

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ TEZLİ YÜKSEK LİSANS PROGRAMI**

**YÜZEY PLAKA KALINLIĞI VE ÇEKİRDEK MALZEME
FARKLILIĞININ KARBON TAKVİYELİ SANDVIÇ KOMPOZİT
YAPILARIN HASAR TOLERANSINA ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI**

HAZIRLAYAN

ERDİNÇ KURŞUN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ANKARA - 2022

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ TEZLİ YÜKSEK LİSANS PROGRAMI**

**YÜZEY PLAKA KALINLIĞI VE ÇEKİRDEK MALZEME FARKLILIĞININ
KARBON TAKVİYELİ SANDVIÇ KOMPOZİT YAPILARIN HASAR
TOLERANSINA ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI**

HAZIRLAYAN

ERDİNÇ KURŞUN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

TEZ DANIŐMANI

PROF. DR. ÖMER FARUK ELALDI

ANKARA - 2022

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Tezli Yüksek Lisans Programı çerçevesinde Erdiç Kurşun tarafından hazırlanan bu çalışma, aşağıdaki jüri tarafından Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Savunma Tarihi: 25 / 11 / 2022

Tez Adı: Yüzey Plaka Kalınlığı ve Çekirdek Malzeme Farklılığının Karbon Takviyeli Sandviç Kompozit Yapıların Hasar Toleransına Etkisinin Araştırılması

Tez Jüri Üyeleri (Unvanı, Adı - Soyadı, Kurumu)
(Jüri üyelerinin Unvanı, Adı-Soyadı ve Kurumları "bold" yapılmadan yazılacaktır.)

İmza

Prof. Dr. Ömer Faruk Elaldı – Başkent Üniversitesi

.....

Dr. Öğr. Üyesi Cenk Balçık – Başkent Üniversitesi

.....

Prof. Dr. Ahmet Hakan Argeşo – Atılım Üniversitesi

.....

ONAY

Prof. Dr. Ömer Faruk Elaldı
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

Tarih : ... / ... /

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLER ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU

Tarih: 01 / 12 / 2022

Öğrencinin Adı, Soyadı: Erdinç Kurşun

Öğrencinin Numarası: 21820364

Anabilim Dalı: Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Programı: Makine Mühendisliği Tezli Yüksek Lisans Programı

Danışmanın Unvanı/Adı, Soyadı: Prof. Dr. Ömer Faruk Elaldı

Tez Başlığı: Yüzey Plaka Kalınlığı ve Çekirdek Malzeme Farklılığının Karbon Takviyeli Sandviç Kompozit Yapıların Hasar Toleransına Etkisinin Araştırılması

Yukarıda başlığı belirtilen Yüksek Lisans tez çalışmamın; Giriş, Ana Bölümler ve Sonuç Bölümünden oluşan, toplam 87 sayfalık kısmına ilişkin, 01 / 12 / 2022 tarihinde şahsım/tez danışmanım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 11'dir. Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça hariç
2. Alıntılar hariç
3. Beş (5) kelimeden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

“Başkent Üniversitesi Enstitüleri Tez Çalışması Orijinallik Raporu Alınması ve Kullanılması Usul ve Esaslarını” inceledim ve bu uygulama esaslarında belirtilen azami benzerlik oranlarına tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Öğrenci İmzası:.....

ONAY

Tarih: ... / ... / 20...

Prof. Dr. Ömer Faruk Elaldı

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tezi çalışmamın gerçekleşmesi sürecinde tezimin planlanıp yürütülmesinde büyük bir titizlik, sabır ve özveriyle bana destek olan, yakın ilgi ve yardımlarını gördüğüm, bilgi ve deneyimleri ile beni yönlendiren, beni araştırmaya yönelten ve hiçbir yardımını benden esirgemeyen kıymetli danışman hocam, Sayın Prof. Dr. Faruk ELALDI' ya sonsuz saygı ve teşekkürlerimi sunarım.

Gerçekleştirilen çalışmada kullanılan karbon fiber plakaların temini ve sandviç kompozit üretiminde sağladıkları destek için Acme Kompozit şirketine ve Mehmet ELMALI'ya teşekkürlerimi sunarım.

Bütün hayatım boyunca bana maddi ve manevi yönden destek olan annem Zehra KURŞUN'a, babam Fevzi KURŞUN'a ve kardeşim Alperen KURŞUN'a en içten teşekkürlerimi sunarım.

Bütün çalışmam boyunca manevi destekleriyle beni yalnız bırakmayan çok değerli arkadaşım Mustafa Yağız YILMAZ'a teşekkürü bir borç bilirim.

ÖZET

Erdinç Kurşun

YÜZEY PLAKA KALINLIĞI VE ÇEKİRDEK MALZEME FARKLILIĞININ KARBON TAKVİYELİ SANDVIÇ KOMPOZİT YAPILARIN HASAR TOLERANSINA ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI

Başkent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

2022

Sandviç kompozitler, mukavemetlerinin ve rijitliklerinin ağırlıklarına oranlarının yüksek olmaları sebebiyle hafifliğin önemli olduğu savunma, inşaat, otomotiv, deniz ve havacılık vb. birçok farklı alanda kullanılmaktadır. Bu önemli faydalarının yanında sandviç kompozitler darbeye karşı son derece duyarlıdır. Düşük hızda darbe hasarının gözle fark edilememesinden dolayı bu kompozitler için en tehlikeli hasar şekli olarak düşünülmektedir.

Bu çalışma, farklı yüzey plaka kalınlığı ve çekirdek tiplerinin sandviç kompozitlerin düşük hızlı darbe performansı üzerindeki etkilerinin araştırılmasına odaklanmaktadır. İki farklı çekirdek malzeme kullanılmıştır: PVC Köpük ve PET Plaka. PVC Köpük, sandviç kompozitlerde çekirdek malzeme olarak yaygın şekilde kullanılmaktadır. Bu çalışmada çekirdek malzemesi olarak geleneksel çekirdek malzemelerine ek olarak PVC Köpüğün yaklaşık 28 katı nominal yoğunluğu olan PET Plaka kullanılmıştır. Sandviç kompozitlerin alt ve üst yüzey plakaları dokuma karbon fiber/epoksi malzemeden üretilmiştir. 1 ve 2 mm kalınlığındaki alt ve üst yüzey plakalar crossply symmetric oryantasyonuna sahiptir. 4 farklı konfigürasyonda sandviç kompozit üretimi yapılmıştır. Sandviç kompozitlerin üretiminde soğuk pres yöntemi kullanılmıştır. Düşük hızlı darbe deneyleri Başkent Üniversitesi Biyomekanik ve Mukavemet laboratuvarında bulunan ağırlık düşürme darbe cihazı ile gerçekleştirilmiştir. Deneylerden elde edilen sonuçlar ve sandviç yapıların darbe sonrası hasarlarının görüntüleri ve ultrasonik muayene sonuçları karşılaştırmalı olarak sunulmuştur. Test sonuçlarına göre çekirdek malzeme olarak PET Plaka kullanılan konfigürasyonların (A-1 ve A-2) darbe yüküne en dayanıklı seçenek olduğu görülmüştür. Penetrasyon derinliği değerleri, B-1 ve B-2 konfigürasyonuna sahip olan bütün numunelerin perfore olduğunu göstermektedir. Çekirdek malzeme nominal yoğunluğu değeri ile sandviç kompozit darbe dayanımı değerinin pozitif bir korelasyon içerisinde olduğu, yüzey plaka kalınlığının ise çekirdek malzeme nominal yoğunluğuna kıyasla darbe dayanımına anlamlı bir etkisinin olmadığı görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Karbon Fiber Takviyeli Sandviç Kompozit, PVC Köpük, PET Plaka, Düşük Hızlı Darbe, Ultrasonik Muayene, Hasar Toleransı, Penetrasyon Derinliği

ABSTRACT

Erdoğan Kurşun

AN INVESTIGATION OF SKIN THICKNESS AND CORE MATERIAL VARIETY ON DAMAGE TOLERANCE OF CARBON FIBER REINFORCED SANDWICH COMPOSITE STRUCTURES

Başkent University Institute of Science and Engineering

Department of Mechanical Engineering

2022

Sandwich composites are used in many different fields such as defense, construction, automotive, marine and aerospace, etc. where light weight is important due to their high ratio of strength and stiffness to weight. In addition to these important benefits, sandwich composites are extremely sensitive to impact. Low velocity impact damage is considered to be the most dangerous form of damage for these composites due to its imperceptibility.

This study focuses on investigating the effects of different surface plate thickness and core types on the low speed impact performance of sandwich composites. Two different core materials were used: PVC Foam and PET Plate. PVC Foam is widely used as core material in sandwich composites. In this study, in addition to conventional core materials, PET Plate, which has a nominal density of approximately 28 times that of PVC Foam, was used as the core material. The top and bottom surface plates of the sandwich composites are made of woven carbon fiber/epoxy material. The 1 and 2 mm thick bottom and top surface plates have a crossply symmetric orientation. 4 different configurations of sandwich composites were produced. Cold press method was used in the production of sandwich composites. Low velocity impact tests were carried out with the weight reduction impact device in Başkent University Biomechanics and Strength laboratory. The results obtained from the tests and images of the post-impact damage of the sandwich structures and ultrasonic inspection results are presented comparatively. According to the test results, it is seen that the configurations (A-1 and A-2) using PET Plate as core material are the most resistant to impact load. The penetration depth values show that all specimens with B-1 and B-2 configurations were perforated. The core material nominal density value and the sandwich composite impact strength value are positively correlated, while the surface plate thickness has no significant effect on the impact strength compared to the core material nominal density.

KEY WORDS: Carbon Fiber Reinforced Sandwich Composite, PVC Foam, PET Plate, Low Speed Impact, Ultrasonic Inspection, Damage Tolerance, Penetration Depth

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR.....	i
ÖZET.....	ii
ABSTRACT.....	iii
İÇİNDEKİLER.....	iv
TABLolar LİSTESİ.....	vii
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	viii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ.....	xi
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Uçaklarda Kullanılan Sandviç Kompozit Yapılar.....	4
1.2. Motivasyon.....	6
1.3. Amaç ve Hedefler.....	6
1.3.1. Amaç.....	6
1.3.2. Hedefler.....	7
1.3.3. Tez Proje Planı.....	8
2. LİTERATÜR TARAMASI.....	9
2.1. Yüzey Plaka Malzemesi.....	12
2.2. Çekirdek Malzemesi.....	14
2.2.1. Petek Çekirdekler.....	15
2.2.2. Balsa Ağacı.....	16
2.2.3. Hücresel Köpükler.....	16
2.2.3.1. PU Köpükler.....	18
2.2.3.2. PVC Köpükler.....	18
2.2.3.3. PS Köpükler.....	18
2.2.3.4 Polimetakrilimit (PMI) Köpükler.....	19
2.3. Yapıştırıcı Sistemler.....	19

2.4. Panel Üretim Süreçleri.....	19
2.5. Kompozit Plakaların Darbe Davranışı.....	21
2.5.1. Düşük Hızlı Darbe Tanımı.....	21
2.5.2. Düşük Hızlı Darbe Testlerinin Sınıflandırılması.....	22
2.5.3. Kompozit Plakaların Düşük Hızlı Darbe Altındaki Kırılma Modları...	23
2.6. Ultrasonik C-Tarama.....	29
3. DENEYSEL ÇALIŞMALAR.....	31
3.1. Sandviç Kompozit Üretimi İçin Malzemeler.....	31
3.1.1. Yüzey Plaka Malzemesi.....	31
3.1.2. Çekirdek Malzemesi.....	32
3.1.2.1. PVC Köpük.....	32
3.1.2.2. PET Plaka.....	33
3.1.3. Yapıştırıcı Malzeme.....	33
3.2. Sandviç Kompozit Üretimi.....	33
3.3. Düşük Hızlı Darbe Testi.....	39
3.4. Ultrasonik Muayene.....	43
4. ELDE EDİLEN VERİLER VE DEĞERLENDİRME.....	44
4.1. Kuvvet – Zaman Eğrileri.....	44
4.2. Yer Değiştirme – Zaman Eğrileri.....	50
4.3. Enerji – Zaman Eğrileri.....	56
4.4. Ultrasonik Muayene Sonuçları.....	60
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	69
5.1. Gelecek Çalışmalar İçin Öneriler.....	70
KAYNAKLAR.....	72

EKLER

EK 1: A-1-6 NUMUNESİNİN DARBE SONRASI DURUMU

EK 2: A-1-9 NUMUNESİNİN DARBE SONRASI DURUMU

EK 3: A-2-2 NUMUNESİNİN DARBE SONRASI DURUMU

EK 4: A-2-5 NUMUNESİNİN DARBE SONRASI DURUMU

EK 5: A-2-7 NUMUNESİNİN DARBE SONRASI DURUMU

EK 6: HASAR BÖLGESİ ALANI KOD

TABLULAR LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 2.1. Çekirdek Malzemelerin Yoğunluk ve Kesme Mukavemeti Değerleri [15,16,17]10.....	10
Tablo 2.2. Çekirdek Malzemelerin Mekanik ve Termal Özellikleri [30,31].....	17
Tablo 3.1. Prepreg Malzeme Mekanik Özellikleri.....	31
Tablo 3.2. PVC Köpük Temel Malzeme Özellikleri.....	32
Tablo 3.3. PET Çekirdek Temel Malzeme Özellikleri.....	33
Tablo 4.1. A-1 Konfigürasyonu Penetrasyon Derinliği Değerleri.....	52
Tablo 4.2. A-2 Konfigürasyonu Penetrasyon Derinliği Değerleri.....	53
Tablo 4.3. B-1 Konfigürasyonu Penetrasyon Derinliği Değerleri.....	54
Tablo 4.4. B-2 Konfigürasyonu Penetrasyon Derinliği Değerleri.....	55

ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 1.1 Kompozit Malzemeler [1].....	1
Şekil 1.2 Havacılık Uygulamalarında Kompozit Malzemeler [4].....	2
Şekil 1.3 F-35 Savaş Uçağındaki Kompozit Yapılar [5].....	3
Şekil 1.4 Airbus A330 Uçağındaki Kompozit Yapılar [6].....	3
Şekil 1.5 Malzemelerin Mekanik Özellikleri [8].....	4
Şekil 1.6 ATR72 Modelindeki Sandviç Kompozit Yapılar [9]	5
Şekil 1.7 Uçaklardaki Sandviç Kompozit Hasarları [10].....	5
Şekil 1.8 Proje İş Akış Şeması.....	8
Şekil 2.1 Yaygın Kumaş Örgü Stilleri [14].....	9
Şekil 2.2 Farklı Petek Çekirdek Türleri [19].....	11
Şekil 2.3 Aramid Fiber Yapısının Şematik Gösterimi [21].....	13
Şekil 2.4 Farklı Çekirdek Malzemesi Türleri [25].....	15
Şekil 2.5 Yaygın Kompozit Üretim Yöntemleri [37].....	20
Şekil 2.6 Yaygın Darbe Testi Donanımlarının Şematik Gösterimi [40].....	22
Şekil 2.7 Darbe Hasarlı Kompozit Plakaların Kesit Görünümü [55].....	24
Şekil 2.8 Kompozit Plakalarda Düşük Hızlı Darbe Hasarının Şematik Gösterimi [59].....	25
Şekil 2.9 Farklı Hasar Modellerinin Şematik Gösterimi [40].....	26
Şekil 2.10 Delaminasyon Görünümleri [55].....	27
Şekil 2.11 Fiber Arıza Modlarının Şematik Gösterimi [66].....	28
Şekil 3.1 Sandviç Kompozit Üretim Aşaması.....	35
Şekil 3.2 Sandviç Kompozit Üretim Aşaması 2.....	36
Şekil 3.3 Sandviç Kompozit Üretim Aşaması 3.....	36
Şekil 3.4 Sandviç Kompozit Üretim Aşaması 4.....	37
Şekil 3.5 Kurlenmiş Sandviç Paneller.....	38

Şekil 3.6 A ve B Konfigürasyonlarından Örnek Numune.....	39
Şekil 3.7 Köpük Çekirdekli Sandviç Panellerin Şematik Gösterimi [69].....	39
Şekil 3.8 Düşen Ağırlık Darbe Test Cihazı.....	40
Şekil 3.9 A-1-1 Numunesinin Darbe Öncesi ve Sonrası Durumu	41
Şekil 3.10 A-1-2 Numunesinin Darbe Öncesi ve Sonrası Durumu	42
Şekil 3.11 A-1-5 Numunesinin Darbe Öncesi ve Sonrası Durumu.....	42
Şekil 3.12 B-1-1 Numunesinin Darbe Öncesi ve Sonrası Durumu.....	43
Şekil 4.1 A-1 Konfigürasyonu Kuvvet – Zaman Eğrisi.....	45
Şekil 4.2 A-2 Konfigürasyonu Kuvvet – Zaman Eğrisi.....	45
Şekil 4.3 B-1 Konfigürasyonu Kuvvet – Zaman Eğrisi.....	46
Şekil 4.4 B-2 Konfigürasyonu Kuvvet – Zaman Eğrisi.....	46
Şekil 4.5 A-1 ve A-2 Konfigürasyonlarının Ortak Kuvvet – Zaman Eğrileri.....	47
Şekil 4.6 B-1 ve B-2 Konfigürasyonlarının Ortak Kuvvet – Zaman Eğrileri.....	47
Şekil 4.7 4 Konfigürasyonun Ortak Kuvvet – Zaman Eğrileri.....	48
Şekil 4.8 A-1 Konfigürasyonu Yer Değiştirme – Zaman Eğrisi.....	50
Şekil 4.9 A-2 Konfigürasyonu Yer Değiştirme – Zaman Eğrisi.....	51
Şekil 4.10 B-1 Konfigürasyonu Yer Değiştirme – Zaman Eğrisi.....	51
Şekil 4.11 B-2 Konfigürasyonu Yer Değiştirme – Zaman Eğrisi.....	52
Şekil 4.12 A-1 Konfigürasyonu Enerji – Zaman Eğrisi.....	57
Şekil 4.13 A-2 Konfigürasyonu Enerji – Zaman Eğrisi.....	57
Şekil 4.14 B-1 Konfigürasyonu Enerji – Zaman Eğrisi.....	58
Şekil 4.15 B-2 Konfigürasyonu Enerji – Zaman Eğrisi.....	58
Şekil 4.16 A-1-4 C Tarama Sonucu.....	60
Şekil 4.17 A-1-7 C Tarama Sonucu.....	61
Şekil 4.18 A-1-8 C Tarama Sonucu.....	61
Şekil 4.19 A-2-1 C Tarama Sonucu.....	62
Şekil 4.20 A-2-5 C Tarama Sonucu.....	63

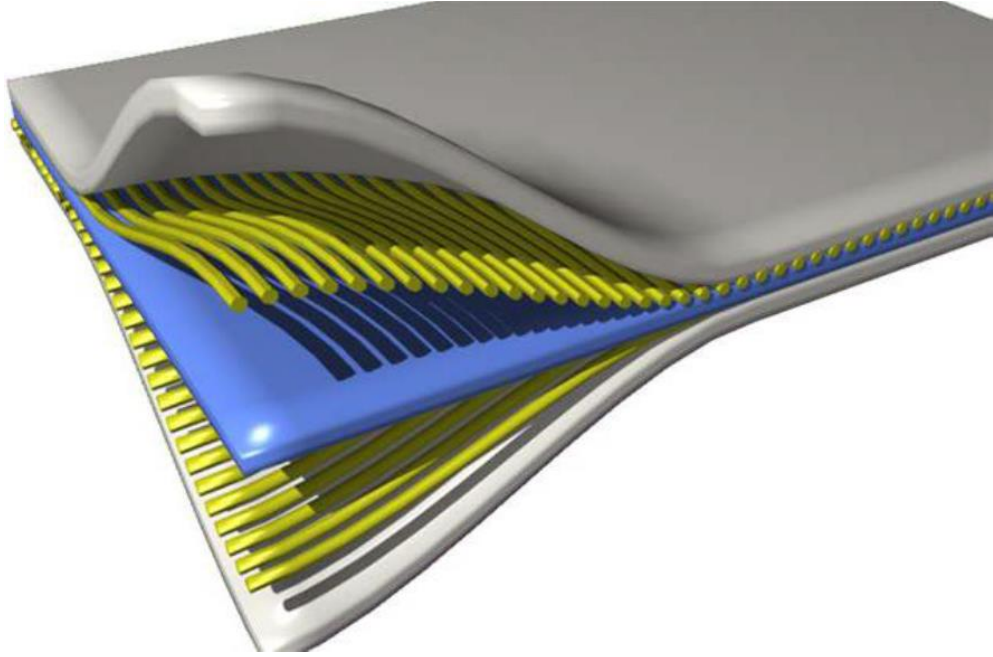
Şekil 4.21 A-2-9 C Tarama Sonucu.....	63
Şekil 4.22 B Konfigürasyonu C Tarama Sonucu.....	64
Şekil 4.23 Python Ultrasonik Muayene Sonuçları	65

SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

Simge / Kısaltma	Açıklama
CFRP	Karbon Fiber Takviyeli Polimer
AFRP	Aramid Fiber Takviyeli Polimer
GFRP	Cam Fiber Takviyeli Polimer
PVC	Polivinil Klorür
PU	Poliüretan
Gc	Çekirdek Malzemenin Kayma Modülü
λ	Termal İletkenlik Katsayısı
PS	Polistiren
CFC	Kloroflorokarbon
PMI	Polimetakrilimit
RTM	Reçine Transfer Kalıplama
TDS	Teknik Bilgi Dokümanı

1. GİRİŞ

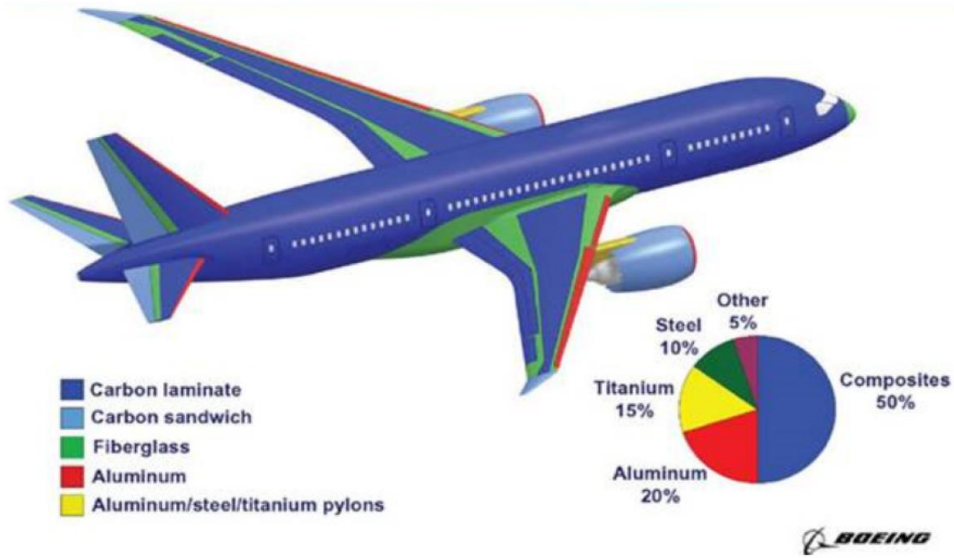
Hafif tasarımların enerji verimliliği ve ergonomi açısından önem kazandığı günümüzde, konvansiyonel malzemelere göre daha üstün özellikler sunabilmeleri nedeniyle kompozit malzemelerin kullanımı oldukça yaygınlaşmıştır. Kompozit malzemeler, makroskobik olarak birbirinden ayrı iki ya da daha fazla malzemenin bir araya getirilmesi ile imal edilen malzeme türüdür ve neticede bileşenlerinden daha üstün özelliklere sahip bir malzeme ortaya çıkmaktadır [1]. Şekil 1.1’de sandviç kompozitlerin yapısı şematik olarak gösterilmektedir.



Şekil 1.1 – Kompozit Malzemeler [1]

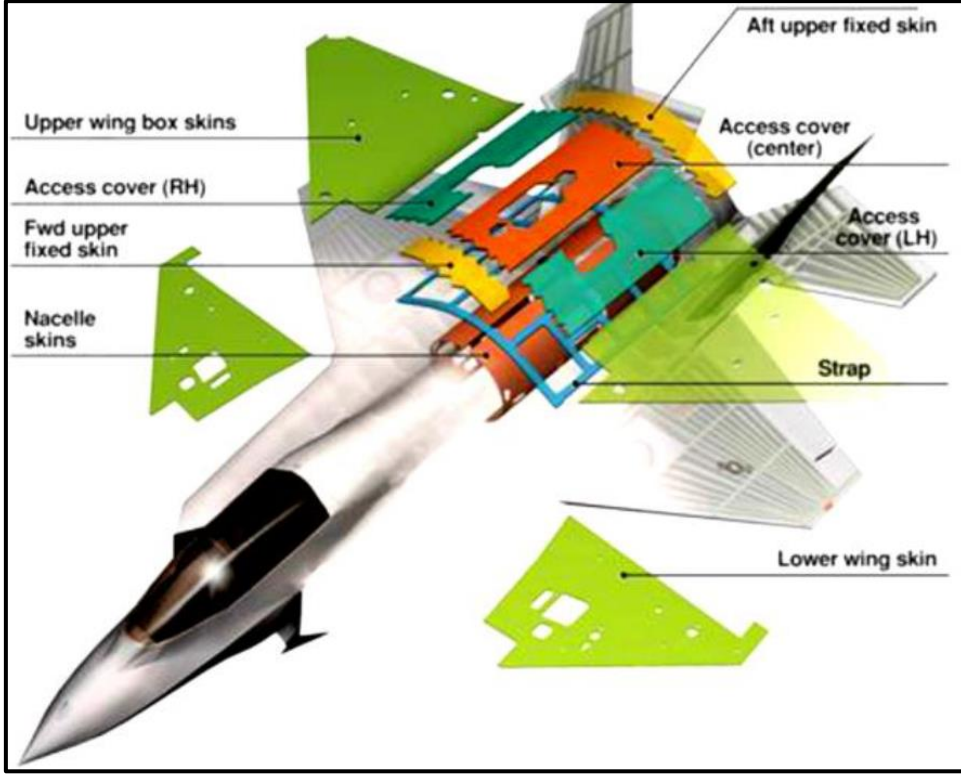
Uzay ve havacılık, denizcilik, rüzgâr türbinleri, otomotiv, ulaşım, inşaat, askeri uygulamalar, spor ekipmanları, müzik enstrümanları, sağlık gibi çok geniş bir alanda kullanılan kompozit malzemelerin üretimi son birkaç yüz yıla mal edilmiş gibi görülse de ilk örnekleri çok eskilere dayanmaktadır. Kompozit malzeme kavramının ortaya atılması ve konunun bir mühendislik konusu olarak ele alınması 1940’lı yılların başında gerçekleşmiştir. Kompozit malzemeler genel olarak matris ve takviye elemanı olmak üzere iki bileşenden oluşmaktadır. Genellikle matris; epoksi tipi polimer reçinelerden oluşurken, takviye elemanları; fiber ve nanoparçacıklar olabilir. Kompozitler, dayanımlarını genelde sert ve gevrek olan takviyeden alırlar. Matris ise takviyeleri bir arada tutma ve tokluk, süneklik kazandırma görevi görmektedir [2]. Kompozit malzemeler yüksek rijitlik/yoğunluk oranları ve yüksek fiziksel özelliklerinin yanı sıra istenilen iletkenlik özelliklerine göre de

üretilebilirler. Böylece daha güçlü ve hafif yapılar elde edilmektedir. Bunun en çarpıcı örneği havacılık sektöründe göze çarpmaktadır. Son teknoloji uçakların iniş takımı, kanatları, motor destek yapıları ve genel yapılarındaki kompozit malzeme oranı gitgide artmaktadır. Bell Boeing V-22 Osprey uçağı bunun için çarpıcı bir örnektir. Şekil 1.2’de görüldüğü üzere bu uçağın ağırlığının %50’sini kompozit malzemeler oluşturmaktadır [3]. Bunun sebebi kompozit malzemenin düşük yoğunluğa sahip olmasıdır. Bu da yakıt tüketimini azaltarak ekonomik katkı sağlamaktadır.

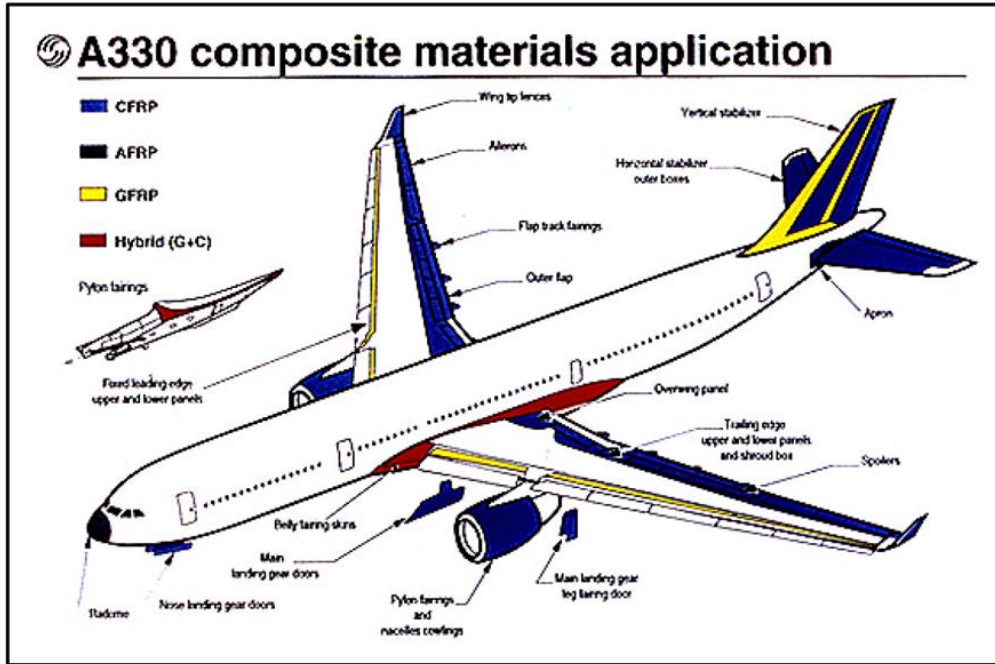


Şekil 1.2 – Havacılık Uygulamalarında Kompozit Malzemeler [4]

Havacılık uygulamalarında ki kompozit kullanımının miktarı Şekil 1.3’deki F-35 savaş uçağı ve Şekil 1.4’deki Airbus A330 yolcu uçağında görülmektedir.



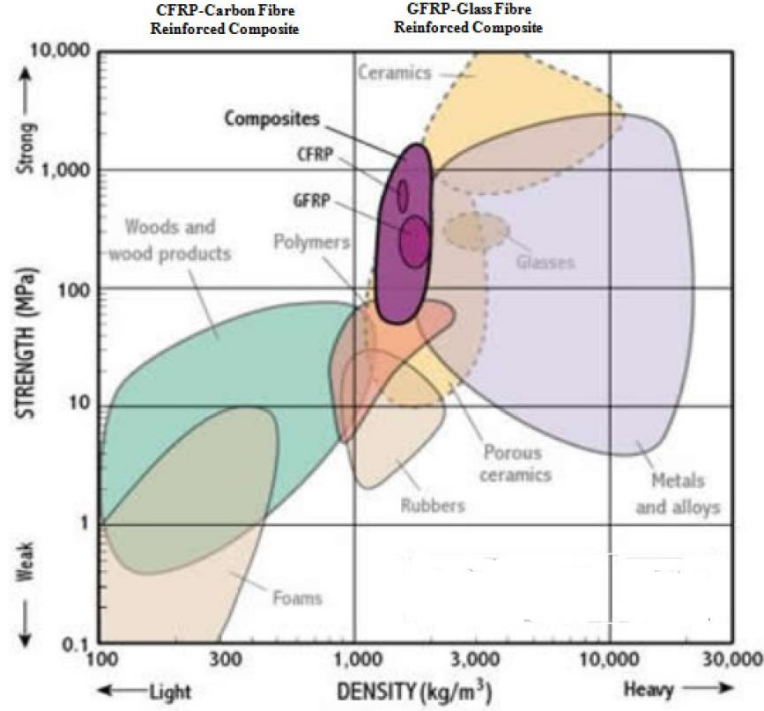
Şekil 1.3 - F-35 Savaş Uçağındaki Kompozit Yapılar [5]



Şekil 1.4 – Airbus A330 Uçağındaki Kompozit Yapılar [6]

Benzer şekilde, Amerikan Kimya Konseyi'nin (ACC) otomobillerde kompozit kullanımıyla ilgili olarak yayınladığı teknik raporda aracın ağırlığında %10'luk bir azalmanın yakıt ekonomisini % 6-8 etkileyeceğini belirtmiştir [7].

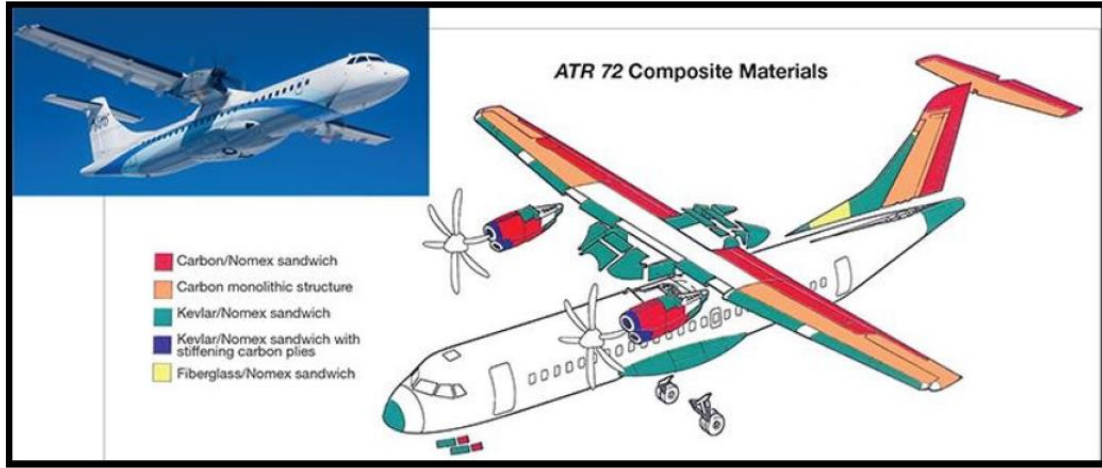
Şekil 1.5’de farklı malzemelerin mukavemet ve göreceli yoğunluk değerleri görülebilmektedir. Metaller ve alaşımlar, polimer matrisli kompozitlere kıyasla yüksek yoğunluk ve daha düşük mukavemete sahiptir. Bu malzemeler optimum yoğunluk değerlerine ve nispeten yüksek mukavemete sahipken, ahşap ürünler daha düşük mukavemet ve yoğunluğa sahiptir.



Şekil 1.5 – Malzemelerin Mekanik Özellikleri [8]

1.1. Uçaklarda Kullanılan Sandviç Kompozit Yapılar

Yapısal sandviç kavramı, kalın ve nispeten zayıf bir çekirdek ile iki ince ve sert yüzeyi birleştirmeyi içerir. Çekirdeğin alt ve üst yüzeyi arasına sıkıştırılması ve iki yüzeyin bütünlük olarak birbirine bağlanması sonucu, üstün bükülme sertliği ve düşük ağırlığa sahip bir yapı elde edilir. Sandviç kompozit yapılarda yüksek sertlik ve düşük ağırlık sağlamak için iki ince yüzey kompozit malzemeden imal edilir. Sandviç kompozit yapılar üstün enerji absorbe etme yetenekleri sebebiyle kullanılır. Şekil 1.6’da ATR firmasının ATR72 model uçağında kullanılan sandviç kompozit yapılar görülmektedir. ATR72 modelinde kullanılan sandviç kompozit yapılar cam, aramid ve karbon fiber takviyeleri içermektedir.



Şekil 1.6 – ATR72 Modelindeki Sandviç Kompozit Yapılar [9]

Havacılık uygulamaları üzerindeki bu yapılar, düşük ve yüksek hızda sürekli olarak darbe hasarı tehdidi altındadır. Tehditler arasında zemine alet düşmeleri, kaportaya kuş çarpması, kanat yapılarına dolu çarpması ve hatta motorun "patlaması" sayılabilir. Sonuç olarak, bu yapıların düşük ve yüksek hızlı darbe için iyi enerji absorbe etme seviyelerine sahip olmasının yanı sıra keskin ve uyumlu darbenin de dikkate alınması gerekmektedir. Şekil 1.7, kuş çarpması ve dolu nedeniyle radomdaki hasarı ve motor yapısındaki hasarı göstermektedir. Yapılardaki bu ciddi hasarlar, uçaklar için büyük bir soruna yol açabilmektedir.



Şekil 1.7 – Uçaklardaki Sandviç Kompozit Hasarları [10]

Şekil 1.7’de sol taraftaki görsel; 18 Ekim 2006 tarihinde parçalanan Emirates Hava Yollarına ait Airbus marka uçağın Rolls Royce motor kaportasını göstermektedir. Şekil 1.7’de sağ taraftaki görsel; Nevşehir’e inerken şiddetli kuş çarpması sonucu burun konisi düzleşen bir uçağı göstermektedir.

Sandviç kompozit yapıların darbe performansına ilişkin araştırmalar, havacılık uygulamaları için son derece önemlidir. Nitekim birçok uçak üreticisi, çarpma hasarı riskini azaltmak için farklı kompozit yapılar geliştirmeye çalışmıştır. Farklı köpük çekirdeklerin yanı sıra farklı kompozit yüzeylerin darbe performansı üzerine çok sayıda araştırma yapılmıştır. Sandviç kompozit yapının yapısının değiştirilmesi de, sandviç kompozit yapıların darbe performansını iyileştirmenin çok önemli bir yoludur.

1.2. Motivasyon

Malzeme, matematik, fizik ve hesaplamalı sonlu elemanlar yöntemleri gibi çeşitli disiplinleri içeren darbe hasarları, kompozit yapılar için sorun teşkil etmektedir. Düşük hız darbesi altında kompozit laminatlar, delaminasyon, fiber kırılması, matris çatlaması ve fiber/matris ara yüzey bağlarının ayrılması gibi çeşitli iç hasar türlerine maruz kalabilmektedir. Ticari ve askeri uçaklardaki kompozit parçalar, uçan enkaz, dolu fırtınası ve şimşek gibi uçuş işletim koşulları veya bakım hizmetleri sırasında düşük hızda darbelere karşı çok hassastır.

Bu etkiler, günlük rutin denetimler sırasında gözle görülmeyen ve genellikle göz ardı edilen iç hasarlara neden olabilmektedir. Bu iç hasarlar, halk arasında “Zar Zor Görünen Darbe Hasarı (Barely Visible Impact Damage - BVID)” olarak bilinmektedir. Ls Dyna, Abaqus, Ansys, Nastran vb. ticari sonlu elemanlar analizi (FEA) yazılımları kullanılarak kompozit malzemelerdeki iç hasar ve arıza mekanizmaları modellenip, simüle edilebilmektedir. Bu simülasyon araçları, gerilmelerin kapsamını, konumunu ve kompozit bileşenlerde oluşabilecek iç hasarları doğru bir şekilde tahmin etmeye yardımcı olmaktadır.

Havacılık endüstrisinde kompozit yapıların artan kullanımı ve yüksek özgül sertlik - mukavemet oranları nedeniyle, bu malzemelerin dinamik yükleme altındaki performansları konusunda endişeler mevcuttur. Ticari bir kompozit ürün tasarlarırken, kompozit parçanın bir etki olayına karşı savunmasızlığını tahmin etmek çok önemlidir.

1.3. Amaç ve Hedefler

1.3.1. Amaç

Bu tezin amacı, yüzey plaka kalınlığı ile çekirdek malzeme cinsinin sandviç kompozitlerin düşük hızlı darbe performansına etkisini araştırmaktır. Sandviç kompozitlerin, tabakalı kompozitlere göre eğilme rijitlikleri ve düşük hızlı darbe testinde

absorbe ettiği enerji değerleri daha yüksektir. Ancak sandviç kompozit yapılarda kabuk kalınlığı ve çekirdek malzemesi doğrudan enerji absorbe yeteneği ile ilgilidir. Bu yüzden farklı kalınlıklarda üretilen karbon fiber takviyeli kompozit yüzey plakalarının kalınlık etkisi ile araya alışagelmiş bal peteği biçimindeki çekirdek yapı dışında sandviç edilecek farklı çekirdek malzemenin düşük hızlı çarpmalara karşı hasar toleransı (enerji absorbe etme yeteneği) deneysel olarak araştırılmıştır.

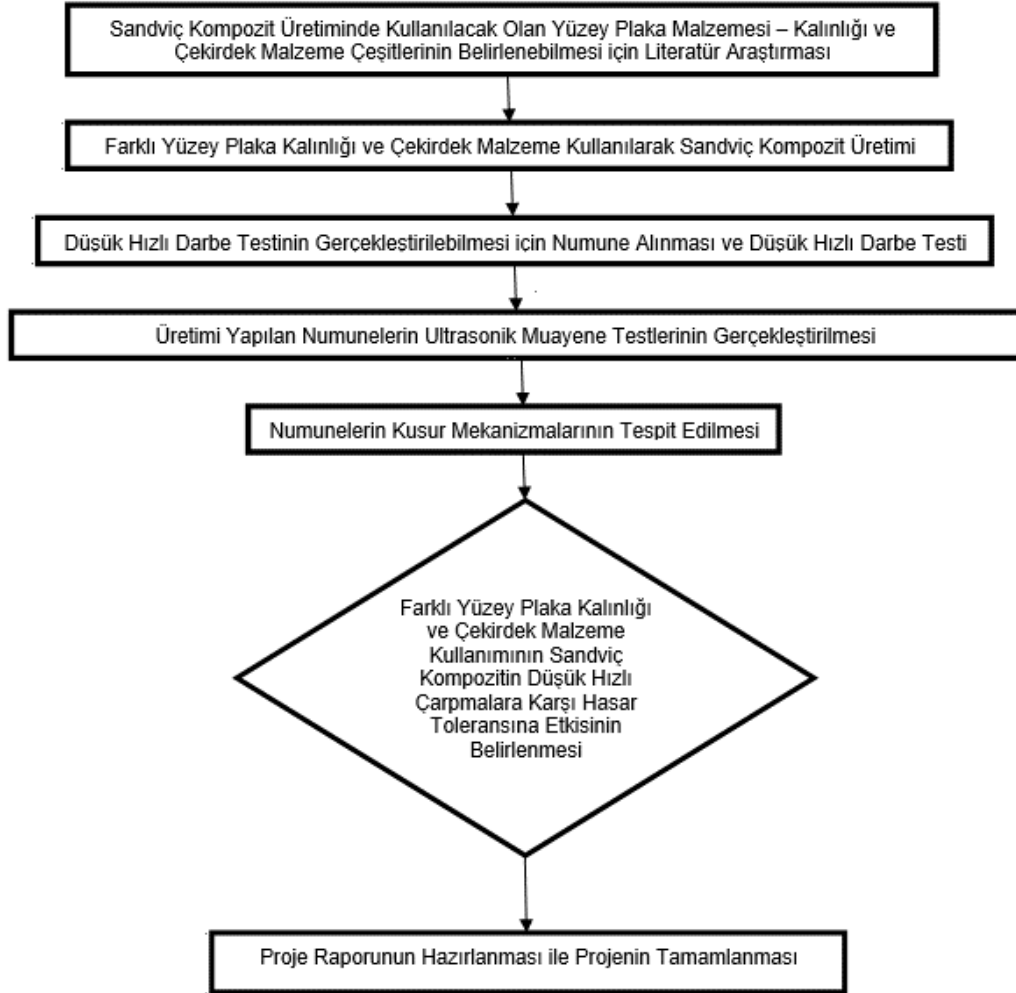
1.3.2. Hedefler

Bu alışma, düşük hızlı darbe etkisine maruz kalan sandviç kompozit yapıların analizi için etkili bir yaklaşım sağlamayı amaçlamaktadır. Bunu başarmak için, tezin genel amacını karşılayacak program hedefleri oluşturulmuştur. Tez için belirlenen hedefler aşağdaki gibi özetlenmiştir.

- Farklı ekirdek malzeme ve kabuk kalınlığının, düşük hızlı darbeye maruz kalan sandviç kompozit plakaların darbe davranışı üzerindeki etkilerini deneysel olarak araştırmak,
- Üretilen sandviç kompozit yapıların Ağırlık/arpma Test Düzeneği kullanılarak çarpma testlerini yapmak ve tahribatsız yöntemler ile hasar bölgesini analiz etmek,
- Uygun tasarım değerlerini yakalamak ve bundan sonra yapılacak olan çalışmalara ışık tutmak,
- Can güvenliğini riske atacak durumları ve maddi kayıpları en aza indirmek.

1.3.3. Tez Proje Planı

Tez kapsamında kullanılan yöntemlerin sırası ve ilişkisini gösteren proje iş akış şeması Şekil 1.8’de verilmiştir.

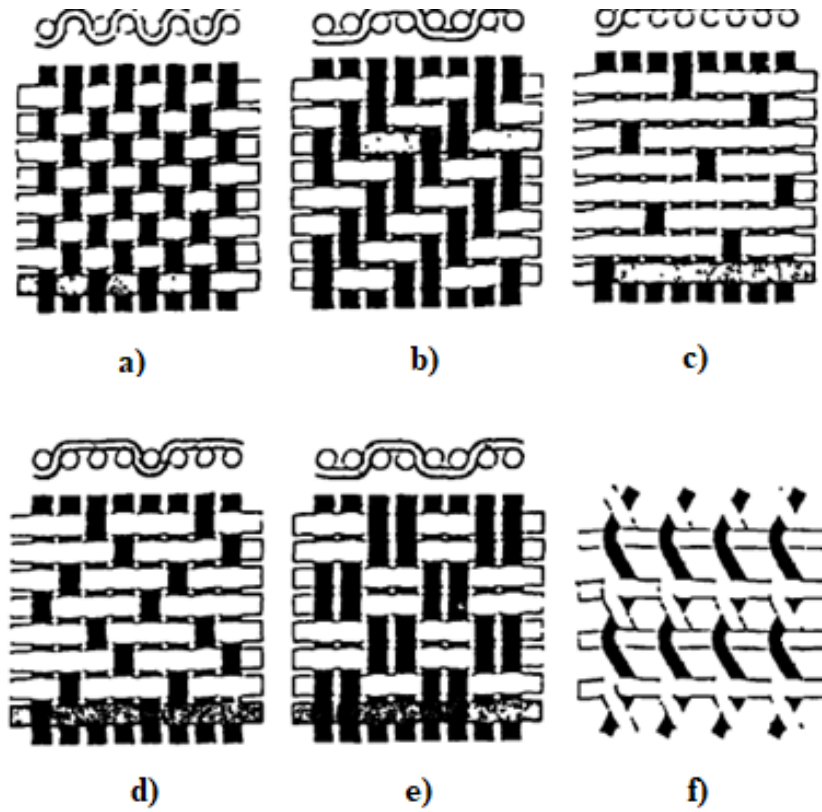


Şekil 1.8 – Proje İş Akış Şeması

2. LİTERATÜR TARAMASI

Kompozit malzemelerin avantajlarından biri, tasarım gereksinimlerini sağlamak için mevcut olan çok sayıda matris reçinesi ve takviye elemanıdır (fiber). Yaygın olarak kullanılan fiber malzemeler arasında cam fiber, aramid fiber ve karbon fiber bulunmaktadır [11, 12]. Fiberler, genellikle koruyucu bir kaplama ile reçineye yapışmayı iyileştirmek için, 5 – 15 µm çapında küçük filamanlar olarak üretilir. Fiberler daha sonrasında bir demet oluşturmak üzere bir araya getirilirler. Bu demet tek yönlü takviye, rastgele kesilmiş iplikçik matı (genellikle cam fiberle sınırlıdır) olarak kullanılabilir veya tekstil elyafı olarak işlenebilir ve bir kumaş halinde dokunabilir [13].

En basit kumaş, tek bir atkı ipinin dönüşümlü olarak her çözgü ipinin altından ve üstünden geçtiği düz dokuma tarzıdır. Düz dokuma kumaşların karmaşık eğrilikler üzerine örtülmesi genellikle zordur, ancak işlenmesi uygundur ve güvenilir bir kat kalınlığı verir. Dimi ve saten dokuma gibi diğer stiller daha dökümlüdür, daha kolay ıslanır ve liflerin daha az kıvrılması veya bükülmesi, daha iyi laminat özellikleri sağlar. Bazı yaygın örgü stillerinin detayları Şekil 2.1'de verilmiştir.



Şekil 2.1 – Yaygın Kumaş Örgü Stilleri a) düz örgü, b) dimi örgü, c) 8 şaftlı saten, d) karga ayak örgü, e) basket örgü ve f) leno örgü [14]

Takviye kumaşı, eşit sayıda atkı ve çözgü ilmekleri ile dokunabilir (dengeli dokuma) veya bir yön baskın olabilir (eğik dokuma). Bu özellik kullanılarak kumaşın özelliklerinin belirli bir oryantasyona göre ayarlanması mümkün olmaktadır.

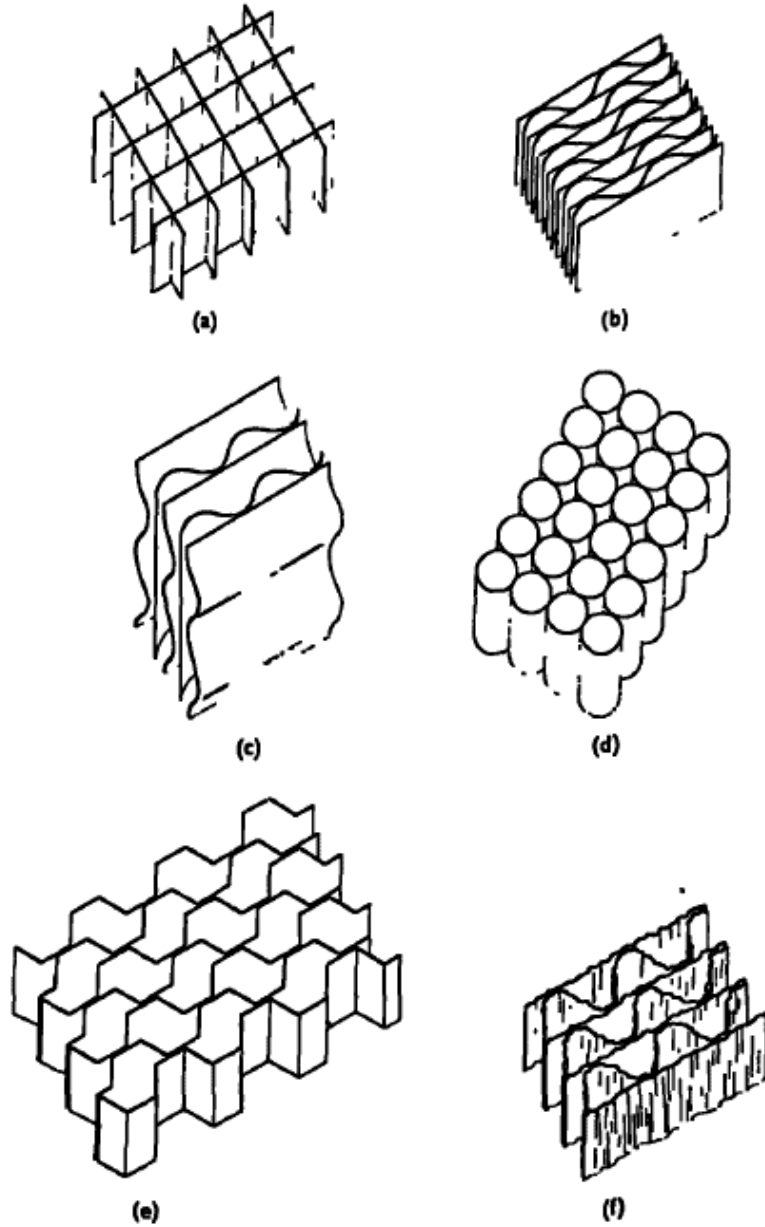
Geçmişte birçok farklı sandviç çekirdek türü kullanılmıştır, ancak hepsi temelde aynı işlevi yerine getirmektedir; düşük yoğunlukludurlar, çekirdeğe dik olarak sıkılaşmada rijittirler ve kesme yüküne dayanabilirler. Çekirdeğin özellikleri genellikle yoğunluğuna bağlıdır ve Tablo 2.1'de en sık kullanılan çekirdek malzemeler bulunmaktadır.

Tablo 2.1 – Çekirdek Malzemelerin Yoğunluk ve Kesme Mukavemeti Değerleri [15, 16, 17]

Çekirdek Malzeme	Yoğunluk (kg/m³)	Kesme Mukavemeti (MN/m²)
Balsa Ağacı (Ochroma)	96.1	1.08
Bal Peteği (Alüminyum)	36.8	0.69
PVC Köpük	65	0.8
Coremat/polyester	640	4.0
Poliüretan (PU) Köpük	70	0.6
Fenol Köpük	35	0.1
Polistiren	41.7	0.31

Polivinil klorür (PVC) veya poliüretan (PU) gibi sert köpükler, uygulamaya bağlı olarak çeşitli yoğunluklarda üretilmektedir. Daha yüksek yoğunluklu köpükler, artan ağırlık pahasına, genellikle darbeye veya yerel yüklemeye karşı daha iyi direnç sağlamaktadır. Köpük levhaların işlenmesi kolaydır ve basit bir şekilde oluşturulmaktadır. Bez bir desteğe yapıştırıldığında ve küçük kareler halinde çentiklendiğinde çift eğrilik oluşur veya daha karmaşık şekillere dönüştürülebilmektedirler. Balsa ağacı da yaygın olarak bir çekirdek malzeme olarak kullanılmaktadır [15]. Balsa Ağacı çeşitli yoğunluklarda kullanılmaktadır ve ayrıca kavisli konturlar oluşturmak için çentiklenebilir veya işlenebilir.

Çekirdek yapısı, yoğunluğu düşük olan malzemelerle sınırlı değildir. Bal peteği tipi bir yapı, bal peteği olarak kullanıldığında alüminyum gibi bir malzemenin yoğunluğunu 2710 kg/m^3 'ten 28 kg/m^3 'e kadar düşürebilmektedir. Reçine kaplı aramid levha da iyi dielektrik özellikleri nedeniyle radomlarda petek çekirdek malzemesi olarak kullanılmaktadır. Geçmişte birçok farklı tipte petek çekirdek kullanılmıştır, ancak çoğu düz altıgen petek veya gelişmiş örtülebilirliğe sahip aşırı genişletilmiş bir form olma eğilimindedir [18]. Farklı petek çekirdek türleri Şekil 2.2'de gösterilmektedir.

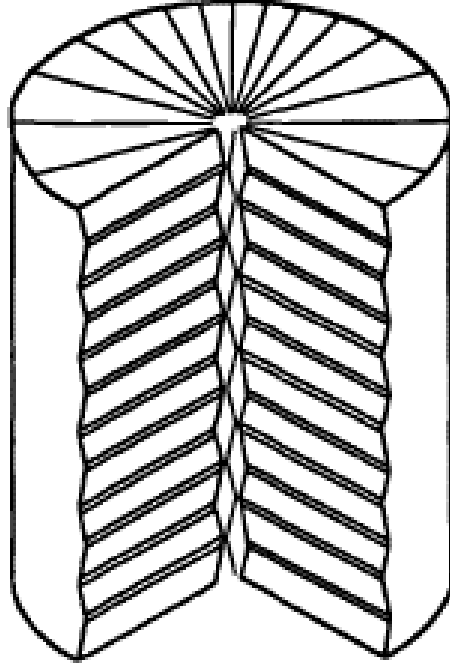


Şekil 2.2 – Farklı Petek Çekirdek Türleri a) Birbirine kenetlenen düz şerit, b) ve c) düz ve oluklu levhaların bir kombinasyonu, d) balsa tanesi benzeri petek, e) deforme olmuş bal peteği ve f) çok dalgalı petek [19]

2.1. Yüzey Plaka Malzemesi

Cam fiberler ucuz ve kolay işlenebilir oldukları için yaygın olarak kullanılmaktadır. Genellikle düşük alkali borosilikat formülü olan 'E' camından yapılırlar, ancak daha yüksek bir maliyetle 'S' camı ile daha üstün özellikler elde edilmektedir. Kıyılmış iplikçikli mat (CSM olarak anılır), reçine ile ıslatıldığında çözünen ve özellikleri genel olarak dokuma kumaşlar kadar iyi olmasa da yaklaşık olarak düzlemsel izotropik olan bir laminat veren ve bir bağlayıcı tarafından bir arada tutulan nominal 50 mm iplikçiklerden oluşmaktadır. Takviye kumaşları genellikle birim alan başına ağırlık (g/m^2 cinsinden) ile anılır ve bu g/m^3 cinsinden ifade edilen kumaş içindeki fiberlerin gerçek yoğunluğu ile karıştırılmamalıdır. CSM takviyeleri, uygulamaya bağlı olarak tipik olarak 200 ila 600 g/m^2 yoğunluklarda üretilmektedir. Genel kompozit endüstrisinde yaygın olarak kullanılmaktadırlar. Dokuma kumaşlar çok sayıda dokuma stilinde yapılabilir ve ince bir 50 g/m^2 yüzey bezinden kalın bir 800 g/m^2 dökme laminasyon kumaşına kadar olabilir. Dokuma laminatlarla ilişkili düşük interlaminar kesme mukavemetini iyileştirmek için genellikle CSM katmanları ile dönüşümlü olarak lamine edilirler.

Kevlar (Du Pont şirketinin ticari adı) veya poliparafenilen tereftalamid olarak bilinen aramid fiber, düşük yoğunluğu ve iyi spesifik özellikleri nedeniyle havacılıkta yaygın olarak kullanılmaktadır. Aramid fiber, karbon gibi diğer birçok fiberde bulunmayan bir tokluk seviyesi sergiler ve genellikle darbe koşullarında veya balistik korumanın gerekli olduğu yerlerde kullanılır [20]. Zayıf interlaminar bağlanmadan muzdariptir ve cam veya karbona tokluk katmak için hibrit kumaşlarda sıklıkla kullanılır. Aramid lifleri, aksenal basınç yükü altında liflerin bükülmesine veya burkulmasına karşı hassas olduklarından, gerilim altında yüklendiklerinde çok daha iyi performans gösterirler [21]. Şekil 2.3'de aramid liflerinin yapısı şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 2.3 – Aramid Fiber Yapısının Şematik Gösterimi [21]

Karbon fiberler, yaygın fiberler arasında en yüksek özgül mukavemet ve sertliği sunmaktadır ve bu nedenle minimum ağırlıkta yapıların gerekli olduğu havacılık ve uzay uygulamalarında yaygın olarak kullanılmaktadır [3]. Azaltılmış ağırlığın performansı artırabileceği spor endüstrisinde de daha yaygın hale gelmektedir. Tek tek filamentler genellikle camdan daha küçüktür (tipik olarak 7-10 μm). Karbon fiberlerin yüksek maliyeti, kullanımındaki ana kısıtlamalardan biri olmuştur [22].

Önceden emprenye edilmiş takviyeler (prepreg olarak adlandırılır), diğer geleneksel üretim yöntemlerine kıyasla üstün kürlenme özellikleri nedeniyle gelişmiş kompozit endüstrisinde sıklıkla kullanılmaktadır. Fiber takviyesi genellikle ıslak yatırmada kullanılabilmektedir. Prepregler çözelti ya da film prosesi ile üretilebilmektedir. Bunların her ikisi de reçinenin viskozitesini azaltmak ve fiberlerin tam olarak emdirilmesine yardımcı olmak için farklı yöntemler kullanılmaktadır [23]. Çözelti yöntemi, uygun reçine sisteminin bir çözücü içinde çözülmesini ve az miktarda ilgili kürlenme maddelerinin eklenmesini içermektedir. Takviye kısmen kürlenmiş reçine çözeltisinden ve ardından fiberleri emdirmek ve fazla reçineyi çıkarmak için bir dizi silindir arasından geçirilir. Çözücü, 'ıslak' prepreg ısıtılmış bir kuleden geçirilerek uzaklaştırılır [24]. Kısmen kürlenmiş reçine yapışkan kalır ve bu nedenle prepreg, kendisine yapışmasını önlemek için plastik bir ayırma tabakası ile

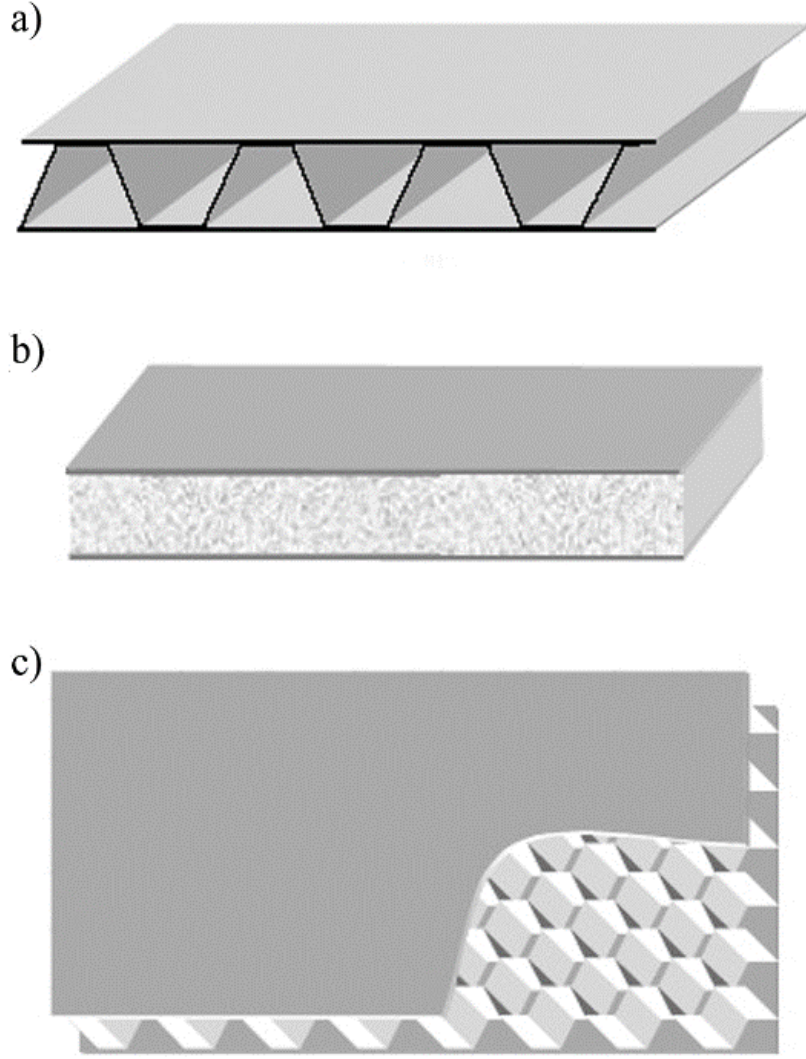
desteklenir. Reçine, ısı ve basınçla tamamen kürlenene kadar kısmi 'B-aşaması' küründe kalır.

İkinci işlemde, destek tabakasının bir veya her iki tarafına bir reçine filmi uygulanır. Kuru kumaş daha sonra reçine kaplı tabakalar arasına sıkıştırılır, düzenek hafifçe ısıtılır ve birleştirme silindirlerinden geçirilir [24]. Reçine filmi, destek tabakasına bir solvent veya sıcak eritme işlemi ile uygulanır. Prepreg, oda sıcaklığında saklanırsa tipik olarak bir ay veya 18 * C'nin altındaki bir dondurucuda tutulursa 18 ay kullanılabilir ömre sahiptir, ancak bu büyük ölçüde kullanılan özel reçine sistemine bağlıdır [23].

Prepregler, empenye sırasında tüm fiberlerin doğru bir şekilde hizalanması ve reçinenin tek bir miktarda karıştırılarak tutarlı özellikler sağlaması avantajına sahiptir. Takviyenin hacim oranı üretim aşamasında kontrol edilir [23]. Son kürlemeden önce prepreg'in kalıp üzerinde düzenlenmesi için daha fazla zaman harcanabilir ve bu da karmaşık yapıların hassas bir şekilde hizalanmasını sağlamaktadır. Malzemeler ayrıca helikopter rotor kanatlarının üretiminde kullanılan bant döşeme gibi otomatik üretim yöntemlerine de uygundur [24]. Prepreg malzemelerin dezavantajları arasında kompozitin kürlenmesi için gereken otoklav gibi ekipmanların yüksek maliyeti yer almaktadır.

2.2. Çekirdek Malzemesi

Genel olarak, çekirdek malzemeleri dört farklı gruba ayrılabilir; bunlar oluklu, bal peteği, balsa ağacı ve hücresel köpüklerdir. Çekirdek mümkün olduğunca hafif olmalıdır ancak aynı zamanda enine yöndeki kesme yüklerine dayanacak makul bir kayma modülü sunması da beklenmektedir. Şekil 2.4'de farklı tip çekirdek malzemeler şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 2.4 – Farklı Çekirdek Malzemesi Türleri: a) Oluklu Çekirdek, b) Köpük Çekirdek ve c) Bal Peteği Çekirdek [25]

Bu bölümde sandviç yapımında yaygın olarak kullanılan çekirdek malzemeler kısaca ele alınacaktır.

2.2.1. Petek Çekirdekler

Petek tipi çekirdekler bir dizi havacılık ve uzay uygulamasında yaygın olarak kullanılmaktadır. Yaygın bal peteği türleri arasında kaplanmamış ve reçine emdirilmiş haft kâğıttan, çeşitli alüminyum alaşımlarından, aramid kâğıttan ve karbon fiber takviyeli plastiklerden yapılan ürünler bulunmaktadır [26]. Petek malzemeler çeşitli hücre şekilleriyle üretilebilir ancak en popüler olanı bal peteğidir. Diğer şekiller arasında dikdörtgen, kare ve aşırı genişletilmiş altıgen bulunmaktadır. Şekil 2.2'de çeşitli petek çekirdek türleri gösterilmiştir.

Çelik esaslı petekler, diğer petek malzeme türlerine kıyasla daha küçük miktarlarda kullanılır. Çoğu petek çekirdek, uygun bir yapıştırıcı sistem aracılığıyla yüzeye yapışkan bir şekilde bağlanır [27]. Alüminyum petek çekirdekli malzemeler havacılık ve uçak uygulamalarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu alüminyum alaşımları, iyi bir yüksek sıcaklık direncine sahip genel amaçlı alüminyum alaşımlarıdır ve korozyona dayanıklı bir yüzey işlemi ile mevcuttur.

2.2.2. Balsa Ağacı

Balsa ağacı, sandviç yapılarda kullanılan ilk çekirdek malzemedir ve halen denize indirilen araçların ve gezi yatlarının üretiminde kullanılmaktadır. Balsa aynı zamanda kar kayaklarının çoğunda da kullanılmaktadır, ancak daha yüksek performanslı kayakların birkaçında petek köpük veya güçlendirilmiş plastik çekirdekler kullanılmaktadır [28]. Bu düşük maliyetli malzemenin geleneksel avantajı, mükemmel dayanıklılığı ile birleşince, özellikle seçilmiş uç taneli balsa sınıflarının önemli ölçüde kullanılmasına yol açmıştır. Doğal olarak balsa, büyüme yönüne paralel olarak yüksek oranda yönlendirilmiş taneler içerir. Bu nedenle, balsa özellikleri büyüme yönünde üstündür ancak diğer yönlerde zayıftır. Balsa, 100 kg/m³ ila 300 kg/m³ arasında geniş bir yoğunluk aralığında mevcuttur ve sonuç olarak geniş bir mekanik özellik yelpazesi sunmaktadır [28]. Ancak balsa neme karşı çok hassastır ve mekanik özellikleri artan su içeriğiyle birlikte hızla bozulur.

2.2.3. Hücresel Köpükler

Polimerik köpük çekirdekli malzemeler birçok mühendislik sektöründe yaygın olarak kullanılmaktadır. Hücresel köpükler, bal peteği çekirdeklerine benzer sertlik/ağırlık oranları sunmasa da, daha düşük maliyet ve üretim kolaylığı gibi başka avantajlar sunmaktadır. Ayrıca, hücresel köpükler yüksek ısı yalıtım özellikleri, akustik sönümlenme ve su üzerinde kaldırma kuvveti sunar. Polimerik köpüklerin üretiminde, polimerler, sıvı monomer veya sıcak polimere bir gaz kabarcığı eklenerek köpürtülür, kabarcığın oluşmasına, büyümesine ve stabilize olmasına izin verilir ve ardından bir katılaşma işlemi gerçekleştirilir [29]. Gazı polimer eriyiklerine veya monomere sokma yöntemi ya mekanik bir karıştırıcı kullanarak ya da şişirme maddeleriyle karıştırarak yapılır. Kimyasal ve fiziksel şişirme maddeleri olmak üzere iki tür şişirme maddesi mevcuttur. Genellikle, kimyasal şişirici maddeler katkı maddesi olarak sınıflandırılır ve normalde ısıtma sırasında ayrışır. Kullanılan fiziksel şişirici maddeler genellikle yüksek basınçta polimer eriyiğinden geçirilen inert bir gazdır. Polimerik

köpük üretmenin bir başka yöntemi de polimer ile karıştırılan düşük erime noktalı bir sıvı kullanmaktır. Sıvının ısıtma sırasında buharlaşmasına izin verilir ve geriye kapalı hücreli bir köpük yapısı kalır. Farklı çekirdek malzemelerin farklı yoğunluklardaki, “**Çekirdeğin Kayma Modülü (Gc)**” ve “**Termal İletkenlik Katsayısı (λ)**” özellikleri Tablo 2.2de verilmiştir.

Tablo 2.2 – Çekirdek Malzemelerin Mekanik ve Termal Özellikleri [30, 31]

Yoğunluk (kg/m³)	Gc (MPa)	λ (W/m °C)
<u>Balsa Ağacı</u>		
96	108	0.0509
130	134	0.0588
180	188	0.0710
<u>Poliüretan Köpük</u>		
30	3	0.025
40	4	0.025
<u>Polistiren Köpük</u>		
30	8	0.035
60	20	0.035
<u>PVC Köpük (Lineer)</u>		
80	18	0.034
<u>PVC Köpük (Çapraz Bağlı)</u>		
45	18	0.024
80	31	0.028

100	40	0.030
130	52	0.034
200	85	0.043

2.2.3.1. PU Köpükler

PU Köpük üretim süreci, ekzotermal reaksiyon sırasında açığa çıkan ısı ile buharlaştırılan bir üfleme maddesi olarak tri-kloro-floro-metan veya karbondioksit ile izosinat ve poliöl arasındaki bir reaksiyonu içerir [32]. PU Köpükler, çok çeşitli yoğunluklarda yumuşaktan sert dokulara kadar çeşitli sınıflarda mevcuttur. Bu köpüklerin özellikleri, yanıcılık direncini artırmak için fosfor gibi katkı maddeleri kullanılarak geliştirilebilir.

2.2.3.2. PVC Köpükler

PVC Köpükler, doğrusal PVC ve çapraz bağlı PVC (modifiye PVC) olmak üzere iki farklı formda mevcuttur. Doğrusal PVC Köpüğün yüksek sünekliğe, iyi mekanik özelliklere ancak zayıf ısı direncine sahip olduğu bilinmektedir. Buna karşılık, çapraz bağlı PVC Köpük daha yüksek mekanik özelliklere ve daha yüksek ısı direncine sahiptir ancak tokluk özellikleri doğrusal PVC Köpük kadar iyi değildir [33]. Genellikle PVC Köpükler 30 ila 400 kg/m³ arasında yoğunluklara sahip sonlu boyutlu bloklar halinde tedarik edilir. Genel olarak, her iki PVC Köpük türünün ortalama mekanik özellikleri PU ve PS (polistiren) köpüklerden daha yüksektir.

2.2.3.3. PS Köpükler

Polistiren Köpük, ekstrüzyon yoluyla veya şişirici maddeler yardımıyla genişleme yoluyla olmak üzere iki şekilde üretilebilir. Genellikle plastik, şişirici madde ile karıştırılır ve yüksek sıcaklıkta genişmesine izin verilir. PS Köpüğü ile ilgili temel sorun, kullanılan yaygın şişirme maddesinin kloro-floro-karbon (CFC) olmasıdır [34].

2.2.3.4 Polimetakrilimit (PMI) Köpükler

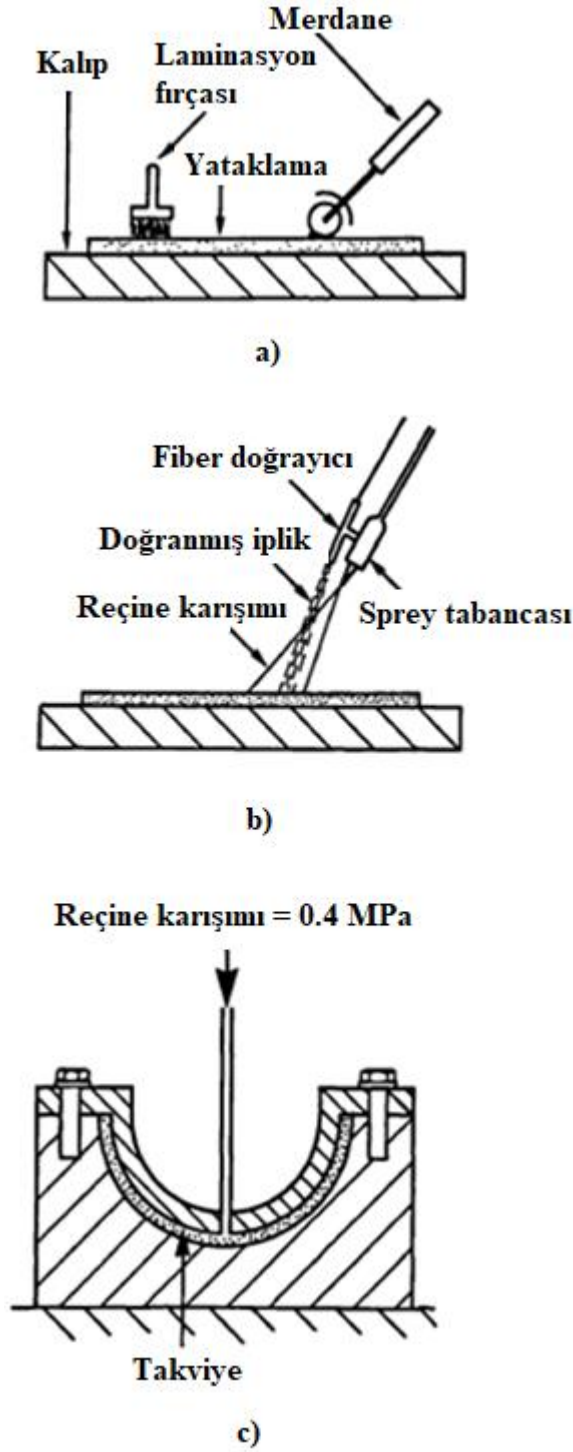
Akrilimit hücresel plastikler genellikle genişletilmiş imid modifiye polikrilatlardan yapılır. Mekanik özellikleri çok iyidir, belki de piyasada bulunan tüm hücresel köpükler arasında en iyisidir [35]. PMI, gerilimde yaklaşık % 3'lük nihai uzama ile nispeten kırılmandır. Ana avantajı, PMI Köpüğün 180°C'ye kadar sıcaklıklarda otoklav üretiminde epoksi prepreglerle birlikte kullanılmasını mümkün kılan sıcaklık direncidir.

2.3. Yapıştırıcı Sistemler

Sandviç yapıların imalatı için çok çeşitli yapıştırıcı sistemleri mevcuttur. Bu sistemler genellikle belirli amaçlar için geliştirilmiştir ve her sistem yalnızca sınırlı sayıda malzeme için iyi olabilir. Örneğin, sertleştirilmiş epoksi reçineler kompozitleri alüminyum alaşımlarına yapıştırmak için kullanılır ve PU paslanmaz çeliğe yapıştırmak için yaygın olarak kullanılır. Yapıştırıcının birincil işlevi, yüzey tabaka ve çekirdek malzemelerini bir arada tutmak için tatmin edici bir bağlanma gücü sağlamaktır [36]. Yapıştırıcı sistemiyle ilgili diğer endişeler, malzemenin tüm hizmet ömrü boyunca maruz kalacağı ortama dayanıp dayanamayacağıyla ilgilidir. Çevre kirliliği ve sera etkilerine ilişkin endişelerin ardından, yapıştırıcı sistemi de çevresel yönergelere ve yönetmeliklere uygun olmalıdır. Genel olarak, en yaygın kullanılan yapıştırıcı sistemleri epoksi reçinelere dayalı olanlardır [36]. Bunun nedeni, reçinenin oda sıcaklığındaki stabilitesi ve ayrıca kürlenmenin oda sıcaklığında yapılabilmesidir.

2.4. Panel Üretim Süreçleri

Kompozit malzemelerin bir diğer özelliği de, birçoğu nispeten yavaş ve genellikle emek yoğun olan çeşitli üretim yöntemlerinin mevcut olmasıdır. Çift cidarlı sandviç paneller için üretim yöntemleri arasında Şekil 2.5'de özetlenen el yatırması temaslı kalıplama, sprey yatırma ve reçine transfer kalıplama (RTM) yer almaktadır. Diğer yöntemler arasında otoklav, vakum torbası ve sıkıştırılmalı pres kalıplama yer almaktadır. Otoklav tekniği genellikle yüksek sıcaklıklar – basınçlar içerir ve kullanım alanı olarak normalde artan masrafın haklı gösterilebileceği gelişmiş havacılık ve uzay yapılarıyla sınırlıdır. Yüksek basınçlar gerekmiyorsa, tek başına vakum torbalama bazen otoklava alternatif olarak kullanılabilir. Bu teknik ayrıca, kürlenme sırasında daha iyi konsolidasyon sağlamak ve laminattan hava kabarcıklarının giderilmesine yardımcı olmak için el yatırması ile oluşturulan bileşenlere de uygulanabilir.



Şekil 2.5 – Yaygın Kompozit Üretim Yöntemleri a) El Yatırması, b) Püskürtmeli Yatırma ve c) Reçine Transfer Kalıplama [37]

Genel amaçlı sandviç yapıların üretimi için geleneksel yöntem, yarı yetenekli bir laminatör gerektiren temaslı kalıplamadır. Kalıpların üretimi basit ve ucuzdur ve teknik çok yönlüdür [38]. Süreç, özellikle karmaşık çift eğriliklerin gerekli olduğu durumlarda nispeten yavaş ve emek yoğun olabilir. Üretim, düz sandviç paneller veya basit tek eğrilikler üretmek

için bir şekilde otomatikleştirilebilir [38]. Kaplamalar mekanik olarak empenye edilir, çekirdeğin her iki tarafına uygulanır ve sürekli bir süreçte kürlenir. Büyük ölçekli petek sandviç paneller, çoklu gün ışığı presi kullanılarak üretilebilir, birçok panel aynı anda birbirine yapıştırılır ve kürlenir.

2.5. Kompozit Plakaların Darbe Davranışı

Darbe hasarı, kompozit plakaların tasarımı, üretimi ve bakımında en önemli sorunlardan biridir. Kompozit plakaların hasar mekanizmaları, geleneksel metalik malzemelere kıyasla çok daha karmaşıktır. Farklı hasar modları hem interlaminar hem de intralaminar seviyelerde meydana gelebilir ve birbirleriyle etkileşime girebilir. Kompozit plakaların kırılma mekanizmaları genellikle düşük hızlı darbe kaynaklı hasar veya yüksek hızlı darbe kaynaklı hasar olarak sınıflandırılmaktadır. Mevcut çalışmada odaklanılacak olan düşük hızlı darbe hasarı, kompozit plakalarda tespit edilmesi en zor olan hasardır.

2.5.1. Düşük Hızlı Darbe Tanımı

Düşük hızlı darbe ile yüksek hızlı darbe arasındaki belirsiz geçiş nedeniyle, düşük hızlı darbenin tanımı bu alanda önde gelen araştırmacılar arasında hala tartışılmaktadır. Bir yandan, Cantwell ve Morton tarafından önerilen ve yaygın olarak kabul gören bir tanıma göre, test tesisinin yükseklik sınırı dikkate alındığında (düşme ağırlığı kulesi gibi) çarpma hızı 10 m/s'ye kadar çıkmaktadır [39]. Öte yandan, Abrate inceleme kitabında düşük hızlı bir çarpma olayının çarpma hızının 100 m/s'den az olması gerektiğini belirtmiştir [40].

Sjoblom ve arkadaşları [41] ve Shivakumar ve arkadaşları [42] düşük hızlı darbenin üst sınırının, hedefin malzeme özelliklerine ve çarpma aracının kütle ve sertliğine bağlı olarak saniyede 1 ila 10 metre arasında değiştiğini ısrarla vurgulamıştır. Darbe tepkisi, malzeme boyunca gerilme dalgası yayılımı tarafından domine edilir. Çok lokalize hasar ve enerji dağılımı, tepki süresinin yetersizliği ve ihmal edilebilir sınır koşulu etkisinin bir sonucu olarak yüksek hızlı darbe ile indüklenir. Aksine, düşük hızlı darbe olayı tüm yapısal tepkiyi oluşturur ve sonuç olarak yeterince uzun darbe süresinin bir sonucu olarak daha fazla enerji elastik olarak emilir. Davies ve Robinson [43] düşük hızlı darbeyi sadece sayısal bir sınırla değil, aynı zamanda malzeme özelliğiyle de tanımlamıştır; bu durumda gerilme dağılımı üzerindeki kalınlık boyunca gerilme dalgası etkisi ihmal edilebilirdir.

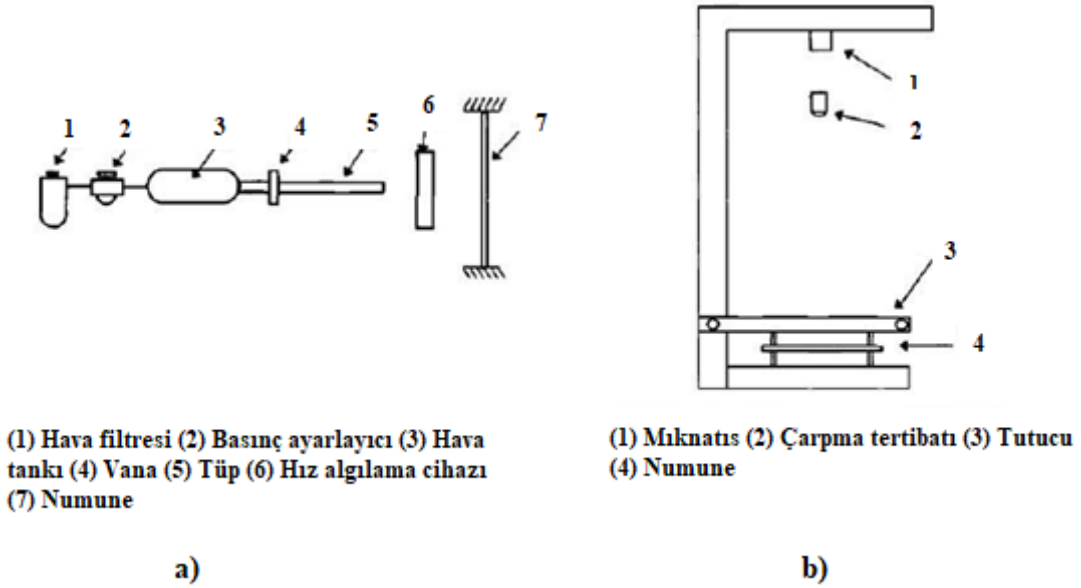
Çarpma tertibatının altındaki silindirik bir bölgenin, plaka boyunca yayılan gerilme dalgası olarak tekdüze bir gerilmeye maruz kaldığı kabul edilir, bu da nihai basınç gerinimini, ϵ_c , aşağıdaki formül kullanılarak bulunmasına olanak sağlamaktadır [43].

$$\epsilon_c = \frac{\text{Geçiş Darbe Hızı}}{\text{Malzeme İçindeki Ses Hızı}} \quad (2.1)$$

Bazı araştırmacılar, darbe türünün hasar türlerinin varlığına göre de kategorize edilebileceğini öne sürmüştür [44, 45]. Düşük hızlı darbe hasarı, delaminasyon ve matris çatlağı ile karakterize edilirken; yüksek hızlı darbeye lif kırılması ve penetrasyon hâkimdir. Sonuç olarak, bu projede incelenen maksimum darbe hızının 10 m/s'den az olduğu ve bu nedenle incelenen darbenin düşük hızlı darbe kategorisine girdiği düşünülmektedir.

2.5.2. Düşük Hızlı Darbe Testlerinin Sınıflandırılması

Bir darbe testi, yapının pratikte maruz kalacağı gerçek yükleme koşulunu taklit etmek ve meydana gelmesi muhtemel hasar modlarını ve arıza mekanizmalarını tanıtmak için uygun şekilde seçilmelidir.



Şekil 2.6 – Yaygın Darbe Testi Donanımlarının Şematik Gösterimi a) Gaz Tabancası ve b) Düşen Ağırlık Testi [40]

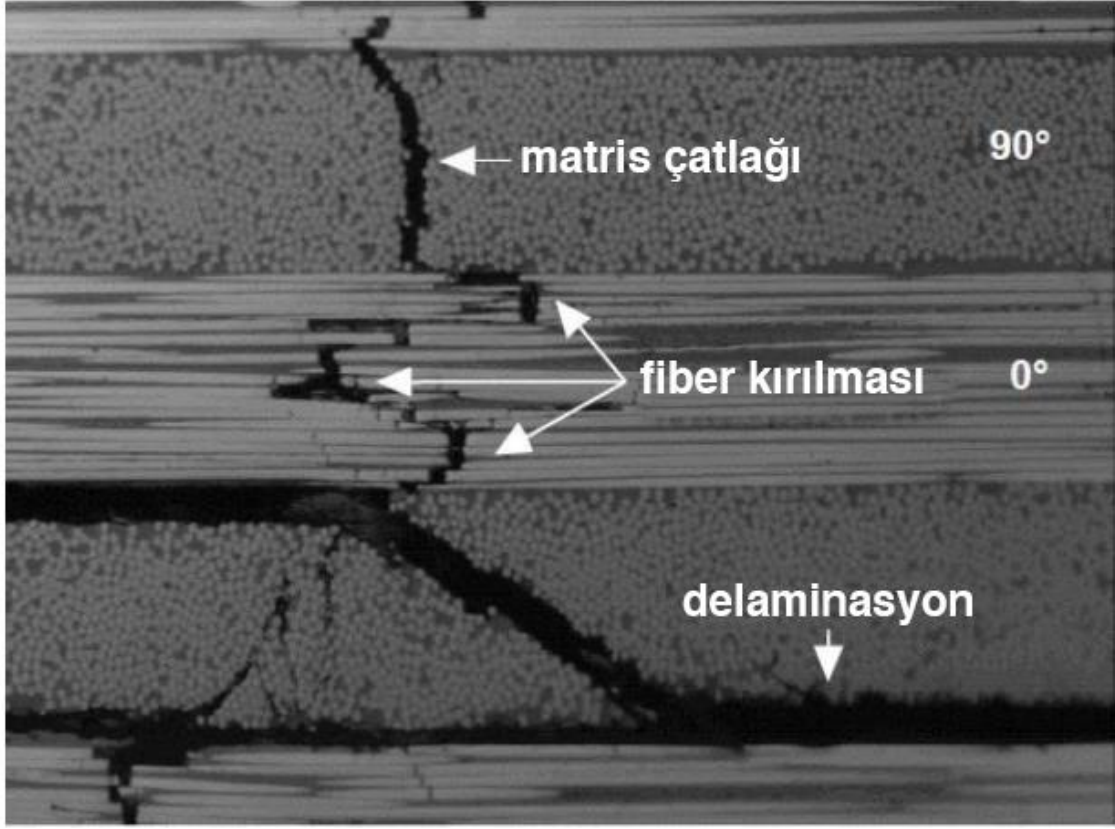
Araştırmalarda yaygın olarak iki tür darbe testi kullanılmaktadır, ancak gerçek test aparatının birçok detayı farklılık gösterebilir [46, 47, 48]. Şekil 2.6 a)'da gösterildiği gibi gaz tabancası testi, kalkış ve iniş sırasında uçaklara pist enkazının çarpması gibi küçük kütleli

ve yüksek hızlı mermilerle çarpma olaylarını simüle etmek için uygundur. Şekil 2.6 b)'de gösterildiği gibi düşen ağırlık testi, aletler kompozit yapı üzerine kazara düşürüldüğünde meydana gelebilecek daha büyük mermilerin neden olduğu düşük hızlı darbe durumunu simüle etmek için yaygın olarak kullanılmaktadır. Yarım küre en yaygın kullanılan çarpma tertibatı şekli olmasına rağmen, çarpma tertibatının ve hedefin geometrilerinin değiştirilebilirliği hala düşen ağırlık testiyle ilişkili avantajlardan biridir. Mitrevski ve arkadaşları, çarpma şeklinin kompozit plakaların çarpma tepkisi ve hasar mekanizmaları üzerindeki etkisi üzerine detaylı bir çalışma gerçekleştirmişlerdir [49, 50, 51].

Buna ek olarak, sarkaç tipi ve dirsekli tip sistemler de düşük hızlı darbe oluşturmak için kullanılmaktadır. Cantwell ve Morton'un inceleme makalesinde önerdiği gibi, sarkaç tipi test sistemi birçok erken darbe çalışması tarafından kullanılmıştır [39]. Sarkaç tipi test yöntemi kullanılarak kompozitteki enerji emilimi ve dağılımı hakkında bilgi edinilebilir. Lal, düşük hızlı bir darbe üretmek için ucuna çelik bir bilye monte edilmiş esnek bir kirişi geri çekerek ve ardından serbest bırakarak dirsekli çarpma tertibatını kullanmıştır [52, 53].

2.5.3. Kompozit Plakaların Düşük Hızlı Darbe Altındaki Kırılma Modları

Kaw, kompozit plakaların arızalanmasının felaketle sonuçlanmayabileceğini öne sürmüştür [54]. Bazı katmanların ilk olarak başarısız olması ve plakaların tüm katmanlar başarısız olana kadar daha fazla yük almaya devam etmesi çok daha olasıdır. Başarısızlık süreci oldukça karmaşıktır ve hem matris çatlağı ve fiber kırılması gibi intralaminar hasar mekanizmalarını hem de delaminasyon ve penetrasyon gibi interlaminar hasar mekanizmalarını içermektedir.



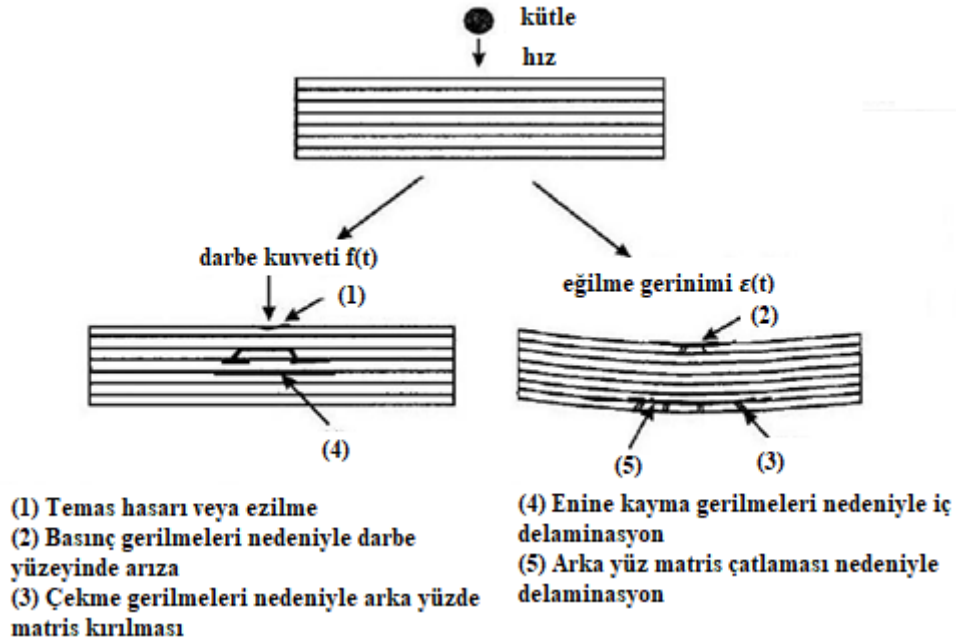
Şekil 2.7 – Darbe Hasarlı Kompozit Plakaların Kesit Görünümü [55]

Şekil 2.7'de gösterildiği gibi matris çatlağı, düşük hızlı darbenin neden olduğu çekme, basma ve kesme gerilmeleri nedeniyle fiber yönüne paralel olarak meydana gelmektedir [56]. Delaminasyon, Şekil 2.7'de gösterildiği gibi farklı fiber yönelimlerine sahip katmanlar arasındaki ayrılımdır ve bitişik katmanlar arasındaki eğilme sertliği uyumsuzluğundan kaynaklanan interlaminar stres tarafından tetiklenmektedir [57]. Fiber kırılması genellikle matris çatlağı ve delaminasyondan sonra daha yüksek yük altında meydana gelir. Fiber yüksek çekme gerilimi altında kırılır ve yüksek sıkıştırma yükü altında burkulur [56]. Penetrasyon makroskopik bir hasardır ve plakaların arızası düşük hızlı darbe olayında yaygın olmayan katastrofik bir seviyeye ulaştığında meydana gelir [58]. Düşük hızlı darbe altında kompozit plakaların hasar başlangıcı ve yayılımı hakkında kapsamlı bir anlayış elde etmek için çok sayıda araştırma yapılmıştır.

Matris Kırılması

Abrate, matris çatlaklarının dağılımının karmaşık olduğunu ve doğru bir şekilde tahmin edilmesinin zor olduğunu öne sürmüştür [40]. Matris çatlağı plakaların performansını önemli ölçüde etkilemediği için karmaşık modelin tahmini gerekli değildir.

Matris çatlağı ve fiber ile matris arasındaki ayrışma da dâhil olmak üzere matris hasarı, diğer arıza mekanizmalarının başlangıcıdır ve ara yüzeyde delaminasyona neden olabilir [40].



Şekil 2.8 – Kompozit Plakalarda Düşük Hızlı Darbe Hasarının Şematik Gösterimi

[59]

Zhang, Şekil 2.8'de gösterildiği gibi düşük hızlı darbe altında kompozit laminatların tipik bir hasar modelini rapor etmiştir [59]. Ezilme olarak adlandırılan oldukça lokalize temas hasarı (Şekil 2.8'deki 1 numaralı gösterime bakın), çarpma etkisinin altındaki temas yüzeyine yakın görünür ve 2 veya 3 katman içinde hedef plakaya uzanabilir. Hertz tipi temas kuvvetine ve üst katmanın enine malzeme sertliğine bağlıdır. Çarpma yüzeyindeki matris çatlakları çarpma tertibatının kenar(lar)ında başlar (Şekil 2.8'deki 2 numaralı gösterime bakın) ve orta yüzeyden yaklaşık 45°'lik bir açıdadır. Bu kesme çatlakları, malzeme boyunca yüksek enine kesme gerilmesi/basınçlı eğilme gerilmesinden kaynaklanır [40, 60]. Alt yüzdeki dikey matris çatlakları (Şekil 2.8'deki 3 numaralı gösterime bakınız) çekme çatlakları olarak adlandırılır. Bu çatlaklar, laminatların eğilme deformasyonu ile ilgili olan yüksek düzlem içi normal gerilme/çekme eğilme gerilmesi ile ortaya çıkmaktadır [40, 61]. Orta düzleme yakın iç delaminasyon (Şekil 2.8'deki 4 numaralı gösterime bakınız) ve arka yüzeye yakın delaminasyon (Şekil 2.8'deki 5 numaralı gösterime bakınız) sırasıyla ya kesme çatlağı ya da çekme çatlağı tarafından tetiklenmektedir. Keskin çatlak uçları ara yüzeylere ulaştığında, ara yüzeydeki gerilme yoğunlaşması delaminasyonu başlatabilir [62].



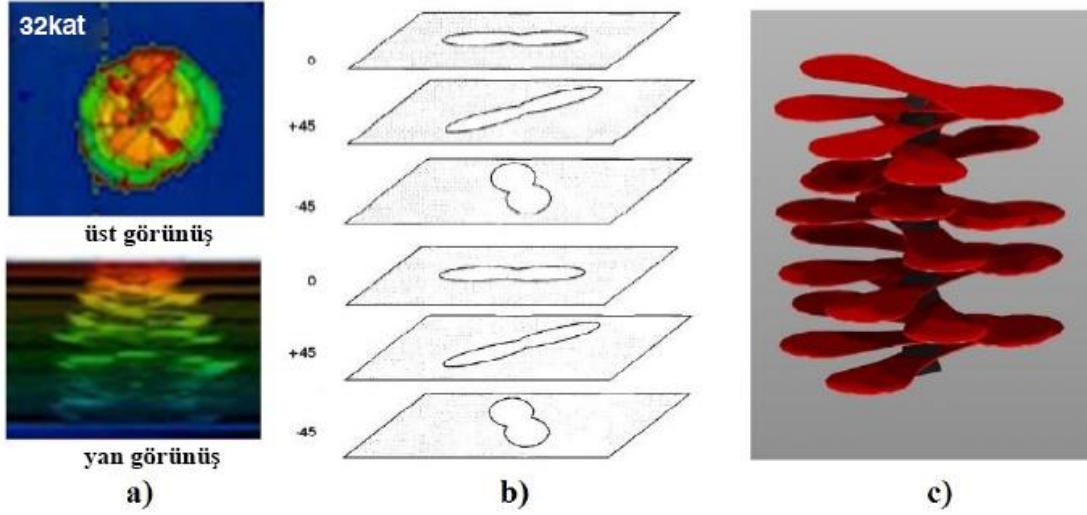
Şekil 2.9 – Farklı Hasar Modellerinin Şematik Gösterimi a) Çam Ağacı, b) Ters Çevrilmiş Çam Ağacı [40]

Abrate [40] ve Cantwell ve diğerleri [63], matris çatlak tipi ve dağılımı üzerindeki geometri etkisi hakkında benzer sonuçlara ulaşmışlardır. Plaka kalınlığının anahtar faktör olduğu kanıtlanmıştır. Kalın numune daha serttir ve daha yüksek temas kuvveti nedeniyle ilk olarak üst katmanlarda enine kesme çatlakları oluşturur, bu da Şekil 2.9 a)'da gösterildiği gibi çam ağacı dağılımlı hasar modeliyle sonuçlanır. Buna karşılık, alt katmanlardaki çekme çatlaklarının ince plakalarda aşırı enine sapma ve müteakip membran etkileri ile ortaya çıkması daha olasıdır. Matris çatlakları ve delaminasyon, Şekil 2.9 b)'de gösterildiği gibi tersine çevrilmiş bir çam ağacı modelinde dağıtılır.

Delaminasyon

Bir interlaminar hata modu olan delaminasyon, düşük hızlı darbeye maruz kalan kompozit plakaların hasar görmesinde ve enerji dağılımında baskın bir rol oynamaktadır. Delaminasyon ve matris çatlakları birbirleriyle etkileşime girer ve kompozit plakaların basınç dayanımında %60'a varan bozulmaya katkıda bulunmaktadır [40, 64, 65].

Deneysel çalışmalar, bitişik katmanlar arasındaki Poisson oranı ve eğilme sertliği uyumsuzluklarının bir sonucu olarak delaminasyonun yalnızca farklı fiber yönelimlerine sahip katmanlar arasındaki arayüzde meydana geldiğini tutarlı bir şekilde rapor etmektedir [64, 59, 57, 60]. Şekil 2.10 delaminasyon şekli üzerine yapılan çalışmaları sunmaktadır.



Şekil 2.10 – Delaminasyon Görünümleri a) C-Tarama Gözlemlerinden Delaminasyon Alanının Üst ve Yan Görünümleri [55], b) Delaminasyonun Şematik Gösterimi [40] ve c) Delaminasyonun İdeal Modeli [55]

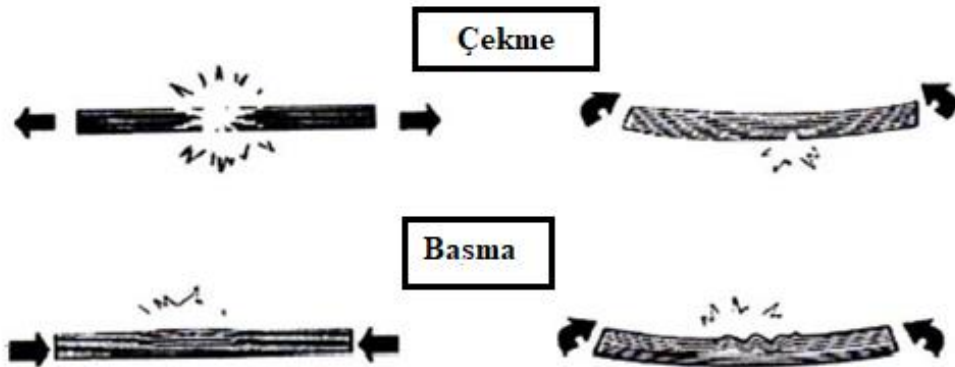
Delaminasyona uğramış 32 katlı plakaların C-tarama gözlemlerinden elde edilen üst ve yan görünüşleri Şekil 2.10 a)'da gösterilmektedir. Üstten görünüm C-tarama gözlemi, tüm delaminasyon alanının dairesel bir projeksiyon şekline sahip olduğunu göstermektedir. Bu arada, yandan görünüm sonucu, delaminasyon alanının farklı arayüzlerde birkaç delaminasyonla birleştirildiğini göstermektedir. Plakaların arka yüzeyi, üst yüzeydekinden daha büyük delaminasyon alanına sahip olma eğilimindedir. Bireysel delaminasyon alanı genellikle Şekil 2.10 b)'de şematik olarak gösterildiği gibi ana eksenini arayüzdeki alt katmandaki fiber yönünde yönlendirilmiş bir 'fıstık' şeklindedir. Şekil 2.10 c)'de gösterildiği gibi bilgisayar tarafından oluşturulan ideal delaminasyon modelinde, delaminasyon dağılımını karakterize etmek için spiral bir merdiven kullanılır. Bununla birlikte, delaminasyon şekillerinin genellikle oldukça düzensiz olduğunu ve yönelimlerin tespit edilmesinin oldukça zorlaştığını fark etmek gerekir. Bu nedenle, tüm hasarlı arayüzlerin tek bir düzlemdeki izdüşümü olarak C-tarama gözleminden ölçülen delaminasyon alanı, düşük hız kaynaklı delaminasyon çalışmasında genellikle anahtar bir parametre olarak kullanılmaktadır.

Liu, eğilme gerilmesinin delaminasyonun ana nedeni olduğunu bildirmiştir [57]. Sun ve Joshi, delaminasyonun üst katmandaki kesme çatlakları, orta katmandaki enine kesme çatlakları ve alt katmandaki dikey eğilme çatlakları tarafından başlatıldığı sonucuna varmıştır

[39]. Delaminasyonun başlamasının, delaminasyon eşik yükü olarak adlandırılan kritik bir darbe kuvveti değeriyle ilişkili olduğu düşünülmektedir.

Fiber Kırılması

Matris çatlağı, düşük darbe enerjisi altında kompozit plakaların kalıntı mukavemetinde önemli bir azalmaya neden olan delaminasyonun öncüsü olarak düşünülebilir. Fiber kırılmasının başlaması, nispeten yüksek darbe enerjisi altında kompozit plakaların katastrofik başarısızlığının (penetrasyon gibi) öncüsü olarak düşünülebilir. Fiber kırılması, kırılgen fiberin matris tarafından sağlanan korumayı kaybetmesinin bir sonucu olarak, darbe almış kompozit plakaların başarısızlık sürecinde genellikle matris çatlağı ve delaminasyondan daha sonra meydana gelmektedir. Hasarlı matris, yükleri fibere eşit şekilde aktaramaz ve bu da yüksek gerilme konsantrasyonuna neden olabilir. Şekil 2.11'de gösterildiği gibi çekme fiber kırılması ve basınç fiber burkulması olmak üzere iki ana fiber kırılma modu mevcuttur.



Şekil 2.11 – Fiber Arıza Modlarının Şematik Gösterimi [66]

Richardson ve Wisheart inceleme makalelerinde, gerilme fiber kırılmasının darbe almayan yüzeydeki yüksek eğilme gerilmesinden kaynaklandığını; sıkıştırma fiber burkulmasının ise yüksek yerel temas gerilmesi ve çarpma etkisiyle girinti etkisinden kaynaklandığını öne sürmüşlerdir [56]. Dorey, arka yüzeyde eğilme kaynaklı fiber kırılması için gereken enerjinin basit bir tahminini aşağıdaki şekilde sunmuştur [67].

$$\text{Enerji} = \frac{\sigma^2 w t L}{18 E_f} \quad (2.2)$$

Burada, σ eğilme dayanımı, Ef eğilme modülü, w plaka genişliği, L desteklenmeyen uzunluk ve t plaka kalınlığıdır.

Bununla birlikte, fiber kırılmasının doğru bir şekilde tahmin edilmesi zorlu bir görevdir ve matris çatlağı ve delaminasyon da dâhil olmak üzere tüm hasar modlarının modellenmesine ve ilerleyen hasar gelişiminde bunlar arasındaki etkileşimlerin dikkate alınmasına bağlıdır.

Penetrasyon

Penetrasyon, fiber kırılmasının bir sonucu olarak yüksek hız/enerji darbesine maruz kalan kompozit plakaların katastrofik bir arıza modudur. Kompozit plakaların balistik darbe tepkisinin araştırma odağı olmakla birlikte, bu makroskopik arıza modu, yüksek darbe enerjisi seviyesine sahip bazı düşük hızlı darbe olaylarında da meydana gelebilmektedir.

Penetrasyonun başlangıcını tahmin etmek için çabalar sarf edilmiştir. Bazı araştırmacılar, kompozit plakanın eşik penetrasyon enerjisinin plaka kalınlığının doğrusal bir fonksiyonu olmadığını ve numune kalınlığının artmasıyla hızla yükseldiğini öne sürmüştür [63, 68]. Buna karşılık, diğer araştırmacılar eşik penetrasyon enerjisinin numune kalınlığı ile orantılı olduğunu bildirmiştir. Dorey ikinci gruba aittir ve penetrasyonla absorbe edilen enerjinin tahminini aşağıdaki şekilde sunmuştur [67].

$$\text{Enerji} = \pi \gamma t d \quad (2.3)$$

Burada, γ kırılma enerjisi, t numune kalınlığı ve d çarpma tertibatının çapıdır.

2.6. Ultrasonik C-Tarama

Ultrasonik C-taraması belki de en yaygın NDT tekniğidir [69]. Bu teknikte, daldırılmış bir numunenin yüzeyi taranır ve yansıyan ve/veya iletilen ultrasonun bir projeksiyonu analiz edilir. Dolayısıyla, hacimsel bir denetim yöntemidir. İletim C-taraması hasar bölgesinin entegre bir görünümünü sağlarken, yansıma C-taraması hasar bölgesinin derinlik dağılımı hakkında ayrıntılar sağlamaktadır. Kompozit malzemeler için tipik frekanslar düşük MHz aralığındadır (1-10 MHz). Frekansın düşürülmesi, derinlik profilinin doğrudan ultrasonik dalga boyuyla ilişkili olması nedeniyle zayıf uzamsal çözünürlüğe yol açar [70]. Frekansın artırılması, polimer matrisinin yüksek sönümlenme özellikleri ve fiber demetleri ve

gözeneklerdeki saçılma nedeniyle kompozit malzemelerde ultrasonik sinyalin aşırı zayıflamasına neden olur.

Şu anda, ultrasonik muayene olgun bir NDT tekniğidir ve bu nedenle genellikle diğer teknikleri karşılaştırmak için kullanılır. Ne yazık ki, ultrasonik denetimin denetim hızı (nokta taraması) ve bir bağlantı sıvısı gereksinimi ile ilgili bazı dezavantajları vardır [71]. Bununla birlikte, C-tarama prosedürünü hızlandırmak ve denetim yeteneklerini genişletmek için aşamalı dizi uygulamalarını araştıran birkaç araştırma laboratuvarı mevcuttur.

3. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

3.1. Sandviç Kompozit Üretimi için Malzemeler

Bu bölümde, yüzey plaka ve çekirdekte kullanılan malzemeler açıklanmaktadır. Burada, bu sistemlerin mekanik özellikleri sunulmakta ve tartışılmaktadır. Verilen özelliklerin çoğu ilgili malzeme tedarikçisi tarafından sağlanan verilere dayanmaktadır.

3.1.1. Yüzey Plaka Malzemesi

Tez kapsamında sandviç kompozit üretiminde yüzey plaka malzemesi olarak kullanılan karbon prepreg, SPM Kompozit firmasının VTP H 300 FCA 310 12KUD RC40 HS kodlu ürünüdür. Prepreg durumunda malzeme, kolay işlenebilirlik ve kullanım, düşük uçucu madde içeriği ve kütleme işlemi sırasında çok düşük uçucu madde emisyon oranı gibi mükemmel özelliklere sahiptir. Prepreg malzemenin mekanik özellikleri Tablo 3.1'de yer almaktadır.

Tablo 3.1 – Prepreg Malzeme Mekanik Özellikleri

3 Noktalı Eğilme Özellikleri (ISO 178)		
Eğilme Modülü	GPa	2.9 – 3.1
Maksimum Eğilme Dayanımı	MPa	125 – 135
Eğilme Dayanımında Uzama	%	7 – 10

Yüzey plaka malzemeleri 30 cm x 30 cm boyutlarında, 1 mm ve 2 mm olmak üzere 2 farklı kalınlıkta Acme Kompozit firmasından tedarik edilmiştir. 1 mm kalınlığındaki yüzey plaka, 4 katmandan oluşmaktadır. $[0/90]_s$ oryantasyonuna (crossply symmetric) sahiptir. 2 mm kalınlığındaki yüzey plaka, 8 katmandan oluşmaktadır ve $[0/90]_{2s}$ oryantasyonuna (crossply symmetric) sahiptir. Plaka, yarı-izotropik özellikler göstermek ve kürlenme sonrası çarpılmayı önlemek için simetrik ve dengeli olarak tasarlanmıştır.

3.1.2. Çekirdek Malzemesi

Tez kapsamında PVC Köpük ve PET plaka malzemeleri olmak üzere iki tür çekirdek malzemesi incelenmiştir. Her bir malzemenin detayları aşağıdaki bölümlerde verilmiştir.

3.1.2.1. PVC Köpük

Tez kapsamında çekirdek malzeme olarak kullanılan polimerik köpük çekirdek malzemeleri, Alusuisse Airex AG firmasının C70.48 kodlu ürününü 2730 mm x 1270 cm boyutlarında 10 mm kalınlığında levhalar şeklinde tedarik edilmiştir. Airex C70.48 temel malzeme özellikleri Tablo 3.2’de verilmiştir.

Tablo 3.2 – PVC Köpük Temel Malzeme Özellikleri

Özellikler	Test Metodu	Birimi	Airex C70.48
Nominal Yoğunluk	ISO 845	kg/m ³	48
Basınç Dayanımı	ISO 844	N/mm ²	0.60
Bulk Modülü	DIN 53421	N/mm ²	48
Çekme Dayanımı	ISO 527 1-2	N/mm ²	0.95
Elastisite Modülü	ISO 527 1-2	N/mm ²	35
Kayma Dayanımı	ISO 1922	N/mm ²	0.55
Kayma Modülü	ASTM C393	N/mm ²	16

Köpük paneller, yüzey tabakalar ile aynı boyutlarda kesilmiştir. Panellerin kenarlarına hasar vermektten kaçınmak için kırılğan çekirdek malzemeleri keserken dikkatli olunmuştur. Paneller üzerinde kesme prosedürü sırasında oluşan tozlar basınçlı hava tabancası kullanılarak püskürtülmüştür.

3.1.2.2. PET Plaka

Tez kapsamında çekirdek malzeme olarak kullanılan PET plaka malzemeleri, Zell-Metall GesmbH Engineering Plastics firmasının Zellamid 1400 kodlu ürününü 30 cm x 30 cm boyutlarında 10 mm kalınlığında levhalar şeklinde tedarik edilmiştir. Zellamid 1400 temel malzeme özellikleri Tablo 3.2’de verilmiştir.

Tablo 3.3 – PET Çekirdek Temel Malzeme Özellikleri

Özellikler	Test Metodu	Birimi	Zellamid 1400
Nominal Yoğunluk	ISO 845	kg/m ³	1360
Çekme Dayanımı	ISO 527 1-2	N/mm ²	80
Elastisite Modülü	ISO 527 1-2	N/mm ³	3.20
Dart Düşüşü, Toplam Enerji	DIN 53443	J	80

3.1.3. Yapıştırıcı Malzeme

Tez kapsamında yapıştırıcı malzeme olarak, Huntsman firmasının Araldite LY 5052 kodlu epoksi sıvı yapıştırıcı ürünü tedarik edilmiştir. Sertleştirici malzeme olarak Hunstman firmasının Aradur 5052 kodlu ürünü tedarik edilmiştir. Araldite LY 5052 temel malzeme özellikleri aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- Düşük viskozite, takviye malzemelerinin kolay emdirilmesi.
- Uzun kap ömrü (ortam sıcaklığında 100 ml için 2 saat), büyük nesnelere üretimi için geniş işleme süresi sağlamaktadır.
- Ortam kürlenmesinden sonra yüksek sıcaklık direnci (cam geçiş sıcaklığı): 60 °C, 100 °C’de son kürlenmeden sonra:120.
- Ortam kürlenmesinden sonra mükemmel mekanik ve dinamik özellikler.

3.2. Sandviç Kompozit Üretimi

4 farklı konfigürasyonda sandviç kompozit üretimi yapılmıştır. 4 farklı konfigürasyon olmasının sebebi 2 farklı çekirdek malzeme ve 2 farklı yüzey plaka kalınlığının mevcut

olmasıdır. Üretilen bütün sandviç kompozitler 30 cm x 30 cm boyutlarında üretilmiştir. Sandviç kompozitler içerdikleri çekirdek malzemeye göre A ve B cinsinden isimlendirilmiştir. A, çekirdek malzeme olarak PET plaka kullanılan sandviç kompozitleri temsil etmektedir. B ise çekirdek malzeme olarak PVC Köpük kullanılan sandviç kompozitleri temsil etmektedir. A ve B'nin sonrasında gelen 1 ve 2 numaraları ise yüzey tabaka malzemesinin milimetre cinsinden kalınlığını vermektedir. Sandviç kompozitlerin içerik bilgileri aşağıda verilmiştir.

A-1

- **Alt ve Üst Yüzey Plaka:** 1 mm kalınlığında Karbon Fiber Plaka
- **Yapıştırıcı Malzeme:** Epoksi Sıvı Yapıştırıcı (Araldite LY 5052)
Sertleştirici malzeme olarak Aradur 5052 kullanılmıştır.
- **Çekirdek Malzeme:** Zellamid 1400

A-2

- **Alt ve Üst Yüzey Plaka:** 2 mm kalınlığında Karbon Fiber Plaka
- **Yapıştırıcı Malzeme:** Epoksi Sıvı Yapıştırıcı (Araldite LY 5052)
Sertleştirici malzeme olarak Aradur 5052 kullanılmıştır.
- **Çekirdek Malzeme:** Zellamid 1400

B-1

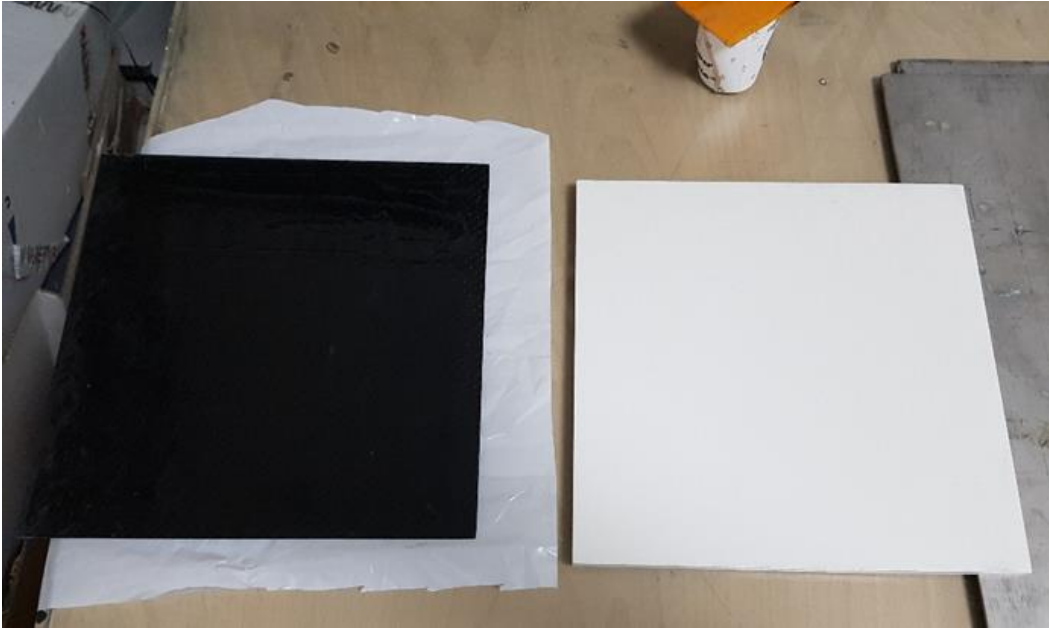
- **Alt ve Üst Yüzey Plaka:** 1 mm kalınlığında Karbon Fiber Plaka
- **Yapıştırıcı Malzeme:** Epoksi Sıvı Yapıştırıcı (Araldite LY 5052)
Sertleştirici malzeme olarak Aradur 5052 kullanılmıştır.
- **Çekirdek Malzeme:** Airex C70.48

B-2

- **Alt ve Üst Yüzey Plaka:** 2 mm kalınlığında Karbon Fiber Plaka
- **Yapıştırıcı Malzeme:** Epoksi Sıvı Yapıştırıcı (Araldite LY 5052)
Sertleştirici malzeme olarak Aradur 5052 kullanılmıştır.
- **Çekirdek Malzeme:** Airex C70.48

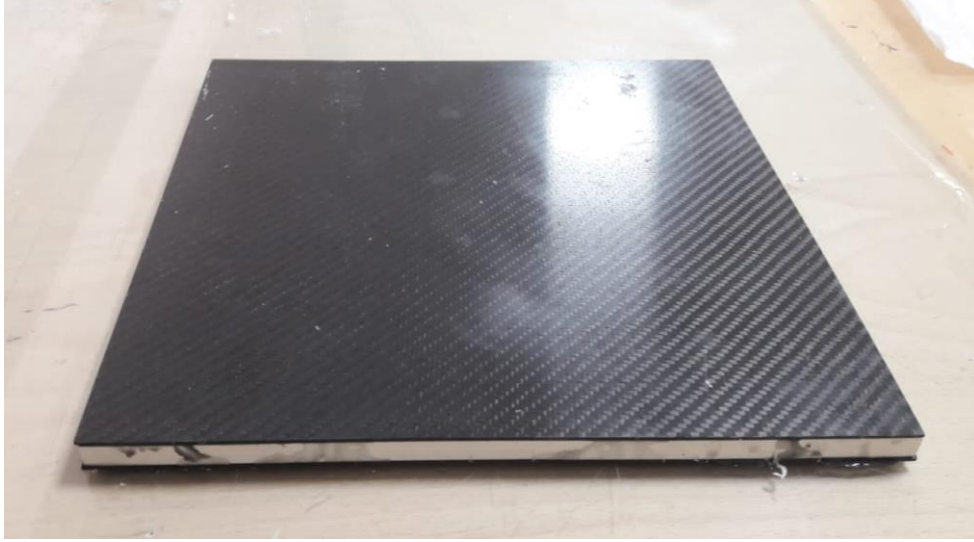
Sandviç kompozit sistemlerini başarılı bir şekilde üretmek, çekirdek ve yüzey tabaka malzemeleri arasında iyi bir bağlanma mukavemeti elde etmek için uygun bir yapıştırıcı gereklidir. Bu çalışmada, Aradur 5052 sertleştirici ile birleştirilmiş Araldite LY 5052 epoksi reçine kullanılmıştır. Bu sistem, tipik olarak 20°C ile 90°C arasında düşük sıcaklıkta kurlenmesi ve kurlenme sırasında düşük büzülme özellikleri nedeniyle seçilmiştir. Bu sistemin başlıca dezavantajı epoksinin sertleşmesi için gereken uzun kurlenme süresidir. Ancak bu sistemin sağladığı kalite olağanüstüdür. Yapıştırma prosedürünün detayları aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- Epoksi reçine (LY 5052) bir kap içinde sertleştirici (Aradur 5052) ile epoksi reçinenin Teknik Bilgi Dokümanında (TDS) yazan ağırlıkça karıştırma oranında (**100 gr epoksi reçine – 38 gr sertleştirici**) karıştırılmıştır.
- Homojen bir şekilde karıştırılan çözelti Şekil 3.1’de görüldüğü gibi hem yüzey plaka hem de çekirdek malzemenin yapıştırılacakları yüzeylerine uygulanmıştır.



Şekil 3.1 – Sandviç Kompozit Üretim Aşaması

- Şekil 3.2’de karışımın yapışacak yüzeylere sürülmesi ve yüzeylerin birbiri ile temas etmesi sonucu elde edilen sandviç kompozitin ilk hali bulunmaktadır.



Şekil 3.2 – Sandviç Kompozit Üretim Aşaması 2

- Şekil 3.3’de görüldüğü gibi sandviç kompozit arasındaki yapıştırıcı karışımın düzgün dağılması için sandviç kompozit vakumlu hurç (vacuum compressed bag) içine yerleştirilmiş ve hurç içindeki hava vakum pompası yardımıyla çekilmiştir.



Şekil 3.3 – Sandviç Kompozit Üretim Aşaması 3

- Şekil 3.4’de görüldüğü gibi tam kürlenmeyi sağlamak için sandviç plaka daha sonra hafif bir basınç (30 kg) altında soğuk prese yerleştirilmiş ve bir gece bekletilmiştir.



Şekil 3.4 – Sandviç Kompozit Üretim Aşaması 4

- Kürlenmiş 30 cm x 30 cm ebatlarındaki sandviç panellerin A-1 ve B-1 konfigürasyonları Şekil 3.5’de görülmektedir.



a)



b)

Şekil 3.5 – K rlenmiŐ sandwich Paneller a) A-1 Konfigürasyon  rneği ve b) B-1 Konfigürasyon  rneği

- K rlenmiŐ sandwich panel düşük hızlı darbe davranışlarının belirlenmesi amacıyla ASTM D7136 standardına uygun olarak su jeti yardımıyla 95 mm x 95 mm boyutlarında kuponlar halinde kesilmiştir ve her bir konfigürasyondan 9 adet numune çıkmıştır. Şekil 3.6’da su jeti ile kesimi yapılmıŐ A ve B konfigürasyonlarından örnek birer numune bulunmaktadır.

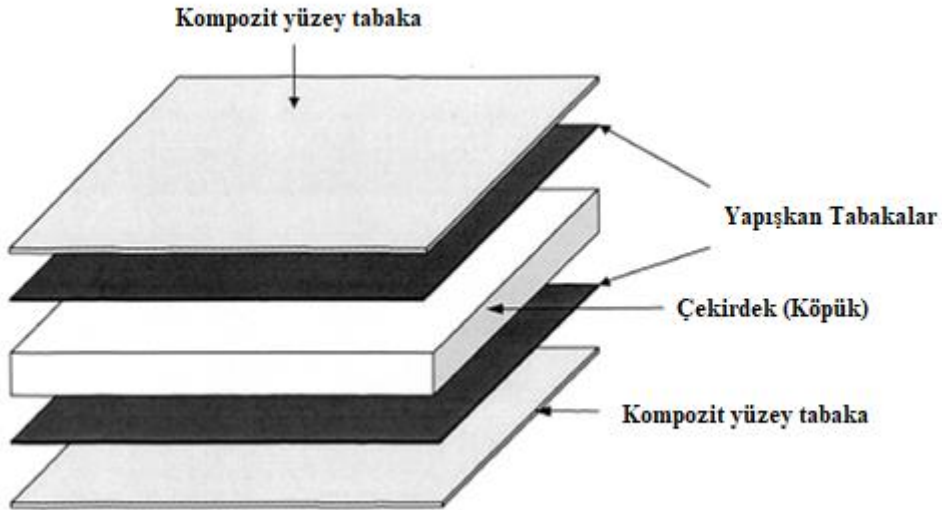


a)

b)

Şekil 3.6 – A ve B Konfigürasyonlarından Örnek Numune a) B-1 Konfigürasyon Örneği ve b) A-1 Konfigürasyon Örneği

Köpük çekirdekli sandviç kompozitlerin şematik gösterimi Şekil 3.7’de verilmiştir.



Şekil 3.7 – Köpük Çekirdekli Sandviç Panellerin Şematik Gösterimi [72]

3.3. Düşük Hızlı Darbe Testi

Düşen ağırlık darbe testi, kompozit malzemelerin ve sandviç yapıların düşük hızlı darbe tepkisini değerlendirmek için önceki çalışmalarda yaygın olarak kullanılmıştır [42, 73, 74]. Bu test türünün Charpy ve Izod testlerine göre avantajlarından biri, daha geniş bir test geometrisi yelpazesinin dikkate alınabilmesi ve böylece daha karmaşık bileşenlerin incelenmesine olanak sağlamasıdır. Genel olarak, darbe olayı numunenin tamamen yok olmasına neden olmaz, ancak geri teperek artık enerjinin hesaplanmasını sağlar. Tez

kapsamında üretilen Sandviç Kompozitlerin düşük hızlı darbe davranışlarının belirlenmesi amacıyla ASTM D7136 standardına uygun olarak düşük hızlı darbe testi (düşen ağırlık darbe testi), Başkent Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Biyomekanik ve Mukavemet Laboratuvarı'nda yapılmıştır. Şekil 3.8'de tez kapsamında kullanılan düşen ağırlık darbe test cihazı gösterilmiştir.



Şekil 3.8 – Düşen Ağırlık Darbe Test Cihazı

Darbe test parametreleri; **çarpma tertibatının yüksekliği 800 mm** ve **çarpma tertibatı ağırlığı 25 kg** olarak belirlenmiştir. İlgili değerlerin belirlenmesinin sebebi; numunenin darbe alan noktasının etrafındaki bölgenin hasar analizini yapmak olduğundan

cihazın mümkün olan en yüksek limitlerinde çalışılmıştır. Darbe test cihazının maksimum çıkabileceği çarpma tertibatı yüksekliği 1 m'dir.

Çarpmanın istenen yerde gerçekleşmesini sağlamak amacıyla, düşen taşıyıcıya kılavuzluk etmek için çarpma kulesinin tabanına iki dikey çelik kolon sabitlenmiştir. Taşıyıcının inişi sırasında oluşan sürtünmeyi en aza indirmek için kılavuzlar yağlanmıştır. Test sırasında kuvvet – zaman, hız – zaman ve yer değiştirme – zaman geçmişi, çarpma ucunun hemen üzerinde bulunan piezo-elektrik yük hücresi kullanılarak ölçülmüştür. Yük hücresinden gelen sinyaller daha sonra bir data logger tarafından yükseltilmiş ve özel bir kişisel bilgisayar tarafından catman programı kullanılarak kaydedilmiştir.

Şekil 3.9'da A-1-1 kodlu numunenin düşük hızlı darbe öncesi ve sonrası fotoğrafları yer almaktadır.



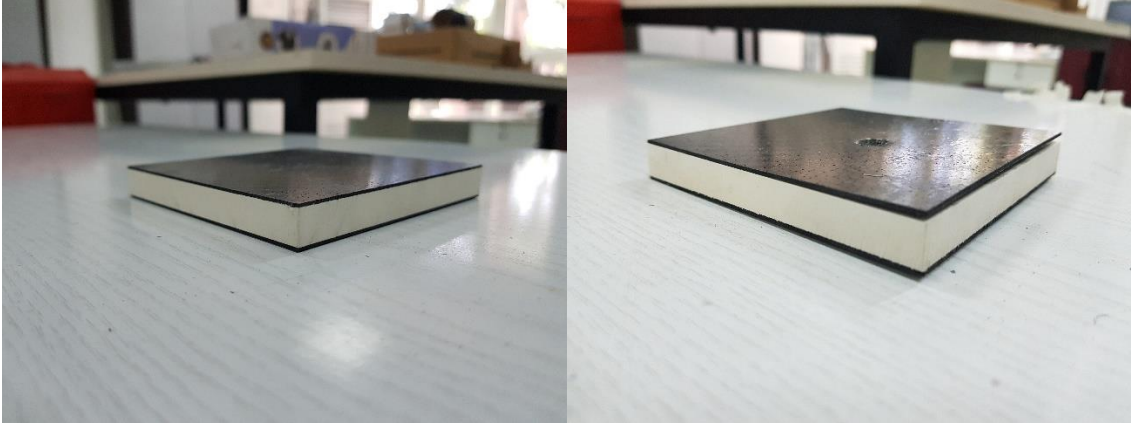
a)

b)

Şekil 3.9 – A-1-1 Numunesinin Darbe Öncesi ve Sonrası Durumu a) Darbe Öncesi ve b) Darbe Sonrası

Şekil 3.9 incelendiğinde, ilgili numunenin perfore olduğu tespit edilmiştir.

Şekil 3.10'da A-1-2 kodlu numunenin düşük hızlı darbe öncesi ve sonrası fotoğrafları yer almaktadır.



a)

b)

Şekil 3.10 – A-1-2 Numunesinin Darbe Öncesi ve Sonrası Durumu a) Darbe Öncesi ve b) Darbe Sonrası

Şekil 3.10 incelendiğinde, ilgili numunede sandviç kompozit hatalarından yüzey kırışması ve bağ hatasının (bond failure) meydana geldiği belirlenmiştir.

Şekil 3.11’de A-1-5 kodlu numunenin düşük hızlı darbe öncesi ve sonrası fotoğrafları yer almaktadır.



a)

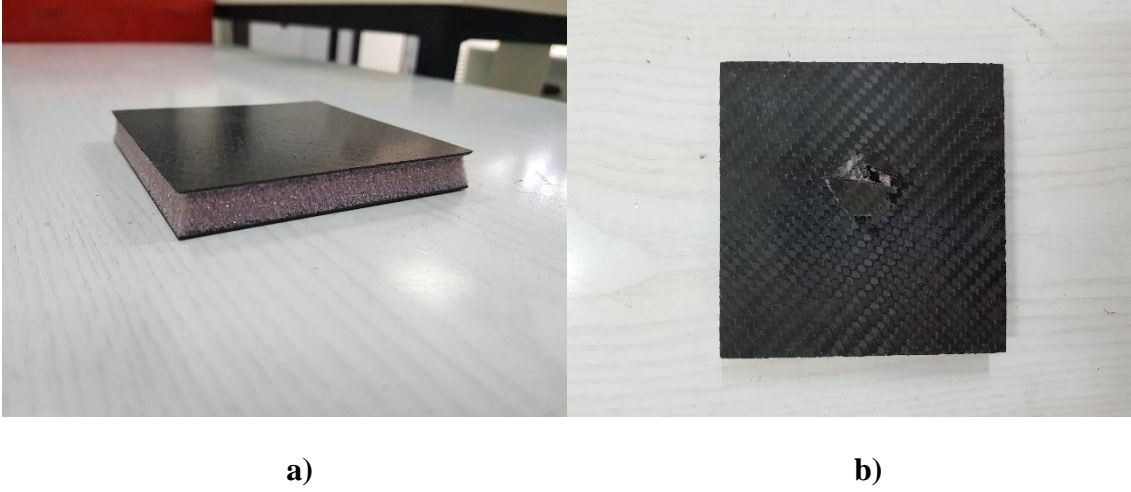
b)

Şekil 3.11 – A-1-5 Numunesinin Darbe Öncesi ve Sonrası Durumu a) Darbe Öncesi ve b) Darbe Sonrası

Şekil 3.11 incelendiğinde, ilgili numunenin perfore olduğu tespit edilmiştir. Şekil 3.11 b) de meydana gelen çekirdek kırılması net olarak görülmektedir.

A konfigürasyonuna sahip olan **farklı** diğer numunelerin darbe sonrası fotoğrafları **EK'te** verilmiştir.

Şekil 3.12'de B-1-1 kodlu numunenin düşük hızlı darbe öncesi ve sonrası fotoğrafları yer almaktadır.



Şekil 3.12 – B-1-1 Numunesinin Darbe Öncesi ve Sonrası Durumu a) Darbe Öncesi ve b) Darbe Sonrası

Şekil 3.12 incelendiğinde, ilgili numunenin perfore olduğu tespit edilmiştir. B konfigürasyonuna sahip olan numunelerin hepsi perfore olduğu için tek bir örnek fotoğraf paylaşılmıştır.

3.4. Ultrasonik Muayene

Darbe kaynaklı delaminasyon hasarını değerlendirmek için 12 adet numuneye (her konfigürasyondan 3 tane) C-tarama ölçümleri yapılmıştır. Hasarın ölçülmesi için, delamine olmuş alanlar, Python programlama dili kullanılarak ölçülmüştür.

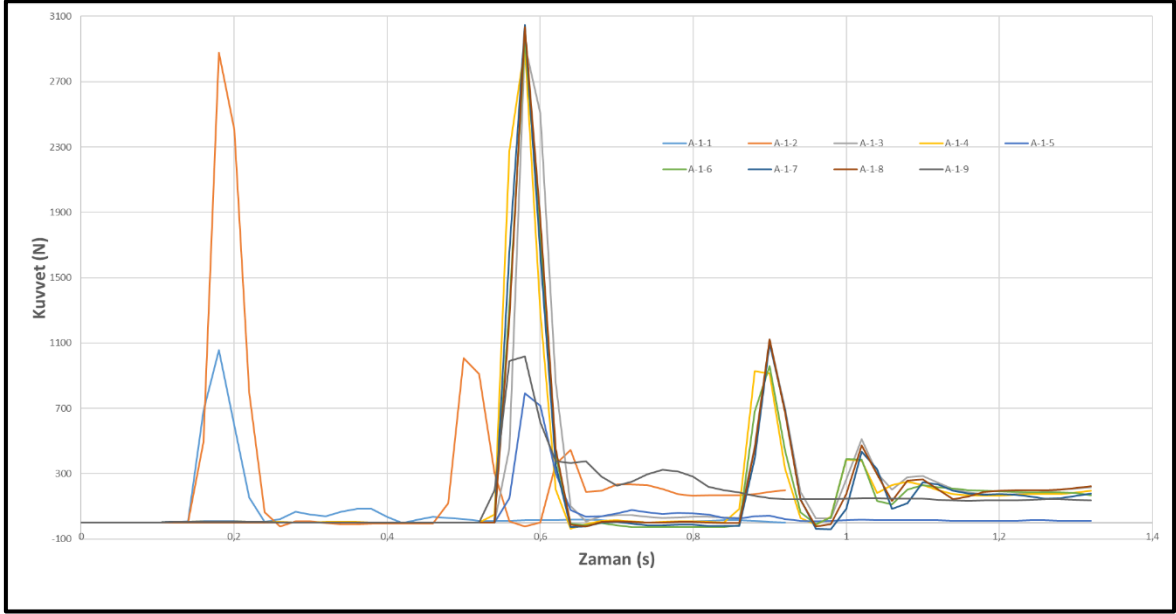
4. ELDE EDİLEN VERİLER VE DEĞERLENDİRME

Bu bölümde, düşük hızlı darbe testi sonucu elde edilen verilerden oluşturulan Kuvvet – Zaman, Yer Değiştirme – Zaman ve Enerji – Zaman eğrilerine, numunelerin darbe sonrası ultrasonik muayene sonuçlarına ve numunelerin darbe sonrası görüntülerine dayanarak, 4 farklı konfigürasyondaki numune grubunun düşük hızlı darbe testinin sonuçları tartışılmaktadır.

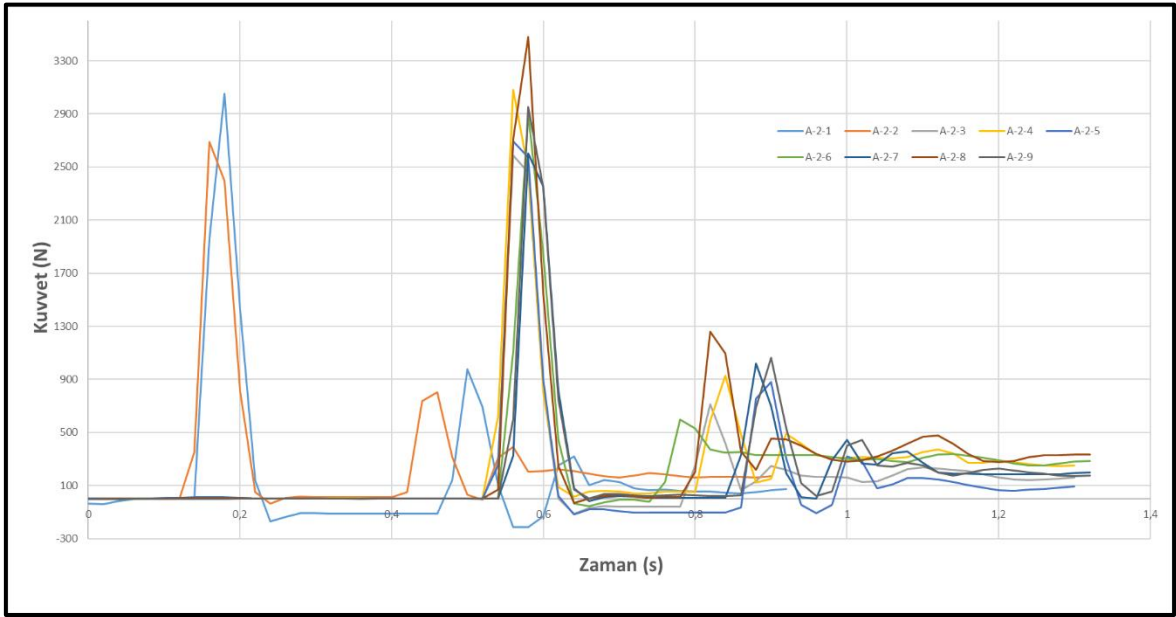
4 farklı konfigürasyonda üretimi yapılan karbon fiber takviyeli sandviç kompozitler, düşük hızlı darbe davranışını belirlemek için ASTM D7136 standardına uygun olarak düşen ağırlık darbe testine tabi tutulmuştur. Her bir konfigürasyondan 9 adet numune elde edilmiştir. Toplam 36 adet numuneye düşen ağırlık darbe testi uygulanmıştır. Numuneler A-1, A-2, B-1 ve B-2 olarak kodlanmıştır. Her bir konfigürasyondan elde edilen 9 adet numune, kodun yanına 9'a kadar rakamlar yazılarak ifade edilmiştir. Örneğin A-1 konfigürasyonundan elde edilen 9 adet numune A-1-1, A-1-2, A-1-3, A-1-4, A-1-5, A-1-6, A-1-7, A-1-8 ve A-1-9 olarak adlandırılmıştır.

4.1. Kuvvet – Zaman Eğrileri

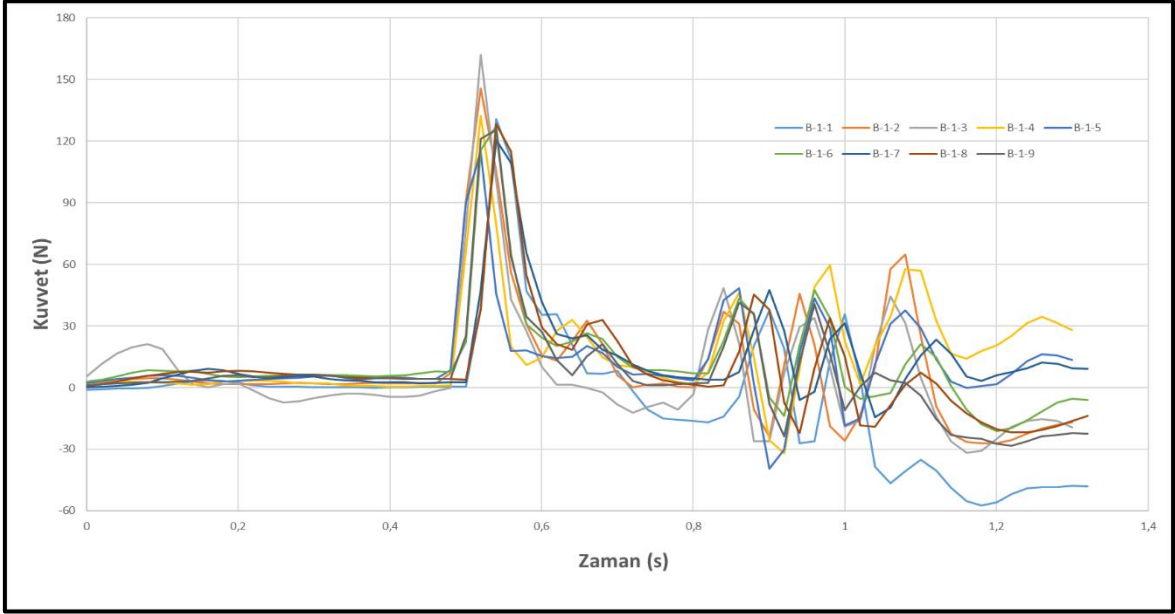
A-1 konfigürasyonu için Kuvvet – Zaman eğrileri Şekil 4.1'de, A-2 konfigürasyonu için Kuvvet – Zaman eğrileri Şekil 4.2'de, B-1 konfigürasyonu için Kuvvet – Zaman eğrileri Şekil 4.3'de ve B-2 konfigürasyonu için Kuvvet – Zaman eğrileri Şekil 4.4'de bulunmaktadır.



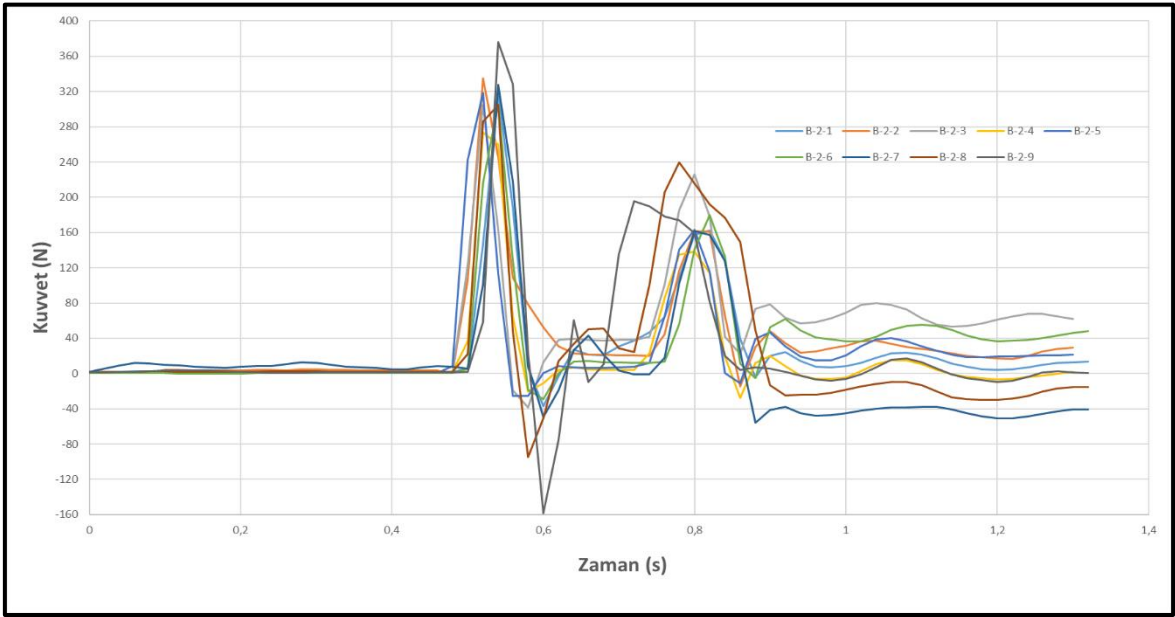
Şekil 4.1 – A-1 Konfigürasyonu Kuvvet – Zaman Eğrisi



Şekil 4.2 – A-2 Konfigürasyonu Kuvvet – Zaman Eğrisi

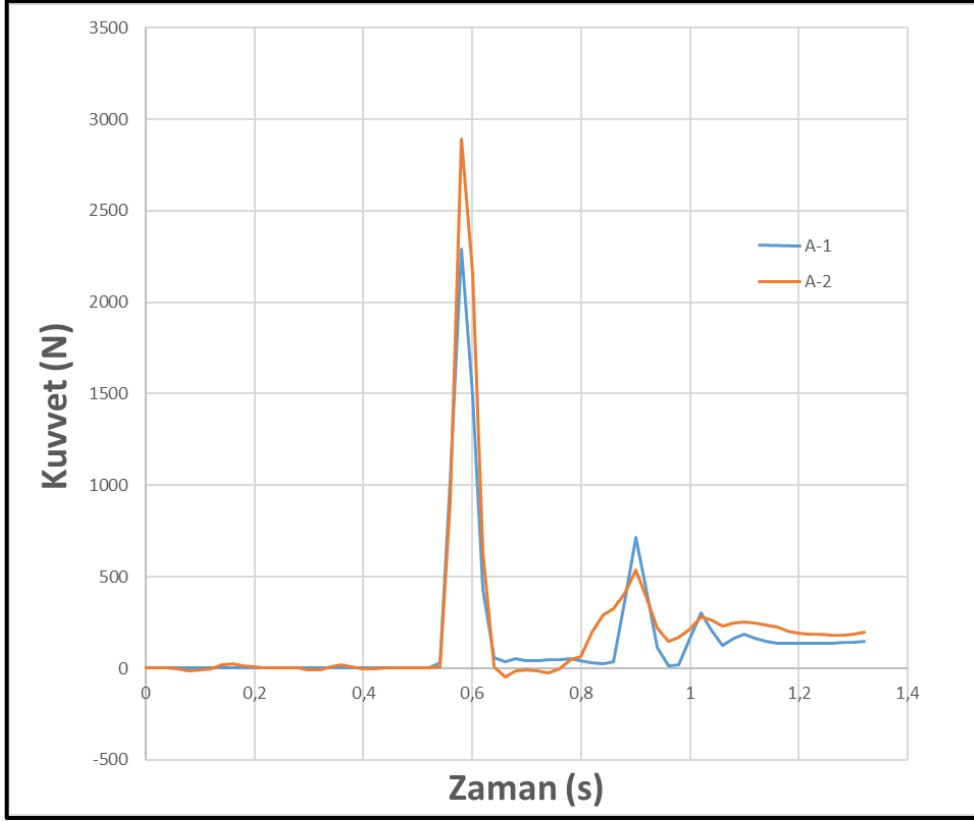


Şekil 4.3 – B-1 Konfigürasyonu Kuvvet – Zaman Eğrisi

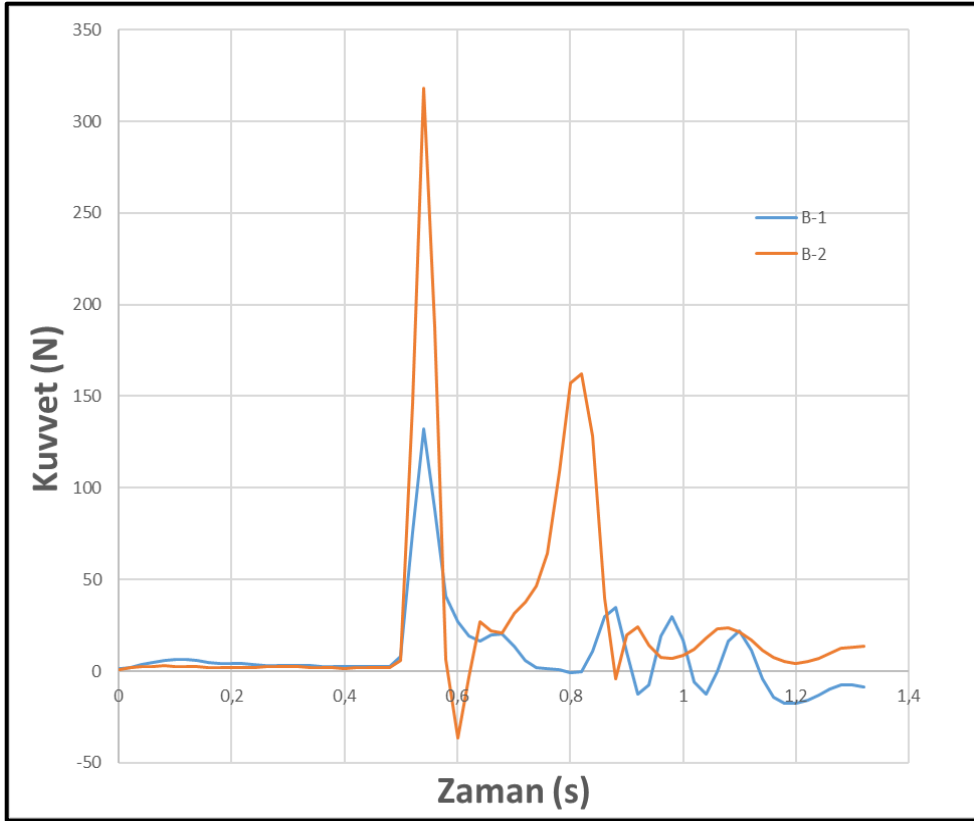


Şekil 4.4 – B-2 Konfigürasyonu Kuvvet – Zaman Eğrisi

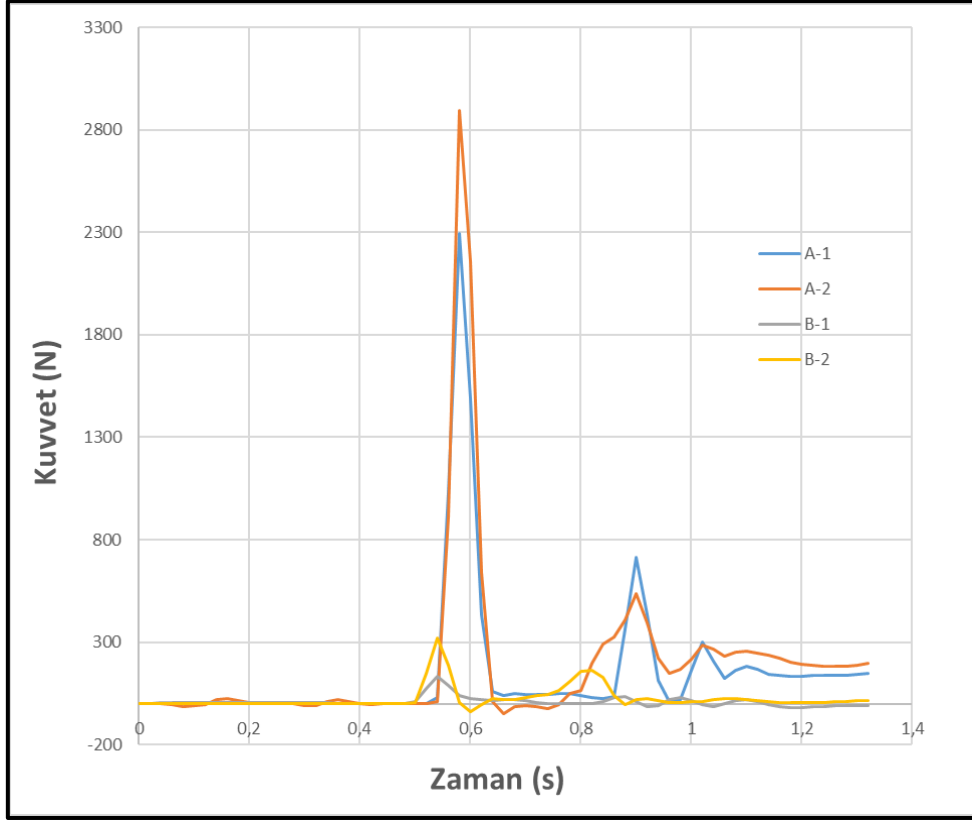
Konfigürasyonların birbirleri ile daha iyi kıyaslanabilmeleri amacıyla ortalama kuvvet değerleri alınmış ve aynı grafik üzerinde gösterilmiştir. Şekil 4.5’de A-1 ve A-2 konfigürasyonlarının ortak Kuvvet – Zaman eğrileri, Şekil 4.6’da B-1 ve B-2 konfigürasyonlarının ortak Kuvvet – Zaman eğrileri ve Şekil 4.7’de 4 konfigürasyonun ortak Kuvvet – Zaman eğrileri bulunmaktadır.



Şekil 4.5 – A-1 ve A-2 Konfigürasyonlarının Ortak Kuvvet – Zaman Eğrileri



Şekil 4.6 – B-1 ve B-2 Konfigürasyonlarının Ortak Kuvvet – Zaman Eğrileri



Şekil 4.7 – 4 Konfigürasyonun Ortak Kuvvet – Zaman Eğrileri

Tezin ana amacı, **farklı çekirdek malzeme ve kabuk kalınlığının**, düşük hızlı darbeye maruz kalan sandviç kompozit plakaların darbe davranışı üzerindeki etkilerini deneysel olarak araştırmaktır. Şekil 4.5 ve Şekil 4.6’da görüldüğü üzere, yüzey plaka kalınlığı değeri ile maksimum temas kuvveti değeri arasında pozitif bir korelasyon bulunmaktadır. Beklenildiği gibi yüzey plaka kalınlığı değeri arttıkça maksimum temas kuvveti değeri de artmıştır. Ayrıca Şekil 4.7 kullanılarak A ve B konfigürasyonları kullanılan çekirdek malzeme cinsinden incelendiği takdirde; A konfigürasyonu maksimum temas kuvveti değerlerinin, B konfigürasyonu maksimum temas kuvveti değerlerinin yaklaşık 8 katı olduğu tespit edilmiştir.

Şekil 4.5 ve Şekil 4.6 incelendiğinde, A-1 konfigürasyonunda 3, A-2 konfigürasyonunda 2, B-1 ve B-2 konfigürasyonunda ise 4 adet tepe noktasının mevcut olduğu belirlenmiştir. Kuvvet – Zaman eğrilerinde, tepe noktası sayılarının temsil ettikleri durum paragrafın devamında anlatılmıştır. Birinci tepe noktası test numunesinin üst yüzey plakasına çarpma tertibatının impektör ucunun temas ettiği anda oluşmaktadır.. İkinci tepe noktası çarpma tertibatının ilk çarpmayı takiben üst yüzey plakasını geçerek çekirdek malzemeye temas ettiği anda meydana gelmektedir. Bu durumda üst yüzey plakasını perfore

eden çarpma tertibatı enerjisinin bir bölümünü burada tüketerek çekirdek malzemeye ulaşmıştır. Numunenin iki tepe noktası bulunması; çarpma tertibatının üst yüzey plakada sönmelenemeyen enerjisinin, çekirdek malzeme tarafından tamamen sönmelendiği durumu temsil etmektedir. Eğer üçüncü bir tepe noktası var ise bu üçüncü tepe noktası çarpma tertibatının çekirdek malzemeyi hasara uğratarak onu geçmesini takiben alt yüzey plakasına temas ettiği anlamına gelmektedir. Bu durumda üst yüzey plakası ve çekirdek malzemeyi perfore eden ve enerjisinin büyük bir bölümünü burada bırakan çarpma tertibatı alt yüzey plakaya ulaşmış demektir. Numunenin üç tepe noktası bulunması; çarpma tertibatının üst yüzey plaka ve çekirdek malzemedeki sönmelenemeyen enerjisinin, alt yüzey plaka tarafından tamamen sönmelendiği durumu temsil etmektedir. Eğer bir dördüncü tepe noktası meydana gelmiş ise bu çarpma tertibatının üçüncü çarpmayı takiben geri gelerek tekrar numuneye çarpmasını temsil etmektedir. Bu durumda çarpma tertibatı, numuneyi tamamen perfore etmiş demektir. Buradan yola çıkarak, elde edilen sonuçlar aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- A-1 konfigürasyonlu numunelerde; çarpma tertibatı üst yüzey plaka ve çekirdek malzemeyi perfore etmiş ve alt yüzey plaka tarafından sönmelenmiştir.
- A-2 konfigürasyonlu numunelerde; çarpma tertibatı üst yüzey plakayı perfore etmiş ve çekirdek malzeme tarafından sönmelenmiştir.
- B-1 ve B-2 konfigürasyonlu numuneler tamamen perfore olmuştur.

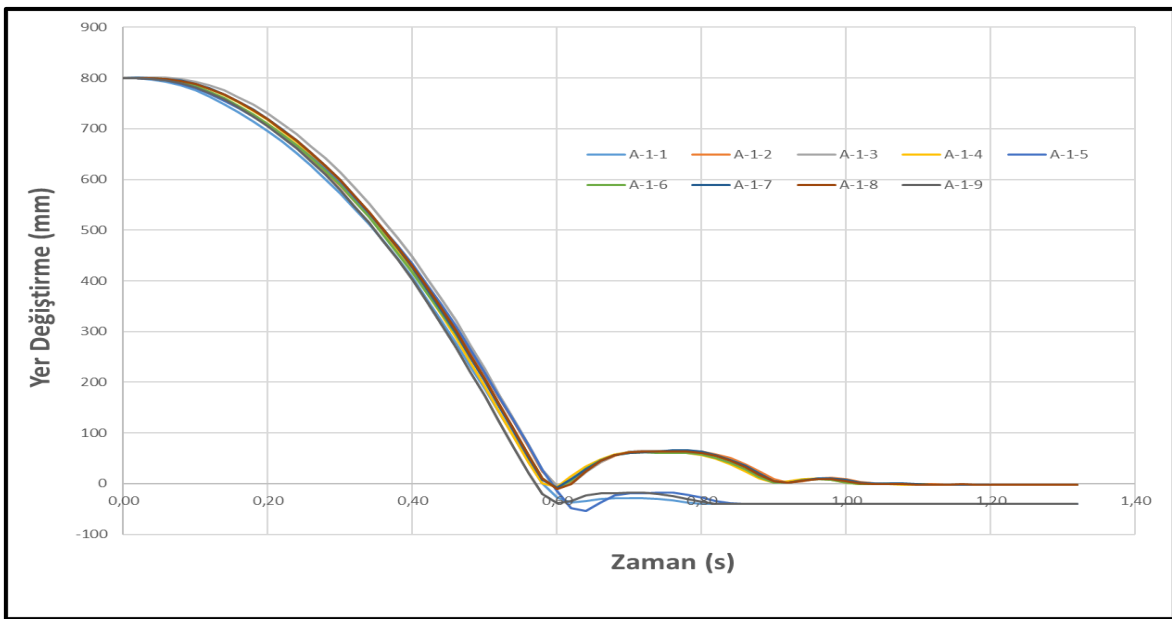
Şekil 4.1 ve Şekil 4.2’de Kuvvet – Zaman eğrilerinin simetrik olduğu ve yükleme süresinin boşaltma süresine eşit olduğu açıkça görülmektedir. Bu durumda, bu süreler tepe temas kuvveti etrafında simetriktir. Ancak, perforasyonun meydana geldiği Kuvvet-Zaman eğrilerinde, yükleme süresi boşaltma süresinden daha kısadır. Bu duruma örnek olarak, B-1 ve B-2 konfigürasyonu değerlerinin bulunduğu Şekil 4.3 ve Şekil 4.4 gösterilebilir.

Xia Fan ve arkadaşları, tüm yüzey tabakalı sandviç kompozitlerin kuvvete karşı zaman eğrilerinin aynı eğilimi gösterdiği, yani kuvvet geçmişi eğrisinin, çarpma tertibatı numuneye temas ettikçe doğrusal bir artış sergilediğini belirlemişlerdir [75]. Yapılan çalışmada 25 J darbe enerjisinde cam, dikişli cam, iki katmanlı karbon, üç katmanlı karbon, karbon/Kevlar hibrit ve Kevlar kumaş yüzey tabakalı köpük sandviç kompozitlerin yük ve enerjiye karşı zaman grafiklerini incelemişlerdir [75]. Sonuçlar doğrultusunda yük değerinin ilk tepe değerine ulaştığında yükte ani bir düşüşün meydana geleceğini belirlemişlerdir. Yükteki ani düşüş üst yüzeyin delindiğini göstermektedir. Çarpma tertibatının çekirdeğe nüfuz ettiği ve

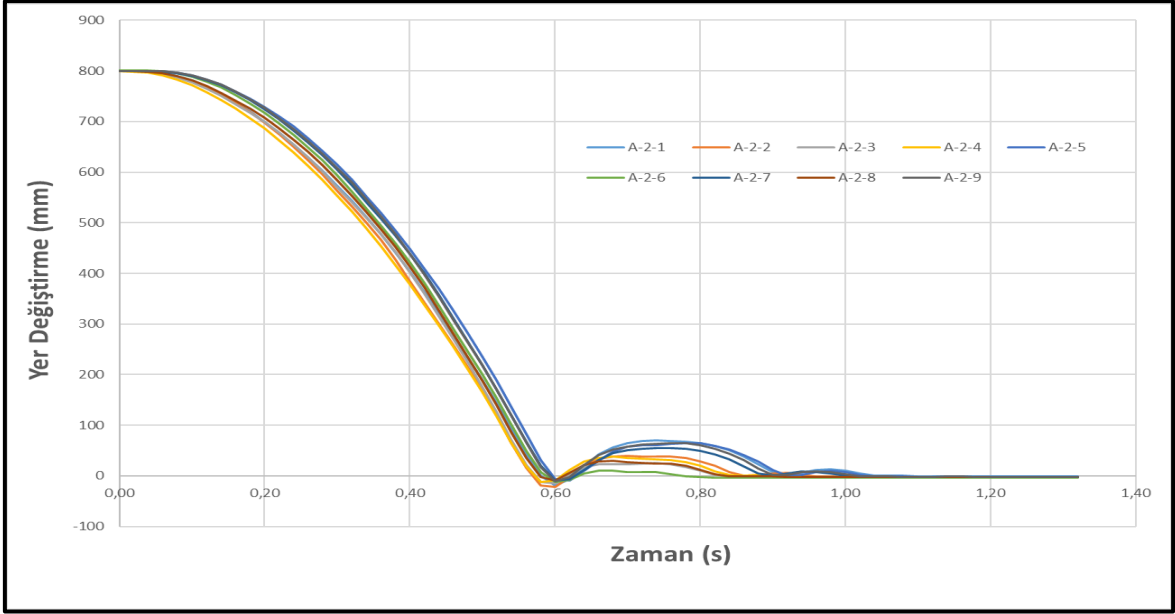
alt yüzey tabakalarıyla temas ettiği numuneler için, alt yüzey tabakaları tarafından taşınan yükü temsil eden ikincil bir tepe değeri gözlenir; daha sonra numuneler tamamen nüfuz ederek yapısal arızaya yol açmaktadır [75].

4.2. YER DEĞİŞTİRME – ZAMAN EĞRİLERİ

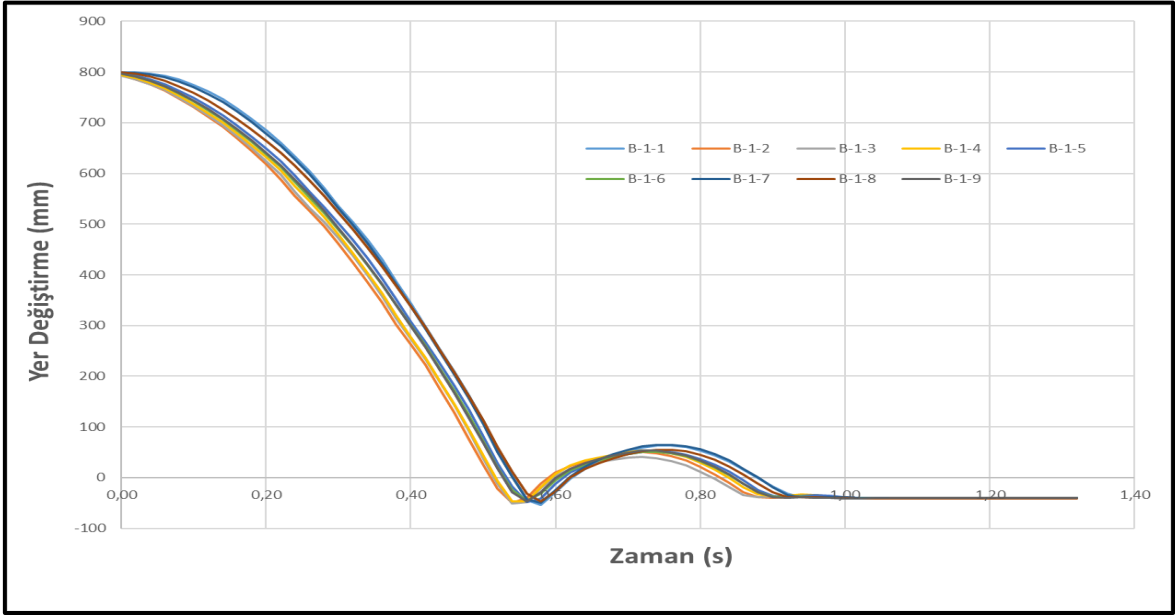
A-1 konfigürasyonu için Yer Değiştirme – Zaman Şekil 4.8’de, A-2 konfigürasyonu için Yer Değiştirme – Zaman eğrileri Şekil 4.9’da, B-1 konfigürasyonu için Yer Değiştirme – Zaman eğrileri Şekil 4.10’da ve B-2 konfigürasyonu için Yer Değiştirme – Zaman eğrileri Şekil 4.11’de bulunmaktadır.



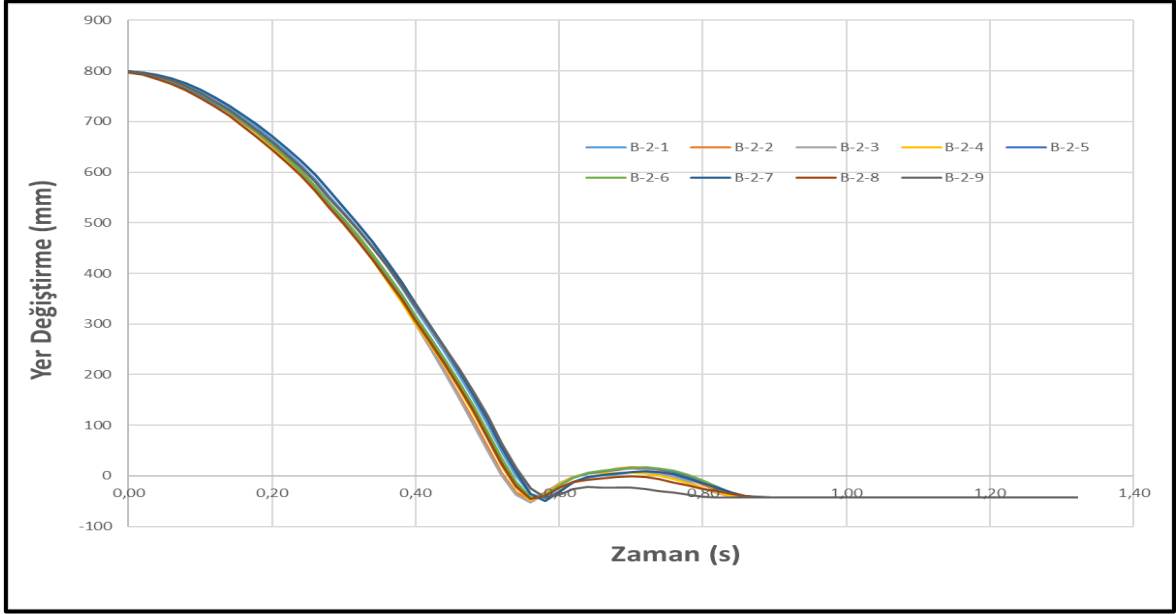
Şekil 4.8 – A-1 Konfigürasyonu Yer Değiştirme – Zaman Eğrisi



Şekil 4.9 – A-2 Konfigürasyonu Yer Değiştirme – Zaman Eğrisi



Şekil 4.10 – B-1 Konfigürasyonu Yer Değiştirme – Zaman Eğrisi



Şekil 4.11 – B-2 Konfigürasyonu Yer Değiştirme – Zaman Eğrisi

Yer Değiştirme – Zaman eğrilerinde en önemli nokta penetrasyon derinliğinin belirlenebilmesi hususudur. **Penetrasyon derinliği**; yer değiştirme değerinin maksimum negatif değeri olarak tanımlanmaktadır. Numunelerin penetrasyon derinliği değerinin daha net görülebilmesi amacıyla her bir konfigürasyonun penetrasyon derinliği değerleri tablolar halinde verilmiştir. A-1 konfigürasyonu için penetrasyon derinliği değerleri Tablo 4.1’de, A-2 konfigürasyonu için penetrasyon derinliği değerleri Tablo 4.2’de, B-1 konfigürasyonu için penetrasyon derinliği değerleri Tablo 4.3’de ve B-2 konfigürasyonu için penetrasyon derinliği değerleri Tablo 4.4’de bulunmaktadır.

Tablo 4.1 – A-1 Konfigürasyonu Penetrasyon Derinliği Değerleri

Numune Kodu	Penetrasyon Derinliği (mm)
A-1-1	37,350
A-1-2	5,591
A-1-3	5,819
A-1-4	6,402
A-1-5	54,368

A-1-6	9,235
A-1-7	8,293
A-1-8	10,998
A-1-9	38,778
Ortalama	7,723
Standart Sapma	2,156

A-1 konfigürasyonuna sahip numunelerin kalınlığı 12 mm'dir. A-1 konfigürasyonu penetrasyon derinliği değerlerinin ortalama ve standart sapma değerleri Tablo 4.1'de verilmiştir. A-1-1, A-1-5 ve A-1-9 kodlu numuneler aykırı değer oldukları için ortalama değer hesabına katılmamıştır. Tablo 4.1 ortalama ve standart sapma penetrasyon derinliği incelendiğinde, numunelerin tam olarak perforasyona uğramadığı belirlenmiştir.

Tablo 4.2 – A-2 Konfigürasyonu Penetrasyon Derinliği Değerleri

Numune Kodu	Penetrasyon Derinliği (mm)
A-2-1	19,345
A-2-2	22,173
A-2-3	15,302
A-2-4	11,892
A-2-5	9,579
A-2-6	12,310
A-2-7	9,826
A-2-8	9,899

A-2-9	11,060
Ortalama	10,761
Standart Sapma	1,165

A-2 konfigürasyonuna sahip numunelerin kalınlığı 14 mm'dir. A-2 konfigürasyonu penetrasyon derinliği değerlerinin ortalama ve standart sapma değerleri Tablo 4.2'de verilmiştir. A-2-1, A-2-2 ve A-2-3 kodlu numuneler aykırı değer oldukları için ortalama değer hesabına katılmamıştır. Tablo 4.2 ortalama ve standart sapma penetrasyon derinliği incelendiğinde, numunelerin tam olarak perforasyona uğramadığı belirlenmiştir.

Tablo 4.3 – B-1 Konfigürasyonu Penetrasyon Derinliği Değerleri

Numune Kodu	Penetrasyon Derinliği (mm)
B-1-1	54,359
B-1-2	49,693
B-1-3	51,127
B-1-4	47,211
B-1-5	48,589
B-1-6	46,198
B-1-7	50,456
B-1-8	46,342
B-1-9	47,362
Ortalama	49,037
Standart Sapma	2,665

B-1 konfigürasyonuna sahip numunelerin kalınlığı 12 mm'dir. B-1 konfigürasyonu penetrasyon derinliği değerlerinin ortalama ve standart sapma değerleri Tablo 4.3'de verilmiştir. Tablo 4.3 ortalama ve standart sapma penetrasyon derinliği incelendiğinde, bütün numunelerin ful perforasyona uğradığı belirlenmiştir.

Tablo 4.4 – B-2 Konfigürasyonu Penetrasyon Derinliği Değerleri

Numune Kodu	Penetrasyon Derinliği (mm)
B-2-1	44,892
B-2-2	46,719
B-2-3	52,786
B-2-4	47,972
B-2-5	42,911
B-2-6	42,149
B-2-7	49,190
B-2-8	46,131
B-2-9	43,352
Ortalama	46,234
Standart Sapma	3,405

B-2 konfigürasyonuna sahip numunelerin kalınlığı 14 mm'dir. B-2 konfigürasyonu penetrasyon derinliği değerlerinin ortalama ve standart sapma değerleri Tablo 4.4'de verilmiştir. Tablo 4.4 ortalama ve standart sapma penetrasyon derinliği incelendiğinde, bütün numunelerin ful perforasyona uğradığı belirlenmiştir.

4.3. ENERJİ – ZAMAN EĞRİLERİ

Darbe enerjisi, her bir test numunesi için Denklem 4.1’de yer alan kinetik enerji denklemini kullanılarak hesaplanmıştır.

$$KE = \frac{1}{2}mv^2 \quad (4.1)$$

Burada, m çarpma tertibatı kütlesi ve v ise çarpma tertibatının hızıdır.

Düşen ağırlık çarpma makinesi, çarpma aletinin kompozit plaka üzerine serbestçe düşmesini sağlar. Temas noktasında, çarpma aletinin yer çekimsel potansiyel enerjisi kinetik enerjiye dönüştürülür. Bu yüzden temas noktası sırasında aşağıdaki eşitlik yazılabilmektedir.

Kinetik Enerji = Yer Çekimi Potansiyel Enerjisi

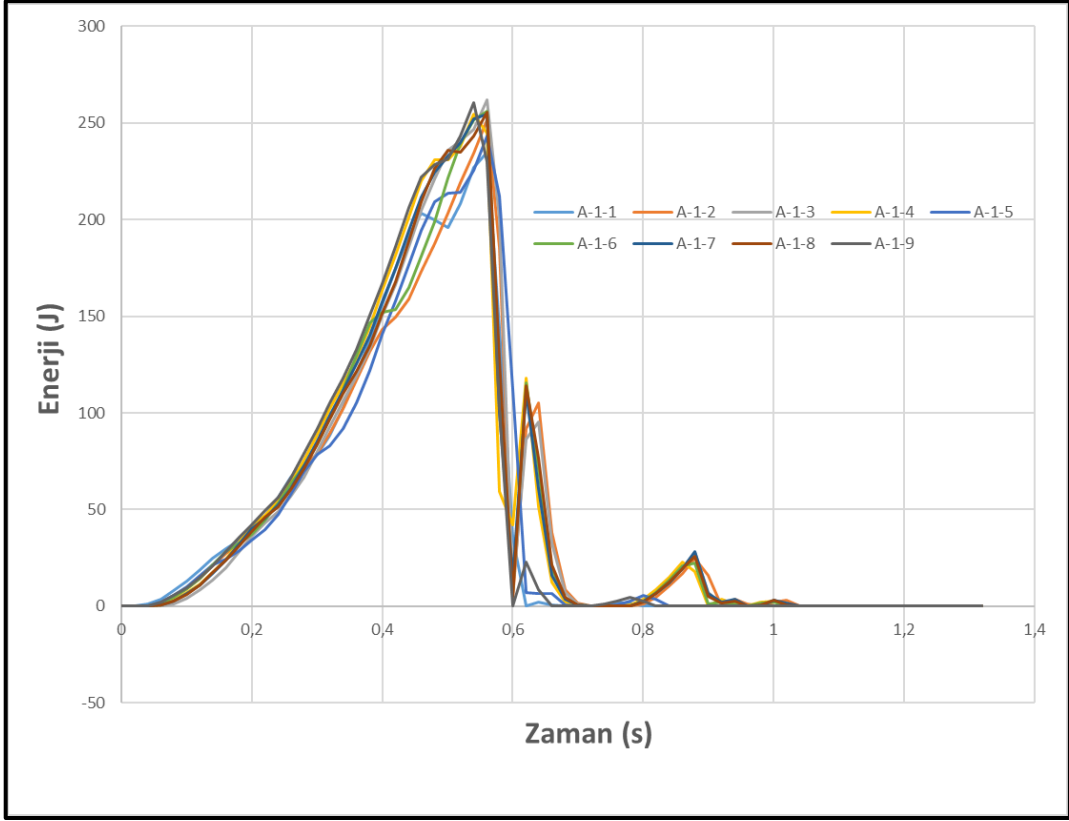
$$\frac{1}{2}mv^2 = mgh \quad (4.2)$$

$$\frac{1}{2}v^2 = gh \quad (4.3)$$

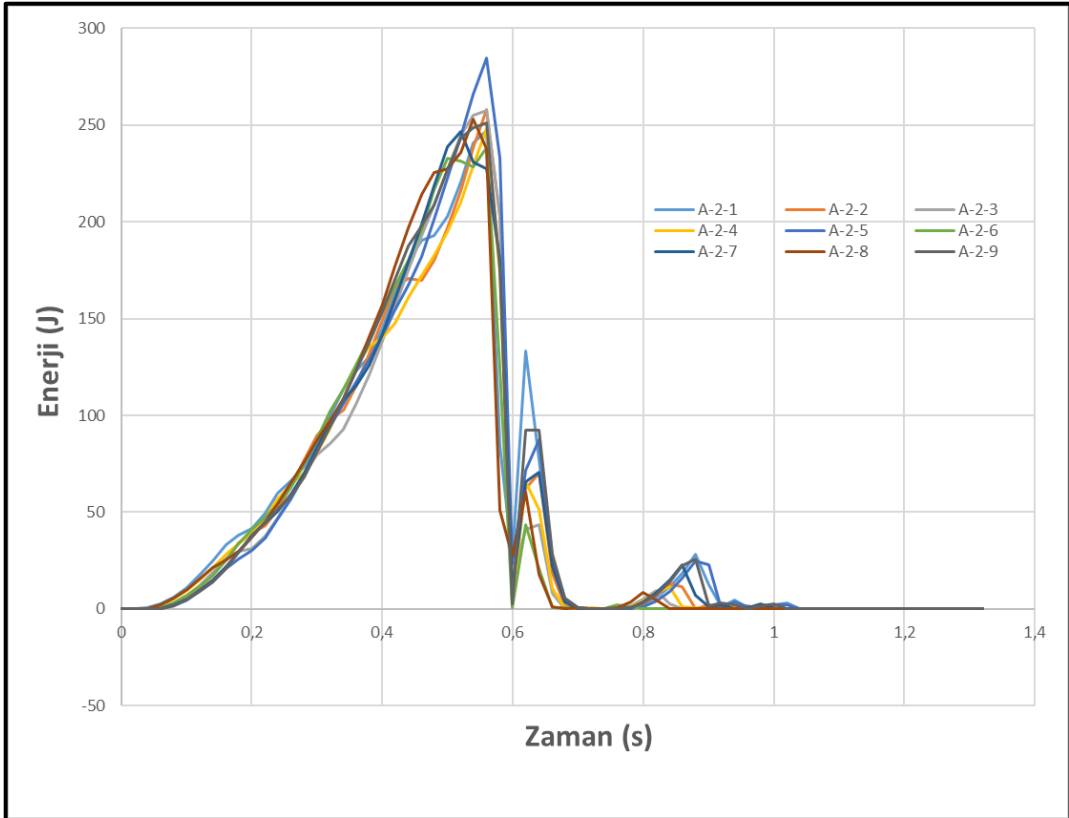
$$v = \sqrt{2gh} \quad (4.4)$$

(4.4) denkleminde yükseklik bilindiği takdirde, darbe hızı bulunabilmektedir.

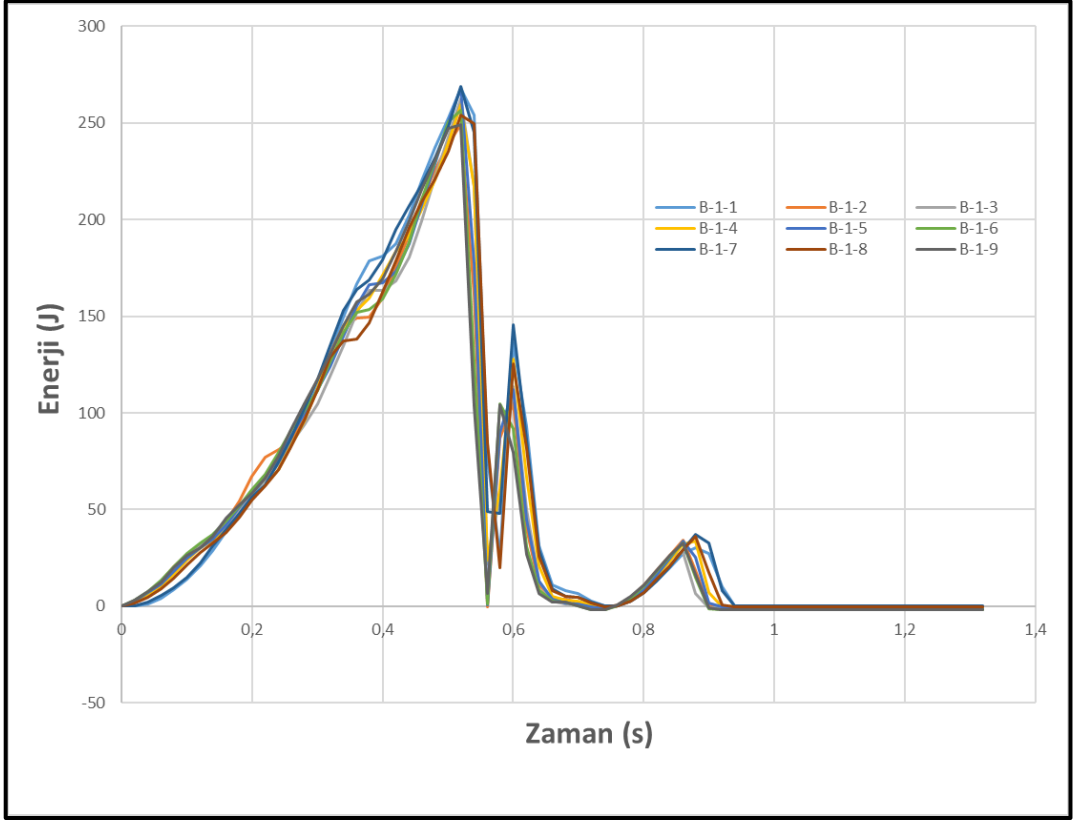
A-1 konfigürasyonu için Enerji – Zaman eğrileri Şekil 4.12’de, A-2 konfigürasyonu için Enerji – Zaman eğrileri Şekil 4.13’de, B-1 konfigürasyonu için Enerji – Zaman eğrileri Şekil 4.14’de ve B-2 konfigürasyonu için Enerji – Zaman eğrileri Şekil 4.15’de bulunmaktadır.



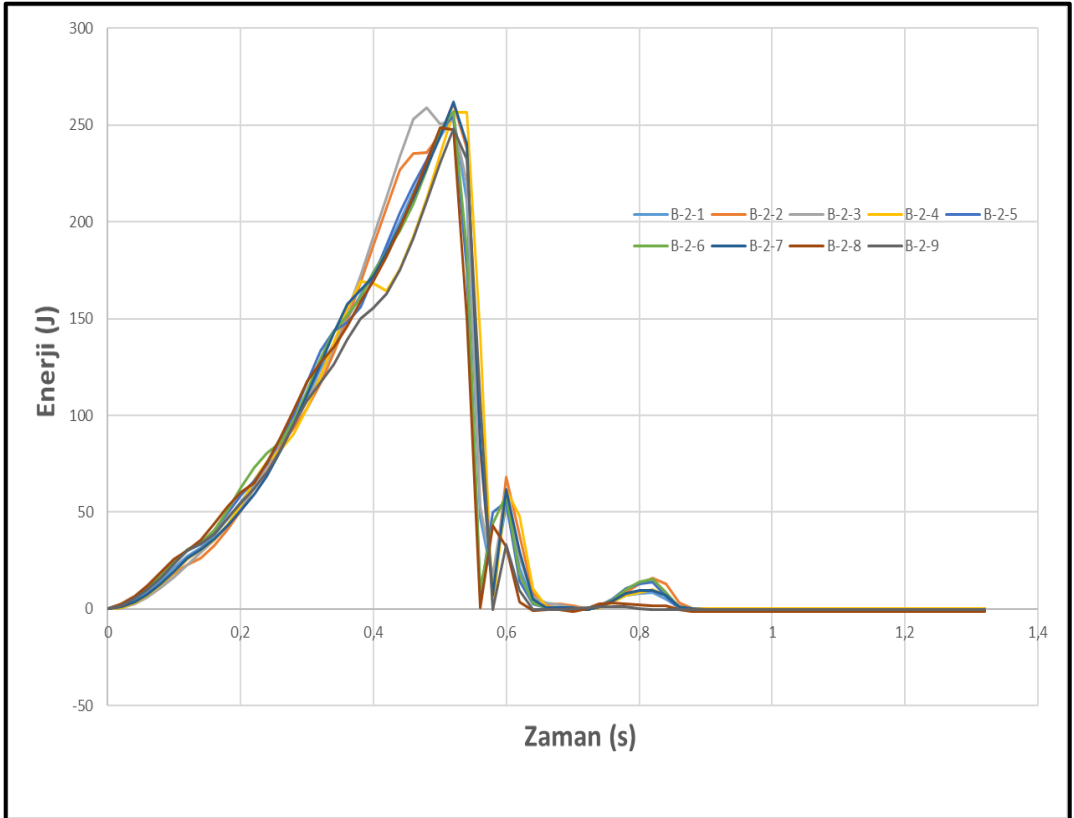
Şekil 4.12 - A-1 Konfigürasyonu Enerji – Zaman Eğrisi



Şekil 4.13 - A-2 Konfigürasyonu Enerji – Zaman Eğrisi



Şekil 4.14 - B-1 Konfigürasyonu Enerji – Zaman Eğrisi



Şekil 4.15 - B-2 Konfigürasyonu Enerji – Zaman Eğrisi

Momentumun Korunumu prensipleri dikkate alındığında; Enerji – Zaman grafiklerinin, Kuvvet – Zaman grafikleri ile aynı doğrultuda sonuç vermeleri beklenmektedir. Momentumun korunumu prensibi Denklem 4.2’de verilmiştir.

$$v_i(t) = v_0 - \frac{1}{m} \int_0^t F dt \quad (4.2)$$

Burada, v_0 darbe hızını, v_i başlangıç hızını, t zaman değerini, F kuvvet değerini ve m çarpma tertibatının kütlesini temsil etmektedir.

A Konfigürasyonu (Çekirdek Malzeme: PET Plaka)

Şekil 4.12 incelendiğinde, A-1 konfigürasyonuna ait olan numunelerin Enerji – Zaman grafiklerinin 3 adet tepe noktası mevcuttur. Buradan yola çıkarak; A-1 konfigürasyonlu numunelerde enerji sönümlenmesinin alt yüzey plakada gerçekleştiği sonucuna varılmıştır. Elde edilen sonuçlar, Şekil 4.1’den elde edilen sonuçlarla tutarlıdır. Şekil 4.13 incelendiğinde, A-2 konfigürasyonuna ait olan numunelerin Enerji – Zaman grafiklerinin 2 adet tepe noktası mevcuttur. Buradan yola çıkarak; A-2 konfigürasyonlu numunelerde enerji sönümlenmesinin çekirdek malzemede gerçekleştiği sonucuna varılmıştır. Elde edilen sonuçlar, Şekil 4.2’den elde edilen sonuçlarla tutarlıdır.

B Konfigürasyonu (Çekirdek Malzeme: PVC Köpük)

Şekil 4.14 ve Şekil 4.15 beraber incelendiğinde, B-1 ve B-2 konfigürasyonlarına ait olan numunelerin Enerji – Zaman grafiklerinin 3 adet tepe noktası mevcuttur. Fakat A-1 konfigürasyonuna sahip olan numunelerin Enerji-Zaman grafiklerinin aksine, üçüncü tepe noktasındaki düşüşten sonra, hem B-1 hem de B-2 enerji değerlerinde herhangi bir kırılardan görünmemektedir. Bunun sebebi; A konfigürasyonlarında çekirdek malzeme olarak kullanılan PET plakanın, tıpkı seramiklerde olduğu gibi yüzey sertliği çok yüksek olması nedeniyle üst yüzey plakayı delerek gelen çarpma tertibatına karşı gösterdiği dirençtir.

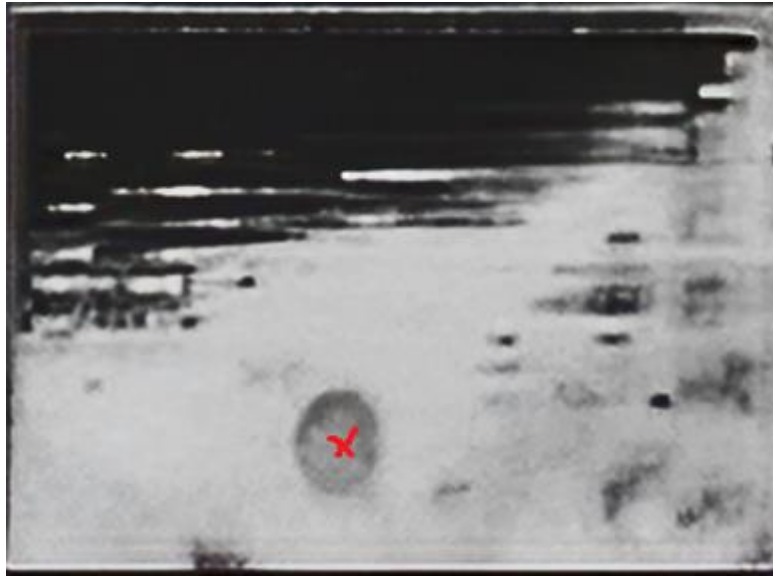
Y. Shi ve arkadaşları, çarpma olayı sırasında, enerjinin bir kısmı plaka tarafından elastik deformasyon (elastik enerji) şeklinde absorbe edilirken, daha büyük bir miktarının plaka içi hasar, delaminasyon ve mermi-plaka arasındaki ve plaka içindeki komşu katlar arasındaki sürtünme şeklinde dağıldığını belirlemişlerdir [76]. Yapılan çalışmada, merminin kinetik enerjisinin hızı sıfıra ulaştığında tamamen plakaya aktarılacağını tespit etmişlerdir.

Bu noktadan sonra, plaka tarafından depolanan elastik enerji tekrar çarpma aletine aktarılır ve bu da geri tepmesine neden olmaktadır. Son olarak, kompozit tarafından absorbe edilen enerji, hasar ve sürtünmeden kaynaklanan kararlı bir değere ulaşmaktadır [76].

4.4. Ultrasonik Muayene Sonuçları

Ultrasonik muayene sonuçlarında, **siyah** renkli bölgeler, çarpma tertibatı tarafından uygulanan darbenin etrafındaki delaminasyon bölgelerini göstermektedir. İlgili noktalarda bağ hatası (bond failure) meydana gelmiştir.

A-1-4 kodlu numunenin ultrasonik c-tarama sonucu Şekil 4.16'da verilmiştir.



Şekil 4.16 A-1-4 C Tarama Sonucu

Kırmızı x ile işaretlenmiş nokta, numunenin darbeye maruz kaldığı pozisyonu göstermektedir. Kırmızı x ile işaretli nokta yüzey kırışması hatasının gerçekleştiği yerdir.

A-1-7 kodlu numunenin ultrasonik c-tarama sonucu Şekil 4.17'da verilmiştir.



Şekil 4.17 A-1-7 C Tarama Sonucu

Şekil 4.17’de, Şekil 4.16’ya kıyasla delaminasyon alanı daha geniştir ve beklenildiği gibi darbeye maruz kalan noktanın etrafında toplanmıştır.

Kırmızı x ile işaretlenmiş nokta, numunenin darbeye maruz kaldığı pozisyonu göstermektedir. Kırmızı x ile işaretli nokta yüzey kırışması hatasının gerçekleştiği yerdir.

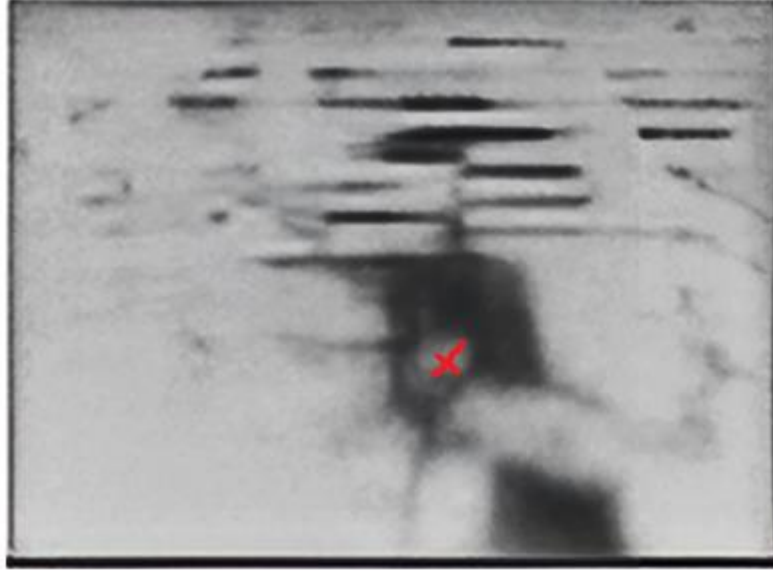
A-1-8 kodlu numunenin ultrasonik c-tarama sonucu Şekil 4.18’de verilmiştir.



Şekil 4.18 A-1-8 C Tarama Sonucu

Şekil 4.18’de, Şekil 4.16 ve Şekil 4.17’ye kıyasla delaminasyonun etki alanı daha geniştir. Kırmızı x ile işaretlenmiş nokta, numunenin darbeye maruz kaldığı pozisyonu göstermektedir. Kırmızı x ile işaretli nokta yüzey kırışması hatasının gerçekleştiği yerdir.

A-2-1 kodlu numunenin ultrasonik c-tarama sonucu Şekil 4.19’da verilmiştir.



Şekil 4.19 A-2-1 C Tarama Sonucu

Şekil 4.19’da, delaminasyonun etki alanı incelenen 6 şekil arasında en küçüğüdür. Kırmızı x ile işaretlenmiş nokta, numunenin darbeye maruz kaldığı pozisyonu göstermektedir. Kırmızı x ile işaretli nokta yüzey kırışması hatasının gerçekleştiği yerdir.

A-2-5 kodlu numunenin ultrasonik c-tarama sonucu Şekil 4.20’de verilmiştir.



Şekil 4.20 A-2-5 C Tarama Sonucu

Kırmızı x ile işaretlenmiş nokta, numunenin darbeye maruz kaldığı pozisyonu göstermektedir. Kırmızı x ile işaretli nokta yüzey kırışması hatasının gerçekleştiği yerdir.

Şekil 4.20' de yer alan kırmızı çizgiler çekirdek malzemenin kırıldığı noktayı temsil etmektedir. Şekil 4.19'dan sonra en küçük delaminasyon etki alanına sahip şekildir.

A-2-9 kodlu numunenin ultrasonik c-tarama sonucu Şekil 4.21'de verilmiştir.

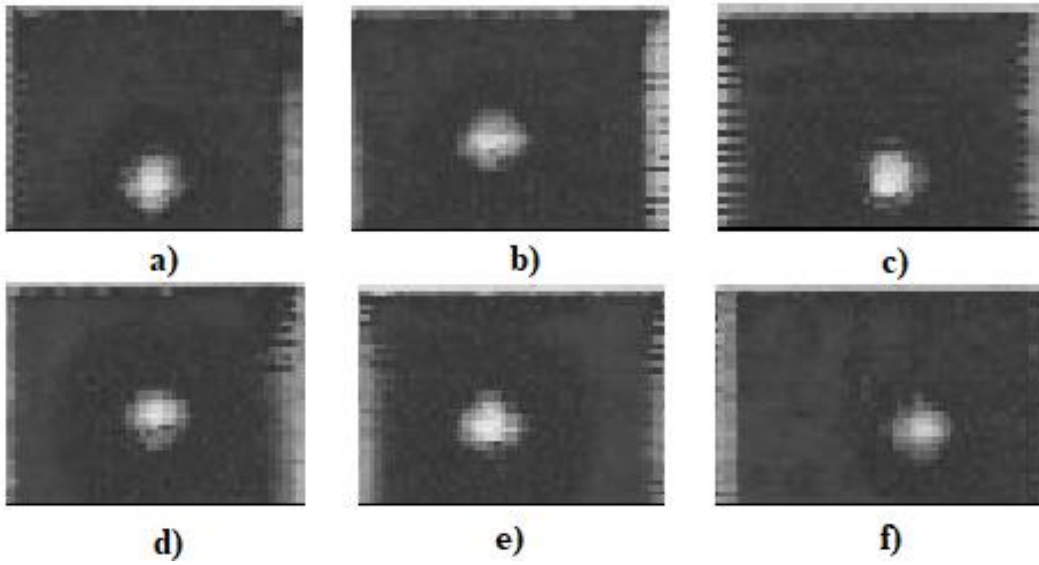


Şekil 4.21 A-2-9 C Tarama Sonucu

Kırmızı x ile işaretlenmiş nokta, numunenin darbeye maruz kaldığı pozisyonu göstermektedir. Kırmızı x ile işaretli nokta yüzey kırışması hatasının gerçekleştiği yerdir.

Şekil 4.21’ de yer alan kırmızı çizgi çekirdek malzemenin kırıldığı noktayı temsil etmektedir. Şekil 4.19 ve Şekil 4.20’den sonra en küçük delaminasyon etki alanına sahip şekildir.

Çekirdek malzeme olarak PVC Köpük kullanılan numunelerin ultrasonik c-tarama sonuçları Şekil 4.22’de verilmiştir.



Şekil 4.22 – B Konfigürasyonu C Tarama Sonucu a) B-1-5 Kodlu Numune, b) B-1-8 Kodlu Numune, c) B-2-9 Kodlu Numune, d) B-2-1 Kodlu Numune, e) B-2-3 Kodlu Numune ve e) B-1-4 Kodlu Numune

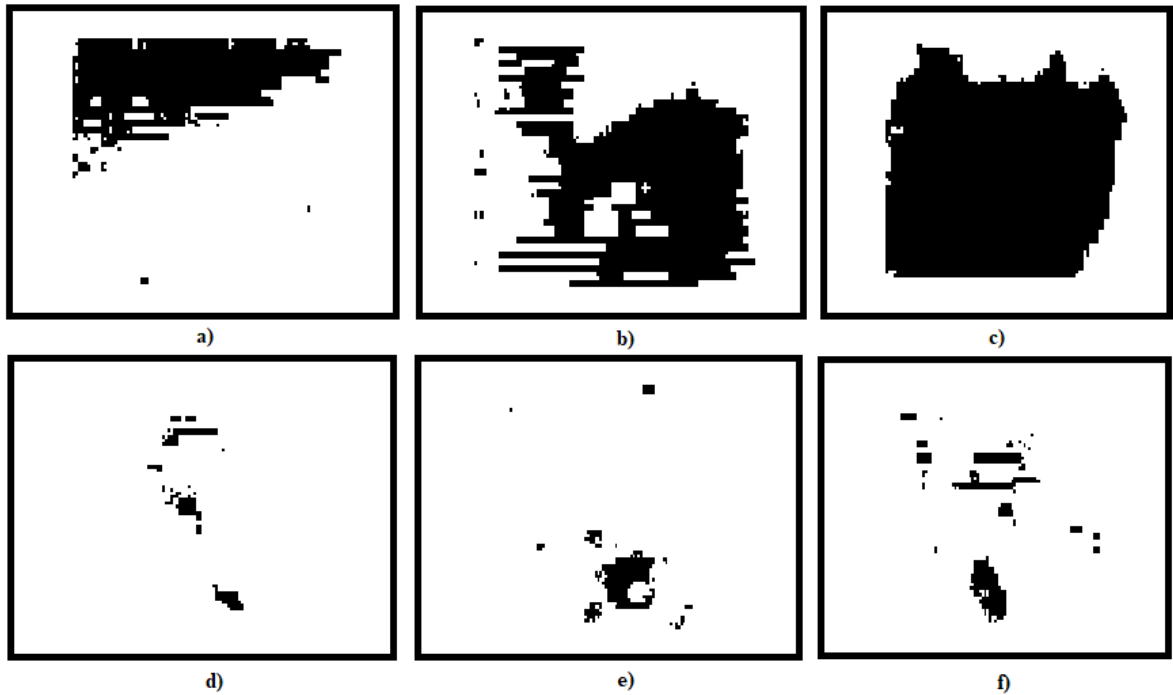
B konfigürasyonundaki bütün numuneler perfore olduğu için ultrasonik muayene sonuçları birbirine çok yakın çıkmıştır. Beyaz renkli bölgeler, numunenin çarpma tertibatı tarafından darbeye maruz bırakılıp perfore olduğu bölgeleri temsil etmektedir. Çekirdek malzeme olarak kullanılan PVC Köpük malzemenin rengi pembe olduğundan dolayı ultrasonik muayenedeki delaminasyon bölgeleri koyu gri çıkmıştır.

C Tarama sonucu elde edebileceğimiz en önemli verilerden biri **Hasar Bölgesi Alanı**’dır. Hasar bölgesi alanı, çekirdek malzeme olarak PET Plaka malzemenin kullanıldığı numunelerde belirlenmiştir. Bunun sebebi; PVC Köpük malzemenin rengi pembe olduğu için ultrasonik muayenede koyu gri çıkmıştır ve ilgili rengi siyah renkten ayırt etmek mümkün olmamıştır. Hasar bölgesi alanının belirlenebilmesi amacıyla **Python** programlama

dili kullanılarak bir kod yazılmıştır. Yazılan kod EK’te verilmiştir. Kodun yazımında, Python programlama dili için ücretsiz Makine Öğrenimi kütüphanelerinden biri olan **cv2** görüntü işleme kütüphanesi kullanılmıştır. Hasar bölgesi alanını belirlerken uygulanan adımlar aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- Görseller siyah beyaza çevrildi.
- Siyah ve beyaz piksel sayıları bulundu.
- Siyah ve beyaz piksel oranları bulundu.
- X ve Y kenarındaki piksel sayıları 9.5 cm’ye göre oranlandı.
- Toplam alan hesaplandı.
- Siyah ve beyaz alanlar hesaplandı.

Şekil 4.23’de çekirdek malzemesi olarak PET Plaka malzemelerin kullanıldığı numunelerin hasar bölgesi alanının belirlenmesi amacıyla siyah beyaza çevrilen ultrasonik c tarama sonuçları yer almaktadır.



Şekil 4.23 – Python Ultrasonik Muayene Sonuçları a) A-1-4 Kodlu Numune, b) A-1-7 Kodlu Numune, c) A-1-8 Kodlu Numune, d) A-2-1 Kodlu Numune, e) A-2-5 Kodlu Numune ve f) A-2-9 Kodlu Numune

Numune bazında elde edilen sonuçlar aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

A-1-4

- Toplam piksel sayısı: 7474
- Beyaz piksel sayısı: 5533
- Siyah piksel sayısı: 1941
- Beyaz oranı: % 74.03
- Siyah oranı: % 25.97
- X kenarı uzunluğu: 9.50 cm
- Y kenarı uzunluğu: 6.96 cm
- Toplam alan: 66.12 cm²
- Beyaz alan: 48.95 cm²
- Siyah alan: **17.17 cm²**

A-1-7

- Toplam piksel sayısı: 7474
- Beyaz piksel sayısı: 4198
- Siyah piksel sayısı: 3276
- Beyaz oranı: % 56.17
- Siyah oranı: % 43.83
- X kenarı uzunluğu: 9.50 cm
- Y kenarı uzunluğu: 6.96 cm
- Toplam alan: 66.12 cm²
- Beyaz alan: 37.14 cm²
- Siyah alan: **28.98 cm²**

A-1-8

- Toplam piksel sayısı: 7474
- Beyaz piksel sayısı: 2875
- Siyah piksel sayısı: 4599
- Beyaz oranı: % 38.47
- Siyah oranı: % 61.53
- X kenarı uzunluğu: 9.50 cm
- Y kenarı uzunluğu: 6.96 cm
- Toplam alan: 66.12 cm²

- Beyaz alan: 25.44 cm²
- Siyah alan: **40.69 cm²**

A-2-1

- Toplam piksel sayısı: 7474
- Beyaz piksel sayısı: 7298
- Siyah piksel sayısı: 176
- Beyaz oranı: % 97.65
- Siyah oranı: % 2.35
- X kenarı uzunluğu: 9.50 cm
- Y kenarı uzunluğu: 6.96 cm
- Toplam alan: 66.12 cm²
- Beyaz alan: 64.57 cm²
- Siyah alan: **1.56 cm²**

A-2-5

- Toplam piksel sayısı: 7474
- Beyaz piksel sayısı: 7154
- Siyah piksel sayısı: 320
- Beyaz oranı: % 95.72
- Siyah oranı: % 4.28
- X kenarı uzunluğu: 9.50 cm
- Y kenarı uzunluğu: 6.96 cm
- Toplam alan: 66.12 cm²
- Beyaz alan: 63.29 cm²
- Siyah alan: **2.83 cm²**

A-2-9

- Toplam piksel sayısı: 7474
- Beyaz piksel sayısı: 7058
- Siyah piksel sayısı: 416
- Beyaz oranı: % 94.43
- Siyah oranı: % 5.57

- X kenarı uzunluğu: 9.50 cm
- Y kenarı uzunluğu: 6.96 cm
- Toplam alan: 66.12 cm²
- Beyaz alan: 62.44 cm²
- Siyah alan: **3.68 cm²**

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, yüzey plaka kalınlığı ile çekirdek malzeme cinsinin sandviç kompozitlerin düşük hızlı darbe performansına etkisi ASTM D7136 standardına uygun olarak deneysel olarak araştırılmıştır. 4 değişik yapıda sandviç kompozit üretimi gerçekleştirilmiştir. Sandviç kompozitler içerdikleri çekirdek malzemenin cinsine bağlı olarak A ve B olarak gruplanmıştır. A, çekirdek malzeme olarak PET plaka kullanılan sandviç kompozitleri temsil etmektedir. B ise çekirdek malzeme olarak PVC Köpük kullanılan sandviç kompozitleri temsil etmektedir. Düşük hızlı darbe deneyinin sonuçları kullanılarak, Kuvvet – Zaman, Enerji – Zaman ve Yer Değiştirme – Zaman grafikleri çizdirilmiş ve yorumlanmıştır. Yer Değiştirme – Zaman grafiğinden penetrasyon derinliği (mm) değeri elde edilmiştir. 12 adet numune ultrasonik muayeneye (C Tarama) tabi tutulmuştur. Çekirdek malzeme olarak PET Plaka kullanılan 6 adet numunenin C Tarama sonuçlarından hasar bölgesi alanı tespit edilmiştir.

Tez kapsamında yapılan deneysel çalışmalarda ulaşılan sonuçlar aşağıda maddeler halinde sıralanmıştır.

- Yüzey plaka kalınlığı değeri ile maksimum temas kuvveti değeri arasında pozitif bir korelasyon olduğu belirlenmiştir. Yüzey plaka kalınlığı değeri arttığı takdirde maksimum temas kuvveti değeri de artmaktadır. A ve B yapıları kullanılan çekirdek malzeme cinsinden incelendiğinde A yapısı maksimum temas kuvveti değerlerinin, B yapısı maksimum temas kuvveti değerlerinin yaklaşık 8 katı olduğu belirlenmiştir.
- B-1 ve B-2 yapısındaki numunelerin Kuvvet – Zaman eğrilerinin dört adet tepe noktasına sahip olduğu belirlenmiştir. Buradan yola çıkarak, B yapısındaki bütün sandviç kompozitlerin perfore olduğu tespit edilmiştir.
- A-1 ve A-2 yapısındaki numunelerin penetrasyon derinliği değerlerinin ortalama ve standart sapma değerleri incelendiğinde, ilgili numunelerin perforasyona uğramadığı ama kısmi penetrasyona maruz kaldığı belirlenmiştir.
- B-1 ve B-2 yapısındaki numunelerin penetrasyon derinliği değerlerinin ortalama ve standart sapma değerleri numune kalınlıkları ile birlikte incelendiğinde, ilgili numunelerin ful perforasyona uğradığı belirlenmiştir.
- Çekirdek malzeme olarak PET plaka kullanılan ve ultrasonik muayeneye tabi tutulan 6 adet numunenin hepsinde yapışma yüzey ayrılması hasarına rastlanmıştır.

- Çekirdek malzeme olarak PET Plaka kullanılan ve ultrasonik muayeneye tabi tutulan A-2 konfigürasyonlu 3 adet numunenin (A-2-1, A-2-5 ve A-2-9) hasar bölgesi alanı değerleri birbirlerine oldukça yakın çıkmıştır. Beklenildiği gibi A-2 konfigürasyonu hasar bölgesi alanı değerleri, A-1 konfigürasyonu hasar bölgesi alanı değerlerinden küçük çıkmıştır.
- Şekil 4.12 incelendiğinde, A-1 konfigürasyonundaki numunelerin Enerji – Zaman grafiklerinin 3 adet tepe noktası bulunmaktadır. Buradan yola çıkarak; A-1 konfigürasyonlu numunelerde enerji sönümlenmesinin alt yüzey plakada gerçekleştiği sonucuna varılmıştır. Elde edilen sonuçlar, Şekil 4.1’den elde edilen sonuçlarla tutarlıdır.
- Şekil 4.2 ve Şekil 4.13 birlikte incelendiği takdirde, A-2 yapısına sahip olan bütün numunelerin ikinci bir tepe noktasına sahip oldukları, dolayısıyla enerji sönümlenmesinin çekirdek malzemede (PET Plaka) gerçekleştiği belirlenmiştir. Bunun nedeni ise üst yüzey plakasının kalınlığının 1 mm artırılması ile daha fazla enerjinin bu plakada soğurulması ve dolayısı ile çekirdek malzeme olarak kullanılan PET plakanın perforasyona izin vermeden penetrasyonu bu katmanda sonlandırması olarak değerlendirilmektedir.
- Özet olarak bu çalışmalardan elde edilen sonuçlar neticesinde; yüzey plaka kalınlığının artırılmasının Penetrasyon derinliğine direkt etkisi olduğu, dolayısıyla belirli bir sandviç yapının darbe direncini artırdığı belirlenmiştir. Buna karşılık, daha yüksek kırılma tokluğuna sahip olan çekirdek malzeme kullanımının, genellikle darbe direncini önemli ölçüde artırdığı belirlenmiştir. Hasar toleransı bakımından, A ve B konfigürasyonuna sahip olan sandviç kompozitler değerlendirildiği takdirde; A konfigürasyonundaki sandviç kompozitlerin, B konfigürasyonundaki sandviç kompozitlere kıyasla daha yüksek darbe enerjisi soğurduğu ve perforasyon eşiğine sahip olduğu belirlenmiştir. Şekil 4.7 incelendiği takdirde; farklı çekirdek malzeme kullanımının, farklı yüzey plaka kalınlığı değerlerine kıyasla maksimum temas kuvveti değerlerine etkisi daha belirgindir.

5.1. Gelecek Çalışmalar İçin Öneriler

Gelecekteki çalışmalar için aşağıda maddeler halinde belirtilen araştırmaların yapılması önerilmektedir:

- Sandviç kompozit yapıların üretiminde, tedarik edilebildiği takdirde, epoksi sıvı yapıştırıcı yerine film yapıştırıcı kullanılabilir.
- Farklı çekirdek malzeme kullanarak (balsa ağacı vb.), çekirdek malzemenin darbe özellikleri üzerindeki etkisi incelenebilir.
- Farklı kabuk kalınlığı kullanarak, kabuk kalınlığının darbe özellikleri üzerindeki etkisi incelenebilir.
- Üretimi yapılan karbon fiber takviyeli sandviç kompozitlerin düşük hızlı çarpmalara karşı hasar toleransı (enerji absorbe etme yeteneği) sayısal veya analitik olarak araştırılabilir.
- Farklı kalınlık ve çekirdek yapılar ile meydana getirilmiş sandviç kompozit numunelerin eğilme test sonuçlarına özellikle bakılmalıdır.

KAYNAKLAR

- [1] E. Wollan, "Glass & carbon fiber reinforcement combine in hybrid long fiber thermoplastic composites to bridge price & performance gap", *Reinforced Plastics*, cilt 1, no. 61, pp. 55-57, 2017.
- [2] Ş. Y. Güven, *Kompozit Malzemeler ve Kullanım Alanları*, Isparta Mühendislik Mimarlık Fakültesi Makine Müh. Bölümü, 1990.
- [3] R. B. Deo, J. H. Starnes ve R. C. Holzwarth, "Low-cost composite materials and structures for aircraft applications," *NATO RTO AVT Panel spring symposium and specialists' meeting Loen*, Norveç, 2001.
- [4] I. Fidler, "Composite Damage Tolerance and Maintenance," British Airways, Amsterdam.
- [5] M. Shaw, "ATK Awarded Multi-million Dollar F-35 Contract," Utah News & Multimedia, Lancaster, 2011.
- [6] Crown, "Material Solutions Polymer Composites 2003. [Çevrimiçi]. Available: www.admc.esrtechnology.com. [Erişildi: 17 Aralık 2020].
- [7] American Chemistry Council, "Annual Report," 2016.
- [8] S. Abrate, "Impact on Laminated Composite Materials," *Applied Mechanics Reviews*, cilt 44, no. 4, pp. 155-190, 1991.
- [9] D. Dawson, "Airframers vie for shares in growing short-haul market," *High Performance Composites*, cilt 22, no. 6, p. 32, 2014.
- [10] Countryman & McDaniel, "The Cargo Letter," [Çevrimiçi]. Available: www.cargolaw.com/2000nightmare_singleonly10.html. [Erişildi: 19 Ağustos 2022].
- [11] A. Kelly, *Concise Encyclopedia of Composite Materials*, Pergamon Press, 1989.

- [12] K. K. Chawla, "Composite Materials," *ICCM V. International Conferences on Composite Materials*, 1985.
- [13] R. Crawford, *Plastics and Rubbers: Engineering Design and Applications*, Mechanical Engineering Publications, 1985.
- [14] K. E. Evans, R. A. Mines, C. M. Worrall ve R. S. Birch, "Failure threshold for the impact of pultruded composites," Liverpool University Impact Research Centre, Liverpool, 1987.
- [15] A. D. "Low-velocity impact, bending, and compression response of carbon fiber/epoxy-based sandwich composites with different types of core materials," *Journal of Sandwich Structures & Materials*, cilt 23, no. 6, pp. 1956-1971, 2020.
- [16] H. E. Yalkın, B. M. İçten ve T. Alpyıldız, "Enhanced mechanical performance of foam core sandwich composites with through the thickness reinforced core," *Composites Part B*, cilt 79, pp. 383-391, 2015.
- [17] J. Zhou, Z. W. Guan ve W. J. Cantwell, "The impact response of graded foam sandwich structures," *Composite Structures*, cilt 97, pp. 370-377, 2013.
- [18] A. U. Ude, A. K. Ariffin ve C. H. Azhari, "Impact damage characteristics in reinforced woven natural silk/epoxy composite face-sheet and sandwich foam, coremat and honeycomb materials," *International Journal of Impact Engineering*, cilt 58, pp. 31-38, 2013.
- [19] H. G. Allen, *Analysis of structural sandwich panels*, Pergamon Press, 1969.
- [20] P. M. Schubel, J.-J. Luo ve I. M. Daniel, "Low velocity impact behavior of composite sandwich panels," *Composites part a applied science & manufacturing*, cilt 36, pp. 1389-1396, 2005.
- [21] M. G. Dobb, D. J. Johnson ve B. P. Saville, "Structural aspects of high modulus aromatic polyamide fibres," *Philosophical Transactions of the Royal Society of*

- London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, cilt 294, no. 1411, pp. 483-485, 1980.
- [22] C. Atas ve C. Sevim, "On the impact response of sandwich composites with cores of balsa wood and PVC foam," *Composite Structures*, cilt 93, pp. 40-48, 2010.
- [23] D. Budelmann, C. Schmidt ve D. Meiners, "Prepreg tack: A review of mechanisms, measurement, and manufacturing implication," *Polymer Composites*, cilt 41, no. 9, pp. 3440-3458, 2020.
- [24] O. Dubois, J. B. Le Cam ve A. Beakou, "Experimental Analysis of Prepreg Tack," *Experimental Mechanics*, cilt 50, no. 5, pp. 599-606, 2009.
- [25] P. Achilles, *Design of sandwich structures. PhD Thesis*, Cambridge: Robinson College, 1998.
- [26] A. Akatay, M. Ö. Bora, O. Çoban, S. Fidan ve V. Tuna, "The influence of low velocity repeated impacts on residual compressive properties of honeycomb sandwich structures," *Composite Structures*, cilt 125, pp. 425-433, 2015.
- [27] A. K. J. Al-Shamary, R. Karakuzu ve O. Özdemir, "Low-velocity impact response of sandwich composites with different foam core configurations," *Journal of Sandwich Structures & Materials*, pp. 1-15, 2016.
- [28] O. Özdemir, N. Öztoprak ve H. Kandas, "Single and repeated impact behaviors of bio-sandwich structures consisting of thermoplastic face sheets and different balsa core thicknesses," *Composites Part B*, cilt 149, pp. 49-57, 2018.
- [29] G. S. Chen, G. M. Bidinger ve M. C. Lou, "Impact damage tolerance of thin wall composite structures," *34th AIAA Structure, Structural Dynamics and Materials Conference*, 1993.
- [30] Airex, *Speciality Foams*, Sins: Technical Airex Ltd.
- [31] Rohacell and Rohacell WF, *Technical Data Sheets*, Germany: Rohm Ltd.

- [32] D. Zenkert, *An Introduction to Sandwich Construction*, Chameleon Press Limited, 1995.
- [33] C. Atas ve P. Umut, "The effect of face-sheet thickness on low-velocity impact response of sandwich composites with foam cores," *Journal of Sandwich Structures & Materials*, pp. 1-14, 2015.
- [34] Z. Jin, M. Z. Hassan, Z. Guan ve W. Cantwell, "The low velocity impact response of foam-based sandwich panels," *Composites Science and Technology*, cilt 72, no. 14, pp. 1781-1790, 2012.
- [35] M. Z. Hassan ve W. J. Cantwell, "The influence of core properties on the perforation resistance of Sandwich Structures – an experimental study," *Composites Part B: Engineering*, cilt 43, no. 8, pp. 3231-3238, 2012.
- [36] P. M. Schubel, J.-J. Luo ve I. M. Daniel, "Impact and post impact behavior of composite sandwich panels," *Composites part a applied science & manufacturing*, cilt 38, pp. 1051-1057, 2007.
- [37] M. Balasubramanian, *Composite Materials and Processing*, CRC Press, 2014.
- [38] P. Yang, S. S. Shams, A. Slay, B. Brokate ve R. Elhajjar, "Evaluation of temperature effects on low velocity impact damage in composite sandwich panels with polymeric foam cores," *Composite Structures*, cilt 129, pp. 213-223, 2015.
- [39] W. J. Cantwell ve J. Morton, "The impact resistance of composite materials - a review," *Composites*, cilt 22, pp. 347-362, 1991.
- [40] S. Abrate, *Impact on Composite Structures*, Cambridge University Press, 1998.
- [41] P. O. Sjoblom, J. T. Hartness ve T. M. Cordell, "On low-velocity impact testing of composite materials," *Journal of Composite Materials*, cilt 22, no. 1, pp. 30-52, 1988.
- [42] K. N. Shivakumar, W. Elber ve W. Illg, "Prediction of low-velocity impact damage in thin circular laminates," *AIAA Journal*, cilt 23, no. 3, pp. 442-449, 1985.

- [43] G. Davies ve P. Robinson, "Impactor mass and specimen geometry effects in low velocity impact of laminated composites," *International Journal of Impact Engineering*, cilt 12, no. 2, pp. 189-207, 1992.
- [44] S. Joshi ve C. Sun, "Impact induced fracture in a laminated composite," *Journal of Composite Materials*, cilt 19, no. 1, pp. 51-66, 1985.
- [45] D. Liu ve L. E. Malvern, "Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates," *Journal of Composite Materials*, cilt 21, no. 7, pp. 594-609, 1987.
- [46] G. Lin, J. Li, F. Li, P. Chen ve W. Sun, "Low-velocity impact response of sandwich composite panels with shear thickening gel filled honeycomb cores," *Composites Communications*, cilt 32, pp. 101-136, 2022.
- [47] T. K. Demircioğlu, F. Balıkoğlu, O. İnal, N. Arslan, İ. Ay ve A. Ataş, "Experimental investigation on low-velocity impact response of wood skinned sandwich composites with different core configurations," *Materials Today Communications*, cilt 17, pp. 31-39, 2018.
- [48] J. Gustin, A. Joneson, M. Mahinfalah ve J. Stone, "Low velocity impact of combination Kevlar/carbon fiber sandwich composites," *Composite Structures*, cilt 69, no. 4, pp. 396-406, 2005.
- [49] T. Mitrevski, I. Marshall ve R. Thomson, "The influence of impactor shape on the damage to composite laminates," *Composite Structures*, cilt 76, no. 1-2, pp. 116-122, 2006.
- [50] T. Mitrevski, I. Marshall, R. Thomson, R. Jones ve B. Whittingham, "The effect of impactor shape on the impact response of composite laminates," *Composite Structures*, cilt 67, no. 2, pp. 139-148, 2005.
- [51] T. Mitrevski, I. Marshall, R. Thomson ve R. Jones, "Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes," *Composite Structures*, cilt 76, no. 3, pp. 209-217, 2006.

- [52] K. Lal, "Low velocity transverse impact behavior of 8-ply, graphite-epoxy laminates," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, cilt 2, no. 4, pp. 216-225, 1983.
- [53] K. Lal, "Residual strength assessment of low velocity impact damage of graphite-epoxy laminates," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, cilt 2, no. 4, pp. 226-238, 1983.
- [54] A. K. Kaw, *Mechanics of Composite Materials*, Taylor & Francis Group, LLC, 2006.
- [55] R. Olsson, "Modelling of impact damage zones in composite laminates for strength after impact," *The Aeronautical Journal*, cilt 116, no. 1186, pp. 1349-1365, 2012.
- [56] M. O. W. Richardson ve M. J. Wisheart, "Review of low-velocity impact properties of composite materials," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, cilt 27, no. 12, pp. 1123-1131, 1996.
- [57] D. Liu, "Impact-induced delamination—a view of bending stiffness mismatching," *Journal of Composite Materials*, cilt 22, no. 7, pp. 674-692, 1988.
- [58] S. M. Lee ve P. Zahuta, "Instrumented impact and static indentation of Composites," *Journal of Composite Materials*, cilt 25, no. 2, pp. 204-222, 1991.
- [59] X. Zhang, "Impact damage in composite aircraft structures-experimental testing and numerical simulation," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, cilt 212, no. 4, pp. 245-259, 1998.
- [60] H. Y. Choi, H.-Y. T. Wu ve F.-K. Chang, "A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact: Part II—analysis," *Journal of Composite Materials*, cilt 25, no. 8, pp. 1012-1038, 1991.
- [61] C. J. Jih ve C. T. Sun, "Prediction of delamination in composite laminates subjected to low velocity impact," *Journal of Composite Materials*, cilt 27, no. 7, pp. 684-701, 1993.

- [62] S. R. Finn ve G. S. Springer, "Delaminations in composite plates under transverse static or impact loads — a model," *Composite Structures*, cilt 23, no. 3, pp. 177-190, 1993.
- [63] W. J. Cantwell ve J. Morton, "Geometrical effects in the low velocity impact response of CFRP," *Composite Structures*, cilt 12, no. 1, pp. 39-59, 1989.
- [64] G. Davies ve X. Zhang, "Impact damage prediction in carbon composite structures," *International Journal of Impact Engineering*, cilt 16, no. 1, pp. 149-170, 1995.
- [65] X. Zhang, F. Bianchi ve H. Liu, "Predicting low-velocity impact damage in composites by a quasi-static load model with cohesive interface elements," *The Aeronautical Journal*, cilt 116, no. 1186, pp. 1367-1381, 2012.
- [66] W. Cantwell ve J. Morton, "Detection of impact damage in CFRP laminates," *Composite Structures*, cilt 3, no. 3-4, pp. 241-257, 1985.
- [67] G. Dorey, "Impact Damage in Composites - Development, Consequences, and Prevention," %1 içinde *6th International Conference on Composite Materials & 2nd European Conference on Composite Materials*, London, 1988.
- [68] H. M. Wen, "Penetration and perforation of thick FRP laminates," *Composites Science and Technology*, cilt 61, no. 8, pp. 1163-1172, 2001.
- [69] S. Jenq, H.-S. Jing ve C. Chung, "Predicting the ballistic limit for plain woven glass/epoxy composite laminate," *International Journal of Impact Engineering*, cilt 15, no. 4, pp. 451-464, 1994.
- [70] A. Rajaneesh, I. Sridhar ve S. Rajendran, "Relative performance of metal and polymeric foam sandwich plates under low velocity impact," *International Journal of Impact Engineering*, cilt 65, pp. 126-136, 2014.
- [71] Hyung Yun Choi ve F.-K. Chang, "A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact," *Journal of Composite Materials*, cilt 26, no. 14, pp. 2134-2169, 1992.

- [72] G. Zhang, B. Wang, L. Ma, L. Wu, S. Pan ve J. Yang, "Energy absorption and low velocity impact response of polyurethane foam filled pyramidal lattice core sandwich panels," *Composite Structures*, cilt 108, pp. 304-310, 2014.
- [73] W. J. Cantwell, M. Büsser ve H. H. Kausch, "An analysis of the impact response of a composite beam," *Composites Engineering*, cilt 1, no. 5, pp. 293-307, 1991.
- [74] E. Sevkat, B. Liaw, F. Delale ve B. Raju, "Drop-weight impact of plain-woven hybrid glass-graphite/toughened epoxy composites," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, cilt 40, no. 8, pp. 1090-1110, 2009.
- [75] Fan Xia ve Xiaoqing Wu, "Work on low-velocity impact properties of foam sandwich composites with various face sheets," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, cilt 29, no. 7, pp. 1045-1054, 2009.
- [76] Y. Shi, T. Swait ve C. Soutis, "Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact," *Composite Structures*, cilt 94, no. 9, pp. 2902-2913, 2012.

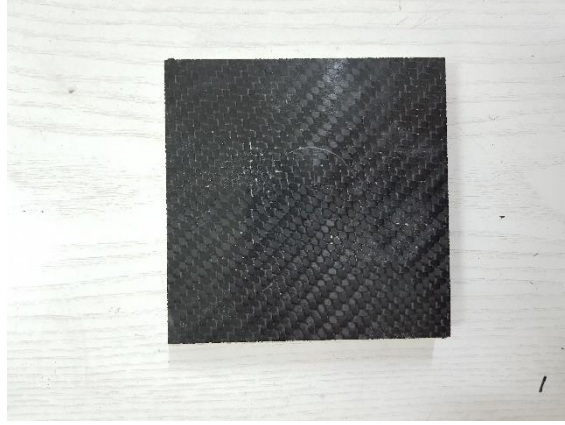
EKLER

EK 1: A-1-6 Numunesinin Darbe Sonrası Durumu



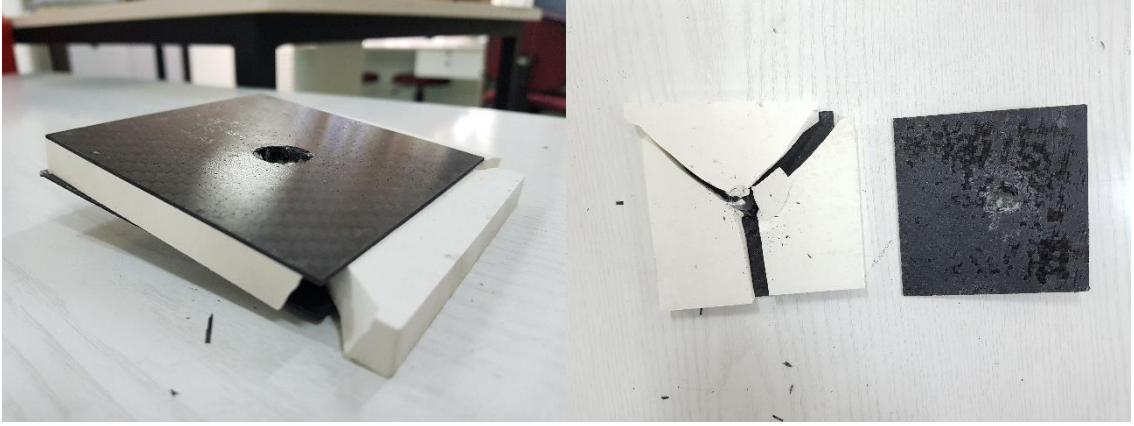
a) Darbe Sonrası (Simetrik Görünüş)

b) Darbe Sonrası 2



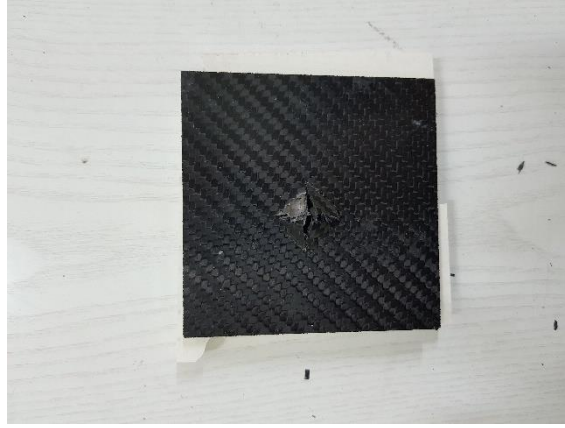
c) Darbe Sonrası 3 (Alt Görünüş)

EK 2: A-1-9 Numunesinin Darbe Sonrası Durumu



a) Darbe Sonrası (Simetrik Görünüş)

b) Darbe Sonrası 2

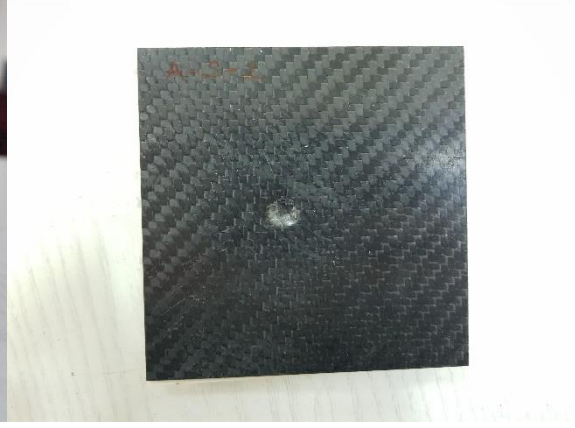


c) Darbe Sonrası 3 (Alt Görünüş)

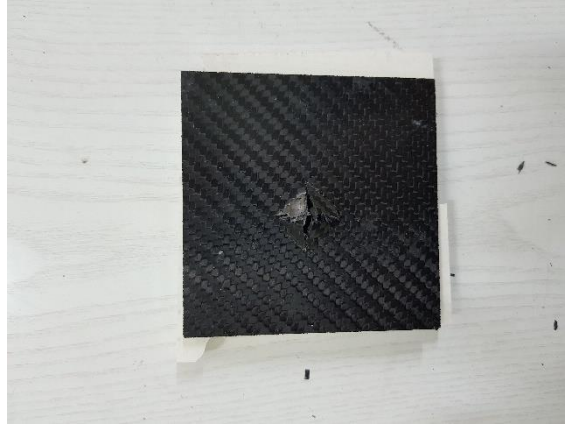
EK 3: A-2-2 Numunesinin Darbe Sonrası Durumu



a) Darbe Sonrası (Simetrik Görünüş)



b) Darbe Sonrası 2 (Üst Görünüş)

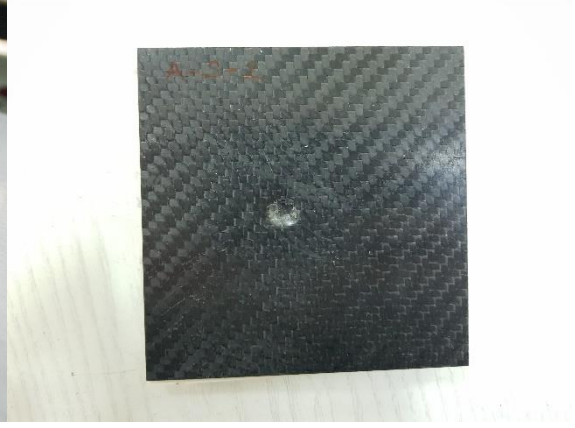


c) Darbe Sonrası 3 (Alt Görünüş)

EK 4: A-2-5 Numunesinin Darbe Sonrası Durumu



a) Darbe Sonrası (Simetrik Görünüş)

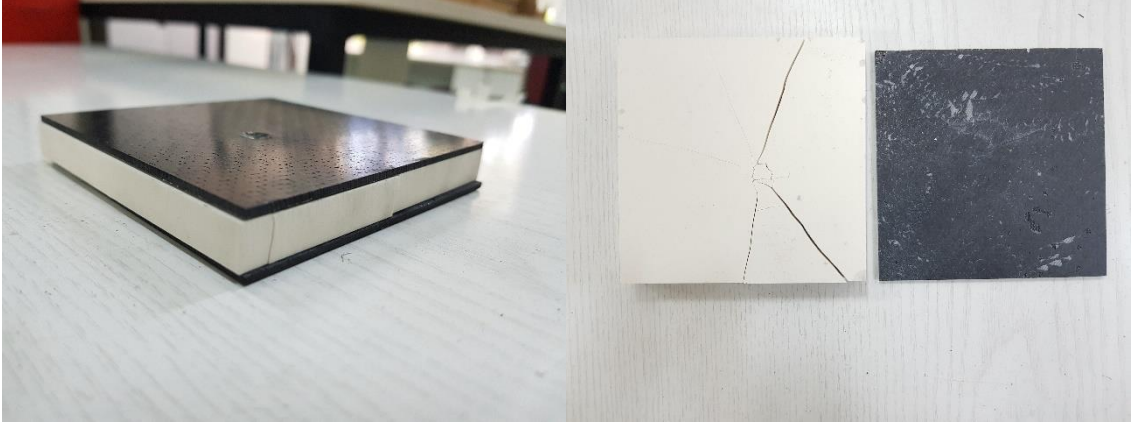


b) Darbe Sonrası 2 (Üst Görünüş)



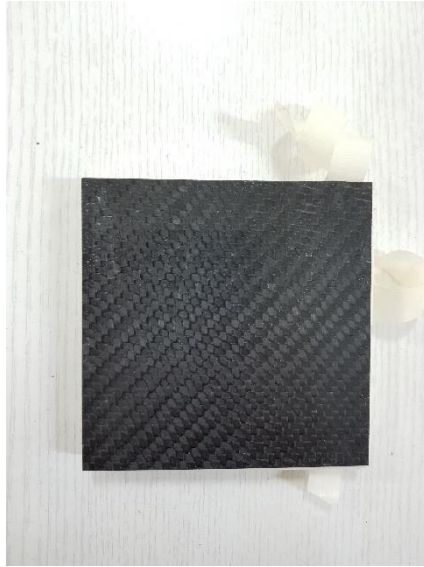
c) Darbe Sonrası 3 (Alt Görünüş)

EK 5: A-2-7 Numunesinin Darbe Sonrası Durumu



a) Darbe Sonrası (Simetrik Görünüş)

b) Darbe Sonrası 2



c) Darbe Sonrası 3 (Alt Görünüş)

EK 6: HASAR BÖLGESİ ALANI KOD

```
#!/usr/bin/env python3

# -*- coding: utf-8 -*-

import cv2

import os

from glob import glob

import numpy as np

x_edge = 9.50 # cm

files = glob(os.path.join(os.getcwd(), "*png"))

for file in files:

    original_image = cv2.imread(file)

    gray_image = cv2.cvtColor(original_image, cv2.COLOR_BGR2GRAY)

    (thresh, black_and_white_image) = cv2.threshold(gray_image,

                                                    127,

                                                    255,

                                                    cv2.THRESH_BINARY)

    file_base_name = os.path.basename(file).split(".")[0]

    output_name = file_base_name + "_black_and_white.png"

    cv2.imwrite(output_name, black_and_white_image)

    number_of_x_pix = black_and_white_image.shape[1]

    number_of_y_pix = black_and_white_image.shape[0]

    number_of_total_pix = number_of_x_pix * number_of_y_pix
```

```
number_of_white_pix = np.sum(black_and_white_image == 255)

number_of_black_pix = np.sum(black_and_white_image == 0)

white_ratio = (number_of_white_pix / number_of_total_pix)

black_ratio = (number_of_black_pix / number_of_total_pix)

y_edge = (x_edge / number_of_x_pix) * number_of_y_pix

        area = x_edge * y_edge

        white_area = area * white_ratio

        black_area = area * black_ratio

        print("*", file_base_name)

print("Toplam piksel sayisi:", "{:d}".format(number_of_total_pix))

print("Beyaz piksel sayisi:", "{:d}".format(number_of_white_pix))

print("Siyah piksel sayisi:", "{:d}".format(number_of_black_pix))

        print("Beyaz orani: %", "{:.2f}".format(white_ratio * 100))

        print("Siyah orani: %", "{:.2f}".format(black_ratio * 100))

        print("X kenari uzunlugu:", "{:.2f}".format(x_edge), "cm")

        print("Y kenari uzunlugu:", "{:.2f}".format(y_edge), "cm")

                print("Toplam alan:", "{:.2f}".format(area), "cm2")

                print("Beyaz alan:", "{:.2f}".format(white_area), "cm2")

                print("Siyah alan:", "{:.2f}".format(black_area), "cm2")

                        print("")
```