



**KOMPOZİT GÖVDELİ HAVA ARAÇLARINA
DÜŞÜK HIZLI TAKIM ÇARPMA SININ
PERFORMANSA ETKİSİ
Yüksek Lisans Tezi**

Deniz Buğra OĞUZ

Eskişehir 2025

**KOMPOZİT GÖVDELİ HAVA ARAÇLARINA DÜŞÜK HIZLI TAKIM
ÇARPMASININ PERFORMANSA ETKİSİ**

Deniz Buğra OĞUZ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Erdem ÖZYURT**

**Eskişehir
Eskişehir Teknik Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Kasım 2025**

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Deniz Buğra OĞUZ'un "KOMPOZİT GÖVDELİ HAVA ARAÇLARINA DÜŞÜK HIZLI TAKIM ÇARPMASININ PERFORMANSA ETKİSİ" başlıklı tezi 25/11/2025 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği'nin ilgili maddeleri uyarınca, Makine Mühendisliği Anabilim dalında Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Unvan Adı Soyadı

İmza

Üye (Tez Danışmanı) : Dr. Öğr. Üyesi Erdem ÖZYURT

Üye : Prof. Dr. Mustafa ULUTAN

Üye : Doç. Dr. Fatih TURAN

Prof. Dr. Harun BÖCÜK

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

DANIşMAN ONAYI

Danişmanlığını yürüttüğüm Yüksek Lisans ğrencisi Deniz Buğra OğUZ, “KOMPOZİT GÖVDELİ HAVA ARAÇLARINA DüşüK HIZLI TAKIM ÇARPMASININ PERFORMANSA ETKİSİ” başlıklı tez çalışmasını tamamlamıştır. Hazırlamış olduğu tez tarafımda incelenmiş ve öğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun görülmüştür.

Tez Danişmanı
Dr. Öğr. Erdem ÖZYURT

ÖZET

KOMPOZİT GÖVDELİ HAVA ARAÇLARINA DÜŞÜK HIZLI TAKIM ÇARPMASININ PERFORMANSA ETKİSİ

Deniz Buğra OĞUZ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Kasım 2025

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Erdem ÖZYURT

Bu çalışmada, hava araçlarının günlük bakım faaliyetleri sırasında önemsiz görünen elden takım ve el aleti düşmesi gibi düşük çarpma hızlı (1–10 hakkında bir araştırma sunulmaktadır. Hava araçlarının bakımı sırasında sıklıkla m/s) kazaların etkileri karşılaşılan ağırlık düşürme kazalarının etkileri kompozit yüzeylerde matris ayrılmaları, delaminasyon oluşumu, penetrasyon ve daha yüksek enerjili çarpmalarda ise perforasyon gibi sorunlara yol açabilmektedir. Kompozit yüzeylere, cisim düşmesi sonucu oluşabilecek etkinin incelenmesi amacıyla 10 adet her biri 2 mm kalınlıkta 200 x 150 mm ölçülerindeki kompozit test numunelerine 25,4 mm çapındaki 3133 gram ağırlığındaki yuvarlak şekilli metal cisim ağırlık düşürme test makinesi üzerinden sırası ile 162 mm, 325 mm, 605 mm, 813 mm ve 1626 mm yükseklikten ön hız olmadan bırakılmıştır.

Testler sonucunda hiçbir enerji seviyesinde perforasyon oluşmadığı tespit edilmiştir. Enerji seviyesi ile artan miktarda hasar oluşumu ultrason, tap muayenesi ve deplasman çukuru oluşum miktarı ile ortaya konulmuştur.

Numunelere ilk test işleminden sonra spesifikasyonlara uygun olarak kompozit onarımı yapılmıştır. Onarılan numunelere uygulanan testler sonucunda malzemelerin hasar oluşum alanı azalmasına rağmen deplasman çukuru oluşum miktarının arttığı gözlemlenmiştir.

Anahtar Sözcükler: Lamine yapı, Kompozit, Darbe, Çarpma, Sayısal Modelleme

ABSTRACT

EFFECT OF LOW SPEED TOOL IMPACT ON THE PERFORMANCE OF THE COMPOSITE BODIED AIRCRAFTS

Deniz Buğra OĞUZ

Department of Mechanical Engineering

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, November 2025

Supervisor: Assistant Professor Erdem ÖZYURT

This study searches and reports an investigation about low-impact effects (1-10 m/s) of accidents, such as hand tool dropping, which may be seem insignificant during daily aircraft maintenance activities. Weight-dropping accidents, which are frequently encountered during aircraft maintenance, could occur problems such as matrix separation, delamination, penetration and perforation on composite surfaces considered as in higher-energy impacts. Related test environment has been set up to examine the effects of dropping objects (at low impact speeds) on composite surfaces, in order to analyze effect 10 pieces, each 2 mm thickness of composite test samples were consecutively dropped a 3133 grams of round shaped metal object which is 25,4 mm diameter per each. Without any pre-velocity samples were dropped down at heights of 162 mm, 325 mm, 605mm, 813 mm and 1626 mm.

After tests there has been observed no perforation detected at any energy level. Additionally, impact damages increasing with energy levels have been revealed out by help of ultrasonic, tap inspections and amount of displacement dent occurrences.

After first impact test, composite repair has been performed in accordance with specifications. As a result of tests applied on repaired samples, amount of displacement dent has been observed even defect on material has been limited.

Keywords: Laminated structure, Composite, Impact, Crash, Numerical Modeling

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tez çalışmam süresince beni yönlendiren, değerli bilgilerini, sabrını ve yardımlarını esirgemeyen tez danışmanım, saygıdeğer hocam Dr. Öğr. Üyesi Erdem ÖZYURT'a en içten teşekkürlerimi sunarım. Beraber gelişmekten ve mücadele etmekten zevk aldığım, tez çalışmam boyunca bana yardımlarını esirgemeyen TUSAŞ çalışanlarına, her zaman öğrenimim için beni teşvik eden annem ve babama, çalışmalarım süresince bana desteğini esirgemeyen ve özverili davranan arkadaşım Okan ÖZTÜRK'e teşekkür ederim.



ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

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

.....

(İmza)

Deniz Buğra OĞUZ

İÇİNDEKİLER

BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
DANIŞMAN ONAYI.....	iii
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR	vii
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	viii
İÇİNDEKİLER	viii
TABLolar DİZİNİ	x
ŞEKİLLER DİZİNİ	xi
GÖRSELLER DİZİNİ.....	xii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xv
1. GİRİŞ.....	1
2. KOMPOZİT YAPILAR.....	6
2.1. Havacılık Yapısalları İçin Tanım ve Sınıflandırma.....	6
2.2. Matris Tipine Göre Kompozitler.....	8
2.2.1. Polimer matrisli kompozitler	8
2.2.2. Metal matrisli kompozitler	9
2.2.3. Seramik matrisli kompozitler	9
2.3. Takviye Türlerine Göre Sınıflandırılma.....	10
2.3.1. Cam fiber takviyeli kompozitler (GFRP).....	10
2.3.2. Karbon fiber takviyeli kompozitler (CFRP).....	11
2.3.3. Aramid fiber takviyeli kompozitler (AFRP).....	11
2.3.4. Hibrid takviyeli kompozitler	11
2.4. Havacılıkta Kullanım Alanları	12
2.4.1. Sınıflandırma kriterleri	16
2.4.2. Birincil yapısal elemanlar	17
2.4.3. İkincil yapısal elemanlar.....	19

2.4.4. İkincil olmayan yapısal elemanlar	20
2.4.5. Sınıflandırmanın mühendislik sonuçları.....	22
2.4.6. Uluslararası standartlar	27
2.5. Muayene Yöntemleri.....	29
2.5.1. Tahribatsız muayene yöntemleri	29
2.5.1.1. Görsel muayene.....	33
2.5.1.2. Tıklama muayenesi (tap inspection)	34
2.5.1.3. Ultrasonik test (ultrasonic testing - ut)	34
2.5.1.4. İletim metodu (through transmission ultrasonic testing).....	35
2.5.2. Tahribatlı Muayene Yöntemleri	38
2.5.2.1. Darbe testi (impact test)	38
3. TEST VE DEĞERLENDİRME	40
3.1. Darbe Testi Öncesi ve Sonrası Hasar Miktarlarının İncelenmesi.....	65
4. SAYISAL MODELLEME.....	68
5. SONUÇ.....	73
KAYNAKÇA.....	75
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Tablo 2.1. Kompozit malzemelerin sınıflandırılması.....	6
Tablo 2.2. Kompozit ve metal malzemeler arasındaki farklılıklar.....	8
Tablo 2.3. Seramik matris kompozitler için tahribatsız test yöntemleri [30].....	25
Tablo 2.4. Metal matris kompozitler için tahribatsız test yöntemleri [30].....	25
Tablo 2.5. Polimer matris kompozitler için tahribatsız test yöntemleri [30].....	26
Tablo 2.6. Tahribatsız muayene yöntemleri avantajları ve dezavantajları [30]...	28
Tablo 2.7. Tahribatsız muayene ve hasar tipleri kıyaslama tablosu.....	33
Tablo 3.1. M91/IM7/34RC/UD/194/12K teknik özellikleri [34].....	42
Tablo 3.2. Ağırlık düşürme makinesi ayar parametreleri.....	44
Tablo 3.3. Birinci darbe testi sonrası numune verileri.....	50
Tablo 3.4. Birinci darbe testi sonrası ultrasonik nümerik boyutsal analizi.....	53
Tablo 3.5. EA 9396 Aero reçine kür koşullu yapışma dayanımı [35].....	56
Tablo 3.6. G0904 D 1070 TCT düz dokuma kuru karbon fiber (HYSOL EA 9396 yapıştırıcısı ile desteklenmiş, 1/3 ağırlık oranına sahip) [36].....	57
Tablo 3.7. İkinci darbe testi sonrası numune verileri.....	64
Tablo 3.8. İkinci darbe testi sonrası ultrasonik nümerik boyutsal analizi.....	65
Tablo 3.9. Numune üzerine uygulanan farklı Joule değerine bağlı deney bazlı debond alanı analizi.....	65
Tablo 3.10. Numune üzerine uygulanan farklı Joule değerine bağlı TTU ultrasonik test bazlı debond alanı analizi.....	66
Tablo 3.11. Farklı enerji seviyelerinde deney ve sayısal modelleme deplasman çukuru verilerinin kıyaslanması.....	72

ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 2.1. Kompozit malzeme tipleri.....	9
Şekil 2.2. Helikopter rotorları [21].....	14
Şekil 2.3. Gövde ana taşıyıcı paneller.....	18
Şekil 2.4. Kuyruk kirişleri ve bağlantıları.....	18
Şekil 2.5. Sabit kanat hava aracı parçalar.....	19
Şekil 2.6. Koltuk bağlantı panelleri, bagaj bölmesi kapakları.....	21
Şekil 2.7. Hava aracı yapısal parçaları [28].....	22
Şekil 2.8. Kompozit yapısal verimlilik [32].....	26
Şekil 2.9. Kompozit hasar nedenleri ve tipleri.....	32
Şekil 2.10. Darbe testi diyagramı.....	39
Şekil 3.1. Ultrasonik muayene sonuçları.....	53
Şekil 3.2. Ultrasonik muayene sonuçları (karartılmış).....	53
Şekil 3.3. Ultrasonik muayene sonuçları (ölçülendirilmiş).....	53
Şekil 3.4. TTU ultrasonik muayene taraması.....	60
Şekil 3.5. TTU ultrasonik muayene taraması.....	65
Şekil 3.6. Joule/deney bazlı delaminasyon alanı.....	66
Şekil 3.7. Ultrasonik test / ölçülen deplasman çukuru.....	67
Şekil 4.1. Sayısal modellemenin mesh yapısı.....	68
Şekil 4.2. 50 J yük altında sayısal modelleme.....	69
Şekil 4.3. 25 J yük altında sayısal modelleme.....	70
Şekil 4.4. 18 J yük altında sayısal modelleme.....	70
Şekil 4.5. 10 J yük altında sayısal modelleme.....	71
Şekil 4.6. 5 J yük altında sayısal modelleme.....	71

GÖRSELLER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Görsel 2.1. (a) Açılmamış cam fiber (b) dokuma cam fiber [17].....	10
Görsel 2.2. Karbon fiber epoksi ile güçlendirilmiş BMW M6 araç tavanı [18].....	11
Görsel 2.3. Kompozit koltuk tasarımı ve kalıp yarıları [19].....	12
Görsel 2.4. Uçak gövdeleri ve kanat panelleri [21].....	13
Görsel 2.5. İniş takımı elemanları [22].....	14
Görsel 2.6. F18A uçağında kompozit malzeme kullanımı.....	16
Görsel 2.7. Kanat ana kirişleri (sparlar) ve stingerler.....	18
Görsel 2.8. Uçak iç kabin paneli.....	20
Görsel 2.9. İkincil izolasyonlu yan duvar:	
a) arka taraftan görüntü b) kabin içi monteli yan duvar [27].....	21
Görsel 2.10. Farklı yük koşulları ve hasar senaryoları	
a) yapısal gövde üzerinde birincil yük koşulları	
b) yıldırım çarpması için hasar alanları c) darbe hasar alanları [29]....	24
Görsel 2.11. Tahribatsız muayene (ndt) yöntemleri.....	31
Görsel 2.12. Görsel muayene inceleme	34
Görsel 2.13. Görsel muayene kontrol.....	34
Görsel 2.14. Ultrasonik iletim metodu (through transmission).....	35
Görsel 2.15. Ultrasonik iletim metodu (through transmission) ile su jeti testi.....	36
Görsel 2.16. Pulse echo tarama muayenesi.....	37
Görsel 2.17. Pulse echo katman ayrılma analizi.....	37
Görsel 3.1. Ağırlık düşürme makinesi.....	41
Görsel 3.2. Ağırlık düşürme makinesi impektörü.....	41
Görsel 3.3. Ağırlık düşürme makinesine bağlanmış test numunesi.....	43
Görsel 3.4. Ağırlık düşürme makinesi potansiyometre.....	43
Görsel 3.5. 5J darbe testi uygulanmış numune 1-2.....	44

Görsel 3.6.	10J darbe testi uygulanmış numune 3-4.....	45
Görsel 3.7.	18J darbe testi uygulanmış numune 5-6.....	45
Görsel 3.8.	25J darbe testi uygulanmış numune 7-8.....	46
Görsel 3.9.	50J darbe testi uygulanmış numune 9-10.....	46
Görsel 3.10.	50J darbe testi uygulanmış numunede x eksenli hasar ölçümü.....	47
Görsel 3.11.	50J darbe testi uygulanmış numunede hasar derinlik ölçümü.....	48
Görsel 3.12.	50J darbe testi uygulanmış tap muayenesi.....	48
Görsel 3.13.	50J darbe testi sonrası delaminasyon kontrolü.....	49
Görsel 3.14.	TTU ultrasonik test muayene cihazı.....	51
Görsel 3.15.	TTU ultrasonik test numune yerleşimi.....	52
Görsel 3.16.	TTU ultrasonik cihaz test aşaması.....	52
Görsel 3.17.	Kompozit hasarlı bölge ayırma işlemleri.....	54
Görsel 3.18.	Kompozit hasarlı bölge katman oluşturma.....	54
Görsel 3.19.	Kompozit tamir işlemleri.....	55
Görsel 3.20.	Kompozit tamiri reçine uygulaması.....	55
Görsel 3.21.	Kompozit tamiri şablon hazırlama.....	56
Görsel 3.22.	Kompozit tamir işlemleri.....	57
Görsel 3.23.	Kompozit tamir işlemleri.....	58
Görsel 3.24.	Kompozit tamir işlemi sonrası vakumlama.....	58
Görsel 3.25.	Kompozit kurutma fırını.....	59
Görsel 3.26.	Kompozit tamiri sonrası TTU ultrasonik muayene.....	60
Görsel 3.27.	İkinci kez 5J darbe testi uygulanmış numune 1-2.....	61
Görsel 3.28.	İkinci kez 10J darbe testi uygulanmış numune 3-4.....	61
Görsel 3.29.	İkinci kez 18J darbe testi uygulanmış numune 5-6.....	62
Görsel 3.30.	İkinci kez 25J darbe testi uygulanmış numune 7-8.....	62
Görsel 3.31.	İkinci kez 50J darbe testi uygulanmış numune 9-10.....	63
Görsel 3.32.	İkinci darbe testi sonrası tap muayenesi.....	63

Görsel 3.33. İkinci darbe testi sonrası TTU ultrasonik muayene..... 64



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

J	: Joule
GFRP	: Cam Fiber Takviyeli Kompozitler
CFRP	: Karbon Fiber Takviyeli Kompozitler
AFRP	: Aramid Fiber Takviyeli Kompozitler
FRP	: Fiberle Güçlendirilmiş Polimer
NDT	: Tahribatsız Test
NDI	: Tahribatsız Muayene
PMC	: Polimer Matrisli Kompozitler
TTU	: Geçişli Ultrasonik Muayene
TUSAŞ	: Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.

1. GİRİŞ

Hava araçlarının günlük bakım faaliyetleri sırasında önemsiz görünen elden takım ve el aleti düşmesi gibi düşük çarpma hızlı (1–10 m/s) kazaların etkileri hakkında bir araştırma sunulmaktadır. Hava araçlarının bakımı sırasında sıklıkla karşılaşılan ağırlık düşürme kazalarının etkileri kompozit yüzeylerde matriks ayrılmaları, delaminasyon oluşumu, penetrasyon ve daha yüksek enerjili çarpmalarda ise perforasyon gibi sorunlara yol açabilmektedir.

Seyahat süresi avantajları sayesinde hava araçlarının kullanım sıklığı gün geçtikçe artış göstermektedir. Mevcut durumda günde 44,360 uçuş gerçekleştiği bildirilmektedir [1]. Kasarda, havalimanlarının, hava kargo taşımacılığının sağladığı hız ve güvenilirlikle dünya ticaretinin bağlantı noktaları olarak 21. Yüzyılda demiryolu ve deniz limanlarının yerine geçerek ticaretin merkezi olacağı öngörüsünde bulunmuştur [2]. Bu bağlamda, hava aracı olaylarının sıklığının azaltılması ve potansiyel kazaların önlenmesi, sektörün prestiji ve sürdürülebilirliği açısından kritik bir öneme sahiptir.

Bu çalışmada, kompozit yüzeylere, cisim düşmesi sonucu oluşabilecek etkinin incelenmesi amacıyla her biri 2 mm kalınlıkta 10 adet 200 x 150 mm ölçülerindeki test numunelerine 25,4 mm çapındaki 3133 gram ağırlığındaki yuvarlak şekilli metal cisim ağırlık düşürme test makinesi üzerinden sırası ile 162 mm, 325 mm, 605 mm, 813 mm ve 1626 mm yükseklikten ön hız olmadan bırakılmıştır. Oluşturulan kaza senaryoları, laboratuvar ortamında simüle edilerek elde edilen deneysel veriler ile sayısal modellemeler arasında bir doğrulama (validasyon) süreci yürütülmüş ve böylece güvenilir bir sayısal model oluşturulmuştur. Bu yaklaşımın temel amacı, yüksek maliyetli ve zaman alıcı deneysel çalışmaların önüne geçerek, istenen her senaryonun etkin ve esnek bir biçimde incelenebilmesine olanak sağlamaktır. Bu yönüyle, yürütülen araştırma, literatürdeki diğer çalışmalardan ayrılmakta ve alana önemli bir metodolojik katkı sunmaktadır.

Esendemir ve Caner [3] çalışmalarında; cam elyaf takviyeli epoksi kompozit plakaların darbeye karşı davranışına plaka kalınlığının etkisini incelemişlerdir. Yapılan deneysel çalışma sonucunda, darbe enerjisinin artması fiber kırılmalarına ve ayrılmalarına sebep olduğu ortaya koymuşlardır. Düşük darbe enerjisinde matris çatlağı ve delaminasyon ana hasar modları olduğu tespit etmişlerdir. Plaka kalınlığı arttıkça kompozit malzemenin darbe dayanımı arttığını gözlemlemişlerdir. 16 katmanlı kompozit numunelerin çökme değeri 8 katmanlı numunelere göre 20J darbe enerjisi için yaklaşık

% 25; 60J darbe enerjisi için ise % 14 daha düşük olduğunu gözlemlemişlerdir. Plaka kalınlığı arttıkça yük taşıma kapasitesinin arttığını ve çökme değerlerinin azaldığını ortaya koymuşlardır.

Karaca [4] çalışmasında; “40/40/20”, 50/40/10, 60/30/10 ve 25/50/25 oryantasyon yönlerinde tasarlanmış ve üretilmiş tek yönlü karbon epoksi tabakalı kompozit levhaların darbe davranışında, oryantasyon yüzdesinin, tabaka kalınlığının, enerji artışının ve sabit enerji altında vurucu ağırlığının etkilerini incelemiştir. Ayrıca tabakalı kompozit yapıların genel darbe davranışları incelenerek, geri sekme, nüfuziyet ve delip geçme darbe biçimleri irdelenmiştir.

Tek yönlü karbon tabakalı kompozit levhalarda hasar alanının belli bir darbe enerji seviyesinde bir eşik değerine ulaştığını ve bundan sonra hasarın yayılımı daha yüksek enerji seviyelerinde gerçekleşmediğini tespit etmişlerdir. Bunun yerine test numunesinin nüfuziyetine yol açan yüksek dereceli bölgeselleşmiş gerilmeler oluştuğunu gözlemlemişlerdir.

Tek yönlü karbon tabakalı kompozit malzemelerde darbe sonrası çöküntü derinliğinde (20 katmanlı numunelerde maksimum %26.3 seviyesine kadar) bir miktar azalma tespit edilmiştir.

20 katmanlı test numunelerinde 30 J’e kadar uygulanan darbe enerjisi sonucunda maksimum %43'lere, 29 katmanlı test numunelerinde 40J’e kadar uygulanan darbe enerjisi sonucunda %60'lara, 40 katmanlı test numunelerinde 60J’e kadar uygulanan darbe testleri sonucunda %69'lara varan burkulma dayanımlarında azalmalar gözlemlenmiştir. Bunlarla beraber en büyük temas kuvveti ve kritik temas kuvvetinin en kalın numunede olduğu gözlemlenmiştir. Temas süresi, toplam yer değiştirme ve maksimum yer değiştirme miktarının temas kuvvetinin tersine kalınlık azaldıkça arttığı, sıfırlanma süresinin ise numune kalınlığının arttıkça azaldığı tespit edilmiştir.

Oryantasyon yönü için yapılan karşılaştırmada, “25/50/25” oryantasyon yönlü numunenin en büyük maksimum ve kritik temas kuvvetine ve en küçük maksimum yer değiştirmeye ve temas kuvvetine sahip olduğunu tespit etmiştir.

Kösedağ ve Ekici [5] çalışmalarında; üretim yönetimine, matris ve takviye elemanı çeşidi, şekli ve boyutlarına göre olmak üzere farklı tipte kompozit malzemeleri incelemiştir, bu kapsamda partikül takviyeli metal matrisli kompozit malzemeler üzerinde çalışmışlardır.

Sabancı ve Karakuzu [6] çalışmalarında, gömülü delaminasyonun büyüklüğünü

ve konumunun lamine kompozite etkisini teorik olarak incelemişlerdir. Numuneler, vakum destekli reçine infüzyon kalıplama yöntemi (VARIM) ile hem delaminasyonlu hem de delaminasyonsuz olarak üretilmiştir. Gömülü delaminasyonlar sırayla 2., 4. ve 6. katmanlara farklı numunelerde ise 13 mm, 20 mm ve 26 mm boyutlarında yerleştirilmiştir. 5J, 10J, 20J, 30J, 40J ve 50J darbe deneyi enerjisi olarak seçilmiştir. Deneyler sonucunda, darbe davranışı üzerinde delaminasyonun konumunun, delaminasyonun boyutsal niteliğinden daha etkili olduğunu incelemişlerdir. Maksimum temas kuvvetinin ve deformasyonun, aynı enerji 5 seviyesi için de delaminasyonun boyutsal niteliğine bağlı olarak kayda değer ölçülerde değişmediğini açığa çıkarmışlardır.

Safri, Sultan, Yidris ve Mustapha [7] çalışmalarında, kompozit malzemeler üzerinde düşük hız ve yüksek hız darbe testi etkileri hakkında bir araştırma yapmışlardır. Laminatların malzeme ve kalınlık özelliklerinin, darbe dinamiklerini etkileyen en önemli unsur olduklarını ortaya koymuşlardır. Merminin karakteristik özellikleri olan ağırlık, şekil, elastik özellikleri ve düşme açıları gibi parametrelerin, göz önünde bulundurulması gereken diğer parametreler olduğunu gözlemlemişlerdir. Kompozitlerin tanıtımı ve sınıflandırılması, düşük hızlı darbe testi, yüksek hızlı darbe test ve kompozitlerde hasar modlarını bu inceleme kapsamında değerlendirmişlerdir.

Belingardi ve Vadori [8] çalışmalarında, düşük hızlı darbe yüklemesine maruz kalan kompozit laminat plakaların davranışını, iki farklı istifleme dizisine sahip karbon-epoksi laminatlardan yapılmış bir dizi plaka standart düşürme darbe testine tabi tutarak incelemişlerdir. İncelenen plakalar, malzemenin darbe davranışı üzerindeki bu değişkenin etkisini araştırmak için üç farklı kalınlık değerine sahip olduğunu ortaya koymuşlardır. Testler, başlangıçta düşme yüksekliğinin sabitlenmesiyle darbe sağlanan potansiyel enerjiye (darbe bağlı kütle sabittir) dayanarak üç farklı sonuç verdiği tespit edilmiştir: geri tepme, durma veya delinme. Kuvvet-yer değiştirme ve enerji-yer değiştirme eğrileri her tip kompozit laminat levha için aynı grafikte çizilmiş olup, oldukça iyi bir üst üste binme gösterdiğini gözlemlemişlerdir. Bu sonuçlar, numuneye uygulanan yük tipinin ve darbe hızının, karbon fiber-epoksi matris kompozitinin mekanik karakteristiğinin gerinim hızı etkisine karşı hiçbir hassasiyetinin olmadığını tespit etmişlerdir.

Aslan, Karakuzu ve Okutan [9] çalışmalarında, cam/epoksi lamine kompozit tabakaların düşük hızlı darbe etkisini deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Kuvvet geçmişinin şeklinin kütle değiştikçe belirgin bir şekilde değiştiğini ortaya koymuşlardır. Kompozit yapıların düşük hızlı darbe altındaki mekanik davranışları, düzlem içi

boyutlarına bağlıdır. Dikdörtgen kompozit laminatın genişliği ne kadar dar ise, temas süresinin o kadar uzun olduğu sonucunu ortaya koymuşlardır. Üç farklı dikdörtgen plaka ölçüsü içerisinde (150 x 150 mm, 150 x 100 mm, 150 x 50 mm) maksimum darbe kuvveti 150 mm x 100 mm plakası için elde edilmiştir. 150 mm x 100 mm plakanın delaminasyonlu alanının, 150 mm x 150 mm ve 150 mm x 50 mm plakalara göre daha geniş olduğu ortaya konulmuştur.

Qui [10] çalışmasında, standart test ve simülasyon analizinden elde edilen verilerin karşılaştırılmasıyla, darbe çukuru derinliği, hasar alanı veya hasar genişliği ile darbe enerjisi arasındaki ilişkiyi ortaya çıkarmıştır. Bazı hatalar %30'a kadar çıkabildiği gibi, küçük hatalar da %10'un üzerinde olduğu gözlemlenmiştir. Kompozit özelliklerinin dağılımı ve kompozit gerinim oranının simülasyon analizinde dikkate alınmayan etkisinin önemli olduğu ortaya koymuşlardır. Test ve simülasyon verilerinden, darbe enerjisi E_0 'dan düşük olduğu durumda, kompozit malzemenin matrisi ve fiberinin doğrusal elastik durumunu koruduğu, dolayısıyla darbeden sonra yapı yüzeyinde darbe çukuru oluşmadığını gözlemlemişlerdir. Darbe enerjisi artmaya devam ettiğinde, doğrusal elastik olan fiber kırılmadığı, ancak matrisin ezildiği ve çatlakların doğrusal olmayan yapıya girmeye başladığını gözlemlemişlerdir.

Gholizadeh [11] çalışmasında, kompozit malzemelerin uçak endüstrisinde ve diğer alanlardaki uygulamaları ve verimliliklerini incelemiştir. Kompozit malzemelerin çeşitli belirgin özelliklerinin onları havacılık ve otomotivde temel malzemeler haline getirdiğini ve bu durumun onları metallere göre daha etkin kıldığını ortaya koymuştur. Malzemelerin özelliklerine ve karakterlerine göre sınıflandırılmasını açıklamış ve farklı malzeme türleri üzerindeki darbe davranışlarını incelemiştir. Darbe hasarı modları, matris çatlaması ve delaminasyondan, lif kopması ve penetrasyona kadar uzandığını ortaya koymuştur. Kompozit malzemelerdeki herhangi bir hasarı tahmin etmek adına hasar modları arasındaki etkileşim, hız türleri ve çeşitli faktörlerin darbe davranışı üzerindeki etkisinin dikkate alınmasının gerekliliğini ortaya koymuştur.

Tiberkak, Bachene, Rechak ve Necib [12] çalışmalarında, katmanlı kompozit plakalarda hasara neden olan düşük hızlı darbeyi sayısal olarak incelemişlerdir. Temas kuvveti, merkezi sapma ve gerilim dağılımı bu amaçla geliştirilen bir Fortran bilgisayar koduyla hesaplanmıştır. Hasar tahminini oluşturmada önce sınır koşullarının, istifleme sırasının, düzlem içi boyutların, çarpma hızının ve çarpan kütlesinin etkilerinin incelendiği parametrik bir çalışma yürütmüşlerdir. Çarpma kuvvetinin kütlesi ve

hızındaki artışla hem temas kuvveti hem de merkezi sapmanın arttığını incelemişlerdir. Yapılan araştırmada 90° katmanların sayısının artmasıyla laminat rijitliğini azaldığı gözlemlenmiş olup, eğilme ve kesmeye bağlı iki tür matris çatlağı varlığı tespit edilmiştir. Dinamik gerilim analizi, çatlak başlangıcının temas noktasından uzakta meydana geldiğini göstermektedir.



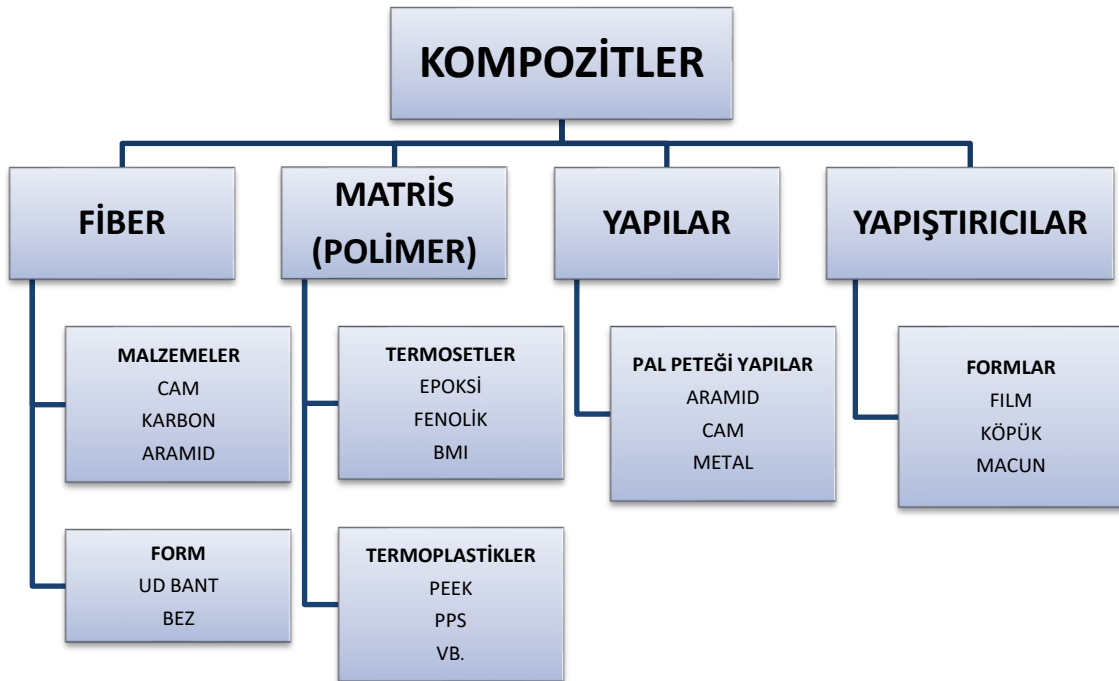
2. KOMPOZİT YAPILAR

2.1. Havacılık Yapısalları İçin Tanım ve Sınıflandırma

Kompozit malzeme, farklı tip en az iki veya daha fazla malzemenin birleştirilmesiyle yeni ve üstün niteliklere sahip farklı bir malzeme oluşturulmasıyla elde edilmektedir. Bileşen malzemeler, tekil kullanıldıklarında yeterli mekanik ve fiziksel özellikleri sağlayamamakla beraber, birlikte kullanıldıklarında yeterlilik gösterebilirler. Kompozit yapılarda genelde bir bileşen “matris” (bağlayıcı faz), diğeri de “takviye” (güçlendirici faz) olarak görev almaktadırlar.

Günümüz mühendislik uygulamalarında malzeme seçimi, yapı performansı, yapı güvenliği ve yapı ömrü üzerinde doğru orantılı bir etkiye sahiptirler. Kompozitler en fazla havacılık sektöründe kullanılır; sertlikleri, hafiflikleri ve ısıl dayanımlarının yüksek olması onları uçak motor kaputları, kanatları, kapıları ve kapaklarını güçlendirmek için tercih edilen malzemeler haline getirmiştir. Kompozit malzemeler spor ekipmanlarında, kesici takımlarda ve otomotiv motorlarının belirli parçalarında da kullanılır [13]. Kompozit malzemelerde bir araya bileşenlerin görevlerine göre faza göre sınıflandırması tablo 2.1’deki gibidir.

Tablo 2.1. Kompozit malzemelerin sınıflandırılması



Matris Fazı: Takviye (dispers) fazı bir arada tutmaktadır, fiberlerin bireysel olarak hareket etmesini önlemektedir. Kompozit malzemeye yalnızca şekilde vermez aynı zamanda malzemenin katı durmasını da sağlar. Kompozit malzeme yüklenen yükün, fiberlere iletilmesini sağlamaktadır ve yapının bütünlüğünü korumaktadır. Kompozit malzemeyi, çevresel faktörlerin getirdiği kimyasal ve fiziksel zararlara karşı korumaktadır. Polimer, metal veya seramik matrisli olabilirler.

Takviye Fazı: Kompozitin mekanik dayanımını belirlemektedir, yoğunlukla fiber, partikül veya tabaka biçimindedirler. Cam, karbon ve aramid fiberler en yaygın kullanılanlarıdır.

Kompozit malzemeler, iki ya da daha fazın en iyi özelliklerini tek bir malzemede toplamak suretiyle, düşük yoğunluk, yüksek dayanım, tasarım esnekliği ve korozyon direnci gibi avantajlar sunmaktadırlar. Havacılık sektöründe ağırlık azaltımı ile paralel olarak yüksek mukavemet ön planda olması nedeniyle, kompozitlerin kullanım sıklıkları oldukça üst seviyededir.

Kompozit malzemelerin, metallere (alüminyum, titanyum, çelik gibi) nazaran olumlu özellikleri mevcuttur;

Düşük Ağırlık: Kompozitler, metallere göre oldukça hafiftirler, öte yandan yüksek mukavemetli karbon fiberlerin yoğunluğu eşdeğer uzay metal alaşımlarına göre çok daha gelişmiştir. Ağırlık optimizasyonu ile birlikte uçağın kalkış ağırlığının azalması, yakıt tüketiminin düşmesini ve daha uzun menzile ulaşmasını sağlamaktadırlar [14]

Yüksek Dayanım: Uzun prepreg depolama ömür sayesinde yüksek dayanım sağlamaktadırlar [14]. Basma, çekme ve yorulma dayanımlarının yüksek seviye olması nedeniyle kompozitler, zor koşullarda bile performans kaybı yaşamazlar.

Korozyon Direnci: Kompozit endüstriyel bir malzeme olarak, yoğunlukla kimyasallara karşı yüksek dirençleri ve bir çok korozyon tipine karşı dirençleri nedeniyle kullanılmaktadırlar [14]. Kimyasal olarak inert yapıları sayesinde, nem, tuzlu su ve birçok kimyasal etkene karşı dirençlidirler.

Tasarım Esnekliği: Tasarım pratiğinde faydalı olmasının yanı sıra, daha az bağlantı elemanı ve detay parçası sayesinde montaj maliyetlerini de azaltmaktadır [14].

Düşük Bakım Maliyeti: Kompozitlerin bakım aralık ve parça ömürleri, metallere kıyasla daha fazladır.

Tablo 2.2. Kompozit ve metal malzemeler arasındaki farklılıklar

KOMPOZİT VE METAL ARASINDA FARKLAR	
KOMPOZİT	METAL
Malzeme özellikleri fiber yönüne göre değişkenlik gösterir	Malzeme özellikleri genel olarak izotropiktir
Hafiftir	İşleme kalınlık varyasyonları daha kolaydır
Isıl genleşme katsayısı metalden düşüktür	Isıl genleşme katsayısı kompozitlerden yüksektir
Montaj yapılarında daha az sayıda civata bağlantısı içerir	Kompozit civatalı bağlantılara nazaran daha verimlidirler
Korozyon dayanımlıdır	Korozyona duyarlıdır
Nem emilimine duyarlıdır	Nem geçirmezdir
Daha yüksek malzeme maliyetlidir	Malzeme maliyet düşüktür
Uv radyasyon hasarına duyarlıdır	Uv radyasyon hasarına karşı dayanımlıdır
Daha az iletkenidir	Daha çok iletkenidir
Çoğu tamir fazla işçilik gerektirir	Ana yapılarda, yapıştırılmış onarımlar yaygın değildir
Metalden daha fazla yorulmaya dayanımlıdır	Yorulmaya duyarlıdır

Örnek olarak, Boeing 787 Dreamliner'ın gövdesinin yaklaşık %50'si kompozit malzeme, %20'si alüminyum, %15'i titanyum, %10'u çelik ve %5'i diğer bileşenlerde üretilmiştir. Bu durum, uçağın toplam ağırlığında optimizasyon ve yakıt verimliliğinde ciddi verim artışı sağlamıştır [15]. kompozit malzemeler yüksek performans ve düşük yakıt tüketimi vb. gibi avantajlar sağlamaktadırlar.

Kompozit malzemeler, matris tipi ve takviye şekline göre farklı kategorilere ayrılırlar. Havacılıkta ise aşağıdaki temel sınıflandırma kullanılır:

2.2. Matris Tipine Göre Kompozitler

2.2.1. Polimer matrisli kompozitler

- Günümüzdeki en yaygın kullanılan kompozit türüdür [16].
- Matris malzemesi genellikle seramik elyaflarla güçlendirilmektedir [16].
- Karbon, cam, çelik ve doğal fiberler gibi bir veya daha fazla takviye ile bir matris olarak termoplastik veya termoset plastikten oluşmaktadırlar [16].
- Polimer kompozitler çok çeşitli özellikler sunarlar. Hafiflik, polimerlerin önemli bir özelliğidir, yüksek mukavemet, mükemmel darbe, sıkıştırma ve yorulma avantajları nedeniyle, uçak gövdeleri, kanatları ve iç yapısal elemanlarda tercih edilmektedirler.

2.2.2. Metal matrisli kompozitler

- Günümüzde yaygın kullanılan metal matrisleri, alüminyum, bakır, demir, magnezyum, nikel ve titanyum'dur [16].
- Takviye olarak yaygınlıkla seramik fiberler (SiC, bor fiber gibi) veya partiküller tercih edilmektedirler.
- Özellikle titanyum alaşımları, yüksek sıcaklıktaki üstün mukavemeti ve iyi korozyon direnci nedeniyle genellikle havacılık bileşenlerinde (motor parçaları, iniş takımları vb.) kullanılmaktadırlar [16].

2.2.3. Seramik matrisli kompozitler

- Matris ve takviye malzemesi olarak seramikler kullanılmaktadır.
- Seramik bazlı matris malzemeleri olağanüstü korozyon direncine, yüksek erime noktalarına, üstün basınç dayanımına ve yüksek sıcaklıklarda kararlılığa sahiptirler [16].
- Seramik matrisler, gaz türbini parçalarındaki pistonlar, kanatlar ve rotorlar gibi yüksek sıcaklık uygulamaları için yaygın olarak tercih edilmektedirler [16]



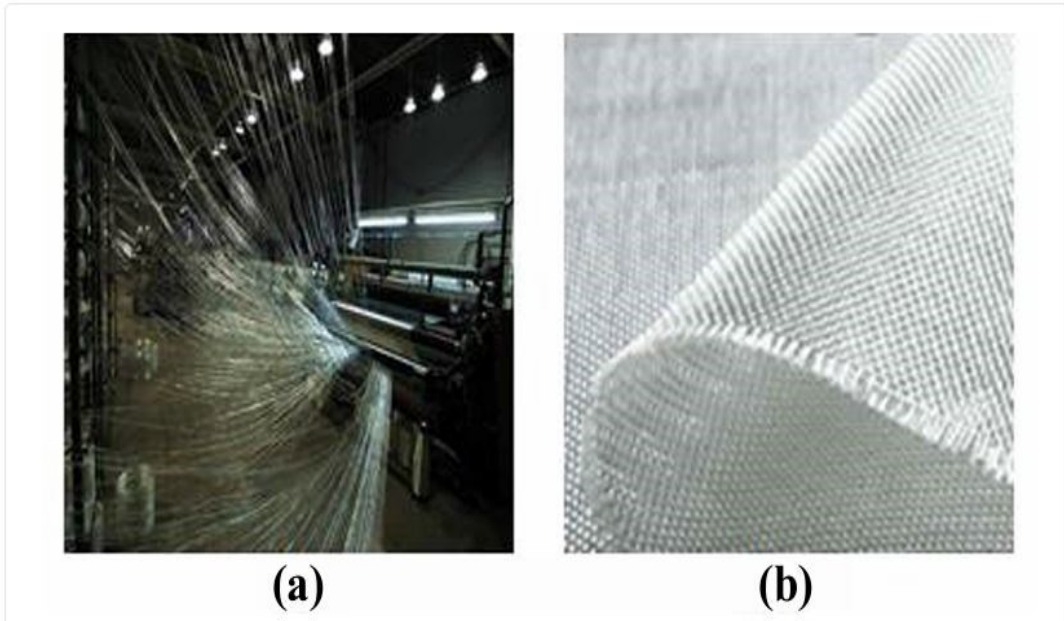
Şekil 2.1. Kompozit malzeme tipleri

2.3. Takviye Türlerine Göre Sınıflandırılma

Kompozit malzemeler, temel olarak matris ve takviye elemanlarının birleşiminden oluşmaktadır. Kompozitler, herhangi bir projenin özel mekanik ihtiyaçlarına uyacak şekilde tamamen özel olarak üretilebilir ve bu da nihai uygulamalarda çok daha iyi verimlilik sağlayabilmektedir. Son zamanlarda kullanılan en yaygın havacılık yapısal takviye elemanları cam fiber, karbon fiber ve aramid fiberlerdir [17].

2.3.1. Cam fiber takviyeli kompozitler (GFRP)

Cam fiberler, tüm FRP'lerin yaklaşık %90'ının cam fiberlerden oluştuğu en yaygın kullanılan polimer takviyelerden biridir. Fiber takviyeli kompozitlerin mekanik davranışlarının temeli, esas olarak gerilim transferini mümkün kılmasından mümkün gelmektedir; bu da fiber mukavemetine, matris mukavemetine ve fiber/matris arasındaki arayüz yapışma kuvvetine bağlı olmaktadır [17]. Korozyona karşı dirençli ve elektriksel yalıtkanlıklarının yüksek olması nedeniyle özellikle ana yük taşımayan ikincil havacılık yapılarında (ör. iç panel, kaplama, kapaklar) tercih edilmektedirler. Yüksek darbe dayanımı sağlamaktadırlar ancak karbon fiber kadar yüksek mukavemet ve rijitlik sağlayamamaktadırlar.



Görsel 2.1. (a) Açılmamış cam fiber (b) Dokuma cam fiber

(Prashanth S., Subbaya KM, Nithin K, Sachhidananda S.,2017) [17]

2.3.2. Karbon fiber takviyeli kompozitler (CFRP)

Karbon fiberler tüm takviye fiberleri arasında en yüksek özgül modül ve mukavemeti sunarlar. Ayrıca, yüksek sıcaklıklarda bile çekme mukavemetini koruyabilirler ve nemden etkilenmezler. Karbon fiberler, cam ve diğer organik polimer fiberlerin aksine, stres altında kırılmazlar ayrıca nispeten düşük termal genleşme katsayısına sahip yüksek elektriksel ve termal iletkenlik sunarlar. Karbon fiberlerin bu doğal özellikleri, onları havacılık, elektronik ve otomotiv sektörlerindeki uygulamalar için ideal hale getirmektedirler [17].



Görsel 2.2. Karbon fiber epoksi ile güçlendirilmiş BMW M6 araç tavanı
(P.K.Mallick, 2007) [18]

2.3.3. Aramid fiber takviyeli kompozitler (AFRP)

Aramid fiber (popüler ismi ile Kevlar), çarpma ve yüksek darbe dayanımı özellikleriyle ön plana çıkmaktadır. Elastikiyet ve yüksek özgül mukavemet sunmaktadır. Aramid elyaflara olan talep, özellikle endüstriyel, havacılık, askeri ve sivil uygulamalarda geniş bir yelpazede koruma amaçlı giysi ve kompozit üretimi için hızla artmaktadır. Askeri hava araçları, helikopter rotor kanatçıkları, balistik panel ve zırh sistemlerinde yaygın kullanılmaktadırlar. Karbon fiberlere kıyasla daha esnektirler ve çatlama eğilimleri düşüktür.

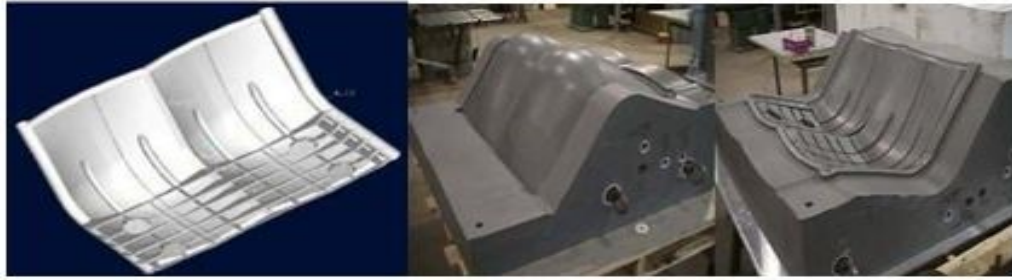
2.3.4. Hibrid takviyeli kompozitler

Farklı oransal kombinasyonlar ile cam, karbon ve aramid fiberlerle hibrid kompozitler elde edilebilmektedir. Bu oluşum, maliyet, dayanım ve darbe performansında optimum denge sağlamaktadır.

2.4. Havacılıkta Kullanım Alanları

Havacılık sektörü, uçuş emniyeti açısından yüksek kalite standartlarının uygulandığı endüstrilerden biridir. Bir hava aracının güvenli şekilde havalanabilmesi, uçuşabilmesi ve iniş yapabilmesi için tüm yapısal komponentlerinin belirli güvenlik kriterlerine göre tasarlanması, üretilmesi ve denetlenmesi gerekmektedir. Havacılık yapıları bu kapsamda; uçuş emniyetine etkileri, arızacılık/parça değişim gereksinimleri nedeniyle yaratabileceği riskler ve fonksiyonel önemi bakımından çeşitli kategorilere ayrılmaktadır. Kompozit malzemelerin sık kullanımının artmasıyla birlikte, bu sınıflandırma kriterleri doğru malzeme seçimi, sistem analizi, üretim ve bakım süreçlerinde etkin bir rol üstlenmektedir.

Uçak, helikopter gibi askeri hava taşıtlarının kanat ve kuyruk elemanlarında ve iniş-kalkış pistlerinde, egzoz flaplerinde, tank, panzer ve hava taşıtlarının zırhlarında, askeri taşımacılıkta kullanılan ağır vasıtalarda, vücut koruyucu hafif zırhlarda, kurşun geçirmez yeleklerde, silah gövdelerinde, sıvı zırhlarda, insansız hava araçlarında, otobüs, kamyon ve diğer askeri araç koltuklarında ve yanmaz askeri çadırlarda kompozit malzemeler tercih edilmektedir [19].



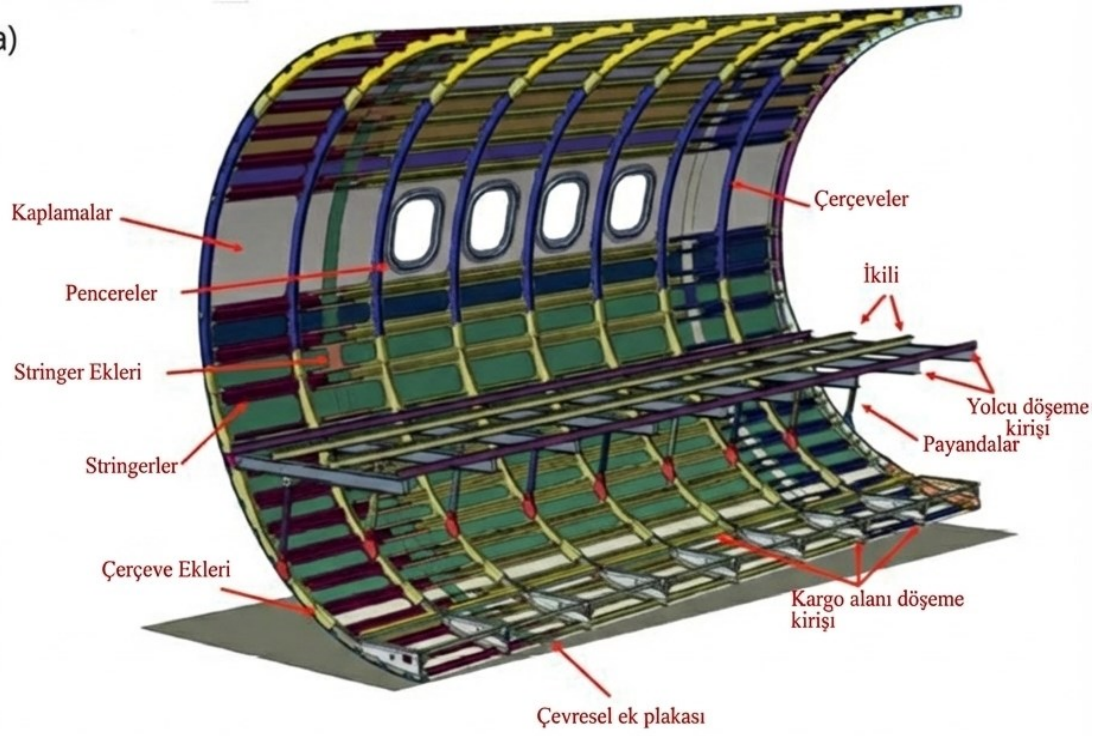
Görsel 2.3. Kompozit koltuk tasarımı ve kalıp yarıları (E.Eryıldız ve A.A.Eker, 2015) [19]

Havacılıkta yapısal elemanların güvenlik sınıflandırılması; hava aracı yapısal analizi, tasarım, geliştirme ve hava aracının bakımı için kritik bir disiplin oluşturmaktadır. Bu disiplin aerodinamik, atalet ve termal yükler gibi birçok yük kondisyonu altında, hava aracı yapılarının davranışlarını içermektedir. Hava aracı yapısal analizi, hava aracı yapılarını güvenilir, dayanımlı ve verimli bir hale getirmeyi hedeflemektedir. Yapısal analiz, hava aracının uçuşa elverişliliğinden emin olabilmek adına önemli bir rol oynamaktadır. Farklı tipte yüklere olumlu veya olumsuz yanıt verebilmek adına, hava aracının yapılarını anlamak için mühendislere yardımcı olmaktadır [20].

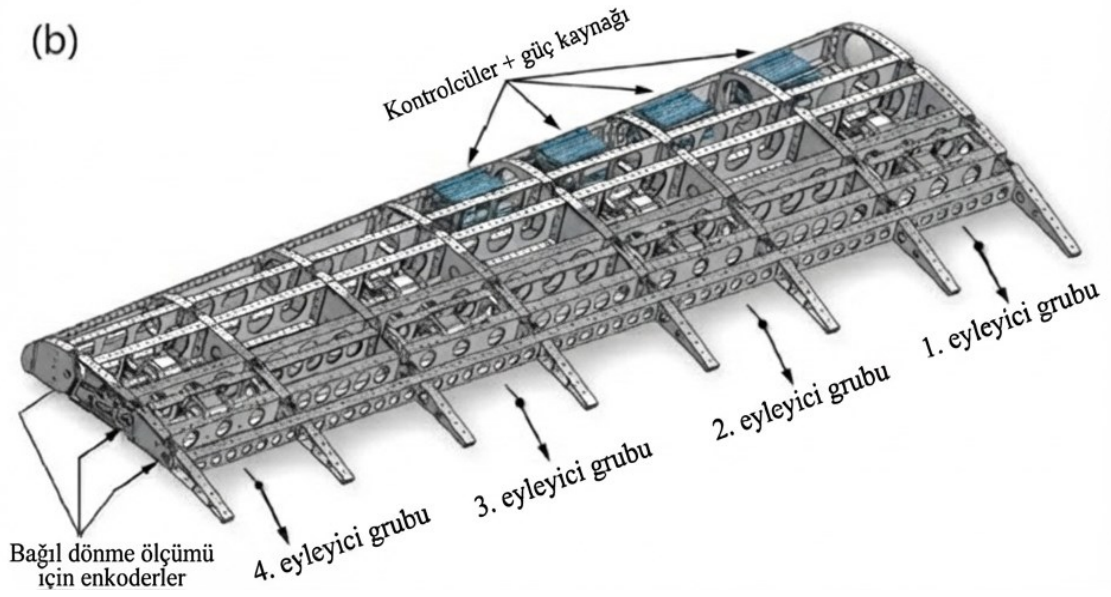
Kompozit malzemeler havacılık sektöründe aşağıdaki uygulamalarda

kullanılmaktadırlar:

(a)

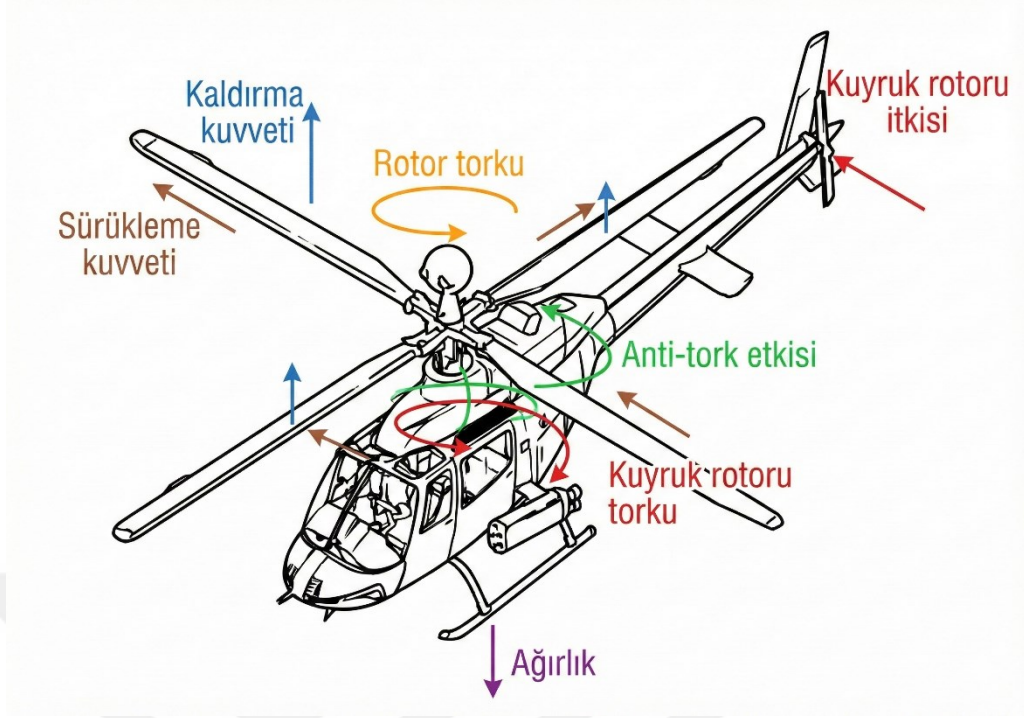


(b)

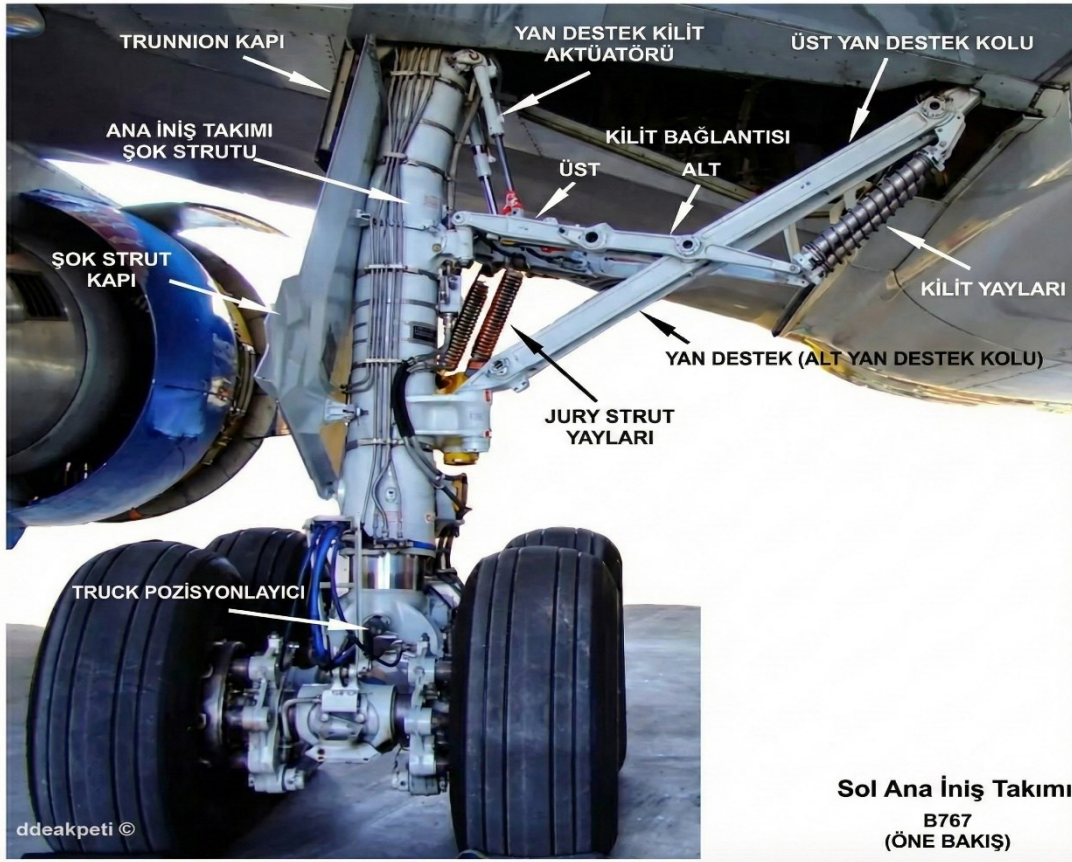


Görsel 2.4. Uçak gövdeleri ve kanat panelleri

(H.E.Etri, M.E.Korkmaz, M.K.Gupta, M.Gunay, J. Xu, 2022) [21]



Şekil 2.2. Helikopter rotorları (H.E.Etri, M.E.Korkmaz, M.K.Gupta, M.Gunay, J. Xu, 2022) [21]

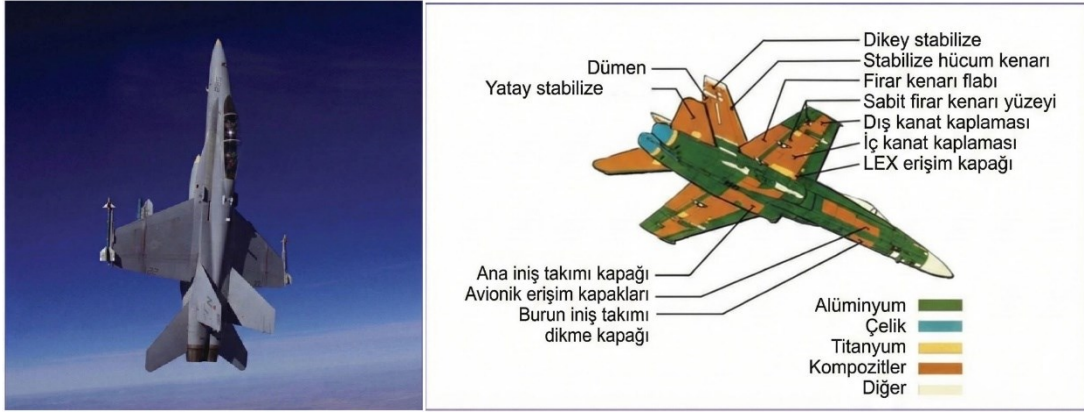


Görsel 2.5. İniş takımı elemanları (Slideshare, "Landing gear") [22]

Özellikle, günümüzde neredeyse tüm yeni nesil uçak ve helikopter tasarımlarında kompozit malzemeler ana yapısal eleman olarak yer almaktadır.

Kompozit malzemeler, havacılık yapılarında sunduğu eşsiz avantajlar sayesinde, geleneksel metalik malzemelerin yerini almaya başlamıştır. Bunun nedeni, yüksek sertlik ve dayanıklılık gibi olağanüstü mekanik özellikleridir. Fiber güçlendirilmiş polimer matris kompozitler, metallere kıyasla yüksek dayanım & sertlik ve çok iyi korozyon dayanım özellikleri içermektedirler. Karbon fiber takviyeli polimer matrisli kompozitler, yüksek mukavemetleri ve hafiflikleri nedeniyle yaygın olarak kullanılmakta olsa da, gerilim yoğunlaşmasına kolayca maruz kalmaktadırlar. Uçak malzemeleri, düşük yoğunluk ve yüksek sıcaklıklarda korozyona dayanım gibi gelişmiş mekanik özelliklere sahip olmalıdır. Malzemelerin bu özellikleri aynı zamanda üretim tekniklerine de paralellik göstermektedir. Üretim tekniğinin verimliliği, kullanılan fiber malzemenin veya matrisin türüne ve hacmine göre belirlenmektedir, çünkü her malzemenin sertlik, çekme dayanımı, erime noktası vb. gibi farklı fiziksel özellikleri mevcuttur [23]. Yüksek mukavemet-ağırlık oranı, korozyon direnci, tasarım esnekliği ve uzun servis ömrü, kompozitlerin tercih edilmesinin başlıca nedenleridir. Havacılıktaki gelişmeler, kompozit teknolojisinin sürekli ilerlemesini sağlamış, yeni üretim yöntemleri ve kompozit türleri ortaya çıkarmıştır.

Kompozitler modern hava aracı yapılarında geniş bir kapsamda kullanılmaktadır. Yeni nesil hava araçları %50' den daha fazla oranda kompozit yapı içermektedir. Sadece ikincil yapılar değil yük taşıyan birincil yapılarda da kompozit yapılar kullanılmaya başlamışlardır. Boeing 787 Dreamliner uçağının gövdesi ağırlıkça yaklaşık %50 oranında kompozit malzemeden oluşmaktadır ve önemli bir kısmı, karbon fiberle güçlendirilmiş polimerden (CFRP) oluşmaktadır. Airbus A350 XWB'nin kanatlarının %54'ü kompozit malzemeden üretilmiş olup, bu da yakıt verimliliğine katkı sağlamaktadır. Uçaklarda hafif cam fiberle güçlendirilmiş polimerden (GFRP) üst dolaplar, uçağın genel ağırlığını azaltırken depolama kapasitesini arttırmaktadır. Kompozit zemin paneller, geleneksel malzemelere kıyasla mükemmel mukavemet-ağırlık oranları ve geliştirilmiş dayanıklılık sunmaktadırlar. Koltuk iskeletlerinde ve bileşenlerinde fiberle güçlendirilmiş polimer (FRP) kompozitler kullanılarak ağırlık azaltılarak daha ergonomik bir yapı elde edilmektedir [24].



Görsel 2.6. F18A uçağında kompozit malzeme kullanımı

2.4.1. Sınıflandırma kriterleri

Uçak yapılarının çeşitli yükleme koşulları altındaki davranışları, büyük ölçüde yapılarında kullanılan malzemelerin özellikleri tarafından belirlenmektedir. Bu özellikler arasında mukavemet, sertlik, tokluk, yorulma direnci ve korozyon direnci bulunmaktadır. Mukavemet, malzemenin uygulanan bir yük altında deformasyona veya hasara karşı direnç kabiliyetini ifade etmektedir. Sertlik, malzemenin uygulanan bir yük altında deformasyona karşı direncini ifade etmektedir. Tokluk, malzemenin kırılmadan enerjiyi emme kabiliyetini ifade etmektedir. Yorulma direnci, malzemenin tekrarlanan yükleme ve boşaltmalara bozulmadan dayanma kabiliyetini ifade etmektedir. Korozyon direnci, malzemenin neme, kimyasallara veya diğer aşındırıcı maddelere maruz kalma nedeniyle bozulmaya karşı direnç kabiliyetini ifade etmektedir [20].

Uçak yapı malzemelerinin malzeme özellikleri genellikle deneysel testlerle belirlenmektedir. Bu testler, malzemenin çeşitli koşullar altındaki mukavemetini, sertliğini, tokluğunu, yorulma direncini ve korozyon direncini ölçmek için yapılmaktadır. Bu testlerin sonuçları daha sonra mühendislerin uçak yapılarını tasarlamak ve analiz etmek için kullanabilecekleri malzeme özelliği hakkında veritabanları geliştirmek için kullanılmaktadır. Uçak yapılarının davranışını etkileyebilecek diğer faktörler arasında yapının geometrisi, yükleme türü ve çevre koşulları bulunmaktadır [20].

Uçak yapılarında kullanılan en yaygın malzemeler şunlardır:

- Alüminyum alaşımları: Alüminyum alaşımları hafif, güçlü ve korozyona dayanıklıdır. Genellikle uçak gövdeleri, gövde iskeletleri için kullanılmaktadırlar [21].

- Titanyum alaşımları: Titanyum alaşımları, alüminyum alaşımlarından daha güçlü ve daha serttir ancak daha pahalıdır. Genellikle uçak iniş takımları, motor bağlantıları ve yangın duvarı için kullanılmaktadırlar [20].
- Çelik alaşımlar: güçlü ve sağlamdır ancak aynı zamanda ağırlardır. Genellikle uçak motor komponentleri ve iniş takımları için kullanılmaktadırlar [20].
- Kompozit Malzemeler: Kompozit malzemeler, fiber ve reçine gibi malzemelerin birleşiminden oluşmaktadırlar. Hafif, güçlü ve serttirler. Genellikle uçak kanatları, gövde ve kontrol yüzeyleri için kullanılmaktadırlar [20].

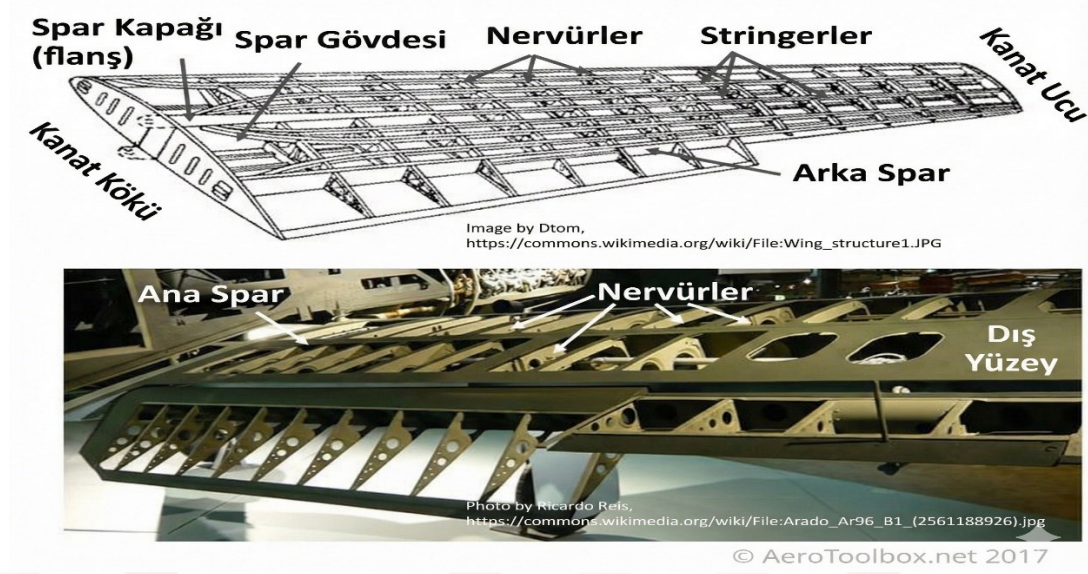
Uçak yapıları için malzeme seçimi karmaşık bir süreçtir. Uçağın amaçlanan kullanımı, tasarım yükleri, çevre koşulları ve üretim maliyeti dahil olmak üzere bir dizi faktörü göz önünde bulundurmalıdır. Amaç, gerekli mukavemeti, sertliği ve tokluğu sağlarken aynı zamanda ağırlık ve maliyet kısıtlamalarını da karşılayacak malzemeleri seçebilmektir [21]. Yapısal elemanlar, uçuş üzerindeki etkilerine göre genel olarak üç ana başlık altında değerlendirilir:

2.4.2. Birincil yapısal elemanlar

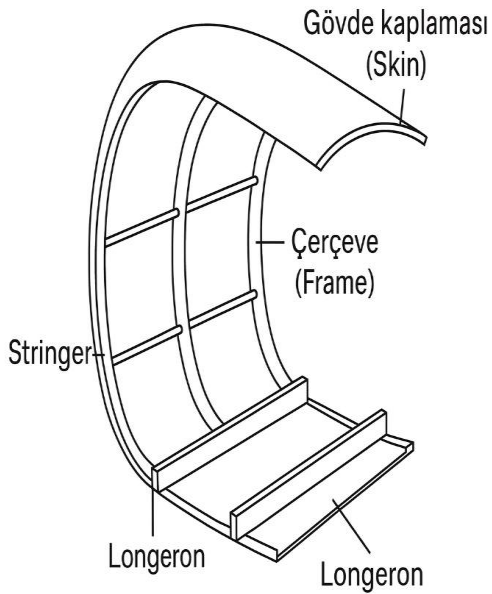
Birincil yapısal elemanlar, hava aracının bütünlük sağlamakla birlikte uçuş güvenliği koşullarını oluşturabilmek adına önemli rol oynamaktadırlar. Hava araçlarında kullanılan kritik komponentler olmaları nedeniyle, herhangi birinde meydana gelebilecek arıza, pilotaj kontrol kaybı, yapısal çökme ya da ciddi yaralanma veya ölüm gibi riskler doğurabilmektedir.

Temel özellikleri:

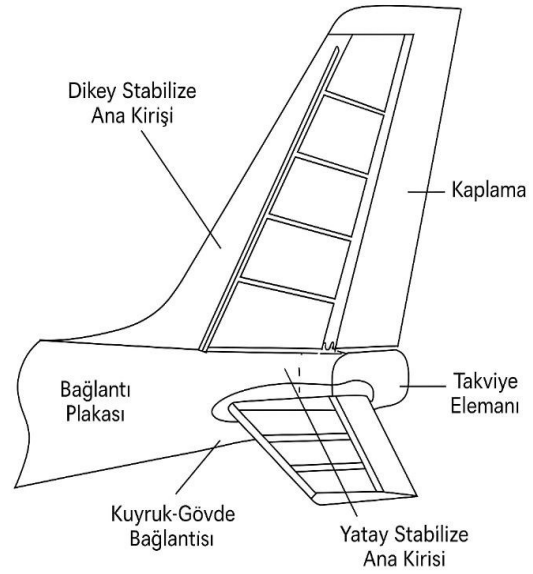
Yüksek mukavemet, rijitlik ve yorulma direnci gerektirmektedir. Hata toleransı düşük, tasarım ve üretim standartları en üst düzeydedir. En yoğun denetim ve bakım bu bölgelerde uygulanmaktadır.



Görsel 2.7. Kanat ana kirişleri (sparlar) ve stringer ler



Şekil 2.3. Gövde ana taşıyıcı paneller



Şekil 2.4. Kuyruk kirişleri ve bağlantıları

Karbon fiber, düşük yoğunluk, düşük termal genleşme katsayısı ve yüksek termal iletkenlik sunmaktadır ve polimer bazlı eklemeli imalatı form ve uyum alanından form, uyum ve işlev alanına taşımak için ideal bir malzemedir. Eklemeli imalatı karbon fiber kullanımı, malzeme özelliklerini iyileştirebilmektedir, geleneksel çıkarmalı teknolojilere kıyasla işlevsel parçaların üretimi için gereken süreyi azaltabilmektedir ve eğilmeyi azaltarak daha geniş bir üretim alanı sağlayabilmektedir. Karbon fiber takviyeli polimer kompozitler (CFRP), hafif olmaları, yüksek mukavemet ve sertliğe sahip olmaları ve

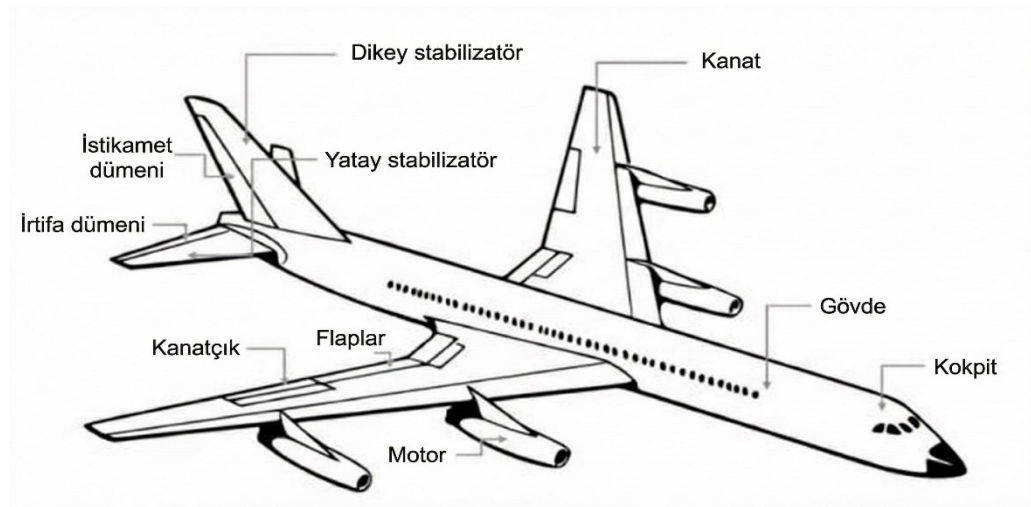
korozyon ve yorulmaya karşı dirençli olmaları nedeniyle metallere göre önemli avantajlar sunmaktadırlar ve birincil yapısalarda sıklıkla kullanılmaktadırlar. Termoset epoksi matrisler, havacılık uygulamaları gibi yüksek mukavemet ve sertlik/ağırlık oranının gerekli olduğu çoğu CFRP'de kullanılır Özellikle hava araçlarında ana gövde ve kanat yapılarında bun nedenle tercih edilmektedirler [25].

2.4.3. İkincil yapısal elemanlar

İkincil yapısal elemanlar, uçağın genel dayanımına ve aerodinamik bütünlüğüne katkı sağlamakla birlikte, arızalandıklarında doğrudan uçuş emniyetini tehlikeye atmamaktadırlar. Arıza durumunda genellikle sadece konfor veya operasyonel kapasitenin azalmasına yol açmaktadırlar, ancak uçağın uçuş dinamiği ile ilgili bir sınırlama getirmemektedirler.

Kısa fiber takviyeli bu polimer kompozitler, sundukları birçok avantaj sayesinde araştırma, ticari ve endüstriyel ortamlarda önemli bir ivme kazandırmışlardır. Genel olarak, kısa karbon fiberlerin kullanımı, malzeme maliyetini önemli ölçüde artırmadan veya üretim yöntemini değiştirmeden özellikleri iyileştirme eğilimindedir [25]. Bu kapsamda maliyet/performans optimizasyonu için farklı malzeme seçenekleri mümkün olmaktadır. Birincil yapısal elemanlara göre daha düşük yük taşıma kapasitesine sahip oldukları için, daha hassas tasarım ve üretim süreçlerini gerektirmektedirler. Bakım ve kontrol sıklığı birincil yapısal elemanlara göre daha düşüktür:

- Yatay ve dikey stabilize kaplamaları
- Kanat uçları, flaplar, slatlar
- Kargo kapakları ve yan paneller



Şekil 2.5. Sabit kanat hava aracı parçaları

Bu bölgelerde cam fiber, karbon fiber veya aramid fiber takviyeli kompozitler, ağırlık azaltımı ve maliyet avantajı nedeniyle yaygın olarak kullanılmaktadırlar. Ayrıca, üretim süreçlerinde otomasyon ve seri üretim olanağı sayesinde ikincil yapısalarda kompozit kullanımı daha hızlı artmaktadır.

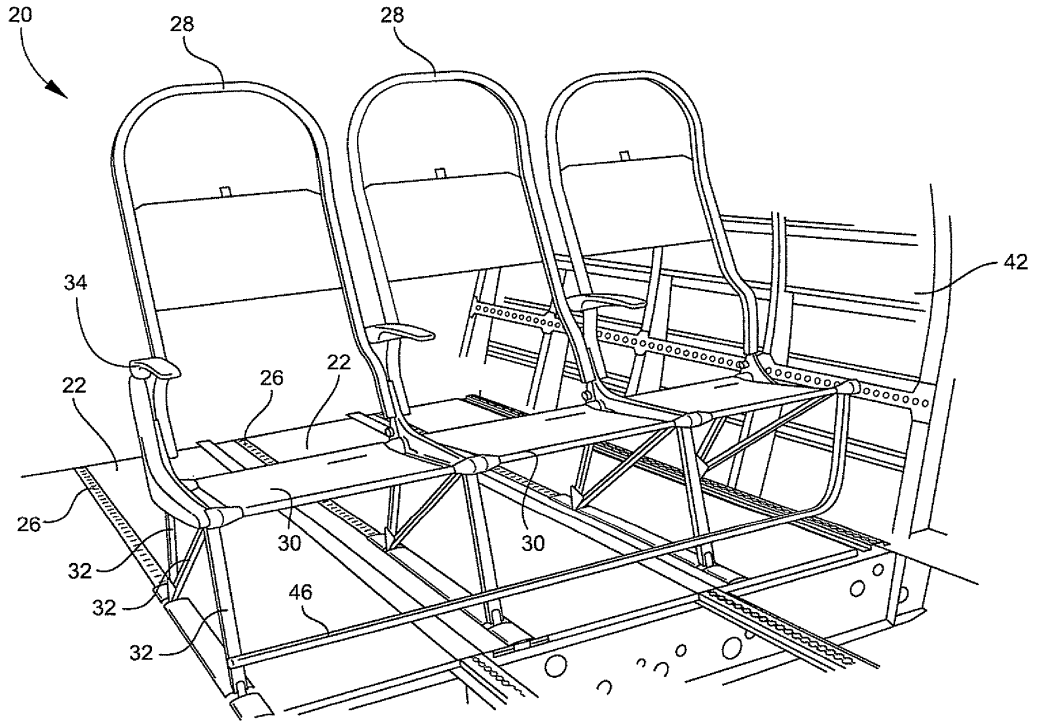
2.4.4. İkincil olmayan yapısal elemanlar

İkincil olmayan yapısal elemanlar, uçağın yapısal bütünlüğüne doğrudan katkı sağlamayan, ancak operasyonel ve yolcu konforu için gerekli olan parçalardır.

Son yıllarda üreticileri ve tedarikçileri, koltuk arkalıkları, paket tepsileri, kapı panelleri, tavan döşemeleri, gösterge panelleri ve diğer iç mekan elemanları gibi çeşitli iç bileşenleri için giderek daha fazla doğal fiber kompozit malzeme kullanmaya başlamışlardır. Bu kompozitler, hem termoset hem de termoplastik matrisler içererek, bu malzemelerin doğal avantajlarından yararlanmaktadırlar [26].



Görsel 2.8. Uçak iç kabin paneli



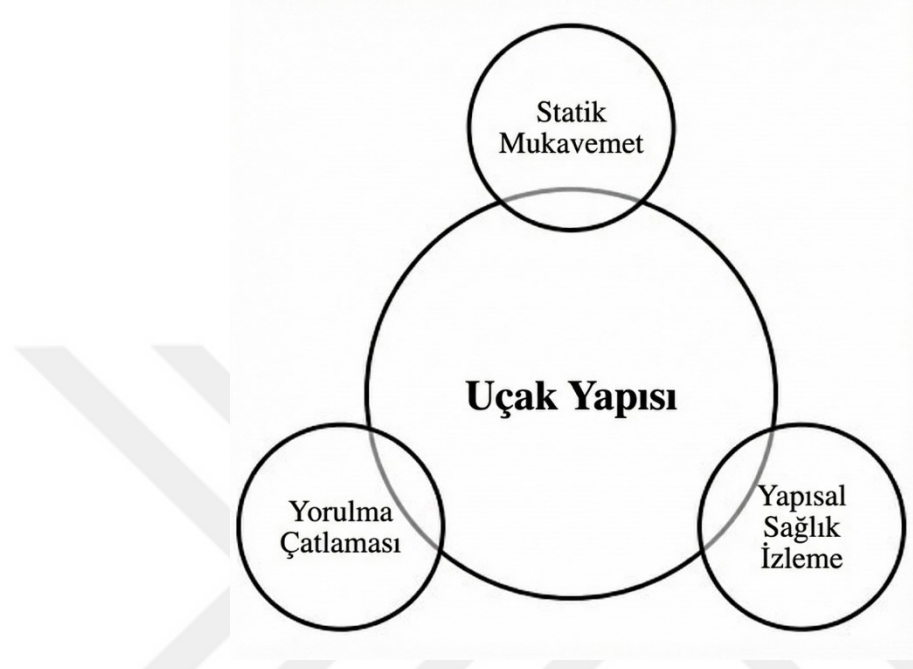
Şekil 2.6. Koltuk bağlantı panelleri, bagaj bölmesi kapakları



Görsel 2.9. İkincil izolasyonlu yan duvar: a) arka taraftan görüntü b) kabin içi monteli yan duvar
(V.Latsuzbaya, P.Middendorf, D.Völkle ve C.Weber, 2022) [27]

2.4.5. Sınıflandırmanın mühendislik sonuçları

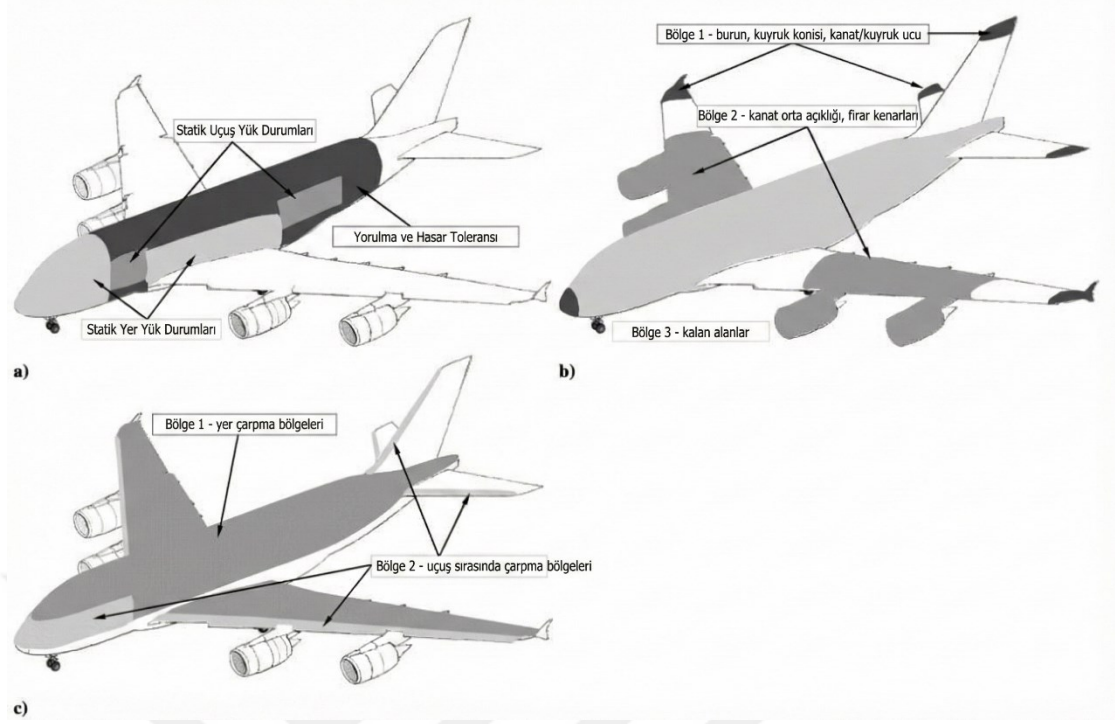
Bu güvenlik sınıflandırması, uçakların her bir bölgesinde aşağıdaki mühendislik gereksinimlerinin düzeyini doğrudan etkilemektedir:



Şekil 2.7. Hava aracı yapısalı (Saravanan, Ramachandran, Raja, 2022) [28]

Yapısal tasarım için hasar toleransı değerlendirmeleri, çeşitli darbe hasarlarını, çevresel unsurları ve yorulmaya bağlı hasarları içermektedir. Dikkate alınması gereken darbe hasarı türleri; dolu, kuş çarpması, motor parçaları, pist parçaları, iniş takımı lastiği, yer hizmetleri ve takımlardan (el aleti, tork anahtarı vb.) kaynaklanan hasarlardır. Çevresel hasarlar ise korozyon hasarı, sıcaklık, nem ve radyasyon etkileri, erozyon ve yıldırım düşmeleridir. Yorgunluk hasarı, operasyonel yükler ve yapısal tasarımla doğrudan ilişkilidir. Yorgunluk değerlendirmesi, ilgili hasar senaryolarının ve yük spektrumlarının belirlenmesinden oluşmaktadır. Görsel 2.10. uçak yapısındaki konumun, o belirli yapı için hangi yük durumlarının ve hasar senaryolarının ilgili tasarım etkenlerini büyük ölçüde belirlediğini birkaç örnekle göstermektedir. Yük durumları esas olarak genel tasarım tarafından belirlenirken, hasar senaryoları esas olarak konuma göre belirlenmektedir. Bu, yorgunluk ve hasar toleransı değerlendirmesinin bileşenin konumuna bağlı olarak farklı olacağı ve yapısal çözümlerin de farklı olabileceği anlamına gelmektedir. Uçuşa elverişlilik otoriteleri, hasar toleransı değerlendirmesi için gerekliliklere nasıl uyulacağına dair yönergeler sunmaktadır. Bu gerekliliklere uymanın birkaç yolu vardır. İlk uyumluluk yöntemi, hasara dayanıklı malzemelerin

kullanılmasıdır. Örneğin, darbe hasarlarına karşı yüksek dirençli, iyi dayanıklılığa ve bu hasar senaryolarına duyarlı yapısal bileşenler için yorulma performansına sahip malzemeler aranabilir veya geliştirilebilir. İkinci yöntem, yapısal tasarıma hasara dayanıklı özellikler ekleyerek, ilk uyumluluk yöntemini tek başına karşılamaya yetmeyen geleneksel malzemelerin kullanımına olanak sağlamaktır. Bu, örneğin daha kalın veya sandviç yapılarla sağlanabilir. İkincisi, ana yük taşıyan kısmı iç yüzey olan darbeye dayanıklı bir dış yüzey olarak tasarlanabilir. Hasar toleransı gerekliliklerine uymanın üçüncü yaklaşımı, tek bir malzemedan yapmak yerine, bileşeni (veya bazı durumlarda yüzeyi) yapısal bir konsept olarak geliştirmek için malzeme ve yapısal tasarımı birleştirmektir. Bu yaklaşım, bir malzeme sisteminin esnekliğinin belirli bir bileşene göre uyarlanmasını sağlayarak optimum bir çözüme yol açmaktadır. Üç yaklaşımdan hiçbirisi herhangi bir uygulama için en iyisi değildir, çünkü malzeme seçimi ve yapı tasarımı, bakım ve onarım kolaylığı gibi operasyonel ömür hususlarının yanı sıra üretim teknikleriyle de ilgilidir. Sonuçta, yapının her yerine uygulandığında optimum tasarıma yol açan benzersiz (kompozit veya monolitik) bir malzeme mevcut değildir. Ancak genel olarak, havacılık endüstrisinde tasarım maliyetini düşürme faktörlerini karşılamak için, malzeme uyarlamasının kompozit benzeri bir yaklaşım kullandığı üçüncü uyumluluk yönteminin en büyük potansiyeli sunduğu söylenebilmektedir. Uçak yapılarında malzeme kullanımı için, malzeme, yapı ve üretim tekniği arasındaki ilişkinin farkında olmak gerekmektedir. Pratikte bu, yapı ve potansiyel üretim tekniklerine bakılmadan malzeme seçiminin tartışılmayacağı anlamına gelmektedir [29].



Görsel 2.10. Farklı yük koşulları ve hasar senaryoları a) yapısal gövde üzerinde birincil yük koşulları
b) yıldırım çarpması için hasar alanları c) darbe hasar alanları
(R.C.Alderliesten ve R.Benedictus, 2008) [29]

Tasarım aşamasında malzeme seçimi, yük taşıma analizleri ve hata tolerans hesaplamaları yapısal sınıfa göre farklılık göstermektedir. Üretimde kalite kontrol süreçleri, hassasiyet ve tolerans seviyeleri, kullanılan test yöntemleri değişmektedir.

Kompozit malzemelerde hasarı değerlendirmek için kullanılan NDT (tahribatsız test) yöntemleriyle ilgili olarak, kimyasal, elektromanyetik veya fiziksel spektrumlarla etkileşime girmek için pasif veya aktif yaklaşımlarda kullanılabilen önemli bir teknik metod grubu vardır. Kompozit malzemelere genellikle uygulanan NDT yöntemleri arasında görsel muayene, ultrasonik muayene, akustik emisyon teknikleri, dielektrik teknikler, radyografik test, kızılötesi termografi, kesme ve holografi bulunmaktadır. Yeni ve gelişmiş kompozit malzemelerin geliştirilmesi, NDT teknikleri üzerinde önemli bir etkiye sahiptir ve bunun tersi de geçerlidir [30]. Bu nedenle bakımda kontrol aralıkları, NDT sıklığı ve onarım prosedürleri yapısal sınıfa bağlı olarak belirlenmektedir.

Özellikle uçuş kritik bölgelerde, hasar toleransı (damage tolerance) ve kırılma mekaniği analizleri standart olarak uygulanmaktadır. Uçuş kritik parçalarda kompozitlerin kullanılması, metalik malzemelere göre farklı test ve validasyon yöntemleri gerektirmektedir. Örneğin, kompozitlerde içten ilerleyen hasarların (delaminasyon gibi) tespiti için ultrasonik inceleme gibi gelişmiş NDT yöntemleri

uygulanmaktadır.

Tablo 2.3. Seramik matris kompozitler için tahribatsız test yöntemleri (T.L.L.Oliveira, M.Hadded, S.Mimouni ve R.B.Schaan, 2025) [30]

NDT Tekniği	Tespit Edilen Kusur/Hasar
Akustik Emisyon (AE)	Çatlama, Delaminasyon, Fiber Kırılması, Termal Şok
Dijital Görüntü Korelasyonu (DIC)	Yüzey Gerinim Anomalileri, Çatlama, Delaminasyonlar, Termal Şok
Kızılötesi Termografi (IRT)	Termal Şok ve Bozulma, Çatlama, Delaminasyon, Oksidasyon
Radyografi	Çatlama, Oksidasyon, Fiber Kırılması, Yoğunluk Değişimleri, Delaminasyon
Kesme İncelemesi	Delaminasyon, Mikroskopik Çatlaklar, Yüzey Altı Kusurlar
Ultrasonik Test	Delaminasyon, Gözeneklilik, Kaplama Bozulması, Fiber-Matris Ayrılması, Çatlama
Görsel Muayene	Yüzey Çatlakları, Kaplama Bozulması, Görünür Darbe Hasarı
X-ışını bilgisayarlı tomografi (CT)	Delaminasyon, Gözeneklilik, Fiber Çekilmesi, Çatlama, Karmaşık İç Yapılar

Tablo 2.4. Metal matris kompozitler için tahribatsız test yöntemleri (T.L.L.Oliveira, M.Hadded, S.Mimouni ve R.B.Schaan, 2025) [30]

NDT Tekniği	Tespit Edilen Kusur/Hasar
Akustik Emisyon (AE)	Fiber Kırılması, Çatlama, Ayrılma
Dijital Görüntü Korelasyonu (DIC)	Yüzey Gerinim Anomalileri, Aşınma, Çatlama, Ayrılma
Kızılötesi Termografi (IRT)	Termal Bozulma, Korozyon, Çatlama, Aşınma, Ayrılma
Radyografi	Çatlama, Korozyon, Aşınma, Fiber Kırılması, Gözeneklilik, Yoğunluk Değişimleri
Kesme İncelemesi	Delaminasyon, Çatlama, Yüzey Altı Kusurlar
Ultrasonik Test	Delaminasyon, Çatlama, Gözeneklilik, Ayrılma, Korozyon, Aşınma
Görsel Muayene	Yüzey Çatlakları, Kaplama Bozulması, Görünür Hasar
X-ışını bilgisayarlı tomografi (CT)	Çatlama, Gözeneklilik, Ayrılma, Karmaşık İç Yapılar

Tablo 2.5. Polimer matris kompozitler için tahribatsız test yöntemleri (T.L.L.Oliveira, M.Hadded, S.Mimouni ve R.B.Schaan, 2025) [30]

NDT Tekniği	Tespit Edilen Kusur/Hasar
Akustik Emisyon (AE)	Fiber Kırılması, Matris Çatlama, Delaminasyon, Ara Yüzey Ayrılması, Gözeneklilik
Dijital Görüntü Korelasyonu (DIC)	Yüzey Gerinim Anomalileri, Delaminasyonlar, Matris Çatlama, Ara Yüzey Ayrılması
Kızılötesi Termografi (IRT)	Termal Bozulma, Çatlama, Delaminasyon, Gözeneklilik
Radyografi	Fiber Kırılması, Matris Çatlama, Yoğunluk Değişimleri, Delaminasyon, Gözeneklilik
Kesme İncelemesi	Delaminasyon, Mikroskopik Çatlaklar, Yüzey Altı Kusurlar
Ultrasonik Test	Delaminasyon, Boşluk Oluşumu, Fiber Kırılması, Ara Yüzey Ayrılması, Matris Çatlama, Aşınma, Gözeneklilik
Görsel Muayene	Yüzey Çatlakları, Reçine Bozulması, Görünür Darbe Hasarı
X-ışını bilgisayarlı tomografi (CT)	Delaminasyon, Boşluk Oluşumu, Fiber Kırılması, Matris Çatlama, Gözeneklilik

Kompozitlerin sınıflandırılmış yapısal bölgelerde kullanılmaya başlanması, aşağıdaki avantaj ve zorlukları beraberinde getirmiştir:

- Ağırlıkta ciddi azalma: Kompozitlerin en önemli faydalarından biri ağırlık azaltımıdır. Uçak üreticileri, bu hafif malzemeleri kullanarak yakıt verimliliğini artırabilmektedir ve işletme maliyetlerini düşürebilmektedir. Kompozitler ayrıca olağanüstü mukavemet-ağırlık oranları sunarak, hem rijitliğin hem de azaltılmış kütlenin önemli olduğu yapısal bileşenler için idealdir. Metallerin aksine, kompozitler doğal olarak korozyona dayanıklıdır ve zorlu ortamlarda bile daha uzun bileşen ömrü sağlamaktadırlar [31].
- Daha yüksek özgül mukavemet: Kompozitler, yüksek dayanım/ağırlık oranları ile kritik bölgelerde güvenlikten ödün vermeden hafiflik sağlamaktadır [32].

$$\frac{\text{Malzeme dayanımı}}{\text{Yapısal ağırlık}} = \frac{\text{Malzemenin ne kadar dayanıklı olduğu}}{\text{Yapının ne kadar ağır olduğu}} = \text{Yapısal verimlilik}$$

Şekil 2.8. Kompozit yapısal verimlilik (J.G.Leishman) [32]

- Bakım ve onarım farklılıkları: Malzemenin üretimi ve işlenmesi sırasında veya yapısal yüklere maruz kaldığında ortaya çıkabilecek gizli iç kusurlara karşı oldukça hassas olan kompozit malzemeler, düzenli aralıklarla önemli miktarda muayene ve kusur izleme gerektirmektedir. Bu nedenle, uçak ana yapı bileşenlerinde kompozit malzemelerin artan kullanımı, yaşam döngüsü maliyetlerini önemli ölçüde arttırmaktadır. Bazı tahminlere göre, bir uçak veya havacılık yapısalının yaşam döngüsü maliyetinin %25'inden fazlası, üretim öncesi, üretim ve üretim sonrası maliyetleri de içeren, muayene ve bakımı da içeren işletme maliyetlerinin içerisine dahil edilmektedir [33].
- Standartlarda güncellemeler: Kompozitlerin birincil yapılarda kullanılması, havacılık standartlarında sürekli güncellemeleri ve yeni test/validasyon süreçlerini zorunlu kılmaktadır.

2.4.6. Uluslararası standartlar

Havacılık sektöründe yapısal güvenlik sınıflandırması, başta FAA (Federal Aviation Administration) ve EASA (European Union Aviation Safety Agency) olmak üzere uluslararası havacılık otoritelerinin yayımladığı sertifikasyon standartları doğrultusunda belirlenmektedir. Bu sınıflandırma, uçak yapılarının operasyonel güvenliği, dayanıklılığı ve sertifikasyon uygunluğunu sağlamak amacıyla kritik öneme sahiptir. Özellikle uçuş kritik bölgeler —örneğin kanat ana kirişleri, gövde birincil yük taşıyıcı panelleri, kuyruk yüzeyleri ve iniş takımı bağlantı noktaları— için malzeme seçimi, sertifikalı malzeme onay prosedürlerine tabidir. Bu bölgelerde kullanılan her malzeme, EASA CS-25 ve FAA Part 25 gerekliliklerine uygun olarak aşağıdaki doğrulama süreçlerinden geçmek zorundadır:

1. Malzeme Onayı (Material Qualification): Kullanılacak kompozit veya metalik malzemelerin mekanik, fiziksel ve çevresel dayanım özellikleri test edilerek uygunluğu belgelenmektedir.
2. Üretim Validasyonu (Production Validation): Seri üretimde elde edilen parçaların, tasarım ve performans kriterlerine uyumlu olup olmadığı üretim süreci boyunca denetlenmektedir.

3. **Ömür Testleri (Fatigue & Life Testing):** Yapısal elemanların belirlenen servis ömrü boyunca tekrarlı yüklemeler altındaki dayanıklılığı değerlendirilmektedir.
4. **Hasar Tolerans Analizi (Damage Tolerance Analysis):** Parça veya yapının, tespit edilemeyen küçük kusurlara rağmen güvenli çalışmasını sürdürebilme kapasitesi incelenmektedir.

Tüm bu süreçler, havacılık güvenliğinin temel yapı taşlarını oluşturmaktadır. Özellikle uçuş kritik bölgelerde gerçekleştirilen bu testler ve analizler, olası yapısal arızaların önlenmesinde ve yolcu güvenliğinin sağlanmasında belirleyici rol oynamaktadır.

Tablo 2.6. Tahribatsız muayene yöntemleri avantajları ve dezavantajları (T.L.L.Oliveira, M.Hadded, S.Mimouni ve R.B.Schaan, 2025) [30]

NDT Tekniği	Kabiliyetler	Kısıtlamalar
Akustik Emisyon (AE)	Yüzey ve yüzey altı kusurları, anomali yayılma detayları ile birlikte tespit edebilir.	1. Gerilim dalgaları test edilen yapı tarafından zayıflatılabilir. 2. Harici sesler yanlış yorumlanabilir.
Dijital Görüntü Korelasyonu (DIC)	Test edilecek nesne yüzeyiyle mekanik temas gerektirmemektedir (mekanik kısıtlamalar yoktur). Yarı-piksel hassasiyetle ölçüm yapmaktadır, hem yüzeye paralel (in-plane) hem de yüzeye dik (out-of-plane) mikro gerinimleri belirler.	1. Doğal ışık koşullarına bağımlıdır; yüksek frekansta görsel kaydı için yapay ışık kullanımı gerekebilir. 2. Test numunesi boyutuna uygun kalibrasyon tabloları ve kayıtlı görüntülerin saklanması için geniş depolama alanı gereklidir.
Kızılötesi Termografi (IRT)	Darbe kaynaklı kusurları, matris mikro çatlaklarını, fiber kırılmalarını ve tabaka ayrılmalarını tespit edebilir.	1. Yüzeye yakın kusurlarla sınırlıdır; kusur boyutu ve derinliği etkinliği önemli ölçüde etkiler.
Radyografi Testi (RT)	Yüzey ve yüzey altı anormallikleri tespit edebilir.	1. Güvenlik riskleri ve atık bertaraf sorunları. 2. Zaman alıcıdır. 3. Maliyetlidir. 4. Anomalilerin yönüne bağlıdır.
Kesme İncelemesi ve Holografi (ST ve HT)	Ayrılmaları ve zor fark edilen darbe hasarlarını analiz etmede yetkindir. Holografi titreşim, sıcaklık dalgalanmaları ve hava türbülansı gibi çevresel faktörlere duyarlıdır.	1. Malzeme vakum, basınç, titreşim veya ısı gibi dış etkilere maruz bırakılmalıdır. 2. Hologramlar yüksek ayrıntı ve çözünürlük sağlayabilir, bu da onları mikroskopi, interferometri ve veri depolama gibi uygulamalar için uygun kılar.

Tablo 2.6. (Devam) *Tahribatsız muayene yöntemleri avantajları ve dezavantajları (T.L.L.Oliveira, M.Haddad, S.Mimouni ve R.B.Schaan, 2025) [30]*

Ultrasonik Test	Yüzeyde ve yüzey altında anormallikleri tespit edebilir.	1. Tane boyutundan küçük anormallikler tespit edilemeyebilir. 2. Büyük ölçüde manuel işlemlere dayanır, bu nedenle denetçinin uzmanlık ve deneyiminden etkilenir. 3. Sinyal yanlış yorumlanabilir.
-----------------	--	--

2.5. Muayene Yöntemleri

2.5.1. Tahribatsız muayene yöntemleri

Tahribatsız muayene (NDT), özellikle havacılık ve uzay endüstrisinde kullanılan kompozit malzemelerin bütünlüğünü ve hasarını değerlendirmede kullanılan tekniklerden biridir, birincil yapısal elemanlarda (kanat kiriş ve gövde panelleri) yüzey ve yüzey altı kusurların belirlenmesinde; termografi (IRT), geniş alanların hızlı muayenesinde; radyografi ve eddy current (ECT), ikincil ve destekleyici bileşenlerde detaylı incelemelerde kullanılmakta olup; akustik emisyon (AE) ve shearography gibi yöntemler ise dinamik testlerde ve gelişmiş analizlerde tercih edilmektedir. Örneğin, Boeing 787 Dreamliner, Airbus A350 gibi modern yolcu uçaklarında yüksek kompozit oranı nedeniyle, her bir panelin ve parça birleşim bölgesinin ultrasonik ve termografik olarak kontrol edilmesi standart hale gelmiştir. Ayrıca, bakım sırasında belirli aralıklarla veya hasar şüphesi olduğunda kapsamlı NDT taramaları yapılmaktadır. Bu yöntemler ihtiyaca farklı olarak birleştirilebilir farklı kompozisyonlar ortaya konabilmektedir. Esas olan havacılık kompozitlerinde güvenilir, hassas ve etkili bir kontrol sürecini sağlamaktır.

- Kanatlarda delaminasyonun tespiti için, ultrasonik test
- Kuyruk ve gövdede yabancı madde ve boşluk için, dijital radyografi
- İç kabin panellerinde hızlı yüzey kontrolü için, termografi yöntemleri kullanılmaktadır.

Tahribatsız muayene yöntemleri, polimer matrisli kompozitler (PMC'ler), metal matrisli kompozitler (MMC'ler) ve seramik matrisli kompozitler (CMC'ler) üzerinde yoğunlaşmaktadır. Bu malzemeler, hafiflik, yüksek mukavemet ve korozyon direnci gibi avantajlı özellikleri nedeniyle geleneksel metalik ve alaşımlı bileşenlerin yerini giderek

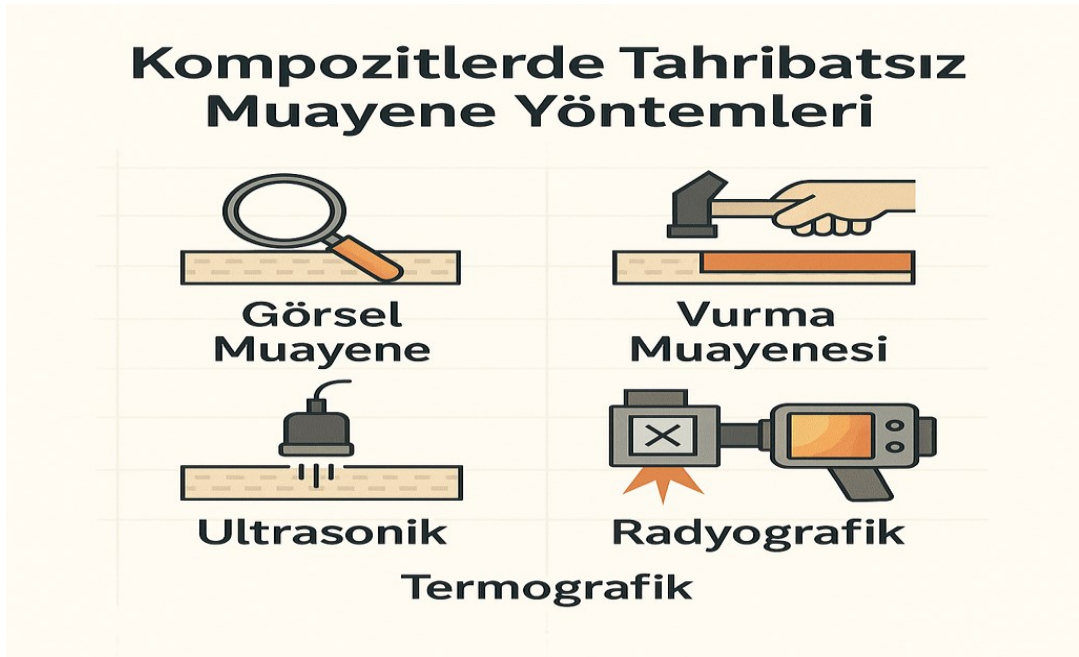
daha fazla aldığından, yapısal bütünlüklerinin sağlanması son derece önemli hale gelmektedir. Başlangıçta askeri uygulamalarla ilerleyen entegrasyonları, 2000'li yıllarda sivil havacılık ve uzay uygulamalarında önemli bir artış göstermiştir. Özellikle son dönemde, Airbus A380 ve Boeing Dreamliner gibi, her ikisi de önemli oranda polimer kompozit malzemelerden yapılmış yapısal kütle içeren büyük uçak modelleri geliştirilmiştir. Sivil havacılık için kompozit malzemeler ağırlıklı olarak, uygun mukavemet-ağırlık oranları nedeniyle seçilen karbon ve cam fiberlerle güçlendirilmiş polimer matrisli malzemelerden (PMC) üretilir. Dolayısıyla, havacılık ve uzay endüstrisine artan ilgi, ağır metal alaşımlarından kompozit malzemelere geçiş yoluyla yüksek performanslı malzemeler kullanma amacını örneklemektedir. Bu malzeme sınıfının hasar mekanizmaları ve davranışları farklıdır. Bu malzeme sınıflarındaki kusur karakterizasyonunun incelenmesi, araştırmacıların sürekli olarak hasar ve kusurları tespit etmek ve tanımlamak için teknikler geliştirdiği kapsamlı bir çalışma alanıdır. Kompozitlerin tabakalı yapısı, içsel kusurların (delaminasyon, gözenek, ayrışma vb.) tespit edilmesini zorlaştırmakta ve geleneksel muayene teknikleriyle tam olarak değerlendirilememektedir. Örneğin, PMC'de, özellikle mikro çatlama ve delaminasyon olgularını vurgulayan çok çeşitli hasar kusurları vardır. Bu zorluklar, bu sorunları ele almak ve işlevselliği artırmak için stratejilerin geliştirilmesine olanak sağlamıştır. Hasar ve yüksek performanslı parçaların değerlendirilmesi, özellikle havacılık uygulamalarında kullanılan malzemeler için önemli maliyetler gerektirmektedir. Bu gereklilik, tahribatsız tekniklerin (NDT), malzeme özelliklerinden ödün vermeden hasarı tespit etmek, yerini belirlemek ve izlemek için ne kadar uygun olduğunu göstermektedir. Sonuç olarak, bu ihtiyaç NDT yöntemleriyle ilgili gelişmelerin geliştirilmesini teşvik etmiştir. Tahribatsız muayene (Non-Destructive Testing - NDT) yöntemleri, kompozit yapıların üretim, bakım ve onarım aşamalarında kritik rol oynamaktadır. NDT kullanımı, malzemelerdeki veya yapılardaki kusurları veya hataları tespit etmek, yerini belirlemek, izlemek ve değerlendirmek için tasarlanmış bir dizi analitik tekniği kapsamaktadır. Hasar değerlendirmesi, değerlendirilmesi ve davranışı, farklı malzemeler ve hizmet ömrü özelliklerine (çevre tehlikeleri ve yükler) göre değişiklik göstermektedir ve bu nedenle farklı NDT teknikleri, belirli malzeme ve hasar özelliklerine karşı duyarlı veya hassastır. Bu nedenle, NDT için tespit olasılığının (PoD) kullanımı değerli bir araçtır, çünkü belirli koşullar altında belirli bir boyuttaki bir kusuru başarıyla tespit etme olasılığını belirleyerek bir NDT tekniğinin güvenilirliğini ölçebilir ve muayene sürecinin etkinliğini

sağlayabilirler. NDT'nin önemli bir yönü, hasar gelişimini veya artışını izlemek için tekniklerin kullanılmasıdır ve bir bileşenin ömrünü tehlikeye atabilecek bir dereceye ulaşmadan önce hasarı tespit etmek için uygun bir yöntemdir. Ayrıca, NDT, malzeme kalitesini sağlamak için üretim sürecinde kullanılabilir. Bu muayene yönteminin temel özelliği, malzemenin çalışma ömrü boyunca gerçekleştirilebilmesi ve malzeme özelliklerini değiştirmemesi veya önemli hasara yol açmamasıdır. Kompozit malzemelerde hasarı değerlendirmek için kullanılan NDT yöntemlerine gelince, kimyasal, elektromanyetik veya fiziksel spektrumlarla etkileşime girmek için pasif veya aktif yaklaşımlarda kullanılabilen önemli bir teknik grubu vardır. [30].

Kompozitlerdeki Hasarlar

Tahribatsız Muayene Yöntemleri

- Görsel Muayene
- Vurma (tıklama) Muayenesi
- Radyografik Muayene
- Ultrasonik Muayene
- Termografik Muayene

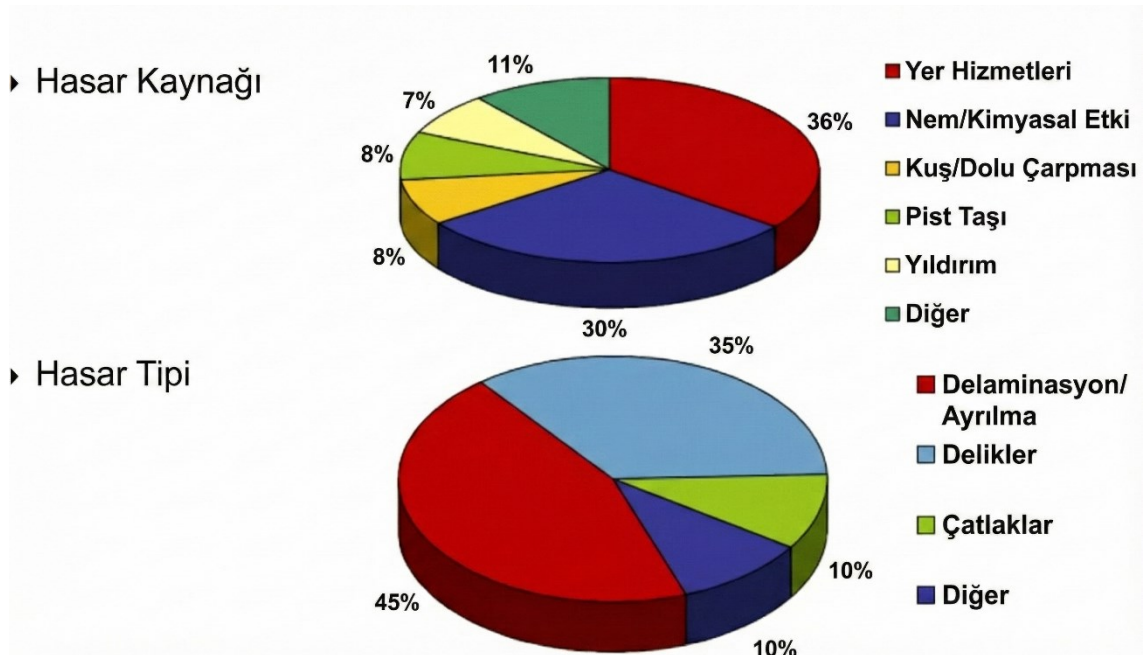


Görsel 2.11. Tahribatsız muayene (NDT) yöntemleri

Hasarlar/kusurlar, üretim öncesinde veya sırasında malzeme içindeki veya dış kaynaklardan kaynaklanan süreksizliklerdir ve NDT yöntemleri, malzeme veya yapının

içerisindeki ya da yüzeyindeki hataları belirlemek için fiziksel prensiplerden faydalanır [30]:

- Hammadde Kusurları
 - Örgü Anomalileri
 - Katman Kırışıklıkları
 - Reçine Açlığı
- Üretim Kusurları
 - Delaminasyon
 - Gözeneklilik
 - FOD
 - Çekirdek Ezilmesi
- Hizmet Sırasında Kusurlar
 - Kuş Çarpması
 - Dolu Çarpması
 - Yıldırım Çarpması
 - Nem Girişi
 - Erozyon
 - Alet Düşmesi



Şekil 2.9. Kompozit hasar nedenleri ve tipleri

NDT yöntemleri, bu kusurların üretim sırasında ya da servis ömrü boyunca kullanılmaktadır. Havacılık endüstrisinde hem üretim kontrolü (Quality Control) hem de bakım-onarımda (Maintenance, Repair and Overhaul, MRO) uygulanmaktadır.

Tablo 2.7. Tahribatsız muayene ve hasar tipleri kıyaslama tablosu

MUAYENE YÖNTEMİ	HATA TİPİ								
	AYRILMA (DISBOND)	DELAMİNASYON	ÇÖKÜNTÜ (DENT)	ÇATLAK	DELİK	SU GİRİŞİ	AŞIRI ISINMA VE YANMA	YILDIRIM ÇARPMASI	ULTRAVİYOLE IŞIK
GÖRSEL			X	X	X		X	X	X
VURMA TESTİ (TAP TEST)	X	X						X	
RÖNTGEN (X-RAY)						X			
KIZILÖTESİ TERMOGRAFI	X	X				X	X		
ULTRASONİK GEÇİRGENLİK (TTU)	X	X							
ULTRASONİK DARBE-EKO		X							
ULTRASONİK YAPIŞMA TEST CİHAZI	X	X							

2.5.1.1. Görsel muayene

Bir onarımın NDI muayenesinin ilk adımı, çalışma alanının tamamında görsel bir inceleme yapmaktır. Dikkatli bir görsel incelemeyle, yüzey çatlakları, yüzey gözenekleri, yapıştırıcının fazla akması, en dış katmanlarda reçine eksikliği, kırılma, yanlış katman sayısı, fazla katmanın yanlış üst üste binmesi veya yanlış yönlendirilmesi gibi yüzey kusurları tespit edilebilir. Ardından, iç kusurlar için daha ileri inceleme yöntemleri seçilmelidir. Görsel inceleme sırasında boroskop veya büyüteç kullanılabilir.



Görsel 2.12. Görsel muayene inceleme



Görsel 2.13. Görsel muayene kontrol

2.5.1.2. Tıklama muayenesi (tap inspection)

Ağırlıklı olarak büyük yüzeylerdeki yapışmama ve ayrılmaları tespit etmek için kullanılmaktadır. Bir çekicinin yüzeye manuel veya otomatik olarak tıklatılması suretiyle test gerçekleştirilmektedir. Temiz olan bölgede net bir ses açığa çıkarken, hasarlı bölgede daha boğuk bir ses ortaya çıkmaktadır. Oldukça basit ve ucuz bir metod olmasına rağmen, yüzeye yakın sadece birkaç katmana ait büyük hasarlar tespit edilebilmektedir yapılan ölçümler genellikle öznelidir. Büyük alanların kontrolüne olanak sağlamamaktadır.

2.5.1.3. Ultrasonik test (ultrasonic testing- ut)

Ultrasonik test, kompozitlerin iç yapısındaki kusurları tespit etmek için en yaygın kullanılan akustik bir muayene yöntemidir. Kusurları ve çatlakları ayırt etmek için kompozit malzemelerdeki elastik dalga yansımasını ve iletimini kullanmaktadır. 20 kHz ile 1 GHz arasında geniş bir frekans aralığına sahip olan bu teknik, hassas uygulamalar için uygundur. Endüstride tahribatsız muayene genellikle 0,5 ila 10 MHz frekans aralığını kullanmaktadır, ancak özellikle matris çatlaklarını tespit etmek için 100 MHz kadar yüksek frekanslar da kullanılmaktadır. Ultrasonik muayeneler esnasında, ses dalgaları, hizalama hatalarını etkili bir şekilde karakterize etmek için takviye fiberlerinin eksenine hizalanmaktadır. Ayrık yansımalar ve iletim kayıpları, belirli malzeme derinliklerinde delaminasyon ve ayrılmanın sonucudur. Öte yandan, gözeneklilik, ayrık yansımalar yerine ultrasonik dalgaları dağıttığı için iletim kayıplarına neden olmaktadır. Çeşitli

araştırmalar, katmanlar arası kaliteyi değerlendirmek ve açıklamak için kritik bilgilerin, CFRP tabakalarına dik olarak yayılan dalgaların zayıflamasından elde edilebileceğini göstermiştir.

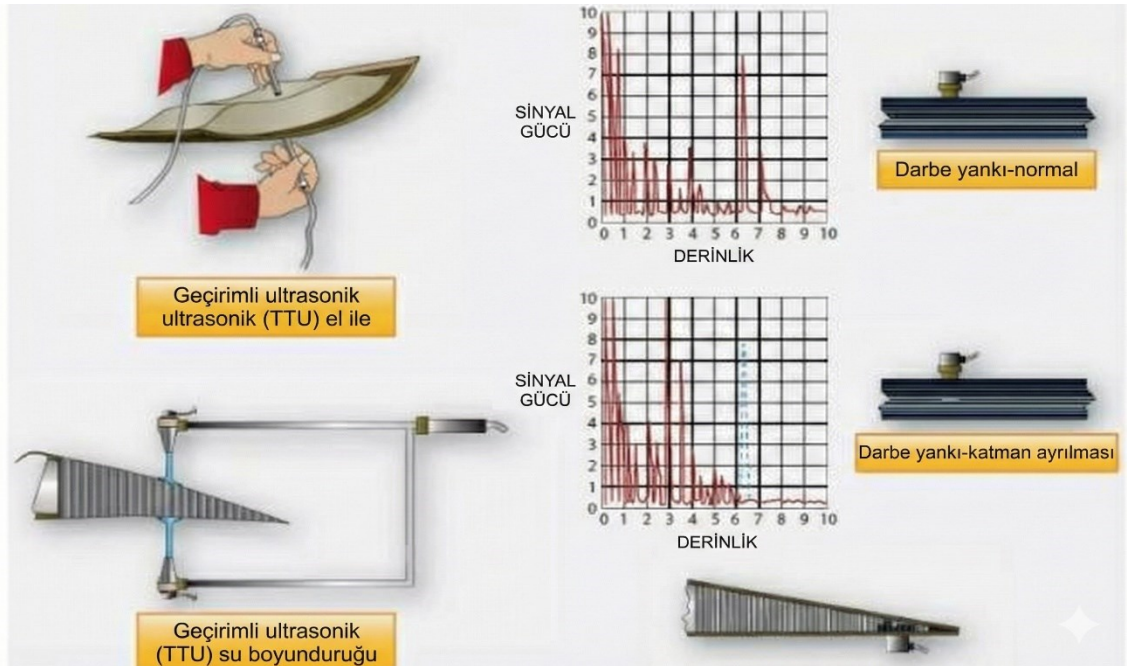
Avantajları: Delaminasyon, ayrışma, boşluk, yabancı madde gibi kusurları yüksek hassasiyetle tespit etmektedir.

Dezavantajları: Yaygın kullanımına rağmen, ultrasonik test birkaç temel sınırlamayla karşı karşıyadır. Örneğin, gölgeleme etkileri, yüzeye yakın daha büyük delaminasyonları gizleyebilmektedir, çünkü bu büyük süreksizlikler sesi yansıtır ve delaminasyonun altındaki görünürlüğü azaltmaktadır. Benzer şekilde, ultrasonik dalgalar (UT), homojen olmayan malzemelerdeki arıza ve hasarı tespit etmede zorluklarla karşılaşmaktadır. Kalın ve çok katmanlı yapılarda sinyal kaybı artabilmektedir [30].

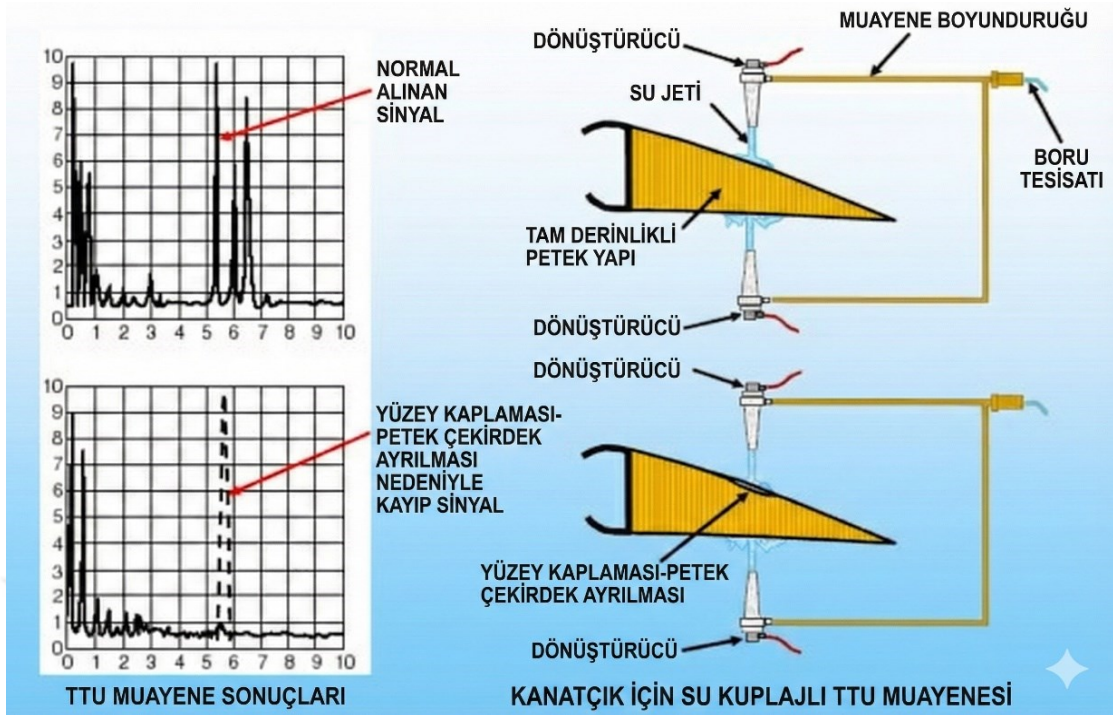
2.5.1.4. İletim metodu (Through Transmission Ultrasonic Testing)

TTU ultrasonik muayenesinde iki transdüser kullanılmaktadır.

Pulse echo yankı muayenesi, delaminasyonları, çatlakları, gözenekliliği, suyu ve bağlı bileşenlerdeki ayrılmaları tespit edebilir ancak TTU, kusurun tam derinliğini veya türünü söyleyememektedir.



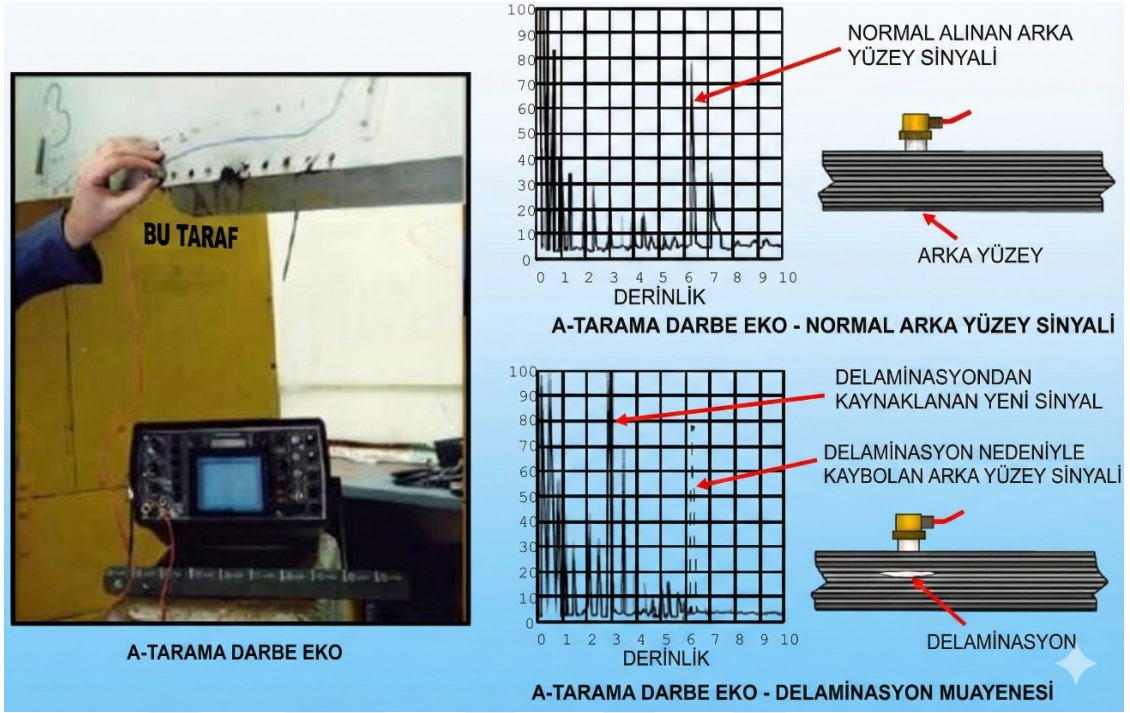
Görsel 2.14. Ultrasonik iletim metodu (through transmission)



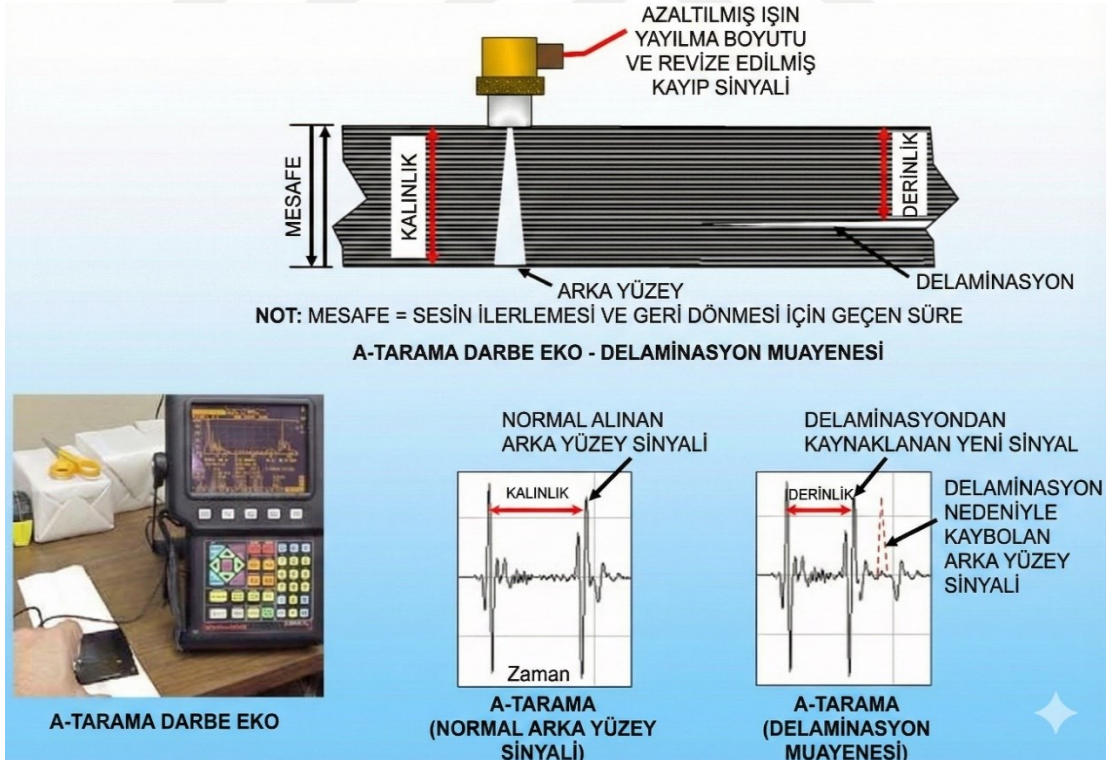
Görsel 2.15. Ultrasonik iletim metodu (through transmission) ile su jeti testi

- **Pulse Echo**

- Pulse echo, ultrasonik muayenede tek bir transdüser kullanmaktadır.
- Pulse echo muayenesi, yapıştırılmış bileşenlerdeki delaminasyonları, çatlakları, gözenekliliği, suyu ve ayrılmaları tespit edebilmektedir.
- Pulse echo muayenesi, lamine yüzey ve bal peteği yapılar arasındaki ayrılmaları ve kusurları tespit edememektedir.



Görsel 2.16. Pulse echo tarama muayenesi



Görsel 2.17. Pulse echo katman ayrılma analizi

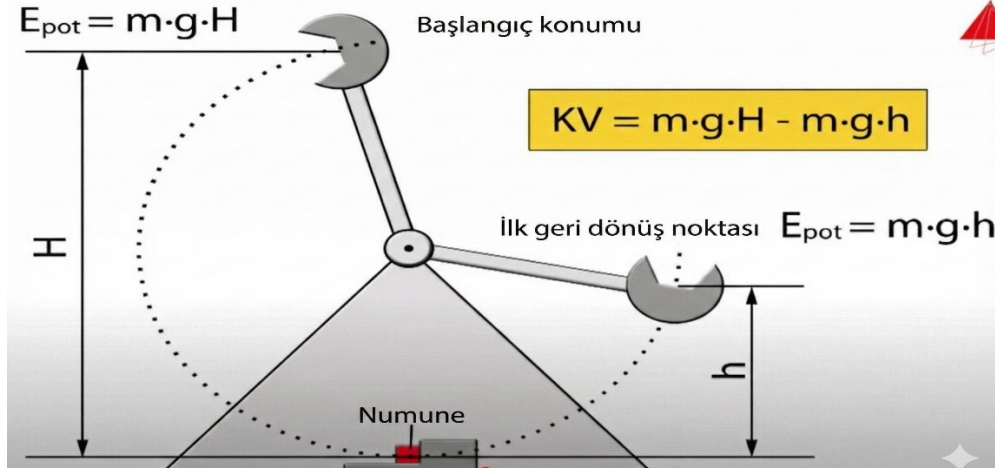
2.5.2. Tahribatlı Muayene Yöntemleri

Kompozit malzemelerin mekanik ve fiziksel özelliklerinin değerlendirilmesinde kullanılan yöntemler, genel olarak tahribatsız muayene (Non-Destructive Testing – NDT) ve tahribatlı muayene (Destructive Testing – DT) olmak üzere iki ana gruba ayrılmaktadır. Tahribatlı muayene yöntemleri, numunenin mikro veya makro düzeyde geri dönüşü olmayan deformasyona uğratılması, yapısal bütünlüğünün bozulması ya da tamamen kırılması veya ayrıştırılmasıyla gerçekleştirilmektedir. Bu yöntemlerde, malzeme; çekme (tensile test), basma (compression test), eğilme (flexural test), kesme (shear test), darbe (impact test) ve yorulma (fatigue test) gibi kontrollü yükleme senaryolarına maruz bırakılmaktadır. Testler sırasında oluşan gerinim, gerilme ve kırılma modları, yüksek hassasiyetli ölçüm sistemleri (ekstansometre, yük hücreleri, yüksek hızlı kameralar) ile kaydedilmektedir.

2.5.2.1. Darbe testi (impact test)

Darbe testi, polimerler, seramikler ve kompozitler gibi bilinen bir malzemeden yapılmış bir numunenin ani bir gerilime nasıl tepki vereceğini belirlemek için tasarlanmıştır. Darbe testi, mühendislik malzemelerinin yüksek hızlı yüklemeye karşı dayanıklılığını, tokluğunu, kırılma eğilimini, çentik hassasiyetini ve darbe dayanımını değerlendirmek için açıkça kullanılmaktadır. Darbe özelliğini nicel olarak belirleyebilme yeteneği, ürün sorumluluğu ve güvenliği açısından büyük bir avantaj sağlamaktadır. Darbe testi numune tipleri arasında, V çentik, U çentik ve anahtar deliği çentiği gibi çentik konfigürasyonları bulunmaktadır. Darbe testi genellikle Charpy ve Izod numune konfigürasyonlarından oluşmaktadır. Izod darbe testi, çentiğin vurucuya bakacak şekilde konumlandırılmasıyla Charpy darbe testinden farklılık göstermektedir.

Charpy testinde test parçası iki dikey çubuk arasında yatay olarak tutulurken,



Şekil 2.10. Darbe testi diyagramı

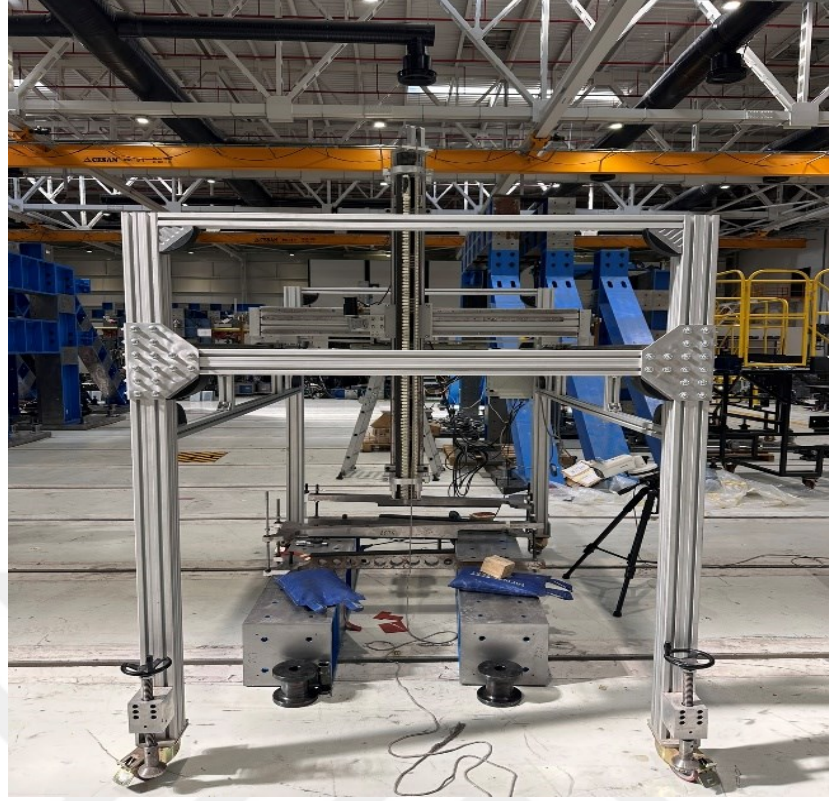
Izod testinde numune bir çit direği gibi dik durur. Ancak, anahtar deliği darbe testinde, anahtar deliği gibi görünecek şekilde işlenmiş çentik genellikle çelik döküm endüstrileri tarafından kullanılır ve "V" ve "U" çentikleriyle aynı şekilde test edilir [44]. Ayrıca, drop-weight (düşürme ağırlığı) testi ile havacılıkta gerçekçi darbe koşulları simüle edilmektedir. Darbe sonrası oluşan hasarın tipi ve yayılımı incelenmektedir. Bu tez çalışmasında ağırlık düşürme yöntemi kullanılacaktır.

3. TEST VE DEĞERLENDİRME

Günlük hava aracı bakımları sırasında insan faktörü kaynaklı kazalar meydana gelebilmektedir. Bu tez çalışmasında kazaların etkilerini incelemek amacıyla beş farklı senaryoya göre enerji seviyeleri belirlenmiştir. Buna göre;

1. Personelin elinde taşıdığı 0.6 kilogramlık çekicin 0.85 metre yükseklikten hava aracı kompozit yüzeyine düşmesi sırasında hava aracına, $0.6 \times 9.81 \times 0.85 = 5 J$ kinetik enerji uygulanmıştır.
2. Personelin elinde taşıdığı 1.2 kilogramlık çekicin 0.85 metre yükseklikten hava aracı kompozit yüzeyine düşmesi sırasında hava aracına, $1.2 \times 9.81 \times 0.85 = 10 J$ kinetik enerji uygulanmıştır.
3. Personelin elinde taşıdığı 2.15 kilogramlık çekicin 0.85 metre yükseklikten hava aracı kompozit yüzeyine düşmesi sırasında hava aracına, $2.15 \times 9.81 \times 0.85 = 18 J$ kinetik enerji uygulanmıştır.
4. 3 kilogramlık tork anahtarının 0.85 metre yükseklikten hava aracı kompozit yapı yükseklikten hava aracı kompozit yüzeyine düşmesi sırasında hava aracına, $3 \times 9.81 \times 0.85 = 25 J$ kinetik enerji uygulanmıştır.
5. 6 kilogramlık tork anahtarının 0.85 metre yükseklikten hava aracı kompozit yapı yükseklikten hava aracı kompozit yüzeyine düşmesi sırasında hava aracına, $6 \times 9.81 \times 0.85 = 50 J$ kinetik enerji uygulanmıştır.

Test koşullarında insanın elinden yere kadar olan mesafe 85 santimetre olarak alınmıştır. Bu test ortamının kurulması amacıyla resimdeki ağırlık düşürme test makinesi kullanılmıştır. Yeterli miktarda veri toplayabilmek adına 5 joule, 10 joule, 18 joule, 25 joule ve 50 joule gibi farklı enerjilerle deney çalışmaları gerçekleştirilecektir. Belirlenen beş enerji seviyesi için ikiyeşer test numunesi hazırlanarak toplamda 10 adet her biri 2 mm kalınlıkta numune ile testler icra edilmiştir.



Görsel 3.1. *Ağırlık düşürme makinesi*

25,4 mm çapındaki 3133 gram ağırlığındaki yuvarlak şekilli metal cisim ağırlık düşürme test makinesi üzerinden sırası ile 162 mm, 325 mm, 605 mm, 813 mm ve 1626 mm yükseklikten ön hız olmadan bırakılacaktır.



Görsel 3.2. *Ağırlık düşürme makinesi metal cisim*

Testlerde kullanılan her biri 2 mm kalınlığında 200 x 150 mm ebatındaki tüm numuneler, M91/IM7/34RC/UD/194/12K karbon fiberle güçlendirilmiş epoksi prepreg malzemedan üretilmiştir.

Tablo 3.1. M91/IM7/34RC/UD/194/12K teknik özellikler (hexcel product data sheet) [34]

Fiziksel Özellikler	Birimler	M91/34%/UD194/IM10-12K	M91/34%/UD194/IM7-12K	M91/34%/UD194/AS7-12K
Elyaf Dokuma/UD Elyaf Kütlesi	g/m ²	IM10 UD 194	IM7 UD 194	AS7 UD 194
Nominal Prepreg Kütlesi	g/m ²	294	294	294
Teorik Olarak Hesaplanmış Kürleşmiş Katman Kalınlığı	mm (inç)	0.184 (0.0072)	0.184 (0.0072)	0.184 (0.0072)
Teorik Olarak Hesaplanmış Elyaf Hacmi	%	58.9	59.2	58.7
Reçine Yoğunluğu	g/cm ³ (lbs/ft ³)	1.28 (80.2)		
Elyaf Yoğunluğu	g/cm ³ (lbs/ft ³)	1.79 (111.7)	1.78 (111.1)	1.80 (112.4)
Teorik Olarak Hesaplanmış Laminat Yoğunluğu	g/cm ³ (lbs/ft ³)	1.58 (98.63)	1.57 (98.00)	1.58 (98.63)

M91 reçine tipi – Hexcel’in belirlediği reçine tipi

IM7 - Fiber türü intermediate modulus 7

34Rc - Reçine içeriği %34 kütleye

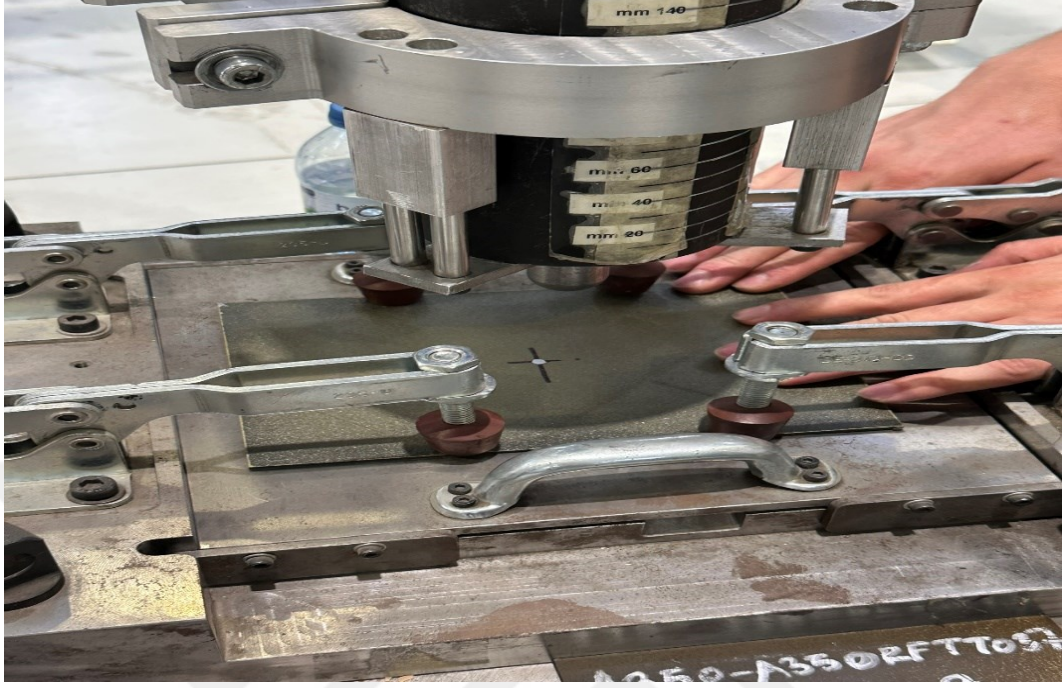
UD - Dokuma tipi uni directional

194 - Fiber areal weight yüzey alan ağırlığı g/cm² cinsinden

12K - fiber tow büyüklüğü, her tow da 12 bin iplik mevcut

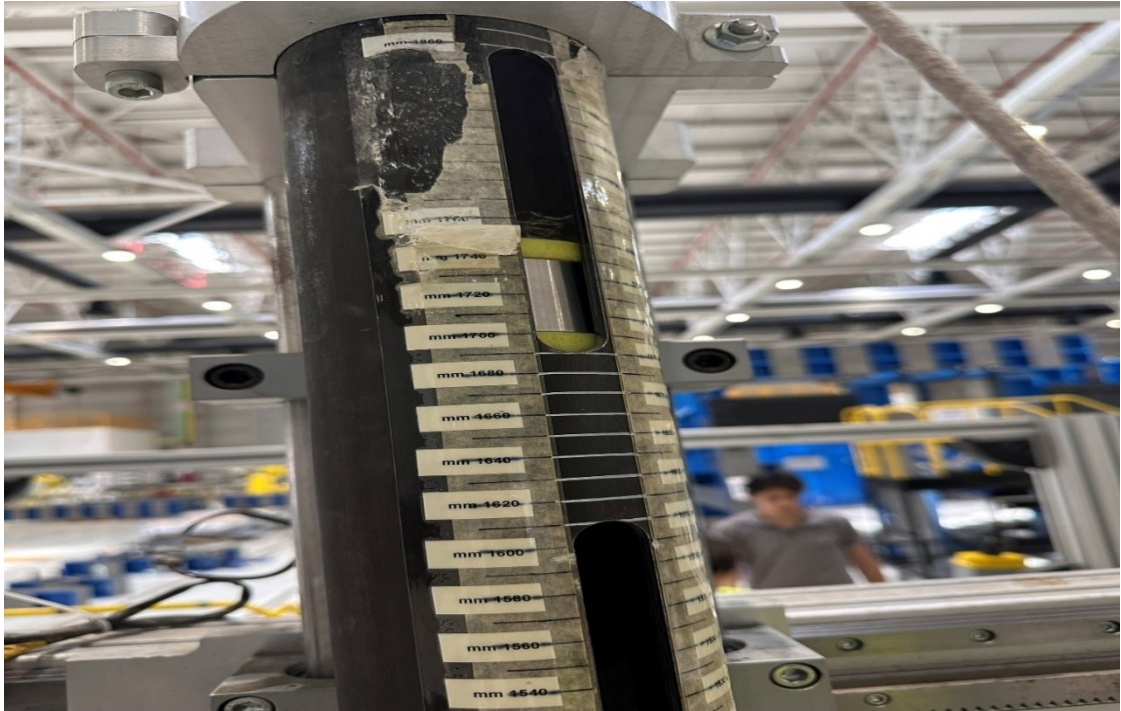
Her numune içeriğinde 10 katman kompozit kullanımıştır. Her numunenin ön ve arka

yüzeyinde ilk katmanda prepreg, M21 soyma kumaşı (peel ply) kullanılmıştır.



Görsel 3.3. *Ağırlık düşürme makinesine bağlanmış test numunesi*

Bir potansiyometre cetveli üzerinden serbest düşüme bırakılan impektörün darbe etkisiyle farklı Joule değerlerine göre aşağıdaki değerlere bağlı deney girdileri oluşturulmuştur:



Görsel 3.4. *Ağırlık düşürme makinesi potansiyometre*

Tablo 3.2. Ağırlık düşürme makinesi ayar parametreleri

Uygulanan Joule	Numune Numarası	Potansiyometre Set Yükseklik
5	1-2	162 mm
10	3-4	325 mm
18	5-6	605 mm
25	7-8	813 mm
50	9-10	1626 mm

Kütle: 3.133 kg

G: 9.806 kg

$$KE = mxgxh$$

$$3.133 \times 9.806 \times 0.162 = 5J \quad (1. \text{ Senaryo})$$

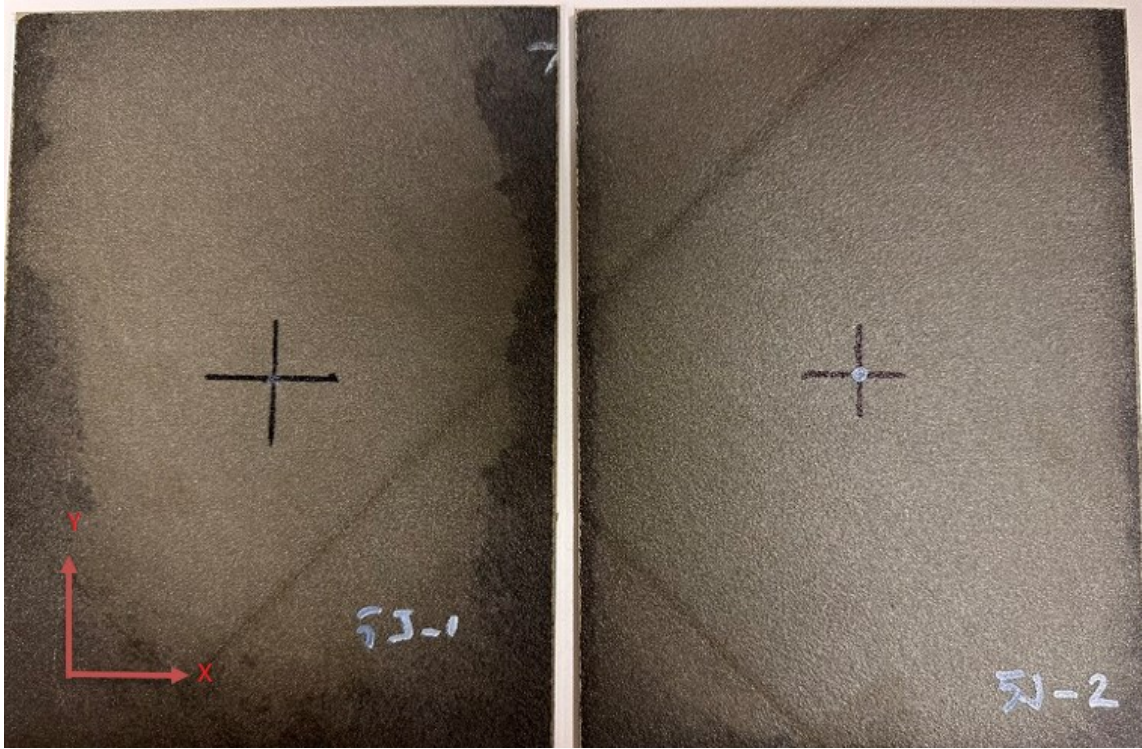
$$3.133 \times 9.806 \times 0.325 = 10J \quad (2. \text{ Senaryo})$$

$$3.133 \times 9.806 \times 0.605 = 18J \quad (3. \text{ Senaryo})$$

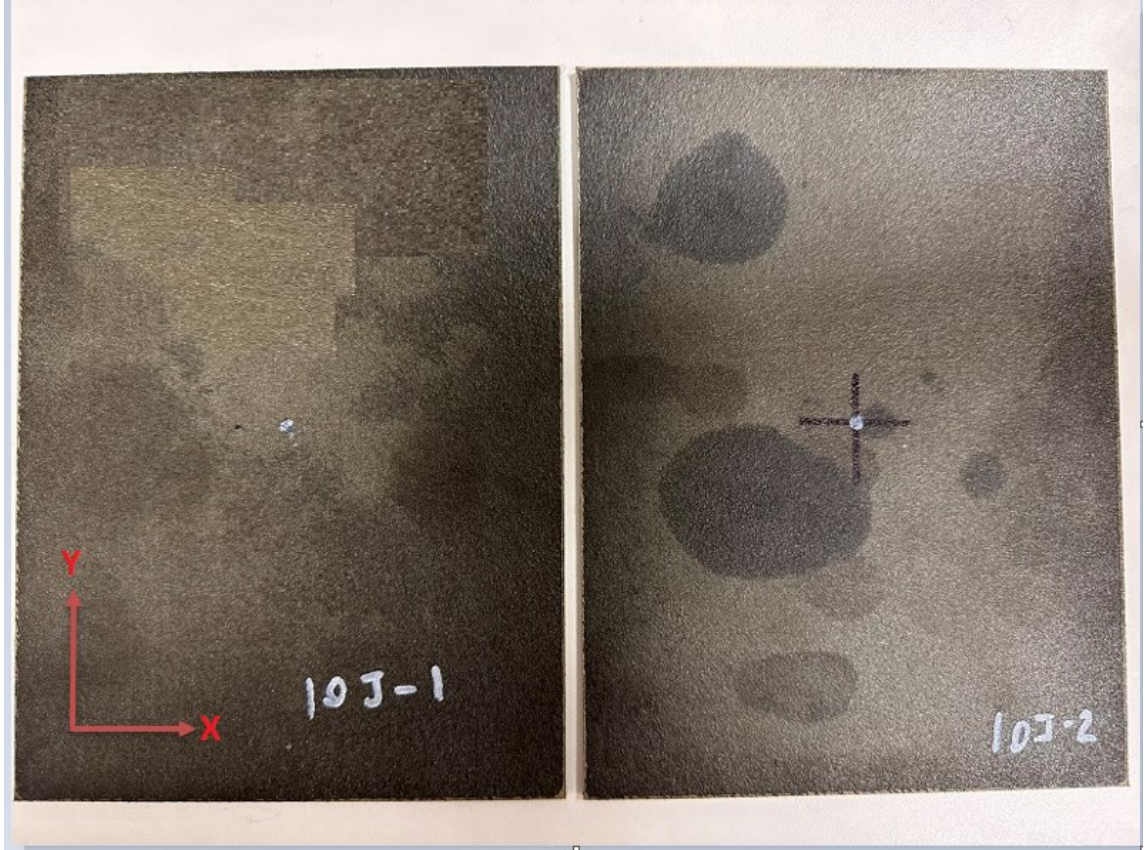
$$3.133 \times 9.806 \times 0.813 = 25J \quad (4. \text{ Senaryo})$$

$$3.133 \times 9.806 \times 1.626 = 50J \quad (5. \text{ Senaryo})$$

Sırasıyla 5J, 10J, 18J, 25J ve 50J uygulanan numunelere darbe testi uygulanmıştır:



Görsel 3.5. 5J darbe testi uygulanmış numune 1-2



Görsel 3.6. 10J darbe testi uygulanmış numune 3-4



Görsel 3.7. 18J darbe testi uygulanmış numune 5-6



Görsel 3.8. 25J darbe testi uygulanmış numune 7-8



Görsel 3.9. 50J darbe testi uygulanmış numune 9-10

Küçük boyutlu parçalarda özellikle yüzeye yakın olan bölgelerdeki hasarların tespiti için oldukça avantajlı olan tap muayenesi numunelerin üzerinde test edilmiştir. 10 numuneye ait parça üzerinde hasarlı bölgede en, boy ve derinlik (deplasman çukuru) değerleri kayıt altına alınmıştır. Son olarak numunenin arka tarafında oluşan delaminasyona ait darbe kaynaklı hasar ölçülendirmesi kayıt altına alınmıştır.



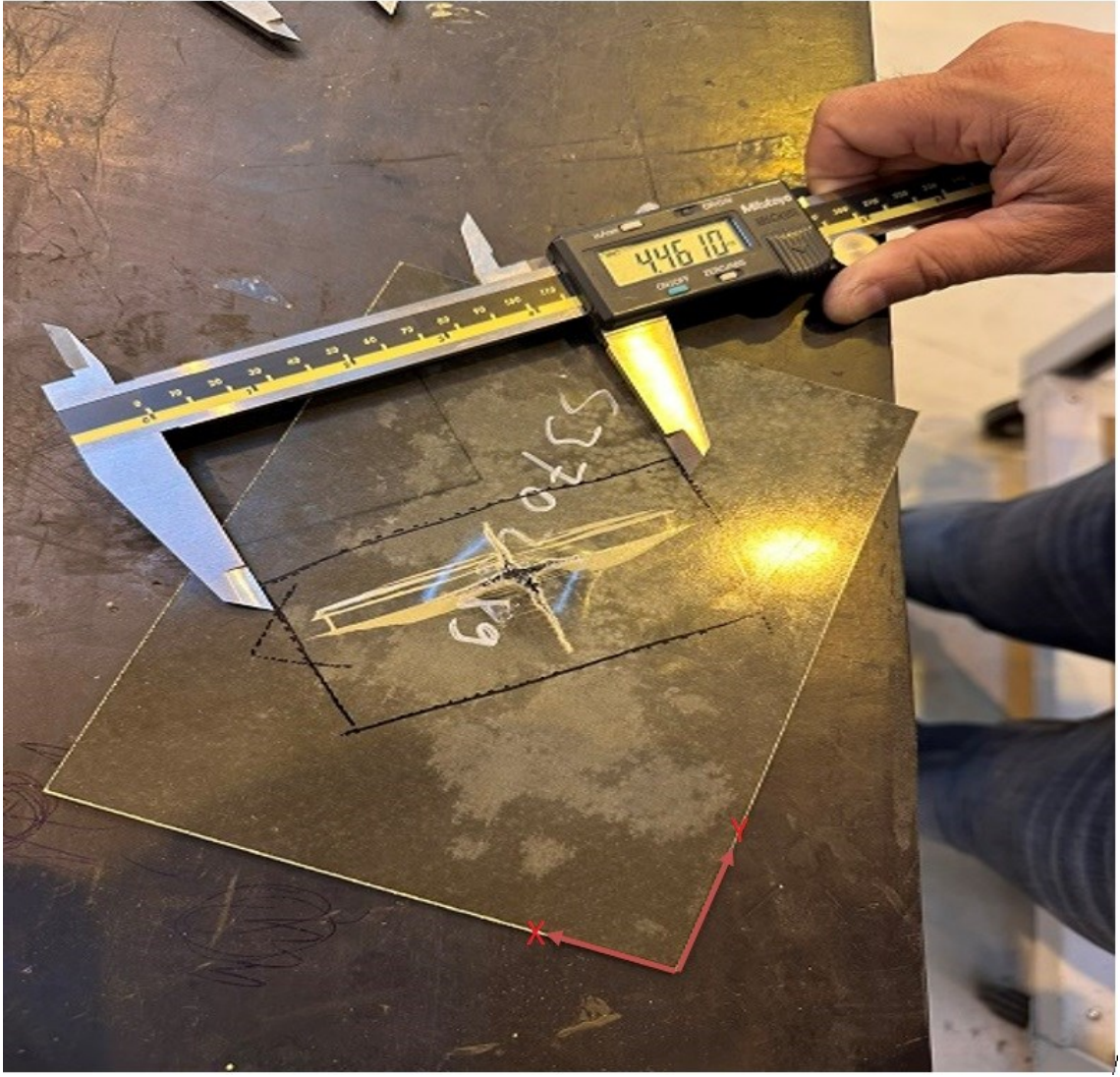
Görsel 3.10. 50J darbe testi uygulanmış numunede x eksenli hasar ölçümü



Görsel 3.11. 50J darbe testi uygulanmış numunede hasar derinlik ölçümü



Görsel 3.12. 50J darbe testi uygulanmış tap muayenesi



Görsel 3.13. 50J darbe testi uygulanmış numunede delaminasyon bölgesi ölçüsel kontrol

Delaminasyon alanları dikdörtgen kabul edilerek delaminasyon alanları bulunmuştur. Tap inspection muayenesi sonrası belirtilen ölçümler Tablo 3.3'te kayıt altına alınmıştır.

Tablo 3.3. Birinci darbe testi sonrası numune verileri

Numune sırası	Uygulanan yük, J	Numune delaminasyon ölçüsü (x), mm	Numune delaminasyon ölçüsü (y), mm	Delaminasyon debond alanı, (x/y), mm ²	Numune deplasman çukuru (h), mm
1	5J	3.81	4.318	16.452	0.675
2	5J	2.286	2.286	5.226	0.527
3	10J	14.224	9.144	130.064	0.863
4	10J	14.478	8.89	128.709	0.841
5	18J	18.288	20.32	371.612	0.84
6	18J	20.574	19.304	397.161	1.40
7	25J	31.242	32.258	1007.804	0.99
8	25J	27.178	25.4	690.321	1.45
9	50J	113.284	52.578	5956.246	1.764
10	50J	51.308	53.594	2749.801	1.89

Küçük boyutlu parçalarda özellikle yüzeye yakın olan bölgelerdeki hasarların tespiti için oldukça avantajlı olan tap muayenesi numunelerin üzerinde test edilmiştir. 10 numuneye ait parça üzerinde hasarlı bölgede en, boy ve derinlik (deplasman çukuru) değerleri kayıt altına alınmıştır. Son olarak numunenin arka tarafında oluşan delaminasyona ait darbe kaynaklı hasar ölçülendirmesi kayıt altına alınmıştır.

Deney testleri kapsamında TUSAŞ bünyesinde faal kullanılmakta olan 1 adet TTU ultrasonik test cihazı kullanılmıştır.



Görsel 3.14. *TTU ultrasonik test muayene cihazı*

Deney testleri kapsamında mıknatıslama yöntemiyle numune sırasıyla ultrasonik test muayene cihazına bağlanmıştır. Sırasıyla 1'den 10'a kadar numaralandırılmış tüm numuneler test düzeneğine oturtulmuştur.



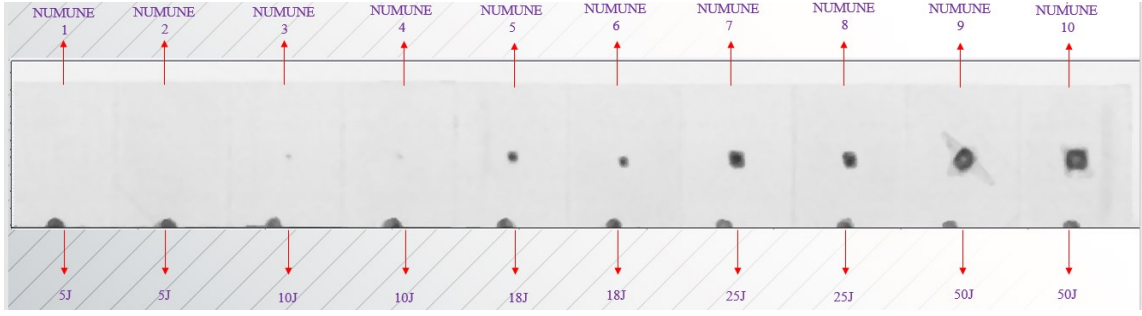
Görsel 3.15. *TTU ultrasonik test numune yerleşimi*

Numunelerin boyutlarına bağlı olarak, yaklaşık 30 dakikalık bir test senaryosu çift prob ile yatay ve dikey yönlü olarak su ile tarama yapılmıştır.

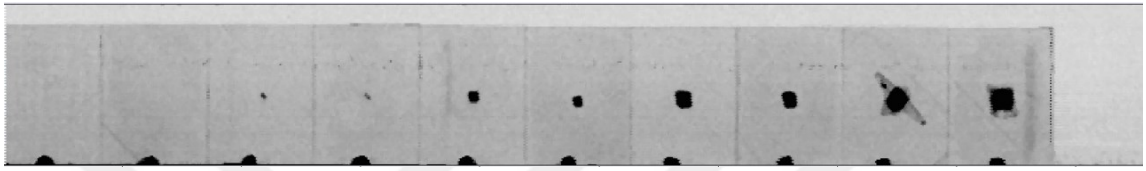


Görsel 3.16. *TTU ultrasonik cihaz test aşaması*

Yapılan deney sonucu elde edilen veriler raporlamıştır:

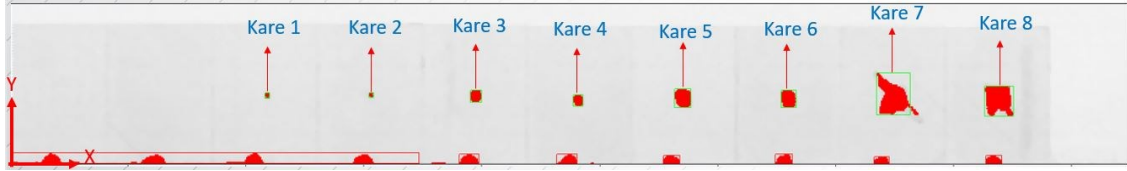


Şekil 3.1. Ultrasonik muayene sonuçları



Şekil 3.2. Ultrasonik muayene sonuçları (karartılmış)

Parça üzerindeki hata referans alınarak -23 DB ile değerlendirme yapılmıştır.



Şekil 3.3. Ultrasonik muayene sonuçları (ölçülendirilmiş)

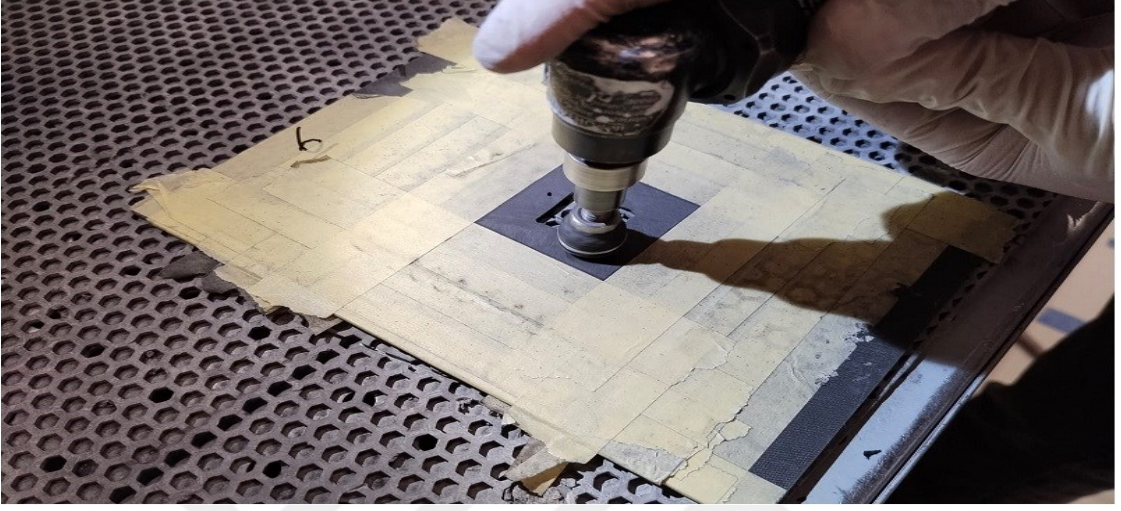
-23 DB ile yapılan değerlendirme sonrası tarama esnasında tespit edilen boyutsal ölçüler nümerik olarak kayıt altına alınmıştır.

Tablo 3.4. Birinci darbe testi sonrası ultrasonik nümerik boyutsal analizi

Numune sırası	Uygulanan yük, J	Numune delaminasyon ölçüsü (x), mm	Numune delaminasyon ölçüsü (y), mm	Delaminasyon debond alanı, (x/y), mm ²
-	5J	-	-	-
-	5J	-	-	-
Kare 1	10J	5.92	6.60	39.09
Kare 2	10J	6.35	6.23	39.59
Kare 3	18J	16.21	16.23	263.05
Kare 4	18J	14.23	16.11	229.38
Kare 5	25J	24.20	26.00	629.03
Kare 6	25J	22.12	24.00	530.73
Kare 7	50J	48.29	58.31	2815.32
Kare 8	50J	42.10	42.23	1777.84

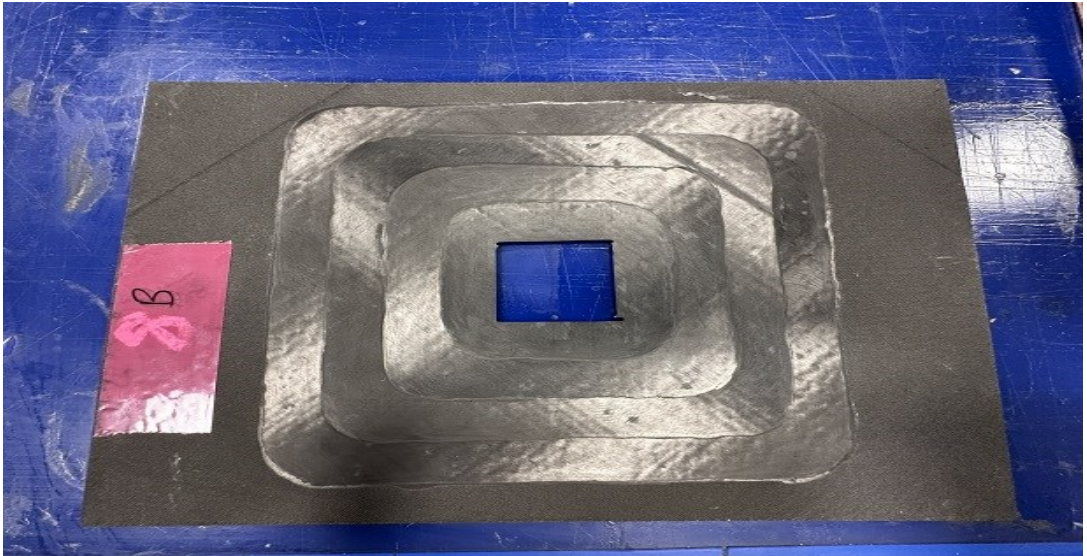
Ultrasonik test taraması sonrası, darbe testi sonucu hasarlı olan numuneler kompozit atölyesine götürülerek tamir işlemleri başlatılmıştır;

1. Numuneler üzerinde delaminasyon görülen kısımlar hata kaybolana kadar kesilerek numuneden arındırılmıştır.



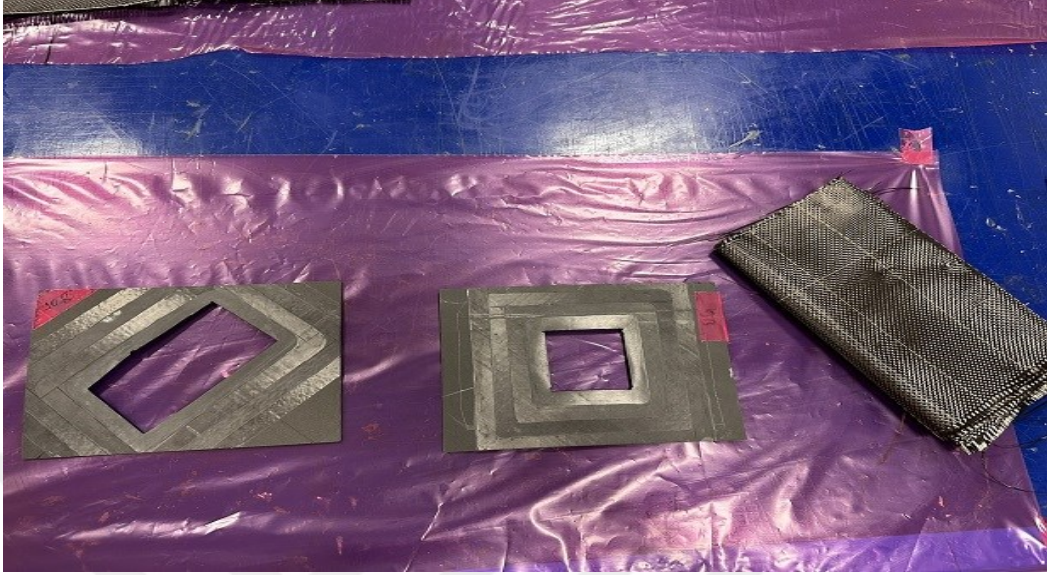
Görsel 3.17. Kompozit hasarlı bölge ayırma işlemleri

2. Islak serme (wet lay-up) yöntemi için stepwise olarak havalı zımpara tabancası ile numune üzerinde hasarın boyutuna göre katman açılmıştır. Her numunenin 10 katman fiber oluşması nedeniyle nedeniyle, delaminasyonun görüldüğü yoğun görüldüğü numunelerde alttan ve üstten 4 er kat katman açılmıştır, delaminasyon nedeniyle numune üzerinde kesilen bölgede mukavemet adına 2 katman bırakılmıştır.



Görsel 3.18. Kompozit hasarlı bölge katman oluşturma

3. Katman oluşturma işlemleri sonrası fiber takvime uygulama n hazırlıkları başlatılmıştır.



Görsel 3.19. Kompozit tamir işlemleri

4. Takviye işlemi öncesi llendirmeye bağlı olarak fiberle takviye yapılacak bölge serim açısına bağlı olarak şablonlarla llendirilir.



Görsel 3.20. Kompozit tamiri reçine uygulaması

5. şablonların zerine EA 9396 Aero reçine uygulanarak, bir el aleti vasıtasıyla emdirilerek homojen bir dağılım sağlanmaktadır.

Tablo 3.5. EA 9396 Aero reçine kür koşullu yapışma dayanımı [35]

Test sıcaklığı (°F / °C)	5gün kür @77°F/25° C (psi)	5gün kür @77°F/25° C (Mpa)	1saat kür @150°F/66°C (psi)	1saat kür @150°F/66°C (Mpa)	30dakika kür @180°F/82° C (psi)	30dakika kür @180°F/82° C (Mpa)
-67/-55	3300	22.8	3300	22.8	3500	24.1
77/25	3500	24.1	4000	27.6	4000	27.6
180/82	3200	22.0	3300	22.8	3300	22.8
300/149	1800	12.4	1800	12.4	1900	13.1
350/177	1250	8.6	1200	8.3	1200	8.3

- Deney esnasında kompozit tamir malzemesi olarak G0904 D 1070 TCT düz dokuma kuru karbon fiber kullanılmıştır. Katlar arasında serilerek, şablonlara uygun bir şekilde takviye kesim malzemeleri numune bazlı olarak hazırlanmıştır.



Görsel 3.21. Kompozit tamiri şablon hazırlama

Kompozit tamir malzemesi olarak G0904 D 1070 TCT düz dokuma kuru karbon fiber, sıklıkla kullanılan bir türdür. Deneyin bu aşamasında darbe test sürecinde kompozit tamiri için kullanılmıştır.

Tablo 3.6. G0904 D 1070 TCT düz dokuma kuru karbon fiber (HYSOL EA 9396 yapıştırıcısı ile desteklenmiş, 1/3 ağırlık oranına sahip) [36]

Özellik	Sembol	Değer
Elastisite Modülü (Gpa)	E_{11}	49.6
	E_{22}	49.6
	E_{33}	8
Kayma Modülü (Gpa)	G_{12}	3.3
	G_{13}, G_{23}	2.8
Çekme Dayanımı (Mpa)	X_t	517
	Y_t	517
Kayma Dayanımı (Mpa)	S_{12}	60
	S_{13}, S_{23}	34
Poisson Oranı	ν_{12}	0.045
	ν_{13}, ν_{23}	0.28

- Hazırlanan şablonlar içten dışa sırayla yerleştirilerek, yapışkanları takviye malzemesinden sıyrılarak şablona uygun bir şekilde kompozit numune üzerine tatbik edilir.



Görsel 3.22. Kompozit tamir işlemleri

- Takviye malzemelerinin numunelere uygulanması sonrasında ön ve arka yüzeye PREPREG PEEL PLY, M21 soyma kumaşı (peel ply) eklenerek vakumlama prosesi öncesi tüm tamirat işlemleri tamamlanmış olur.



Görsel 3.23. *Kompozit tamir işlemleri*

- Hazırlanan numune plakaları, vakum poşeti içerisine yerleştirilerek vakumlama için sehpaye yerleştirilir.



Görsel 3.24. *Kompozit tamir işlemi sonrası vakumlama*

- Numunelerin krleme işlemleri için, vakumlama sehpasına yerleştirilen numuneler 1 saat 70°C’de kr edilecek şekilde hava sirkülasyonlu bir kurutma fırınına yerleştirilir. Krleme faaliyeti tamamlandıktan sonra gerekliyse numuneler üzerinde apak temizliği yapılarak tamir işlemi tamamlanmış olur.



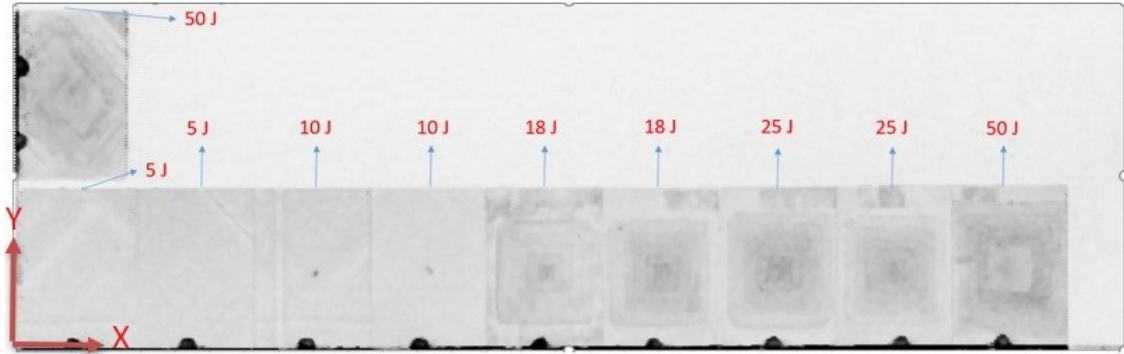
Görsel 3.25. *Kompozit kurutma fırını*

Tamir işlemi tamamlanan numuneler bir kez daha TTU ultrasonik test cihazına tarama için yerleştirilirler. Deneyin bu aşamasında tamir sonucu kompozit yüzeyinde iyileşmelerin görsel analizi incelenmektedir. İlk darbe testi esnasında 5 J, 10 J, 18 J, 25 J ve 50 J güce maruz bırakılan numuneler, sol alttan sağa doğru sıralanarak dizilmişlerdir. Tabla ölçüsel kapasitesinin bu dizilimde yeterli gelmemesi nedeniyle, ilk darbe testinde 50 J yüke maruz kalmış 2. numune tek başına olacak şekilde üst sıraya yerleştirilmiştir.



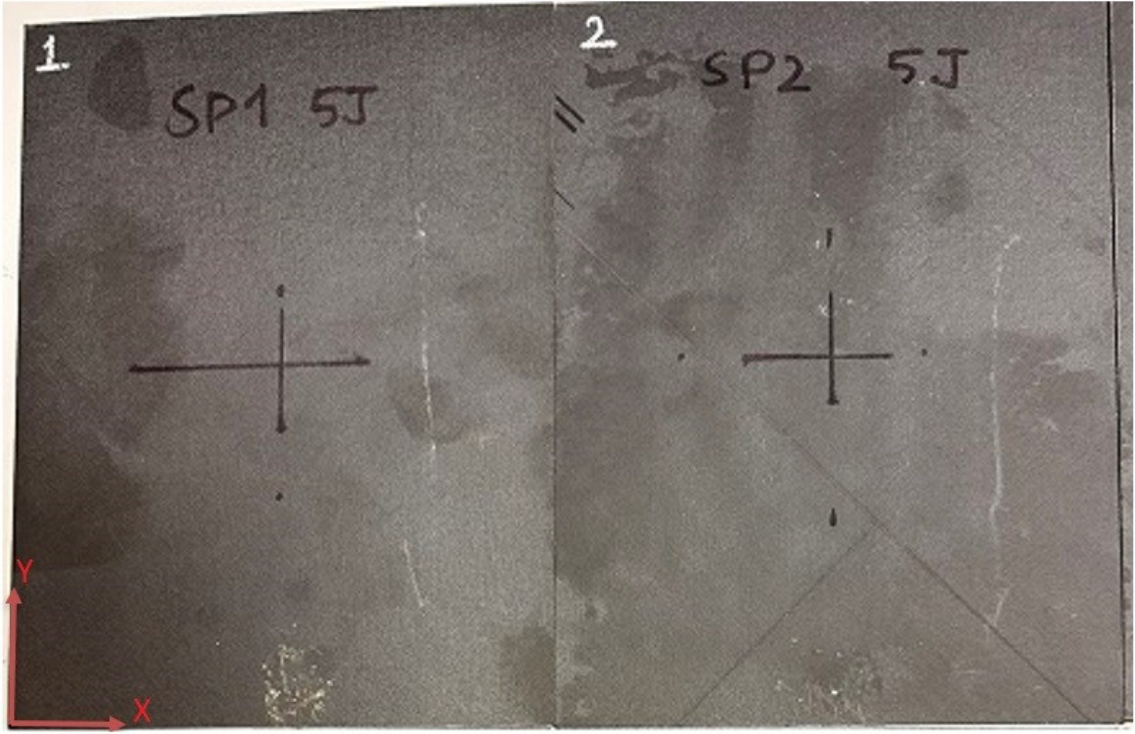
Görsel 3.26. *Kompozit tamiri sonrası TTU ultrasonik muayene*

Yapılan deney sonucu elde edilen veriler raporlamıştır:

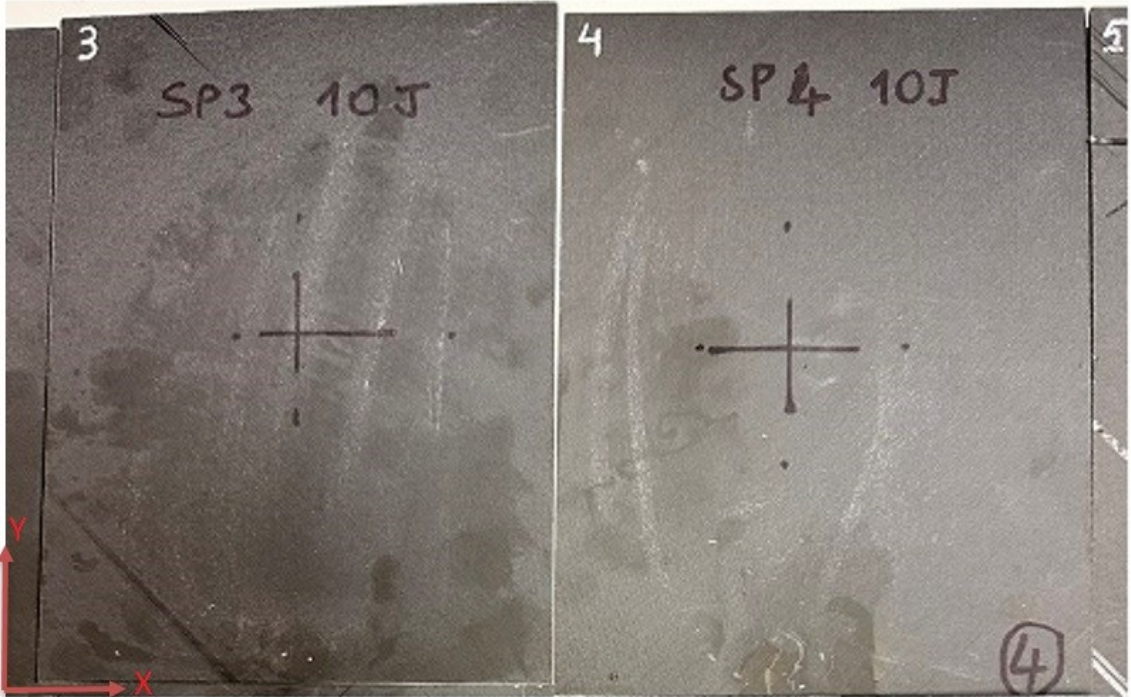


Şekil 3.4. *TTU ultrasonik muayene taraması*

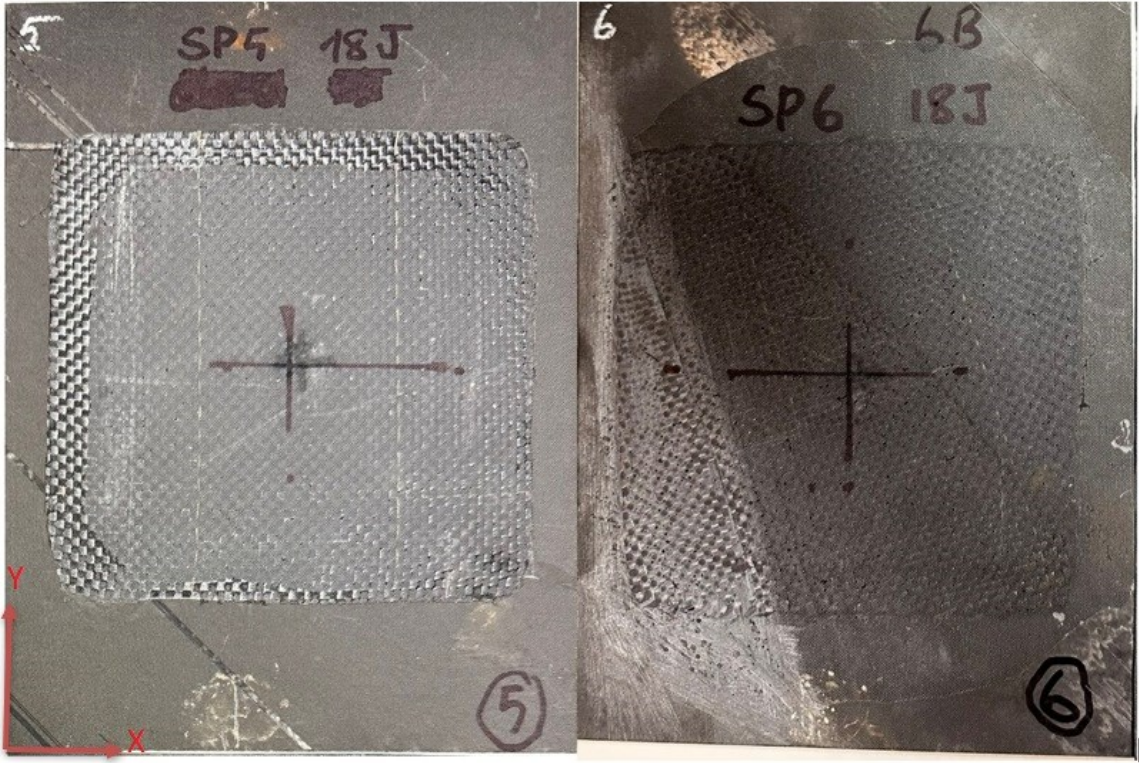
İkinci darbe testi deneyi kapsamında tamir görmüş olan kompozit numuneler, yine sırasıyla ilgili yükseklikten bırakılan ağırlık vasıtasıyla darbe testine maruz bırakılmışlardır. İlk darbe testi parameterleri değiştirilmeden sırasıyla 5J, 10J, 18J, 25J ve 50J uygulanan numunelere ikinci kez darbe testi uygulanmıştır:



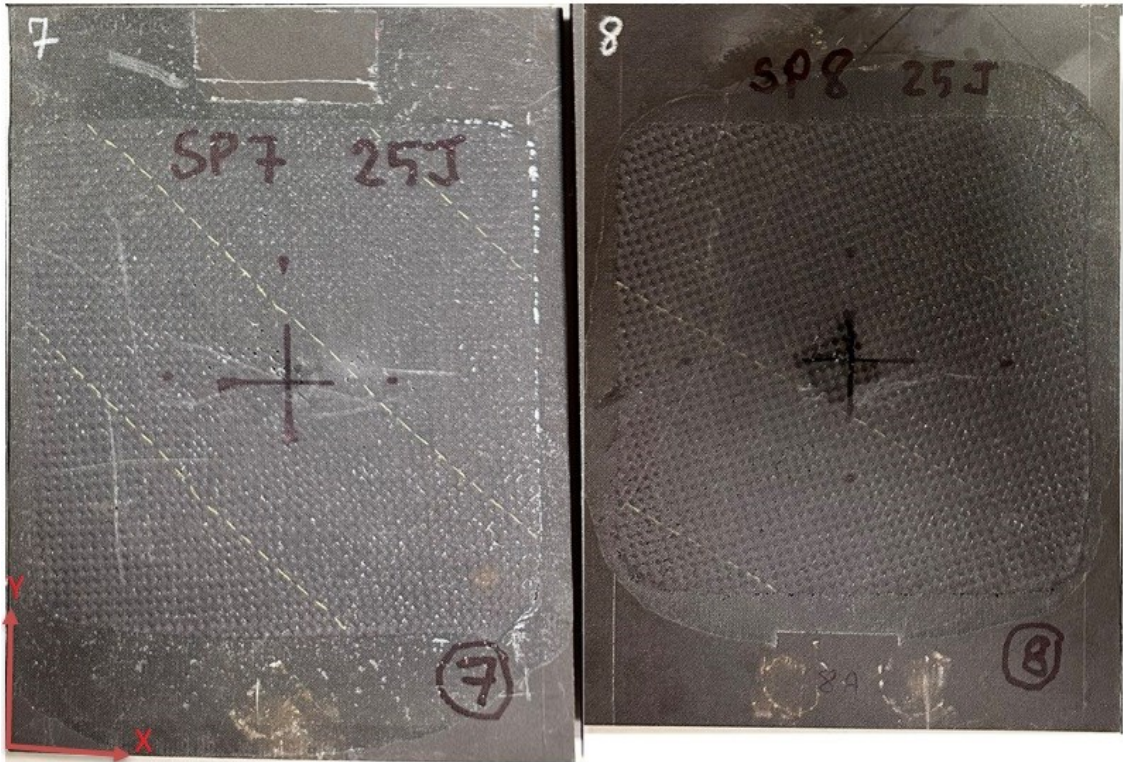
Görsel 3.27. İkinci kez 5J darbe testi uygulanmış numune 1-2



Görsel 3.28. İkinci kez 10J darbe testi uygulanmış numune 3-4



Görsel 3.29. İkinci kez 18J darbe testi uygulanmış numune 5-6



Görsel 3.30. İkinci kez 25J darbe testi uygulanmış numune 7-8



Görsel 3.31. İkinci kez 50J darbe testi uygulanmış numune 9-10

İkinci darbe testi tamamlandıktan sonra numunelere tap muayenesi uygulanmıştır.



Görsel 3.32. İkinci darbe testi sonrası tap muayenesi

ve tap muayenesi sonrası belirtilen ölçümler kayıt altına alınmıştır:

Tablo 3.7. İkinci darbe testi sonrası numune verileri

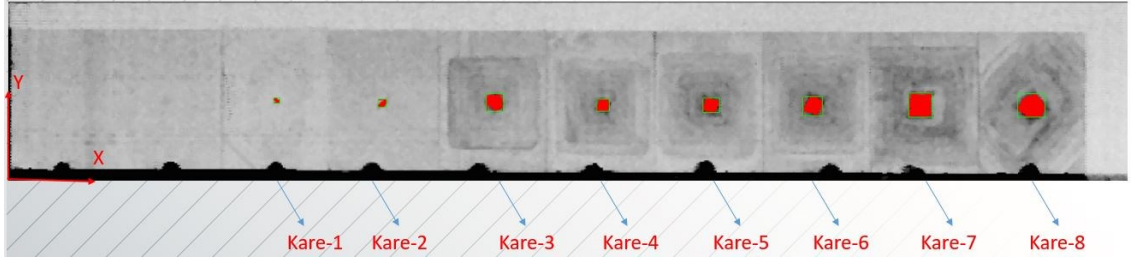
Numune sırası	Uygulanan yük, J	Numune delaminasyon ölçüsü (x), mm	Numune delaminasyon ölçüsü (y), mm	Delaminasyon debond alanı, (x/y), mm ²	Numune deplasman çukuru (h), mm
1	5J	2.286	2.032	4.645	0.756
2	5J	1.524	1.016	1.548	0.601
3	10J	5.588	5.08	28.387	0.967
4	10J	4.064	3.302	13.419	0.959
5	18J	23.876	27.432	654.966	0.941
6	18J	19.812	19.812	392.515	1.568
7	25J	23.114	21.59	499.031	1.109
8	25J	27.432	23.635	648.355	1.653
9	50J	35.052	36.576	1282.062	1.976
10	50J	50.292	44.958	2261.028	1.985

İkinci tap muayenesi tamamlandıktan sonra deneyin son aşaması olarak üçüncü kez ultrasonik tarama faaliyeti için numuneler test düzeneğine yerleştirilmişlerdir:



Görsel 3.33. İkinci darbe testi sonrası TTU ultrasonik muayene

Yapılan deney sonucu elde edilen veriler raporlamıştır:



Şekil 3.5. TTU ultrasonik muayene taraması

Tablo 3.8. İkinci darbe testi sonrası ultrasonik nümerik boyutsal analizi

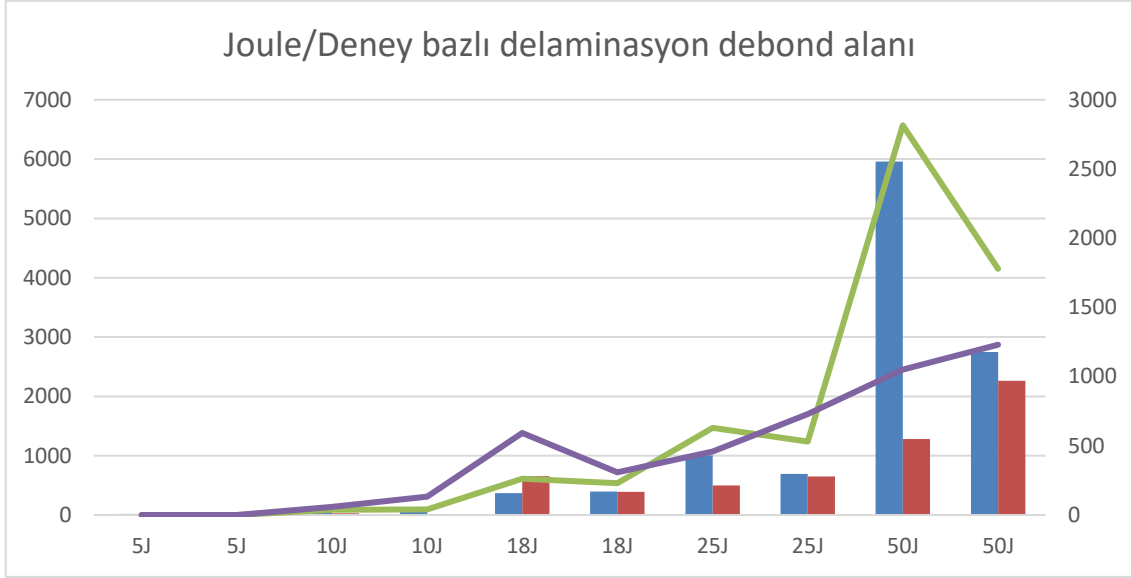
Numune sırası	Uygulanan yük, J	Numune delaminasyon ölçüsü (x), mm	Numune delaminasyon ölçüsü (y), mm	Delaminasyon debond alanı, (x/y), mm ²
-	5J	-	-	-
-	5J	-	-	-
Kare 1	10J	8.54	7.01	59.80
Kare 2	10J	12.73	10.51	133.79
Kare 3	18J	24.02	24.66	592.24
Kare 4	18J	18.52	16.67	308.77
Kare 5	25J	23.01	19.90	457.68
Kare 6	25J	27.23	26.79	729.32
Kare 7	50J	32.24	32.58	1050.20
Kare 8	50J	38.34	32.09	1230.15

3.1. Darbe Testi Öncesi ve Sonrası Hasar Miktarlarının İncelenmesi

Sırasıyla farklı Joule enerji seviyelerinde numuneye uygulanan kinetik enerjinin, deney koşullarına bağlı olarak oluşturduğu debond alanı incelenmiştir.

Tablo 3.9. Numune üzerine uygulanan farklı Joule değerine bağlı deney bazlı debond alanı analizi

Numune sırası	Uygulanan yük, J	1.Darbe Testi Sonrası Delaminasyon debond alanı, (x/y), mm ²	2.Darbe Testi Sonrası Delaminasyon debond alanı, (x/y), mm ²	1.TTU Testi Sonrası Delaminasyon debond alanı, (x/y), mm ²	2.TTU Testi Sonrası Delaminasyon debond alanı, (x/y), mm ²
1	5J	16.452	4.645	0	0
2	5J	5.226	1.548	0	0
3	10J	130.064	28.387	39.09	59.8
4	10J	128.709	13.419	39.59	133.79
5	18J	371.612	654.966	263.05	592.24
6	18J	397.161	392.515	229.38	308.77
7	25J	1007.804	499.031	629.03	457.68
8	25J	690.321	648.355	530.73	729.32
9	50J	5956.246	1282.062	2815.32	1050.2
10	50J	2749.801	2261.028	1777.84	1230.15

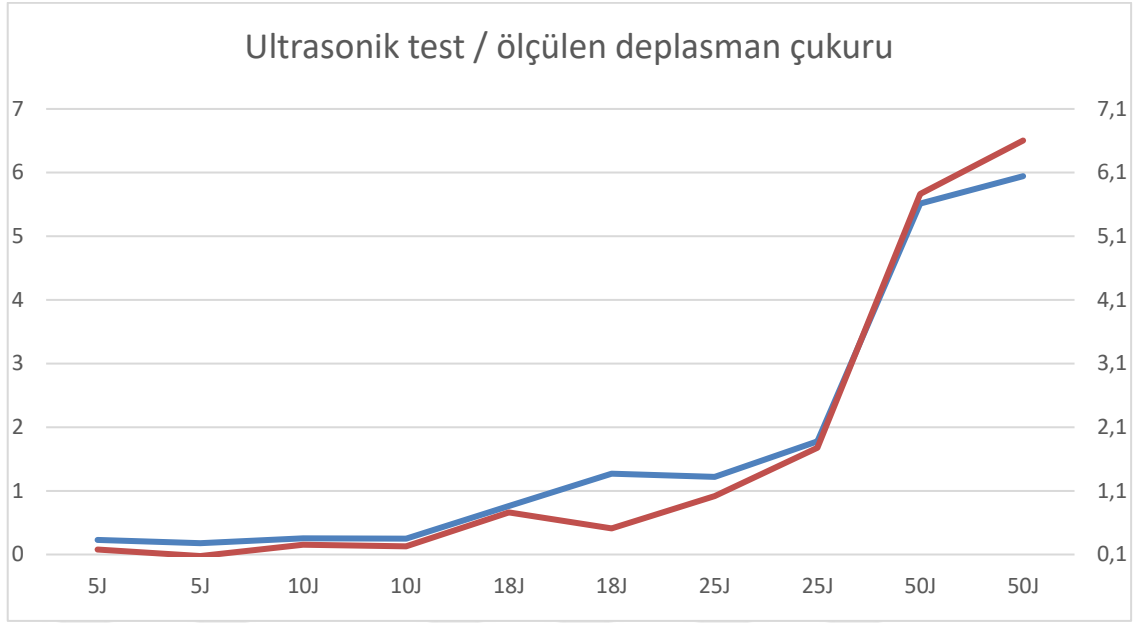


Şekil 3.6. Joule/deney bazlı delaminasyon alanı

Numuneye 50J kinetik enerji uygulanması sonucu meydana gelen hasarlar incelendiğinde, her bir deney sürecinde x ve y düzleminde kademeli olarak delaminasyon debond alanının artış gösterdiği gözlemlenmiştir. Numune üzerine uygulanan enerji seviyesinin artması ile birlikte oluşan debond alanı doğrusal olarak artış göstermektedir. Her enerji seviyesinde delaminasyon debond alanı kendi içerisinde tutarlılık göstermektedir.

Tablo 3.10. Numune üzerine uygulanan farklı Joule değerine bağlı TTU ultrasonik test bazlı debond alanı analizi

Numune sırası	Uygulanan yük, J	1. Darbe Testi Sonrası TTU Test Numune deplasman çukuru (h), mm	2.Darbe Testi Sonrası TTU Test Numune deplasman çukuru (h), mm
1	5J	0.229	0.178
2	5J	0.178	0.076
3	10J	0.254	0.254
4	10J	0.25	0.229
5	18J	0.762	0.762
6	18J	1.27	0.508
7	25J	1.219	1.016
8	25J	1.778	1.778
9	50J	5.512	5.766
10	50J	5.944	6.604

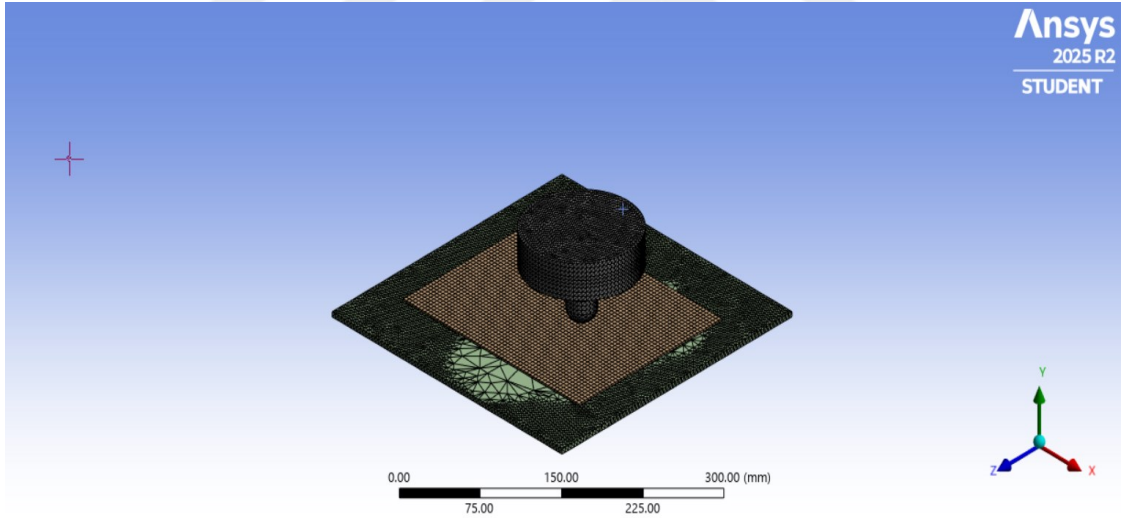


Şekil 3.7. Ultrasonik test / ölçülen deplasman çukuru

TTU ultrasonik test muayenesi farklı test numuneleri üzerinde, 1.darbe testi ve 2.darbe testi sonrası uygulanmıştır. Numune üzerine uygulanan enerji miktarının artmasına paralel olarak, deplasman çukuru artışı gözlemlenmiştir. Her enerji seviyesinde oluşan deplasman çukuru, kendi içerisinde tutarlılık göstermektedir. 1.darbe testi sonrası (2.darbe testi öncesi) numune debond alanından ayrıştırılarak kompozit tamiri görmesine rağmen, her iki ultrasonik test muayenesinin grafik çıktıları kendi içinde tutarlılık göstermektedir.

4. SAYISAL MODELLEME

Deneysel çalışmaların değerlendirilmesinde çok sayıda ve farklı türlerde testlere ihtiyaç duyulmaktadır. Günümüzde sonuçlara daha kısa sürede ulaşmak, çeşitli senaryoları incelemek, deney sayısını azaltarak tasarım maliyetlerini düşürmek ve test süreçlerini kısaltmak amacıyla simülasyon modellerinden yaygın biçimde yararlanılmaktadır. Elde edilen simülasyon verileri, deneysel test sonuçlarıyla karşılaştırılarak sayısal analizlerin deneylerle ne ölçüde uyumlu olduğu incelenmektedir. Temas kuvveti, maksimum deplasman, absorbe edilen enerji gibi ölçülebilir büyüklükler; deney sonuçlarıyla sayısal modellemelerin karşılaştırılmasında temel referans noktaları olarak kullanılmaktadır. Bu tez çalışmasında sayısal analizler ANSYS yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Kompozit model, ANSYS Workbench içinde yer alan “Geometry” modülü aracılığıyla oluşturulmuştur.



Şekil 4.1. Sayısal modellemenin mesh yapısı

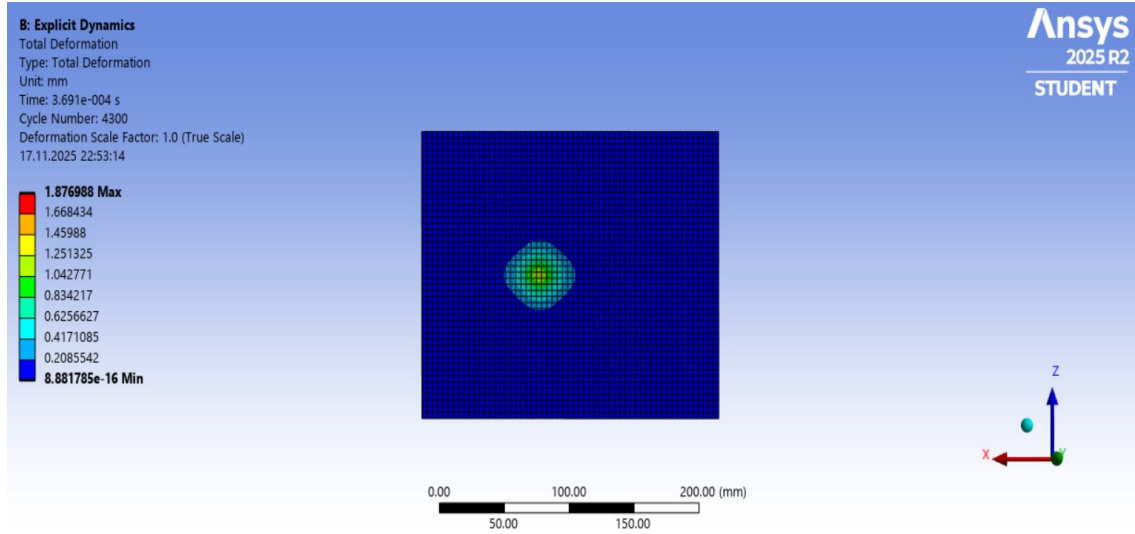
Şekil 3.6’da sunulan model kullanılarak, hava aracı üzerindeki kompozit malzemenin farklı senaryolar altında çarpma davranışı simüle edilmiştir. Bu kapsamda, 25,4 mm çapında ve 3133 gram ağırlığında bir impektörün, 1626 mm yükseklikten bırakılarak 50 Joule kinetik enerji ile 100 x 150 cm boyutlarında ve 2 mm kalınlığındaki numuneye çarpmasıyla oluşan durumlar ele alınmıştır. Yaklaşık 50 joule’lük kinetik enerjinin hava aracı yapısal bileşenine uygulandığı kabul edilmiş; ancak mesh değerleri sırasıyla 4.0, 4.5 ve 5.0 olacak şekilde değiştirilmiştir. Bu farklı koşullar altında meydana

gelen hasarlar karşılaştırmalı olarak değerlendirilmiştir.

İmpektör ve lamine kompozit malzeme mesh yapısında toplam eleman sayısı 26868 ve düğüm sayısı 102989,3'tür. İmpektörü simüle eden kütlelerde Tet4, alt ve üst yüzey plakalarında Hex8 ve lamine Wed6 eleman tipi kullanılmıştır.

Ansys modelleme sonrasında analiz gerçekleştirilirken deney ortamına bağlı olarak oluşturulan sınır koşulları aşağıdaki gibidir;

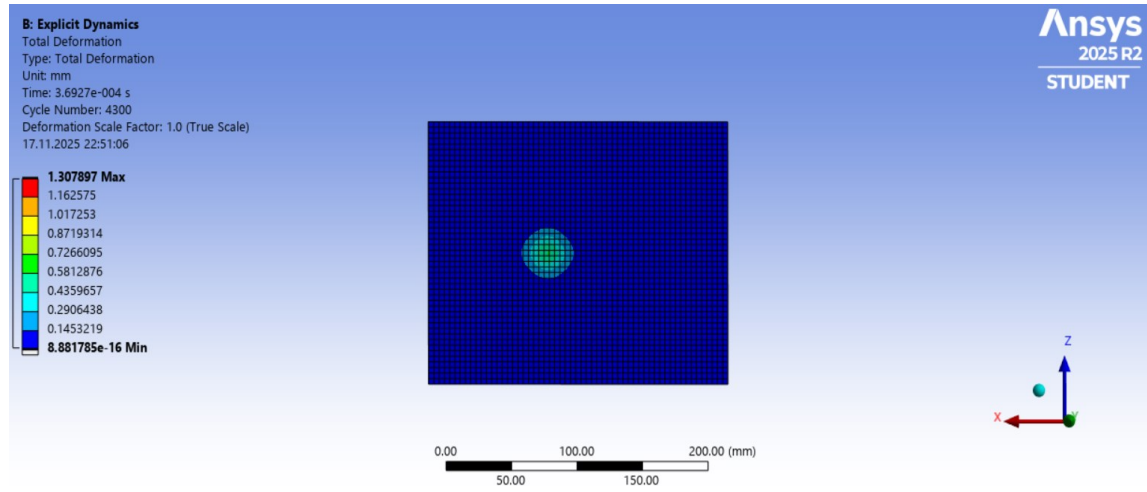
- İmpektöre sadece -y ekseninde hız tanımlaması yapılmıştır.
- Lamine yapılı kompozit malzemenin alt yüzey plakası, deneysel ortamda zemine sabitlendiği için sabit yüzey (fixed support) olarak alınmıştır.
- Ansys programının yüksekten bırakma (Drop height) uygulaması kullanılarak, 3133 gram ağırlığındaki kauçuk impektör, deney ortamında ulaşılan kinetik enerji seviyesine erişilmesi amacıyla 1626 mm yükseklikten bırakılarak 5636 mm/sn çarpma hızına ulaşması sağlanmıştır.
- Ansys programı aracılığı ile 3133 gram ağırlığındaki impektör, deney ortamında ulaşılan kinetik enerji seviyesine erişilmesi amacıyla yaklaşık 813 mm, 605 mm, 325mm ve 162 mm yükseklikten bırakılarak sırası ile 3993 mm/sn, 3459 mm/sn, 2524 mm/sn, 1782 mm/sn çarpma hızlarına ulaşması sağlanmıştır.



Şekil 4.2. 50 J yük altında sayısal modelleme

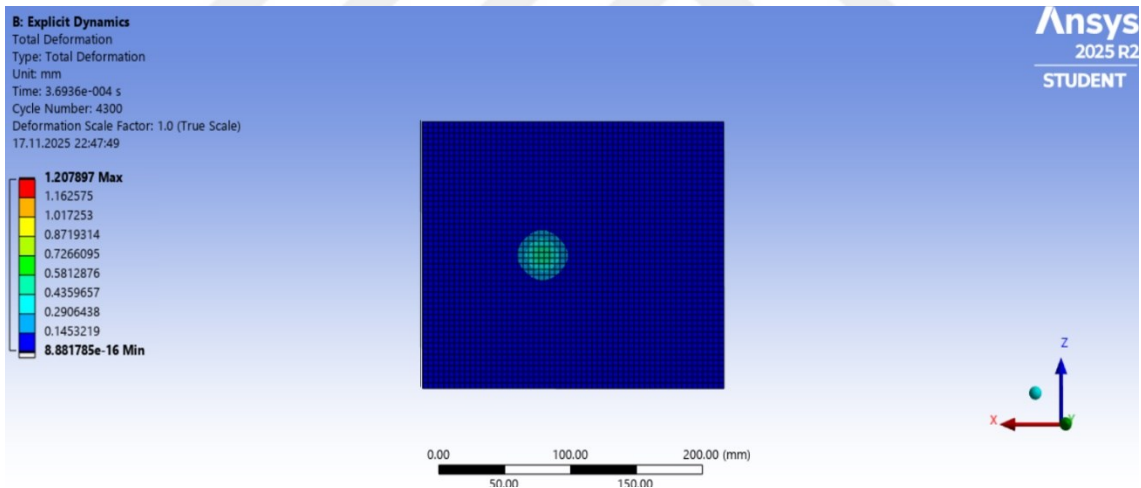
Şekil 3.7’de görüldüğü gibi 50J kinetik enerjinin 2 mm kalınlığındaki lamine kompozit yapıya çarpması sonucu 1.87 mm deplasman oluşumu tespit edilmiştir. Bu değer

laboratuvar ortamında yapılan deneylerle örtüşmektedir.



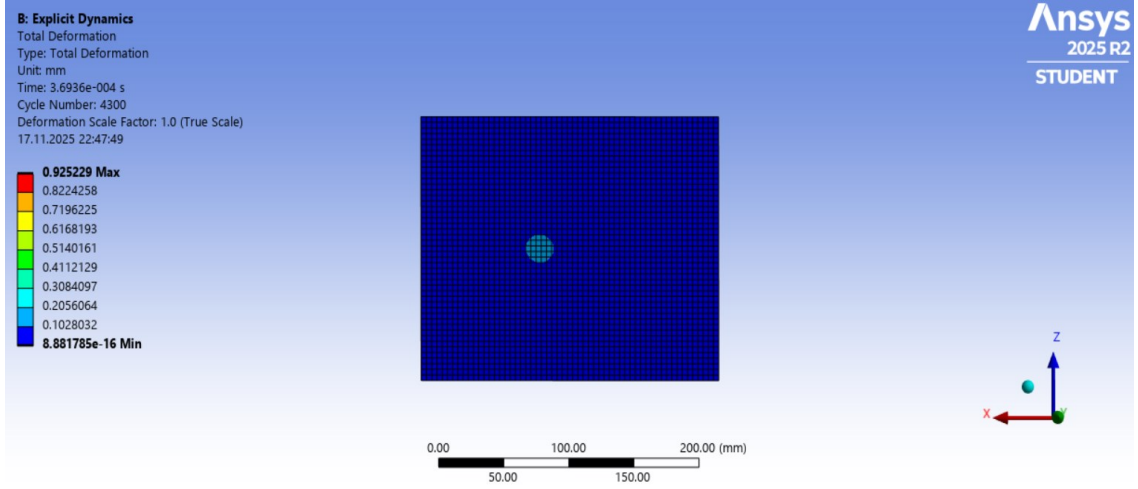
Şekil 4.3. 25 J yük altında sayısal modelleme

Şekil 3.8’de görüldüğü gibi 25J kinetik enerjinin 2 mm kalınlığındaki lamine kompozit yapıya çarpması sonucu 1.30 mm deplasman oluşumu tespit edilmiştir. Bu değer laboratuvar ortamında yapılan deneylerle örtüşmektedir.



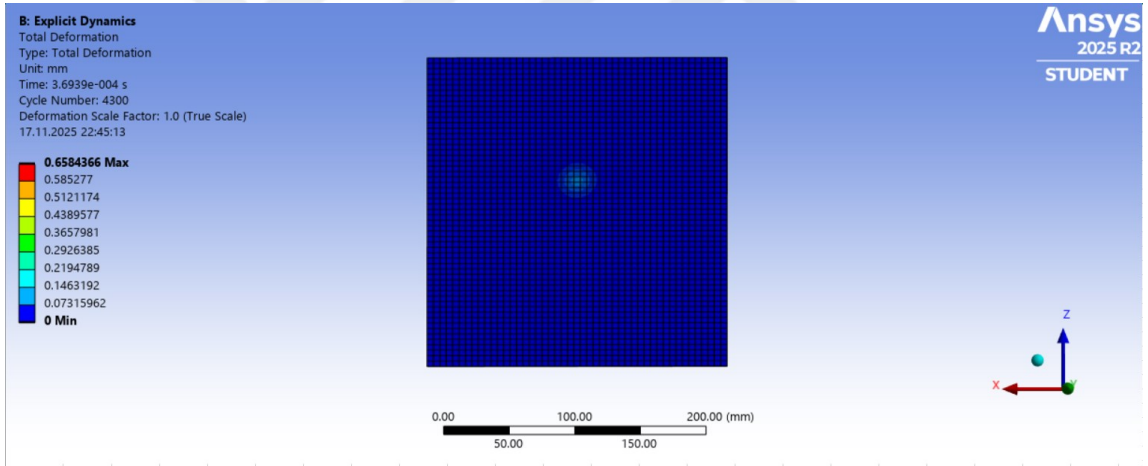
Şekil 4.4. 18 J yük altında sayısal modelleme

Şekil 3.9’de görüldüğü gibi 18J kinetik enerjinin 2 mm kalınlığındaki lamine kompozit yapıya çarpması sonucu 1.20 mm deplasman oluşumu tespit edilmiştir. Bu değer laboratuvar ortamında yapılan deneylerle örtüşmektedir.



Şekil 4.5. 10 J yük altında sayısal modelleme

Şekil 3.10’de görüldüğü gibi 10J kinetik enerjinin 2mm kalınlığındaki lamine kompozit yapıya çarpması sonucu 0.92 mm deplasman oluşumu tespit edilmiştir. Bu değer laboratuvar ortamında yapılan deneylerle örtüşmektedir.



Şekil 4.6.. 5 J yük altında sayısal modelleme

Şekil 3.11’de görüldüğü gibi 5J kinetik enerjinin 2 mm kalınlığındaki lamine kompozit yapıya çarpması sonucu 0.65 mm deplasman oluşumu tespit edilmiştir. Bu değer laboratuvar ortamında yapılan deneylerle örtüşmektedir.

Sayısal modelde parametreler tanımlanırken, daha önce belirlenen beş çarpma senaryosu esas alınmıştır. Bu kapsamda, 3133 gram ağırlığındaki impektörün hava aracına sırasıyla 5636 mm/sn, 3993 mm/sn, 3459 mm/sn, 2524 mm/sn ve 1782 mm/sn hızlarla çarpması durumunda ortaya çıkacak kinetik enerji seviyeleri dikkate alınarak modele 50 Joule, 25

Joule, 18 Joule, 10 Joule ve 5 Joule enerji girdileri uygulanmıştır. Tüm bu enerji seviyelerinde kompozit yapı ve impektör, çarpma sonucu aktarılan kinetik enerjiyi absorbe etmiş ve sayısal analizlerde perforasyon oluşumu gözlemlenmemiştir.

Sayısal modeller, deneysel çalışmalarla karşılaştırıldığında belirli bir hata payına sahiptir. Bu sapmalar; veri girişindeki yuvarlamalar, ölçüm hassasiyetindeki sınırlamalar, yazılım kaynaklı belirsizlikler veya donanım performansı gibi unsurlardan kaynaklanabilmektedir. Yapılan karşılaştırmalar sonucunda, sayısal modelleme çıktılarının deneysel verilerle uyumlu olduğu ve farkların izin verilen maksimum $\pm\%10$ hata sınırı içerisinde kaldığı belirlenmiştir.

Tablo 3.11. Farklı enerji seviyelerinde deney ve sayısal modelleme deplasman çukuru verilerinin kıyaslanması

Sıra no	Uygulanan yük, J	Deney numune deplasman çukuru (h), mm	Sayısal modelleme deplasman çukuru (h), mm
1	5J	0.601	0.65
2	10J	0.852	0.92
3	18J	1,12	1,20
4	25J	1,22	1,30
5	50J	1,827	1,87

Tablo 3.11’de, sayısal modelleme sonuçları ile deneysel çalışmalarda ortaya çıkan deplasman çukur değerleri karşılaştırılmıştır. Darbe testlerinde eğilme deplasmanını belirlemek amacıyla kompozit malzeme yüzeyi boyunca bir sentil yerleştirilmiş, bu sentilin kalınlık değişimleri ölçülerek deplasman değerleri elde edilmiştir. Sayısal modellemede ise Ansys yazılımının ilgili fonksiyonları kullanılarak kompozit yüzeyde oluşan yer değiştirmeler hesaplanmış ve bu veriler deney sonuçlarıyla karşılaştırılarak iki yöntem arasındaki uyum değerlendirilmiştir.

5. SONUÇ

Bu çalışmada lamine yapılı kompozit malzemenin düşük hızlı darbelere karşı davranış özellikleri araştırılmıştır. El aleti çarpmasının laboratuvar ortamında simüle etmek için küresel başlı impektör kullanılmıştır. Düşük hızlı darbeden kaynaklanan yer değiştirme miktarları, penetrasyon miktarları, kompozit malzemede oluşan hasar tipleri de incelenmiştir. Yapılan deneysel çalışmalar ve sayısal modelleme sayesinde aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır:

a) 5J, 10 J, 18J, 25J ve 50J kinetik enerji seviyeleri ile yapılan ağırlık düşürme deneylerinin hiçbirinde perforasyon ile karşılaşılmamıştır. Buna karşın 18J, 25 J ve 50 J ile yapılan ağırlık düşürme deneylerinde penetrasyon gözlemlenmiştir. Bu enerji seviyesindeki hasarların hava aracının birincil yapılarında meydana gelmesi durumunda hava aracı sağlığının önemli derece etkilenebileceği değerlendirilmiştir. Meydana gelen hasarın neden olduğu hava akışı ve dinamik basıncın etkileri nedeniyle uçuşun onarım işlemi sonrasında bırakılması tavsiye edilmektedir.

b) 5J ve 10 J joule kinetik enerji uygulanarak gerçekleştirilen, düşük hızlı darbe deneyleri sonucu numunelerde; matris çatlakları, üst yüzey plakalarında lif kırılmaları, delaminasyon hasarlar meydana gelmiştir. Oluşan hasarların titreşim, hava akışı gibi hava aracının doğal yükleri nedeniyle daha fazla büyümeden onarımı gerektiği değerlendirilmiştir.

c) Test numuneleri spesifikasyonlara göre onarılarak tekrar ağırlık düşürme testine (her bir numuneye onarım öncesi ve sonrasında aynı miktarda enerji uygulanmıştır) tabi tutulmuştur. Buna göre, kompozit numunelerin tamir edilerek tekrar test edilmesi durumunda malzemelerde oluşan deplasman çukuru miktarının arttığı buna karşın toplam hasar alanın azaldığı yapılan ultrason, tap muayenesi ve derinlik ölçümlerinde ortaya konmuştur. Elde edilen veriler tap muayenesi ve ultrason test verilerinin paralel olduğunu ortaya çıkarmıştır. Buna göre onarım işleminin malzemenin kırılma dayanıklılığını arttırdığı belirlenmiştir.

d) Deneyler sonucunda hava aracı üzerine takım, el aleti düşürülmesinin onarım işlemi gerçekleşmiş olsa bile malzeme davranışını etkilediği ortaya konmuştur. Onarım sonrası malzeme mekanik özellikleri değiştiği için oluşan yüklerin hesaplanarak hava aracı sağlığının yeniden değerlendirilmesinin gerekliliği tespit edilmiştir. Gerekli görülen yerlerde onarım işlemi yerine malzemenin komple değiştirilmesi değerlendirilebilir.

e) El aletinin kompozit yüzeye düşmesi sonrası gerekli muayenelerin yapılmasının ve kompozit parçanın hava aracındaki sınıflandırılmasına göre duruma göre onarım faaliyetlerinin planlanmasının gerekliliğinin tasarım verileri ile değerlendirilmesi gerekliliği yapılan deneylerle ortaya konmuştur.

f) 50 Joule’de 5 Joule’e kadar değişen farklı kinetik enerji seviyelerinde gerçekleştirilen 1.darbe deneylerinin sonuçları ile bu deneylerin sayısal modelleme analizleri karşılaştırılmıştır. Deney ve sayısal modellemelerin kıyaslaması neticesinde, her enerji seviyesinde sırasıyla %2.29, %6.15, %6.67, %7.39 ve %7.54 lük fark tespit edilmiştir. Düşük yüklerde sayısal model ve deneysel testler arasındaki farkın daha fazla olduğu gözlemlenmiştir. Veriler incelendiğinde, beklenen fiziksel davranışla uyumlu olarak, uygulanan kinetik enerji miktarı düştükçe numune üzerinde oluşan deplasman çukuru derinliğinin de hem deneysel hem de sayısal sonuçlarda tutarlı bir şekilde azaldığı görülmektedir. 50 Joule enerjide yaklaşık 1.8 mm civarında olan deformasyon, 5 Joule enerjide 0.6 mm seviyelerine kadar inmektedir. Bu durum, uygulanan yük ile oluşan hasar arasındaki doğrudan ilişkiyi net bir şekilde ortaya koymaktadır.

Sayısal modellemenin performansı deneysel gerçeklikle kıyaslandığında, modelin genel olarak başarılı bir tahmin yeteneğine sahip olduğu ortaya konabilir. Ancak belirli bir sistematik sapma mevcuttur: İncelenen beş farklı enerji seviyesinin tamamında, sayısal modelleme ile elde edilen deplasman değerleri, fiziksel olarak ölçülen değerlerden istikrarlı bir şekilde daha yüksektir. Bu bulgu, kullanılan sayısal modelin, gerçekte oluşan deformasyonu az miktarda da olsa olduğundan daha fazla tahmin etme eğiliminde olduğunu göstermektedir.

Deney ve modelleme arasındaki yüzdeler farklar (hata payı) analiz edildiğinde, enerji seviyesi ile modelin doğruluğu arasında belirgin bir korelasyon göze çarpmaktadır. Uygulanan kinetik enerji ne kadar yüksekse, modelin deneysel sonuca o kadar yaklaştığı görülmektedir. En yüksek enerji olan 50 Joule’de fark %2.29 gibi oldukça düşük bir seviyedeysen, enerji azaldıkça bu fark kademeli olarak artmakta ve en düşük enerji olan 5 Joule uygulamasında %7.54’e ulaşmaktadır. Bu durum, mevcut sayısal modelin yüksek enerjili darbe senaryolarında, düşük enerjili senaryolara göre daha hassas ve güvenilir sonuçlar ürettiğini ortaya koymaktadır.

KAYNAKÇA

- [1] Federal Aviation Administration. Air Traffic By The Numbers.
http:1 https://www.faa.gov/air_traffic/by_the_numbers (Erişim tarihi: 01.09.2025).
- [2] Kasarda, J. (2000). Logistics & The Rise of Aerotropolis. *Real Estate Issues*, Vol: 25, Issue: 4, pp. 43.
- [3] Esendemir, Ü. Ve Caner, A. (2018). Tabakalı Kompozit Malzemelerin Darbe Davranışının DeneySEL Olarak İncelenmesi. *Süleyman Demirel Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi*, Cilt 22, Sayı 1, 207-215.
- [4] Karaca, D. (2010). Farklı Kalınlık ve Oryantasyon Yüzdelerindeki Tabakalı Kompozit Levhaların Düşük Hızlı Darbe Enerjileri Altında Davranışlarının DeneySEL İncelenmesi. *Ankara: Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yüksek Lisans Tezi*, 33-116.
- [5] Köseadağ, E. ve Ekici, R. (2019). Partikül Takviyeli Metal Matrisli Kompozitlerin Darbe Davranışları Üzerine Bir Derleme. *Ömer Halisdemir Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, Cilt 8, Sayı 1, 384-393.
- [6] Sabancı, E. ve Karakuzu, R. (2013). Effect of Embedded Delaminations on Impact Behavior of Laminated Composites. *Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, Cilt 19, Sayı 7, 303-309.
- [7] Safri, S., Sultan, M.,Yidris, N. and Mustapha, F. (2014). Low Velocity and High Velocity Impact Test on Composite Materials. *The International Journal of Engineering And Science (IJES)*, Vol: 3, Issue: 9, pp. 50-60.
- [8] Belingardi, G. and Vadori, R. (2003). Influence of the laminate thickness in low velocity impact behavior of composite material plate, *Composites Structures*, Issue: 61, pp. 27-38.
- [9] Aslan, Z., Karakuzu, R. and Okutan, B. (2003). The response of laminated composite plates under low-velocity impact loading, *Composite Structures*, Cilt: 59, 119-127.
- [10] Qui, J. (2023). Research and analysis on low-velocity impact of composite materials. *Science and Engineering of Composite Materials*, Vol: 30, pp. 1-11.
- [11] Gholizadeh, S. (2019). A Review of Impact Behaviour In Composite Materials. *International Journal of Mechanical and Production Engineering*, Vol: 7, Issue: 3, pp. 35-46.
- [12] Tiberkak, R., Bachene, M., Rechak, S. and Necib, B. (2008). Damage Prediction In Composite Plates Subjected to Low Velocity Impact, *Composite Structures*, Vol: 83, Issue: 1, pp. 73-82.

- [13] Britannica. Composite Material.
http-2:<https://www.britannica.com/technology/composite-material>
(Erişim tarihi: 16.09.2025).
- [14] Thori, P, Sharma, P and Bhargava, M. (2013). An Approach of Composite Materials in Industrial Machinery: Advantages, Disadvantages and Applications. *International Journal of Research in Engineering and Technology*, Vol: 02, Issue: 12, pp. 350-355.
- [15] Aymen, L. (2020). Boeing 787 Dreamliner Represents Composites Revolution, *Aviation Knowledge – Aerodynamics – Meteorology*.
- [16] Sharma, A, Bhandri, R, Aherwar, A and Rimaşauskiene, R. (2019). Matrix materials used in composites: A comprehensive study, *Materials Today. Proceedings*, Vol: 21, pp. 1559-1562.
- [17] Prashanth, S., Subbaya, M., Nithin, K. and Sachhidananda, S. (2017). Fiber Reinforced Composites – A Review. *Journal of Material Sciences & Engineering*, Vol: 6, Issue: 3, pp. 1-6.
- [18] Mallick, P. (2007). Materials, Manufacturing and Design, *Fiber-Reinforced Composites*, Vol: 3, pp. 1-29.
- [19] Eryıldız, E. ve Eker, A. (2015). Savunma Sanayinde Kullanılan İleri Kompozit Malzemeler ve Uygulama Alanları, *International Journal of Engineering Research and Development*, Cilt 7, Sayı 4, 8-12.
- [20] Marco, P. (2025). Aviation Structural Analysis Handbook, *Aviation Structures Revealed*.
- [21] Etri, H, Korkmaz, M, Gupta, M, Gunay, M and Xu, J. (2022). A state of the art review on mechanical characteristics of different fiber metal laminates for aerospace and structural applications, *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, Vol: 123, pp. 2965-2991.
- [22] Slideshare. Landing Gear.
http-3:<https://www.slideshare.net/slideshow/landing-gear-247889940/247889940?utm>
(Erişim tarihi: 10.10.2025).
- [23] Parveez, B., Kittur, M, Badruddin, I., Kamangar, S., Hussien, M and Umarfarooq, M. (2022). Scientific Advancements in Composite Materials for Aircraft Applications: A Review, *Polymers*, Vol: 14, Issue: 5007, pp. 1-32.
- [24] Addcomposites. What are the Applications of Composite Materials Today.
http-4:<https://www.addcomposites.com/post/where-are-composites-used>
(Erişim tarihi: 13.10.2025).

- [25] Werken, N., Tekinalp, H., Khanbolouki, P., Ozcan, S., Williams, A and Tehrani, M. (2019). Additively manufactured carbon fiber-reinforced composites: State of the art and perspective, *Additive Manufacturing*, Vol: 31, pp. 1-53.
- [26] Bhat, A, Kumar, R. and Mural, P. (2023). Natural fiber reinforced polymer composites: A comprehensive review of Tribo-Mechanical properties, *Tribology International*, Vol: 189, pp. 1-10.
- [27] Latsuzbaya, V, Middendorf, P., Völkle, D and Weber, C. (2022). Improving the thermal properties of aircraft cabin interiors with the integration of vacuum insulation panels, *CEAS Aeronautical Journal*, Vol: 13, pp. 706-707.
- [28] Saravanan, V, Ramachandran, M and Raja, C. (2022). A Study on Aircraft Structure and Application of Static Force, *REST Journal on Advances in Mechanical Engineering*, Vol: 1, pp. 1-2.
- [29] Alderliesten, R. and Benedictus, T. (2008). Fiber/Metal Composites Technology for Future Primary Aircraft Structures, *Journal of Aircraft*, Vol: 45, Issue:4, pp. 1182-1183.
- [30] Oliveira, T, Hadded, M, Mimouni, S and Schaan, R. (2025). The Role of Non-Destructive Testing of Composite Materials for Aerospace Applications, *NDT*, Vol: 3, Issue: 3, pp. 1-58
- [31] Keysight. Composite Materials in Aerospace Manufacturing: Finding the Balance between Strength, Weight and Safety.
http-5:<https://www.keysight.com/blogs/en/tech/sim-des/composite-materials-in-aerospace-manufacturing-finding-the-balance-between-strength-weight-and-safety> (Erişim tarihi: 18.10.2025).
- [32] Leishman, J. (2023). Introduction to Aerospace Flight Vehicles, *Embry-Riddle Aeronautical University*, pp. 1-33
- [33] Wikipedia. Smart Intelligent Aircraft Structure.
http-6:https://en.wikipedia.org/wiki/Smart_intelligent_aircraft_structure (Erişim tarihi: 25.10.2025).
- [34] Hexcel. HexPly M91 DataSheet.
http-7:https://hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_M91_global_DataSheet.pdf (Erişim tarihi: 27.10.2025).
- [35] Mabayco. Loctite EA 9396 AERO DataSheet.
http-8:<https://mabayco.com/en/shop/Loctite-ea-9396-aero-2261#attr=> (Erişim tarihi: 29.10.2025).
- [36] Sonat, E. (2021). Mechanical Properties of Repaired Carbon Fiber Reinforced Polymer Composites, *A Thesis Submitted to the Graduate School of Natural and Applied Sciences of Middle East Technical University*.

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO : 0009-0000-6818-932X

Adı Soyadı : Deniz Buğra Oğuz

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

- 2022-2025 Eskişehir Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
- 2018-halen, Şef Mühendis, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş., Helikopter Uçuş Hattı Operasyonları Müdürlüğü
- 2011-2018, Mühendis, EBRebosio Ltd. Şti., Üretim/Bakım Onarım
- 2009-2011, Mühendis, Genpower A.Ş., Üretim
- 2008-2009, Mühendis, Meta Yapı İnşaat, Şantiye
- 2003-2007, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü

Yayınları ve/veya Bilimsel/Sanatsal Faaliyetleri:

Ödülleri:

Mesleki Birlik/Dernek/Kuruluş Üyelikleri:

- Makine Mühendisleri Odası