
48. Dağdelen, O. (2010). "*Hasarlı kompozit plaklarda onarım optimizasyonu*", (Yüksek Lisans Tezi), Dokuz Eylül Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği A.B.D., İzmir.
49. Dahmen, V., Redmann, A. J., Austermann, J., Quintanilla, A. L., Mecham, S. J., & Osswald, T. A. (2020). Fabrication of hybrid composite T-joints by co-curing with 3D printed dual cure epoxy. *Composites Part B: Engineering*, 183, 107728.
<https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2019.107728>
50. Das, T. K., Ghosh, P., & Das, N. C. (2019). Preparation, development, outcomes, and application versatility of carbon fiber-based polymer composites: a review, *Advanced Composites and Hybrid Materials*, 2214-33.
<https://doi.org/10.1007/s42114-018-0072-z>
51. Deo, R. B., Starnes Jr, J. H., & Holzwarth, R. C. (2001). "Low-cost composite materials and structures for aircraft applications." In *Proceedings of the RTO AVT Specialists' Meeting on "Low Cost Composite Structures*.
52. Di Bella, C., Duchi, S., O'Connell, C. D., Blanchard, R., Augustine, C., Yue, Z., ... & Choong, P. F. (2018). In situ handheld three-dimensional bioprinting for cartilage regeneration, *Journal of tissue engineering and regenerative medicine*, 12(3): 611-21. <https://doi.org/10.1002/term.2476>
53. Dodiuk, H., & Kenig, S. (1994). Low temperature curing epoxies for structural repair, *Progress in Polymer Science*, 19(3): 439-67.
[https://doi.org/10.1016/0079-6700\(94\)90002-7](https://doi.org/10.1016/0079-6700(94)90002-7)
54. Duboust, N., Ghadbeigi, H., Pinna, C., Ayvar-Soberanis, S., Collis, A., Scaife, R., & Kerrigan, K. (2017). An optical method for measuring surface roughness of machined carbon fibre-reinforced plastic composites, *Journal of Composite Materials*, 51(3): 289-302. <https://doi.org/10.1177/0021998316644849>
55. Duchi, S., Onofrillo, C., O'Connell, C. D., Blanchard, R., Augustine, C., Quigley, A. F.,& Choong, P. F. (2017). Handheld Co-Axial Bioprinting: Application to in situ surgical cartilage repair, *Sci Rep*, 7(1): 5837.
<https://www.nature.com/articles/s41598-017-05699-x.pdf>
56. Duratek®/DTE1000. (2017). DTE1000 DTS1100 Epoksi Resin, <https://company.metstrade.com>, (Erişim 10.09.2024).
57. Durmuş, F. (2006). "*Uçak gövdesinde meydana gelen hasarlar ve tamir edilen bir kompozit yapının mekanik deneyleri*", (Yüksek Lisans Tezi), Afyon Kocatepe Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Eğitimi A.B.D., Afyon.
58. El Messiry, M. (2013). Theoretical analysis of natural fiber volume fraction of reinforced composites, *Alexandria Engineering Journal*, 52(3): 301-06.
<https://doi.org/10.1016/j.aej.2013.01.006>

59. Erbay, K. (2009). "Silah gövdeleri için polimer esaslı kompozit malzeme üretimi ve özelliklerinin incelenmesi", (Yüksek Lisans Tezi), Karadeniz Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği A.B.D., Trabzon.
60. Eren, A. (2020). "Otomotiv sanayisi için periyodik hücresel hibrit malzemelerin tasarımı, üretimi ile mekanik ve titreşim özelliklerinin belirlenmesi", (Yüksek Lisans Tezi), Pamukkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Otomotiv Mühendisliği A.B.D., Denizli.
61. Fernandes, G., & Maldonado, V. (2024). The US Air Force Next-Generation Air-Refueling System: A Resurgence of the Blended Wing Body?, *Aerospace*, 11(6): 494. <https://doi.org/10.3390/aerospace11060494>
62. Fibermax. (2024). Advanced composite materials, <https://www.fibermax.eu/>, (Erişim 23.12.2024).
63. Gad, M. M., Rahoma, A., Abualsaud, R., Al-Thobity, A. M., & Fouda, S. M. (2019). Effect of repair gap width on the strength of denture repair: an in vitro comparative study, *Journal of Prosthodontics*, 28(6): 684-691. <https://doi.org/10.1111/jopr.13091>
64. Gad, M. M., Rahoma, A., Khan, Z. A., Al-Thobity, A. M., Abualsaud, R., Alkaltham, N., ... & Al-Harbi, F. A. (2022). Closed repair technique: innovative surface design for polymethylmethacrylate denture base repair, *Journal of Prosthodontics*, 31(3): 257-65. <https://doi.org/10.1111/jopr.13412>
65. Gama, B. A., Cichanowski, C., & Gillespie, J. W. (2003). "Static and dynamic axial compression of scarf repaired thick section composite laminates." In *International Sampe Symposium and Exhibition*, 814-25. SAMPE; 1999.
66. Goto, K., Imai, K., Arai, M., & Ishikawa, T. (2019). Shear and tensile joint strengths of carbon fiber-reinforced thermoplastics using ultrasonic welding, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 116, 126-137. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2018.10.032>
67. Güldü, İ., Dağhan, B., Kaya, S. (2003). An investigation of stress concentration in filleted GRP composite plates, *Dokuz Eylül University Faculty of Engineering Journal of Science and Engineering*, 5(2): 27-35.
68. Halpin, J. P., Pandolfini, P. P., Biermann, P. J., Kistenmacher, T. J., Hunter, L. W., O'Connor, J. S., & Jablonski, D. G. (1997). F/A-18 E/F Program Independent Analysis, *Johns Hopkins APL technical digest*, 18(1): 33.
69. Han, Y. L., Hu, J., Genin, G. M., Lu, T. J., & Xu, F. (2014). BioPen: direct writing of functional materials at the point of care. *Scientific reports*, 4(1), 4872. <https://doi.org/10.1038/srep04872>
70. Hu, F. Z., & Soutis, C. (2000). Strength prediction of patch-repaired CFRP laminates loaded in compression, *Composites Science and Technology*, 60(7): 1103-14. [https://doi.org/10.1016/S0266-3538\(00\)00011-7](https://doi.org/10.1016/S0266-3538(00)00011-7)
71. Huda, M. S., Drzal, L. T., Mohanty, A. K., & Misra, M. (2008). Effect of chemical modifications of the pineapple leaf fiber surfaces on the interfacial and mechanical properties of laminated biocomposites, *Composite Interfaces*, 15(2-3): 169-91. <https://doi.org/10.1163/156855408783810920>
72. Islam, M. S., Pickering, K. L., & Foreman, N. J. (2009). Curing kinetics and effects of fibre surface treatment and curing parameters on the interfacial and tensile properties of hemp/epoxy composites, *Journal of adhesion science and technology*, 23(16): 2085-107. <https://doi.org/10.1163/016942409X12526743387962>

73. Kalanchiam, M., & Chinnasamy, M. (2012). Advantages of composite materials in aircraft structures, *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, 6(11): 2428-32.
74. Karci, A. (2009). "Uçak yapısal parçalarında kullanılan karbon/epoksi kompozit malzemelerin yorulma davranışı", (Doktora Tezi), Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Sivil Havacılık A.B.D., Eskişehir.
75. Katnam, K. B., Da Silva, L. F. M., & Young, T. M. (2013). Bonded repair of composite aircraft structures: A review of scientific challenges and opportunities, *Progress in Aerospace Sciences*, 6126-42.
<https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2013.03.003>
76. Kaw, A.K. (2005). *Mechanics of composite materials* (CRC press).
77. Kepir, Y., Günöz, A., & Kara, M. (2022). Repairing of damaged composite materials and self-healing composites. *Turkish journal of engineering*, 6(2), 149-155. <https://doi.org/10.31127/tuje.866955>
78. Keskin, G., Durmuş, S., Karakaya, M., Teoman, A., & Kuşhan, M. C. (2019). Motorsuz Uçuş Prensibi: Planör, *Mühendis ve Makina*, 60(695): 165-77.
<https://dergipark.org.tr/tr/pub/muhendismakina/issue/48382/612560>
79. Khafagy, K. H., Datta, S., Stoumbos, T. G., Inoyama, D., & Chattopadhyay, A. (2022). "Experimental characterization and testing of adhesive bonding for space structure applications." In *AIAA SCITECH 2022 Forum*, 0800.
<https://doi.org/10.2514/6.2022-0800>
80. Kim, H. J., Kim, H. S., Lee, G. Y., Kim, M. S., Min, S. H., Keller, R., ... & Ahn, S. H. (2019). Three-dimensional carbon fiber composite printer for CFRP repair. *Composites Part B: Engineering*, 174, 106945.
<https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2019.106945>
81. Kim S, Ha J, Yoon S & Kim M (2020). A study on mechanical properties after bonded repair of sandwich composite materials, *Modern Physics Letters B*, 34(07n09): 2040033. <https://doi.org/10.1142/S0217984920400333>
82. Klint M. (2022). *Duct Tape On The Wing Of A 787?* <https://liveandletsfly.com/airplane-speed-tape/> (Erişim 23.10.2023)
83. Kovan, V. (2002). "Plastik malzeme türleri ve bunların fiziksel özelliklerinin belirlenmesi için kullanılan deney ve yöntemler", (Yüksek Lisans Tezi), Pamukkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği ABD, Denizli.
84. Köksal, D. (2020). "Tekil yapıştırılmış termoplastik kompozitlerin mekanik özelliklerinin incelenmesi", (Yüksek Lisans Tezi) Dokuz Eylül Üniversitesi
85. Lascano, D., Quiles-Carrillo, L., Torres-Giner, S., Boronat, T., & Montanes, N. (2019). Optimization of the curing and post-curing conditions for the manufacturing of partially bio-based epoxy resins with improved toughness. *Polymers*, 11(8), 1354. <https://doi.org/10.3390/polym11081354>
86. Li, C., Zhao, Q., Yuan, J., Hou, Y., & Tie, Y. (2019). Simulation and experiment on the effect of patch shape on adhesive repair of composite structures, *Journal of Composite Materials*, 53(28-30): 4125-35.
<https://doi.org/10.1177/0021998319853033>
87. Loctite®/EA9309.3NA. (2023). EA 9309.3NA AERO Epoxy Paste Adhesive (known as Hysol EA 9309.3NA), <https://www.heatcon.com>, (Erişim 24.11.2023).
88. Luo, X., Liu, X. F., Ding, X. M., Chen, L., Chen, S. C., & Wang, Y. Z. (2021). Effects of curing temperature on the structure and properties of epoxy resin-poly (ϵ -caprolactam) blends. *Polymer*, 228, 123940.
<https://doi.org/10.1016/j.polymer.2021.123940>

89. Mahmood, A. (2023). Review of composite structures in aeronautic applications, Part 3, *National Institute of Sciences, Master Course in Advanced Structural Analysis and Design using Composite Materials*.
90. Malhan, RK, Shembekar, AV, Kabir, AM, Bhatt, PM, Shah, B., Zanio, S., ... & Gupta, SK (2021). Automated planning for robotic layup of composite prepreg, *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 67,102020.
<https://doi.org/10.1016/j.rcim.2020.102020>
91. Mallick, P. (2007). "Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design." In.: CRC Press.
92. Mallick, P. (2017). *Processing of polymer matrix composites* (CRC Press).
93. Mallick, P.K. (1997). *Composites engineering handbook* (CRC Press: New York).
94. Marioli-Riga, Z., Xenos, D., & Vrettos, C. (2004). A standard analysis methodology for the stress analysis of repaired aircraft structures with the method of composite patch repair. *Applied Composite Materials*, 11, 191-203.
<https://doi.org/10.1023/B:ACMA.0000035426.85626.01>
95. Marsh, G. (2013). Training composite aircraft repairers, *Reinforced Plastics*, 57(6): 30-34. [https://doi.org/10.1016/S0034-3617\(13\)70187-5](https://doi.org/10.1016/S0034-3617(13)70187-5)
96. Matsuzaki, R., Ueda, M., Namiki, M., Jeong, T. K., Asahara, H., Horiguchi, K., & Hirano, Y. (2016). Three-dimensional printing of continuous-fiber composites by in-nozzle impregnation, *Sci Rep*, 623058. <https://doi.org/10.1038/srep23058>
97. Mazumdar, S. (2001). *Composites manufacturing: materials, product, and process engineering* (CRC press).
98. Michel, M., & Ferrier, E. (2020). Effect of curing temperature conditions on glass transition temperature values of epoxy polymer used for wet lay-up applications, *Construction and Building Materials*, 231117206.
<https://doi.org/10.1016/j.conbuildmat.2019.117206>
99. Ming, Y., Duan, Y., Wang, B., Xiao, H., & Zhang, X. (2019). A Novel Route to Fabricate High-Performance 3D Printed Continuous Fiber-Reinforced Thermosetting Polymer Composites, *Materials (Basel)*, 12(9).
<https://doi.org/10.3390/ma12091369>
100. Mphahlele, K., Ray, S. S., & Kolesnikov, A. (2017). Self-healing polymeric composite material design, failure analysis and future outlook: a review, *Polymers*, 9(10): 535. <https://doi.org/10.3390/polym9100535>
101. Mravljak, M., & Šernek, M. (2011). The influence of curing temperature on rheological properties of epoxy adhesives, *Drvna industrija*, 62(1): 19-25.
<https://doi.org/10.5552/drind.2011.1042>
102. Nakouzi, S., Pancrace, J., Schmidt, F., Le Maout, Y., & Berthet, F. (2011). Simulations of an infrared composite curing process, *Advanced Engineering Materials*, 13(7): 604-08. <https://doi.org/10.1002/adem.201000344>
103. Nardin, M., & Ward, I. M. (1987). Influence of surface treatment on adhesion of polyethylene fibres, *Materials Science and Technology*, 3(10): 814-26.
<https://doi.org/10.1179/mst.1987.3.10.814>
104. Naresh, K., Alia, R. A., Cantwell, W. J., Umer, R., & Khan, K. A. (2023). Influence of face sheet thickness on flexural strength characteristics of carbon/epoxy/Nomex honeycomb sandwich panels, *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 25(5): 537-554.
<https://doi.org/10.1177/10996362231159925>

105. O'Connell, C.D., Di Bella, C., Thompson, F., Augustine, C., Beirne, S., Cornock, R., ... & Wallace, G. G. (2016). Development of the Biopen: a handheld device for surgical printing of adipose stem cells at a chondral wound site, *Biofabrication*, 8(1): 015019. <https://doi.org/10.1088/1758-5090/8/1/015019>
106. Odagırı, N., Shirasu, K., Kawagoe, Y., & Okabe, T. (2021). Cure path dependency in crosslinked structure of DGEBA/DICY/DCMU thermosetting resin, *Materials System*, 38,21-30. https://doi.org/10.34401/materialssystem.38.0_21
107. Özel, D., & Temiz, A.Ş. (2018). "Havacılık dünyasından termoplastik kompozitlere genel bir bakış." In *VII. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı (UHUK-2018)*. Samsun. <https://www.researchgate.net/publication/338502902>
108. Pang, J. W., & Bond, I. P. (2005) A hollow fibre reinforced polymer composite encompassing self-healing and enhanced damage visibility, *Composites Science and Technology*, 65(11-12): 1791-99. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2005.03.008>
109. Papa, I., Langella, A., & Ricciardi, M. R. (2024). Investigation of Injection Repair Technique for Non-Visible Damages in Automotive Composites, *Journal of Composites Science*, 8(9): 362. <https://doi.org/10.3390/jcs8090362>
110. Paul, D., Kelly, L., Venkayya, V., & Hess, T. (2002). Evolution of US military aircraft structures technology, *Journal of aircraft*, 39(1): 18-29. <https://doi.org/10.2514/2.2920>
111. Paz, E., Narbon, J. J., Abenojar, J., Cledera, M., & Del Real, J. C. (2016). Influence of acrylic adhesive viscosity and surface roughness on the properties of adhesive joint, *The Journal of adhesion*, 92(11): 877-891. <https://doi.org/10.1080/00218464.2015.1051221>
112. Pehlivanoglu, Y.V. (2005). Havacılıkta kullanılan petek yapılar, *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, 2(2): 37-41.
113. Petrie, E.M. (2000). *Handbook of Adhesives and Sealants*. McGraw-Hill, New York, USA.
114. Pilkey, W. D., Pilkey, D. F., & Bi, Z. (2020). *Peterson's stress concentration factors* (John Wiley & Sons).
115. Plascore.(2024).Honeycomb Core Materials, <https://www.plascore.com/honeycomb/honeycomb-cores/>, (Erişim 29.12.2024).
116. Pogany, G. (1969). The β -relaxation in epoxy resins; the temperature and time-dependence of cure, *Journal of Materials Science*, 4405-09. <https://doi.org/10.1007/BF00549705>
117. Polisan®. (2023). Polisan solventsiz, çift komponentli, reaksiyon kurumalı epoksi <https://tdsapp.polisankansai.com/en/pdf/view/658fbfcd25f2f50010ab7a4b/tr/webpage>, (Erişim 02.02.2024).
118. Poliya®. (1983). Kalıp Ayırıcı Vakslar (Polivaks SV-6), <https://poliya.com/tr/kalip-ayirici-vakslar/>, (Erişim 04.11.2023).
119. Price, R. B., Whalen, J. M., Price, T. B., Felix, C. M., & Fahey, J. (2011). The effect of specimen temperature on the polymerization of a resin-composite, *Dental Materials*, 27(10): 983-89. <https://doi.org/10.1016/j.dental.2011.06.004>
120. Psarras S, Loutas T, Galanopoulos G, Karamadoukis G, Sotiriadis G & Kostopoulos V (2020). Evaluating experimentally and numerically different scarf-repair methodologies of composite structures, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 97102495. <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2019.102495>

121. Q1_Aviation_Ltd. (2024). Q1 Aviation - Composite Repair Video, <https://www.youtube.com/watch?v=qqVwszm4Eq8>, (Erişim 12.01.2025).
122. Renart, J., Costa, J., Sarrado, C., Budhe, S., Turon, A., & Rodríguez-Bellido, A. (2015). 'Mode I fatigue behaviour and fracture of adhesively-bonded fibre-reinforced polymer (FRP) composite joints for structural repairs.' in, *Fatigue and Fracture of Adhesively-Bonded Composite Joints* (pp. 121-147). Woodhead Publishing. <https://doi.org/10.1016/B978-0-85709-806-1.00005-7>
123. Rimašauskas, M., Kuncius, T., & Rimašauskienė, R. (2019). Processing of carbon fiber for 3D printed continuous composite structures, *Materials and Manufacturing Processes*, 34(13): 1528-1536. <https://doi.org/10.1080/10426914.2019.1655152>
124. Roy, A.K., & Karthik, V. (2024). A Critical Review Of Composite Materials And Stealth Technology In Modern Aerospace Engineering. <https://doi.org/10.29322/IJSRP.14.03.2024.p14720>
125. Sakin, R. (2017). Effects of glass-mat on mechanical anisotropy in bidirectional e-glass woven roving reinforced composite sheets produced by RTM method, *Pamukkale University Journal of Engineering Sciences*, 23(8): 967-73. <https://doi.org/10.5505/pajes.2017.55631>
126. Sakin, R. (2021). Layup design optimization for e-glass woven roving fabric reinforced polyester composite laminates produced by VARTM, *Fibers and Polymers*, 22(2): 509-27. <https://doi.org/10.1007/s12221-021-0087-x>
127. Sakin, R. (2024a). "Introducing of a desktop prototype to production of thermoplastic composite rope, and investigation of tensile properties of TPU coated glass fiber ropes." In *18th International İstanbul Scientific Research Congress on Life, Engineering, Architecture, and Mathematical Sciences, August 19-21*, edited by Neslihan Doğan Sağlamtimur ve Raul D.S.G. Campilho. İstanbul, Türkiye: BZT Turan Publishing House.
128. Sakin, R. (2024b). Kompozit levhaların mekanik özelliklerindeki değişkenliği üzerinde üretim prosesi ve malzeme parametrelerinin etkisinin incelenmesi, *Balıkesir Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi*, 26(2): 441-54. <https://doi.org/10.25092/baunfbed.1461630>
129. Sakin, R. (2024c). "Reasons for variable thickness in the fabrication of composite plates and their effect on flexural properties." In *5th International Engineering Research Symposium (INERS'24), 07-09 March 2024*, edited by Enver Küçükkülahlı Ali Etem Gürel, Alper Ergün 492-99. Düzce, Türkiye: Düzce University.
130. Savov, V., Valchev, I., Antov, P., Yordanov, I., & Popski, Z. (2022) Effect of the adhesive system on the properties of fiberboard panels bonded with hydrolysis lignin and phenol-formaldehyde resin, *Polymers*, 14(9): 1768. <https://doi.org/10.3390/polym14091768>
131. Shams, A. T., Papon, E. A., Shinde, P. S., Bara, J., & Haque, A. (2024). Degree of Cure, Microstructures, and Properties of Carbon/Epoxy Composites Processed via Frontal Polymerization, *Polymers*, 16(11): 1493. <https://doi.org/10.3390/polym16111493>
132. Shams, S. S., & El-Hajjar, R. F. (2013a). Effects of scratch damage on progressive failure of laminated carbon fiber/epoxy composites, *International Journal of Mechanical Sciences*, 67,70-77. <https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2012.12.008>

133. Shams, S. S., & El-Hajjar, R. F. (2013b). Overlay patch repair of scratch damage in carbon fiber/epoxy laminated composites, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 49,148-156.
<https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2013.03.005>
134. Shams, S. S., & El-Hajjar, R. F. (2015). Repair: Adhesive Repair for Surface Gouges and Cracks in Continuous Carbon Fiber/Epoxy Laminated Composites, *Joining Composites with Adhesives: Theory and Applications*173.
135. Siberian_Times. (2018). Horrific damage to Polar Airlines plane after it flew through thunderstorm, (Erişim 18.05.2023).
136. Singh, K. K., & Shrivastava, R. (2023). Influence of fiber orientation on thermo-mechanical response of symmetric glass/epoxy composite, *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 45(6): 288.
<https://doi.org/10.1007/s40430-023-04228-4>
137. Song, W., Zhu, M., Lin, W. & Zhang, S. (2018). Determining optimum material mixture ratio and hot-pressing parameters for new hybrid fiber-reinforced composites: Modeling and optimization by response surface methodology, *BioResources*, 13(2): 4202-4223.
138. Sreejith, M. & Rajeev, RS (2021). 'Fiber reinforced composites for aerospace and sports applications.' in, *Fiber Reinforced Composites* (Elsevier).
<https://doi.org/10.1016/B978-0-12-821090-1.00023-5>
139. Steiner, B. M., Peltier, J. R., Janny, S. J., & Cerovsky, B. A. (2023). Composite Repair Engineering Case Studies for US Army Aerostructures.
<file:///C:/Users/PC/Downloads/AD1208761.pdf>
140. Suzuki, K., Miyano, Y., & Kunio, T. (1977). Change of viscoelastic properties of epoxy resin in the curing process, *Journal of Applied Polymer Science*, 21(12): 3367-3379. <https://doi.org/10.1002/app.1977.070211215>
141. Şahin, A., Çinici, H., & Mermer, E. (2023). Bor Elyaf Takviyeli Polimer Kompozit Malzemelerin Termal Özelliklerine Nano Bor İlavesinin Etkileri, *International Journal of Engineering Research and Development*, 15(1): 82-90.
<https://doi.org/10.29137/umagd.1133717>
142. Şişecam. (2024a). Cam Elyaf (Kırpma, Çok Uçlu Fitol),
[https://www.sisecam.com.tr/tr/faaliyet-alanlarimiz/cam-elyaf,\(23.12.2024\).](https://www.sisecam.com.tr/tr/faaliyet-alanlarimiz/cam-elyaf,(23.12.2024))
143. Şişecam. (2024b). Şişecam Tek Uçlu Fitol,
<https://www.sisecam.com.tr/sites/catalogs/tr/Documents/buss-seg/Cam-Elyaf/tek-uclu-fitol/sisecam-WR6.pdf>, (Erişim 13.01.2025).
144. Şişman, A., & Ramazanoğlu, M. (2023). The Effect of Patching Properties on Tensile Stress Behaviours in The Repair of Composite Plates, *Journal of Science, Technology and Engineering Research*, 4(1): 1-8.
<https://doi.org/10.53525/jster.1200014>
145. Talın, A. O. (2020). *Kompozit Malzemelerde Onarım Metodları*.
<https://malzemebilimi.net/kompozit-malzemelerde-onarim-metodlari.html>
(Erişim 06.10.2023)
146. Tan, S.C. (2017). *Stress concentrations in laminated composites* (Routledge). New York ,1994. <https://doi.org/10.1201/9780203738153>
147. Tao, W., X. Su, H. Wang, Z. Zhang, H. Li, J. Chen. (2019). Influence mechanism of welding time and energy director to the thermoplastic composite joints by ultrasonic welding, *Journal of Manufacturing Processes*, 37196-202.
148. TCA_Aviation. (2023). Twin Cities Aviation – Composite Repair, (Erişim 21.10.2023).

149. The_Times_of_India. (2012). SpiceJet aircraft wing hits a pole, damaged during push back, (Erişim 10.10.2023).
150. TS-EN-59, (1996). Cam elyaf takviyeli plastikler-Barcol sertlik cihazıyla sertlik tayini standardı.
151. TS-EN-ISO-527-4, (2007). Determination of tensile properties – Part 4: Test conditions for isotropic and orthotropic fibre-reinforced plastic composites, Turkish Standards Institute, Bakanlıklar, Ankara, Turkey.
152. TSK. (2024). İpek Projesi, Havacılıkta kullanılan karbon elyaf takviyeli termoset reçineli prepreg geliştirilmesi projesi, <https://tskgv.org.tr/savunmasanayiigundem/ipek-projesi>, (Erişim 23.12.2024).
153. Ueda, M., Nakayama, D., Katsuta, N., & Okoshi, M. (2023). High-throughput 3D printing of continuous carbon fiber–reinforced Polyamide 6/Maleic Anhydride-modified Polypropylene/polypropylene composite by a multifilament feeder, *Composites and Advanced Materials*, 32,26349833231158395. <https://doi.org/10.1177/26349833231158395>
154. UnnBörsson, R., M. Jonsson, T. Runarsson. (2004). NDT methods for evaluating carbon fiber composites, *Proceedings of the Composites Testing and Model Identification* 21-23.
155. Ursache, Ș., Cerbu, C., & Hadăr, A. (2023). Characteristics of Carbon and Kevlar Fibres, Their Composites and Structural Applications in Civil Engineering—A Review, *Polymers*, 16(1): 127.
156. USA_Department_of_Army. (1992). "Technical Manual, Aviation Unit Maintenance (AVUM) and Aviation Intermediate Maintenance (AVIM) Manual for General Aircraft Maintenance (Sheet Metal Shop Practices), Vol. 10." In.: Headquarters, Department of the Army.
157. USA_Department_of_Army. (2013). "General Aircraft Maintenance, Advanced Composite Material General Maintenance and Practices (TM 1-1500-204-23-11), Vol. 11." In.: Headquarters, Department of the Army.
158. Villegas, I. F., & van Moorlehem, R. (2018). Ultrasonic welding of carbon/epoxy and carbon/PEEK composites through a PEI thermoplastic coupling layer, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 109,75-83. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2018.02.022>
159. Wang, W., Fu, Q., Sun, J., Zhang, P., & Hu, D. (2022). The mechanical and repair behavior of damaged carbon/carbon composites, *Ceramics International*, 48(16): 22759-22766. <https://doi.org/10.1016/j.ceramint.2022.04.076>
160. Xu, H., Tong, X., Zhang, Y., Li, Q., & Lu, W. (2016). Mechanical and electrical properties of laminated composites containing continuous carbon nanotube film interleaves, *Composites Science and Technology*, 127,113-118. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2016.02.032>
161. Yang, N., Tao, J., Fu, S., Yang, B., Wang, H., Guo, W., ... & Zhang, L. (2021). Research on the deflection of metal bar with V-shaped notch in low-stress cropping process, *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 114,103017. <https://doi.org/10.1016/j.tafmec.2021.103017>
162. Yasa, E., & Ersoy, K. (2018). Additive manufacturing of polymer matrix composites, *Aircr. Technol*, 7,147-169. <https://dx.doi.org/10.5772/intechopen.75628>
163. Yeter, E., Sever, M. S., Göv, İ., & Doğru, M. H. (2024). Experimental study on the damage characteristics of the stepped repaired fiber reinforced composites, *Mechanics Based Design of Structures and Machines*, 52(9): 6660-6674. <https://doi.org/10.1080/15397734.2023.2284805>

164. Yiğit, A. (2010). "Petek yapılı sandviç yapıların dinamik özelliklerinin incelenmesi", (Yüksek Lisans Tezi), Atatürk Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği A.B.D., Erzurum.
165. Yıldız, A. (2018). "Kompozit ve metal yamalarla tamir edilmiş çentikli metal plakaların düşük hızlı darbe davranışlarına yama özelliklerinin etkisi", (Yüksek Lisans Tezi), Kayseri Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği A.B.D., Kayseri.
166. Yılmaz, U., & Evci, C. (2015). Havacılık ve savunma sektöründe kompozit malzemelerin geleceği, *Savunma Bilimleri Dergisi*, 14(2): 77-109.
https://kho.msu.edu.tr/akademik/enstitui/Alp_SAVBEN_dergi/142/3.pdf
167. Yousefpour, A., Hojjati, M., & Immarigeon, J. P. (2004). Fusion Bonding/Welding of Thermoplastic Composites, *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 17(4): 303-341. <https://doi.org/10.1177/0892705704045187>
168. Zhang, H., Liu, D., Huang, T., Hu, Q., & Lammer, H. (2020). Three-dimensional printing of continuous flax fiber-reinforced thermoplastic composites by five-axis machine, *Materials*, 13(7): 1678. 78; <https://doi.org/10.3390/ma13071678>
169. Zhang, L., Wang, X., Pei, J., & Zhou, Y. (2020). Review of automated fibre placement and its prospects for advanced composites, *Journal of Materials Science*, 55(17): 7121-7155. <https://doi.org/10.1007/s10853-019-04090-7>
170. Zhang, Q., Yang, X., Li, P., Huang, G., Feng, S., Shen, C., ... & Lu, T. J. (2015). Bioinspired engineering of honeycomb structure—Using nature to inspire human innovation, *Progress in Materials Science*, 74, 332-400.
<https://doi.org/10.1016/j.pmatsci.2015.05.001>