



T.C.
NECMETTİN ERBAKAN
ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



AL TEL TAKVİYELİ TABAKALI
KOMPOZİTİN DÜŞÜK HIZLI DARBE
DAVRANIŞI

Mehmet Cihad ŞAHİN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

Ocak-2023
KONYA
Her Hakkı Saklıdır

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

Mehmet Cihad ŞAHİN

Tarih: 27.01.2023

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Al TEL TAKVİYELİ TABAKALI KOMPOZİTİN DÜŞÜK HIZLI DARBE DAVRANIŞI

Mehmet Cihad ŞAHİN

Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışmanlar: Prof. Dr. Mesut UYANER
Dr. Öğr. Üyesi Hakan Burak KARADAĞ

2023, 47 Sayfa

Jüri

Prof. Dr. Mesut UYANER
Doç. Dr. Yasin Ramazan EKER
Dr. Öğr. Üyesi Alper GÜNÖZ

Katmanlı kompozit, kauçuk katkılı PU polimerinin 1050 Al levhalar ile beraber özel kalıpta kürleştirilmesi ile üretilmiştir. Polimer tabakayı güçlendirmek için çeşitli sıralarda Al tel eleklere kullanılmıştır. Tek seferde takviyeli kompozit panel üretebilecek yeni bir yöntem denenmiştir. Düşük hızlı darbe testi, ASTM D7136/D7136M-12 test standardına göre özel olarak üretilen ağırlık düşürme darbe cihazı ile gerçekleştirilmiştir. Numunelerin değişik enerji düzeylerindeki darbe davranışlarını incelemek için 5 farklı enerji seviyelerinde (40J, 60J, 80J, 100J ve 120J) ağırlık düşürme testleri gerçekleştirilmiştir. Her bir deneyde kuvvet-zaman geçmişleri kaydedilmiştir. ASTM D7136/D7136M-12 standardına uygun olarak gerçekleştirilen kinematik analiz ile ayrıca “enerji-zaman” ve “kuvvet-yer değiştirme” değişimleri elde edilmiştir. Hiçbir numunede delinme meydana gelmemiştir. Numuneler tabakalı yapıda olduğundan sadece üst tabakada penetrasyon gözlenmiştir. Tüm bu eğrilere ek olarak, maksimum kuvvet değerleri, tabakalı kompozit yapının soğurduğu enerji değerleri ve düşük hızlı darbe testinden elde edilen darbe ucunun girinti derinliği de gösterilmiştir. Darbe sonrası tabakalı kompozit yapılarda hasarlar incelenmiştir. Tek seferde Al tel takviyeli polimer özlü katmanlı kompozit üretimi başarılı bir şekilde gerçekleştirilmiştir. Düşük hızlı darbe cevabına, 120 J de yapılan testler hariç olmak üzere polimer katmanına Al tel elektakviyesinin önemli bir etkisinin olmadığı görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Ağırlık düşürme, Düşük hızlı darbe, Tabakalı kompozit

ABSTRACT

MS THESIS

LOW VELOCITY IMPACT BEHAVIOR OF AL WIRE REINFORCED LAYERED COMPOSITE

Mehmet Cihad ŞAHİN

**THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCE OF
NECMETTİN ERBAKAN UNIVERSITY
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE
IN AERONAUTICAL ENGINEERING**

**Advisors: Prof. Dr. Mesut UYANER
Assist. Prof. Dr. Hakan Burak KARADAĞ**

2023, 47 Pages

**Jury
Prof. Dr. Mesut UYANER
Assoc. Prof. Dr. Yasin Ramazan EKER
Assist. Prof. Dr. Alper GÜNÖZ**

The layered composite was produced by curing the rubber blended PU polymer together with 1050 Al sheets in a special mold. Various rows of Al wire screen were used to reinforce the polymer layer. A new method to produce a reinforced composite panel in one spot was tested. Low velocity impact test was carried out with a specially manufactured weight reduction impact device according to ASTM D7136/D7136M-12 test standard. Weight drop tests were performed at 5 different energy levels (40J, 60J, 80J, 100J and 120J) to examine the impact behavior of the specimens at different energy levels. Force-time histories were recorded for each test. The "energy-time" and "force-displacement" variations were also obtained by kinematic analysis performed in accordance with ASTM D7136/D7136M-12 standard. No puncture occurred in any specimen. Since the specimens were layered, penetration was observed only in the top layer. In addition to all these curves, the maximum force values, the energy absorbed by the layered composite structure and the indentation depth of the impact tip obtained from the low-speed impact test are also shown. Damage to the layered composite structures after impact was investigated. The production of Al wire reinforced polymer core layered composite was successfully realized in one spot. No significant effect of Al screen reinforcement in the polymer layer was observed on the low velocity impact response, except for the tests at 120 J.

Keywords: Drop weight, Layered composite, Low velocity impact

ÖNSÖZ

Mühendislik malzemelerinde, özellikle malzemelerin mekanik özelliklerinde, gözle muayene edildiğinde görülmeyen darbelere karşı beklenmedik sonuçların ortaya çıkmaması için, malzemelerin beklenen en uygun cevabı veya davranışı verebilmesi istenir. Darbe sonucunda kompozit malzemelerde oluşan hasarlar, etkileşimin türüne/şiddetine göre darbeye maruz bırakılmayan yüzeyde meydana gelebilir. Meydana gelen hasarlar bazı durumlarda delaminasyon şeklinde gözlemlenir.

Uzun yıllardır üzerinde çalışılan ve dayanım/ağırlık oranı yüksek olan kompozit malzemelerde önemli ilerlemeler sağlanmıştır. Otomotiv endüstrisi ve savunma endüstrisi gibi alanlarda da teknolojinin gelişmesiyle birlikte kompozit malzemelerdeki gelişim dikkat çekmiş ve kendi sektörlerinde büyük kullanım alanına sahip olmuştur. Bu çalışmada, tabakalı (sandviç) kompozit malzemeyi yapısında ağırlık etkeni olarak büyük rol oynayan yapıştırıcı malzeme ilavesi olmadan üreterek, uçakta ve diğer yapılarda kullanılacak, hafif olmasına karşın dayanımdan ödün vermeyen bir malzeme üretimi hedeflenmiştir.

Üretilmiş olan tabakalı (sandviç) kompozit malzeme yapıları yapılan deneyler ve deneylerden elde edilen sonuçlar, ilerleyen zamanlarda konu ile ilgili yapılacak çalışmalara da ışık tutup referans niteliğinde olması hedeflenmektedir.

Mehmet Cihad ŞAHİN
KONYA-2023

TEŞEKKÜRLER

Başta her zaman yanımnda olan ve desteklerini esirgemeyen aileme, sabırları ve bilgilerini aktaran danışman hocalarım Prof. Dr. Mesut UYANER ve Dr. Öğr. Üyesi Hakan Burak KARADAĞ'a, tezimi tamamlamam konusunda desteklerini esirgemeyen Ar. Gör. İhsan ÖZGÜN hocama ve son olarak fakat sonuncu olmayarak Makine Yüksek Mühendisi Emre KURT'a tezimi yazmam konusunda beni motive etmesinden dolayı teşekkür ederim.



İÇİNDEKİLER

ÖZET	iii
ABSTRACT.....	iv
ÖNSÖZ	v
TEŞEKKÜRLER.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	viii
ŞEKİLLER.....	x
TABLOLAR.....	xi
1. GİRİŞ.....	1
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	8
3. MATERYAL VE YÖNTEM.....	12
3.1. Malzemeler ve Özellikleri.....	12
3.2. Düşük Hızlı Darbe.....	15
4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA.....	20
4.1. Ağırlık Düşürme Deneyleri.....	20
4.2. Tartışma.....	31
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	32
5.1. Sonuçlar.....	32
5.2. Öneriler	32
6. KAYNAKLAR	33

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

E_k : Kinetik enerji

E_p : Potansiyel enerji

m: Vurucu kütlesi

g: Yer çekimi ivmesi

h: Vurucu ile numune arasındaki dik uzaklık

V_i : Vurucunun, numuneye çarptığı ilk hız (m/s)

$V(t)$: Hız-Zaman denklemi

t: zaman (s)

$F(t)$: Zamana bağlı darbe temas kuvveti

$V(t)$: Kuvvet–yer değiştirme denklemi

$\delta(t)$: Zamana bağlı vurucu yer değiştirme denklemi

$\delta_1(t)$: Referans noktasındaki t=0 anındaki vurucu yer değiştirmesi

$E_a(t)$: Yutulan enerji-zaman denklemi

kg: kilogram

ms: Milisaniye

cm: Santimetre

m/s: Metre/saniye

J: Joule

N: Newton

μm : mikrometre

T: Tel

P: Polimer

Al: Alüminyum

Kısaltmalar

LVI: Low Velocity Impact

GLARE: Glass Laminate Aluminum Reinforced Epoxy

FML: Fiber Metal Laminat

BVID: Barely Visible Impact Damage (Zor Görünür Darbe Hasarı)

FOD: Foreign Object Damage

YAMAHA: Yabancı Madde Hasarı



ŞEKİLLER

Şekil 1.1. Takviye elemanına göre kompozitler örnek gösterimleri; (Eren, 2007)a) Fiber takviyeli kompozitler. b) Partikül takviyeli kompozitler. c) Tabakalı kompozitler. d) Dolgu kompozitler.	4
Şekil 1.2. Sandviç kompozit yapının bileşenleri şematik gösterimi	5
Şekil 1.3. Çeşitli kompozit üretim yöntemleri.....	6
Şekil 1.4. Bir pistte duran mekanik alet örneği (Detection, 2008).	7
Şekil 3.1. Kullanılan malzemelerin görselleri a) Alüminyum levha b) Polimer hammadde c) Al tel elek	13
Şekil 3.2. Malzemelerin kalıba dizilimi a) Alt yüzeye, yüzeyi pürüzlendirilmiş alüminyum konulması. b) Alüminyum üstüne polimerlerin konulması. c) Alüminyum tel eleğin konulması. d) Polimer ilavesi. e) Üst yüzeye, yüzeyi pürüzlendirilmiş alüminyum konulması.....	14
Şekil 3.3. Malzemelerin pişmeden önceki görselleri a) Numunelerin pişme öncesi gösterimi b) Malzemelerin birleştirilmiş halleri	15
Şekil 3.4. Ağırlık Düşürme Test Cihazı	17
Şekil 4.1. Delinme Gösteren Bir Sandviç Yapıya Ait Tipik Kuvvet-Zaman Grafiği.....	20
Şekil 4.2. Tipik Enerji-Zaman Grafiği.....	21
Şekil 4.3. 40J enerji seviyesinde gerçekleştirilen testlerin kuvvet-zaman grafiği.....	22
Şekil 4.4. 40J enerji seviyesi için kuvvet-deplasman grafiği	22
Şekil 4.5. 40J enerji seviyesi için enerji-zaman grafiği.....	22
Şekil 4.6. 60J enerji seviyesinde gerçekleştirilen testlerin kuvvet-zaman grafiği.....	23
Şekil 4.7. 60J enerji seviyesi için kuvvet-deplasman grafiği	23
Şekil 4.8. 60J enerji seviyesi için enerji-zaman grafiği.....	23
Şekil 4.9. 80J enerji seviyesinde gerçekleştirilen testlerin kuvvet-zaman grafiği.....	24
Şekil 4.10. 80J enerji seviyesi için kuvvet-deplasman grafiği	24
Şekil 4.11. 80J enerji seviyesi için enerji-zaman grafiği.....	24
Şekil 4.12. 100J enerji seviyesinde gerçekleştirilen testlerin kuvvet-zaman grafiği.....	25
Şekil 4.13. 100J enerji seviyesi için kuvvet-deplasman grafiği	25
Şekil 4.14. 100J enerji seviyesi için enerji-zaman grafiği.....	25
Şekil 4.15. 120J enerji seviyesinde gerçekleştirilen testlerin kuvvet-zaman grafiği.....	26
Şekil 4.16. 120J enerji seviyesi için kuvvet-deplasman grafiği	26
Şekil 4.17. 120J enerji seviyesi için enerji-zaman grafiği.....	26
Şekil 4.18. Numunelerde impuls kuvvetlerinin bilançosu.....	27
Şekil 4.19. Numunelerde yutulan enerjilerin bilançosu	27

TABLÖLAR

Tablo 1. Alüminyum plakanın spektral analiz sonuçları	12
Tablo 2. Alüminyum 1050'nin bazı özellikleri.....	12
Tablo 3. Yüzey pürüzlülüğü değerleri.	12
Tablo 4. Malzemelerin ağırlıkları.	13
Tablo 5. Pişme öncesi ve sonrası kalınlıklar.....	14
Tablo 6. Pişirme verileri.....	15
Tablo 7. Darbe test parametreleri.....	18
Tablo 8. Düşük hızlı darbe sonrasında numunelerinde oluşan hasarlar.....	28
Tablo 9. Düşük hızlı darbe sonrasında numunelerin kesilmiş ve üstten görünüşleri ..	31



1. GİRİŞ

Son yıllarda teknolojinin gelişmesi ve yenilenmesi ile birlikte geleneksel malzemelerin yerini ileri teknoloji malzemeleri almaktadır. Özellikle askeri alanda balistik ve darbe dayanımının artırılması için yapılan araştırmalarda; malzemede oluşan hasarın tespiti, yeni tasarımların optimum hale getirilmesi; savunma sanayii, uzay ve havacılık endüstrisi ile zırhlı araçlar ve otomobil sektöründe önem arz etmektedir. Uçağın hasar görmesi durumunda uçuşuna kısmi devam edebileceği değerlendirilen ikincil yapısal parçalarında kullanılan bu kompozit malzemeler; darbe sonucu malzemede meydana gelen deformasyonların detaylı incelenmesi ile literatüre katkı sağlamasının yanı sıra havacılıkta bakım personeli için de referans olması da önem arz etmektedir. Geri dönüştürülebilir olmasının yanı sıra dayanım/ağırlık oranının yüksek olduğu alüminyum tabakalı kompozit malzemeler, geleneksel malzemelere kıyasla ileri teknoloji malzemelerinde başta havacılık ve uzay endüstrisi olmak üzere faydalı yük ağırlığının önemli olduğu birçok sektörde sıklıkla tercih edilir. Alüminyum esaslı malzemeler ve alüminyum oranının yüksek olduğu kompozit malzemeler dayanım/ağırlık oranının yüksek olması nedeniyle başta havacılık ve uzay endüstrisi olmak üzere faydalı yük ağırlığının önemli olduğu birçok sektörde vazgeçilmez gereç olarak kullanılmaktadır.

Havacılıkta ilk alüminyum, 1903 yılında Wright kardeşlerin hava aracının motor karterinde Al-Cu-Mn döküm alaşımı olarak kullanılmıştır. Wilm'in 1906'da çökme sertleşmesini keşfetmesi ile birlikte havacılık alaşımlarının gelişimi başlamıştır. Yeni nesil malzemelerin başarılı bir şekilde uygulanması, uçak satın alma, işletme ve bakım maliyetlerinin düşürülmesi ve ayrıca geliştirilmiş güvenlik gibi öncelikli gereksinimleri karşılamasını sağlamıştır (J. Liu & Kulak, 2000). Uçaklarda çok çeşitli alüminyum alaşımları kullanılmaktadır, 7000 ve 2000 serisi alüminyum alaşımları yüksek mukavemet değerlerinden dolayı sıklıkla tercih edilmelidir (Chellman & Langenbeck, 1992).

Malzemeleri alaşım yoluyla elde etmek, gelişen ve ihtiyaçların sürekli olarak değiştiği çağda malzeme ihtiyacını karşılamayıp yeni malzeme arayışına sebebiyet vermiştir. Farklı malzeme arayışları, alternatif malzeme kullanım çabalarının da ortaya çıkmasıyla yeni malzemeler elde edilmiştir, edilmeye devam etmektedir ve edilecektir. Bu malzemelerin başında kompozit malzemeler gelmektedir.

Makro ölçekte form veya bileşim bakımından farklılık gösteren iki veya daha fazla malzemenin (takviye elemanları, dolgu maddeleri ve matrisin) kombinasyonunu

içeren malzeme türü olan kompozitler, özellikle havacılık ve askeri sanayide kullanımı gün geçtikçe artan oranda yaygınlaşan malzemelerdir.

Metal, seramik veya polimerlerden en az iki tanesinin istenilen özelliklerinden yola çıkarak farklı prosesler ile elde edilen yeni malzemeye kompozit malzeme denir. Diğer bir deyişle, en az iki ya da daha fazla malzemenin veya farklı malzeme cinslerinin makro boyutlarda bir araya gelmesi sonucuyla oluşan yeni malzemeye kompozit malzeme denir (Vasiliev & Morozov, 2007). Bu tanıma göre malzemelerin birçoğu kompozit malzeme sınıfına girebilmektedir. Tuttle tarafından daha özel bir tanım olarak, kompozit malzemeler yaklaşık 1 µm'den daha büyük bir fiziksel ölçekte farklı olan ve atomik ve/veya moleküler seviyelerde birbirine bağlanan birden fazla malzemenin bir birleşimi olabileceğini tanımlamıştır (Tuttle, 2004).

Kompozit malzeme üretimiyle bazı malzeme özelliklerinde gelişim yapılabilir (Şahin, 2000).

- Aşınma direnci,
- Korozyon direnci,
- Mukavemet artışı,
- Yorulma dayanımı artışı,
- Isıl iletim artışı,
- Hafiflik,
- Ses yalıtımı,
- Elektrik direnci veya elektrik iletkenliği,
- Estetiklik ve çekicilik,
- Isıya dayanım vs. (Asmatulu vd., 2015; Hong T. Hahn, 1980; Yiğit, 2010),

Yukarıda sayılan özelliklerin tamamı aynı anda sergilenemez. İhtiyaç duyulan özelliklere göre malzeme ve üretim yöntemi seçilerek kompozit yapı oluşturulur.

Her olay ve durum sonucunda olduğu gibi teknik konularda da bazı avantajlar ve dezavantajlar söz konusu olmaktadır. Bu malzemeler de beraberinde bir takım olumlu ve olumsuz yanları getirmişlerdir.

Havacılık endüstrisindeki avantajlarından bazıları:

- Hafiflik,
- Yorulma dayanımı yüksekliği,
- Yanma direnci yüksekliği,

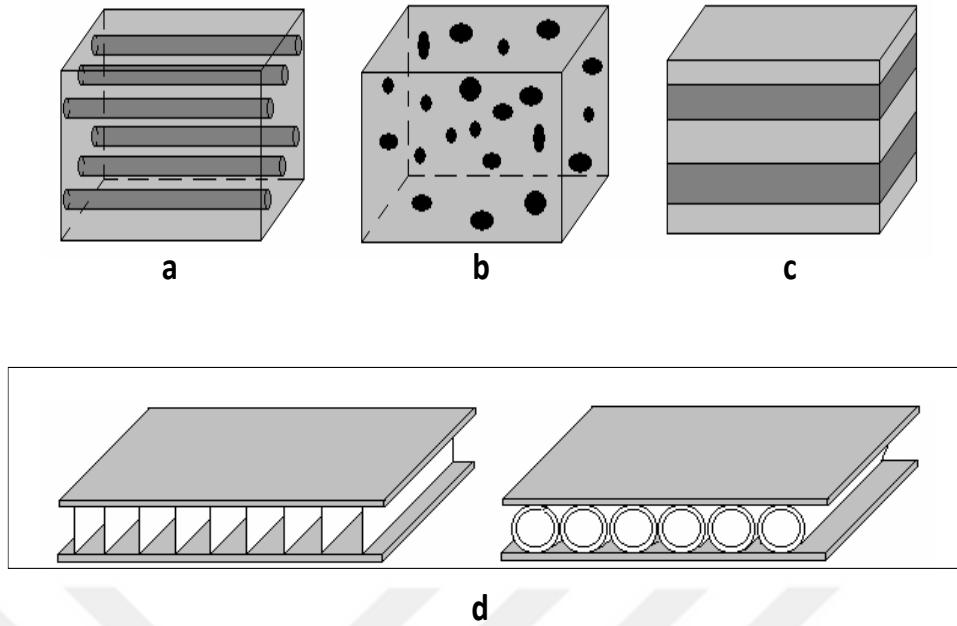
- Korozyon dayanımı yüksekliği,
- Komplike Őekillerde üretim kolaylığı,
- Kolay Őekillendirilme,
- Yüksek yorulma dayanımı,
- Çatlak ilerleme hızı azlığı,
- Büyük parçalar halinde üretim kolaylığı,
- Yüksek akma gerilimine sahipliği,
- Estetik görünüm,
- Isıl iletkenlik yüksekliği,
- Parça bağlantı sayısı azlığı vs.

Sayılabılır. Bu üstünlüklerin aksine dezavantajlardan bazıları da Őunlardır:

- Pahalılık,
- İşçilik maliyetinin yüksek oluşu,
- Özellikle elyaf takviyeli olanlarda dayanımın yöne bağlı oluşu,
- Üretim yöntemine ve el beceresine göre kalitede değişkenlik,
- Geri dönüŐtürölme sıkıntıları,
- Bakımın daha zor olması vs. (Akkuş, 2016).

Kompozitler, genel olarak iki türden meydana gelirler. Bunlar; takviye elemanı ve matris fazıdır. Takviye elemanı; yüksek elastiklik modölüne sahip olup, yükü taşıy ve mukavemet artışı sağlar. Matris fazı ise; malzemeleri bir arada tutar, yapıyı destekler, süneklik kazandırır. Karakteristiğinde; fiziksel ve kimyasal özelliklerinin yanında, geometrik Őekilleri ve bileşen konsantrasyonun etkili olduğu kompozit malzemeler, matris ve takviye elemanına göre, iki temel baŐlık altında birleştirilebilir (Fidan, 2018; Kaya, 2016).

Takviye elemanları; ince levha, partiköl veya fiber olabilir. Matrisler ise; metal, seramik ve polimerik yapıdan oluşabilir.

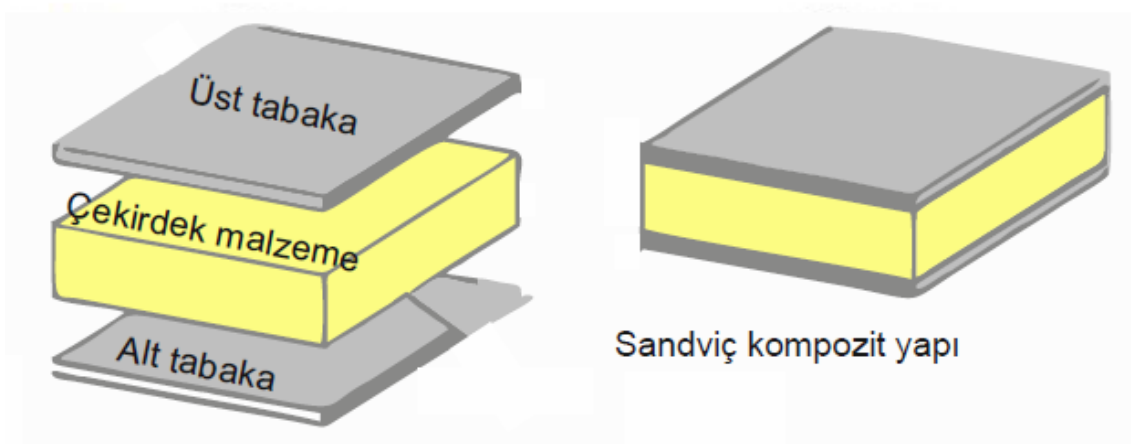


Şekil 1.1. Takviye elemanına göre kompozitler örnek gösterimleri; (Eren, 2007) a) Fiber takviyeli kompozitler. b) Partikül takviyeli kompozitler. c) Tabakalı kompozitler. d) Dolgu kompozitler.

Şekil 1.1 de takviye elemanlarına göre dört farklı kompozit çeşidi görülmektedir. Tabakalı kompozitler, üst üste konularak bir araya gelecekleri aynı veya farklı yönlerde en az iki adet levhacık ile oluşturulurlar (Altenbach vd., 2004). Bu tabakalar plastik, cam veya metal olabildiği gibi elyaf takviyeli tabakalar da olabilir. Çekirdek (öz) malzemesinin yoğunluğu düşük olup, yüzey tabakaların genelde ince yapıda olmaktadır. Yapının darbe özellikleri, kullanılan yüzey malzemeleri ve dolgu malzemedan doğrudan etkilenmektedir. Çalışmada yüzey malzemesi olarak 1050 serisinden olan alüminyum tercih edilip dolgu malzemesi olarak kauçuk parçacıklı PU polimer kullanılmıştır. Bu kombinasyonun seçilme sebebi, hafifliğinin yanında istenilen dayanımı verebilecek karakteristikte olmasıdır. Bu sebeplerden ötürü hava araçlarında da kullanılan bir seridir. Uygulamalardaki en eski ve en yaygın kompozit türüdür. Hava araçlarının kanat ve kuyruklarında kullanımları mevcut olan sandviç (laminat) kompozit de denmektedir (Serdar Korkut, t.y.). Tabakalama yapılarak geliştirilebilen mekanik özelliklerden bazıları;

- Mukavemet,
- Katılık,
- Aşınma direnci,
- Isıl yalıtım,

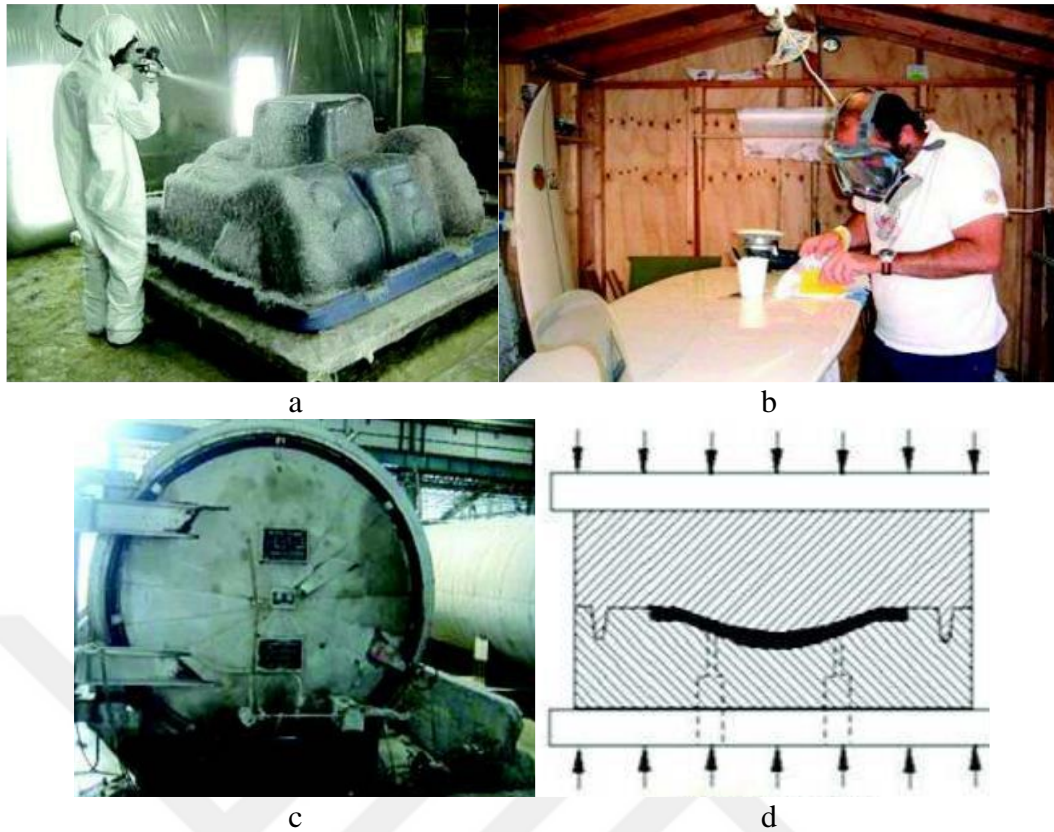
olarak verilebilir (Kara, 2006). Şekil 1.2’de tabakalı kompozit yapıların basit görünümü verilmiştir.



Şekil 1.2. Sandviç kompozit yapının bileşenleri şematik gösterimi.

Kompozitlerin metallere ana farkı, davranışlarının yöne bağlı olmasıdır. Düzlem içi özellikler yönsel olabir de kalınlık boyunca özellikler değışebilir. Kompozitlerin yapısını ve dolayısıyla özelliklerini üretim (kürleme) belirler. Metallerin sünek olmayan rejimlerdeki küçük çatlaklar feci (can ve mal kaybına yol açabilecek) sonuçlar meydana getirebilirken; kompozit malzemelerde, çatlağın genişlemesi kompozit malzemeler içindeki birçok mekanizma tarafından durdurulabilmektedir.

Kompozit malzemelerin üretim yöntemleri genel olarak ikiye ayırabilir. Bunlar; açık kalıplama ve kapalı kalıplamadır. Açık kalıplama işleminde, ürünler tek taraflı bir kalıp sonucunda kalıbın şeklini alırlar. Maliyeti düşük ve pratiktir. Kullanımı basittir. Tasarımı zor olan malzemelerde sıklıkla tercih edilmesinin yanında, üretim kolaylığı sağladığı için yaygın olarak kullanılmaktadır. Otomatik üretilmeyen parçalar için ideal bir üretim yöntemidir. Elle yatırma, elyaf püskürtme, filaman sarma yöntemleri açık kalıplamaya örnek olarak verilebilir. Diğer üretim yaklaşımı ise kapalı kalıplamadır. Bu yöntemle üretilen malzemelerin kalitesi diğer yöntemlere kıyasla daha iyi olmaktadır. Açık kalıplama yöntemine göre bazı avantajları vardır. Malzeme maliyeti düşüklüğü, yenilenebilir, artık parça azlığı ve verimi yüksek numune üretimi sayılabilir. Vakumlu torbalama, vakum infüzyon, reçine aktarımlı kalıplama, pultrüzyon, enjeksiyon kalıplama ve basınçla kalıplama sayılabilir (Karlsson & TomasÅström, 1997). Şekil 1.3, değışik üretim yöntemlerini göstermektedir.



Şekil 1.3. Çeşitli kompozit üretim yöntemleri
 a) Püskürtme yöntemi (Keulen & Eng, 2006) b) El yatırma yöntemi (Keulen & Eng, 2006) c) Otoklav yöntemi (Dean vd., 2009) d) Basınçla kalıplama yöntemi (Kumar Dhananjayan, 2013)

Malzeme üretilirken, basınçla kalıplama (Compression Molding) yöntemi kullanılır (Mezher Jabbar vd., t.y.). Kalıp setine tabakalar dizildikten sonra kalıp sıkıştırılır. Bu teknik sonucunda elde edilen numunelerde parça homojenlik verimi çok yüksek olmaktadır. Aynı zamanda, işçilik maliyeti de düşüktür (Kumar Dhananjayan, 2013; Mezher Jabbar vd., t.y.).

Tabakalı kompozit malzemeler birçok birleştirme yöntemi ile birleştirilebilir. Yapışkan ve yapıştırıcı türleri bu birleştirme yöntemlerinden birisidir. Bunlara ek olarak, çalışmada da tercih edilen alt ve üst katmanların üretim sırasında polimere adhezyonunun sağlanmasıdır.

Uçağın, gövde yapısında kullanılan elemanların, gövde yükünü taşıyan esas yapı elemanlarından olanlara birincil yapı, ana gövde yapı elemanlarının dışındaki ve yardımcı olan yapılara ise ikincil yapılardır.

Çalışmanın amacı, uçağın birincil yapısal parçalarından olan kanadında meydana gelecek darbe veya bir uçağın kalkış ve iniş sırasında Yabancı Madde Hasarı (YAMAHA, FOD) çarpması sonucu oluşabilecek hasarı incelemektir. Şekil 1.4'te uçak pistinde bulunmuş bir YAMAHA görülmektedir.



Şekil 1.4. Bir pistte duran mekanik alet örneği (Detection, 2008).

Normalde havalimanlarında yabancı cisim hasarına karşı YAMAHA tespiti her zaman düzenli olarak yapılır. Kompozit yapılarak sahip olan hava araçlarının yapılarına, alet düşmesi ve taş çarpması gibi yabancı maddeler, zarar verip hava aracının uçuşuna engel teşkil edecek sonuçlar ortaya çıkarabilir (Hussin vd., 2016; Masniza vd., 2019). Burada önemli olan nokta, enerji dönüşümlerini yapabilmek ve çarpan cisimi, uçağın bağıl hızına (Patil vd., 2018; Rajesh Mathivanan & Jerald, 2010) göre yorumlamaktır. Örneğin; taş, uçak ile aynı yönde giderken; uçağın hızı 75 m/s ve taşın hızı da 74 m/s iken burada bağıl hız 1 m/s'dir. Taş, uçağa 1 m/s hızla etki edecektir. 74 m/s etkisi yoktur. Aynısını zıt yönde hareket eden taş için de verirsek bu sefer bağıl hızımız 149 m/s olup taş düzleme ciddi şekilde zarar verir ve düzlemin malzemesini kütle ve şekle göre deforme eder.

Son yıllarda; balistik ve darbe dayanıklılığının artırılması için araştırmaların yapılması, hasar tespiti, yeni tasarımların en uygun hale getirilmesi; savunma sanayisi, uzay ve havacılık endüstrisi, zırhlı araçlar ve otomobil sanayilerinde mühim olmaktadır. Darbelere uğrayan malzemelerin, tepkilerinin irdelenmesi gelişecek koşullara göre öngöründe bulunulmasını sağlayacaktır.

Kompozit malzemeler, kullanıldıkları zamanlarda hasara neden olabilecek darbe yüklerine uğrayabilirler. Bu sebeple can ve mal kayıplarına yol açabilecek bu hasarların irdelenmesi ve hasarların neden olduğu darbe yükünün laboratuvar ortamında benzeşiminin yapılması büyük önem taşımaktadır (Aslan vd., 2002). Karşılaşılan bu durumların deney ortamında en iyi benzeşimi sağlayacak deney ağırlık düşürme testidir. Üretilen malzemeler, ağırlık düşürme testine tabi tutulmuştur.

2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Kompozit malzemelerin üretim, bakım ve onarım maliyetleri geleneksel malzemelere kıyasla oldukça yüksektir. Kompozit malzemede oluşan bir hasarın muayenesi, bakımı ve onarımı, kalifiyeli personel ve adam/saat çalışması açısından büyük maliyetleri doğurur. Bu bakım maliyetini düşürmek, aynı zamanda geri dönüştürülebilir malzeme ile üretimin yapılması ve hava aracı bakım personeline bir rehber olması adına yapılan bu çalışmada düşük hızlı darbe sonucunda malzemede meydana gelen hasar tipleri incelenmiştir. Literatürde geri dönüştürülebilir malzeme ile farklı tabakalı kompozitlerin davranışlarını inceleyen, deneysel ve analitik çalışmalarını yapan az sayıda çalışma olduğu fark edilmiş ve bu çalışmanın literatürün eksik kısmını doldurması amaçlanmıştır.

Dinamik yükleme altındaki kompozit malzemeleri karakterize eden ilk çalışmalar da 1971 yıllarında (Rotem & Lifshitz, 1971; Slerakowski vd., 1971) yapılmıştır.

Kompozit malzemelerin darbe davranışını tahmin etmek için birçok araştırmacı sayısal ve analitik çalışmalar yapmıştır. Çapraz yabancı cisim etkisinden dolayı katmanlı kompozit plakaların tepkisini incelemek için geçici dinamik sonlu eleman analizi gerçekleştirmişlerdir (Wu & Fu-Kuo, 1989).

Vlot, lineer elastik analize dayalı olarak ön gerilim koşulu altında ilk darbe modelini önermiştir (Vlot, 1993).

Choi ve diğ. düşük hızlı darbeye maruz kalan lamine kompozitlerin darbe hasar mekanizmaları ve mekaniği üzerine hem analiz hem de deneylerden oluşan bir araştırma yapmışlardır. Lamine kompozitlerin darbe hasarını temel olarak anlamak için, özel olarak tasarlanmış bir hat yükleme (line loading) çarpma tertibatı kullanılarak benzersiz bir test programı geliştirilmiş ve gerçekleştirilmiştir (Choi vd., 1991).

Lee ve diğ. darbe yüklemesine maruz kalan katmanlı fiber takviyeli kompozit laminat için üç boyutlu sonlu elemanlar ve dinamik analiz yapmıştır. Bu analizde merkezi fark yöntemi kullanılmıştır (Lee vd., 1984).

Abvatan ve diğ. lamine plakaların düşük hızlı darbe tepkisi analitik olarak incelemişlerdir. Pierson ve Vaziri tarafından yapılan çalışma lamine kompozit plakaların darbe tepkisi için analitik bir modeldir (Abatan vd., 1998; Kim & Kang, 2001; Pierson & Vaziri, 1996).

Hull ve Shi kompozit malzemelerin hasar toleransını inceleyip, hasar mekanizmalarını karakterize etmenin önemini vurgulamışlardır (Hull & Shi, 1993).

Kompozit malzemelerin düşük hızlı darbe tepkilerini inceleyerek öncü bir çalışma yapan Richardson ve Wisheart, darbenin neden olduğu büyük hasar modlarını, hasarın başlangıcından deformasyona kadar olan süreci tanımlamışlardır (Richardson & Wisheart, 1996).

Chang ve diğ. çizgi-burun (line-nose) çarpma tertibatından lamine kompozitler üzerindeki darbe hasarını incelemiş, çarpmadan sonra hataya neyin sebep olduğunu ve neden hata olduğunu incelemiştir. Araştırmacılar, matriste çatlama ve delaminasyona odaklanmışlardır (Chang vd., 1990).

Bienias ve Jakubczak, yüksek spesifik mekanik özelliklerinden dolayı ileri havacılık yapısal uygulamaları için kullanılan, hibrit malzeme türü olan fiber metal laminatları inceleyen ilk çalışmalardan olmuştur. Çalışma, alüminyum alaşımları ve bir karbon/epoksi kompozit (Al/CFRP) bazlı hibrit laminatların düşük hızlı darbeye karşı direncini araştırmıştır (Bienias & Jakubczak, 2012).

Belingardi ve diğ. darbeden sonra malzemenin mekanik özelliklerinde belli bir azalma olduğunu kabul edip, testler sonucunda, bu azalmanın belli bir seviyede kalmadığının farkına varmışlardır (Belingardi vd., 1998).

Hasar tolerans kabiliyeti, hava taşıtı uygulamaları için, uçağın operasyonel süresi boyunca tamir edilene kadar yorgunluk, korozyon veya kazalardan kaynaklanan ilk hasarlara maruz kaldığında yapının geri kalan bölümlerinin gerekli mukavemeti sürdürüp sürdüremeyeceğini belirlemek için kilit bir faktördür (SWIFT, 1994). Vlot, Fiber Metal Laminatların, monolitik alüminyumun ve düz kompozit (Plain kompozit) malzemelerin darbe davranışını araştırmışlardır (Vlot, 1996).

Darbeler sonucunda, kompozit malzemelerin çoğunda plastik deformasyon olmadığından, gözle görülmeyen iç hasarlar (internal damage) oluşur. Bu nedenle, kompozitteki hasarlar, daha çok, görünür özellikler olmadan yapısal bütünlükte büyük bir bozulmaya yol açan, “zor görünür darbe hasarı” (Barely Visible Impact Damage-BVID) olarak sınıflandırılır. Buna karşılık, çoğu metal için, darbe enerjisi elastik rejimde ve plastik rejimde absorbe edilebilir, bu da bir göçük (dent) olarak görülebilir. Burada malzemeler bozulmadan önce büyük gerilmeler geliştirebilir (Richardson & Wisheart, 1996). Sonuç olarak, yerleşimi ve metal bileşenleri nedeniyle Fiber Matris Laminat (FML) kompozit malzemelerden daha iyi darbe direnci sağlar.

Düşük hızlı etkinin FML'ler üzerindeki hata (failure) mekanizması farklı araştırmacılar tarafından incelenmiştir (Alderliesten & Benedictus, 2008; Alderliesten & Homan, 2006; Asundi & Choi, 1997; Chai & Manikandan, 2014; Linganisio &

Anandjiwala, 2016; Y. Liu & Liaw, 2010; Richardson & Wisheart, 1996; SWIFT, 1994; Vermeeren, 2003; Vlot, 1996, 2001; Vogelesang & Vlot, 2000; Yu vd., 2015). Kalınlık boyunca takviye olmaması nedeniyle kompozit tabakaların enine darbe hasar direncinin zayıf olduğu ve matris çatlaması ve fiber kırılmasıyla birlikte tabakalar arası gerilmelerin neden olduğu delaminasyonlara yol açtığı sonucuna varmışlardır.

Hu ve diğ. tabakalı kompozitlerin dinamik tepki davranışının anlamının önemli olduğunu vurgulayıp, rijit bir top tarafından düşük hızlı darbeye maruz kalan çoklu katmanlara sahip kompozit laminatların geçici tepkisi ile ilgili araştırmada bulunmuşlardır. Araştırmalarında, birden fazla katmana sahip bir laminatın maksimum darbe kuvveti, tek bir katmana sahip olan veya katmanlara ayrılmayan aynı plakaninkinden çok daha küçük olacağını sonucuna varmışlardır (Hu vd., 1999).

Fiber matris laminatların darbe davranışının karmaşıklığı nedeniyle, başlangıçtaki darbe tepkisini daha iyi anlamak için hem deneysel araştırmalar hem de sayısal araçlar uygulanmıştır. Deneysel araştırma, FML'lerin hasar mekanizması (damage mechanism), hasar modları (failure modes) ve darbe hasar (impact damage) toleransının tahmini için önemli bir yöntem olarak yaygın olarak kullanılmıştır. Bununla birlikte, pratikte deneysel çalışmaların sınırlamaları nedeniyle, son yıllarda FML'lerin düşük hızlı darbe rejimi altında dinamik tepkisini ve darbe davranışını araştırmak için sayısal benzetim geliştirilmiştir. Morinière ve diğ. Sonlu Elemanlar (Finite Element-FE) analizi kullanarak darbe hasarının tahmin edilmesi ve değerlendirilmesi, deneysel araştırma yöntemine kıyasla maliyet ve harcanan zaman açısından üstündür görüşünü savunmuşlardır (Morinière vd., 2014).

Sandviç yapıların darbe davranışı, test sonuçlarını etkileyen bir dizi değişkene bağlıdır. Bu değişkenlere vurucu geometrisi ve boyutu örnek verilebilir. Vurucu geometrisi ve boyutu hakkında da birtakım çalışmalar yapılmıştır. Bunlardan bazıları; Liu ve diğ. tarafından ağırlık düşürme test cihazı ile farklı GLARE (Glass Laminate Aluminum Reinforced Epoxy) türleri ile yapılan deneysel çalışmaya göre, daha küçük vurucu ucu ile daha ciddi yerel hasarların (local damage) meydana geldiğini, oysa daha büyük boyutlu vurucu ucunun önemli çatlaklar ve delaminasyonlar olmadan sadece küresel çökmeye (induced global deflection) neden olduğunu bildirmiştir (Y. Liu & Liaw, 2010). Daha küçük göçüğün (smaller indenter) daha ciddi yerel hasara (local damage) yol açacağını, daha büyük çarpmanın ise önemli çatlaklar ve delaminasyonlar olmadan GLARE'de daha fazla küresel deformasyona neden olacağını belirtmiştir.

Vurucu ucunun geometrisi de kompozit laminatların hasar modunu etkiler. Mitrevski ve diğ. karbon fiber takviyeli kompozit ile düşük hızlı darbe deneyleri gerçekleştirmişlerdir (Mitrevski vd., 2006). Zhang ve diğ. darbe davranışı üzerindeki hem etki değişkenlerinin (vurucu çapı ve darbe enerjisi) hem de sandviç değişkenlerin (yüzey tabaka kalınlığı, matris kalınlığı) etkisini araştırmıştır (Zhang vd., 2014).

Carrillo ve Cantwell, fiber-metal laminatlarda ölçekleme etkisini araştırmışlar ve numuneler düşük hızlı darbeye maruz kaldıklarında hasar modlarını ve mekanizmalarını tahmin etmek için bir ölçekleme yasası geliştirmişlerdir. Plaka boyutunun artmasıyla gerinim hızının azaldığı ve bunun FML'lerin hasar modlarını etkileyeceği bildirmişlerdir (Carrillo & Cantwell, 2008).

Moriniere, GLARE üzerindeki merkezi olmayan darbe tarafından araştırılmıştır. Sonuç olarak, numune ölçeğinin sınırlandırılması nedeniyle, darbe farklı konumlarda meydana geldiğinde GLARE'nin darbe tepkilerinde ve hasar modlarında büyük farklılıklar bulunmadığını göstermiştir. Tek bulgu, laminatların çökmesinin (deflection) sınırların (boundaries) yakınında, merkezden daha düşük olmasıdır (MORINIERE, 2014).

Literatürde, geri dönüşüm malzemesi kullanılarak düşük hızlı darbeye maruz bırakılmış çalışmalar da mevcuttur. Alcock, polypropylen malzemeyi geri dönüştürerek elde ettikleri kompozit malzemeye ağırlık düşürerek test edip, muadillerine kıyasla dayanımlı ve daha ucuz malzeme üretmişlerdir (ALCOCK vd., 2006). Koçhan, denizlerdeki midye kabuğunu ufalayarak ve eleyerek yeni kompozit malzeme üreterek, bu malzemeye ağırlık düşürme testi uygulanmış. Bulunan sonuç ise, doğal liflerin aksine midye kabukları, matris ile güçlü bir ara yüz bağlantısı oluşturması için herhangi bir yüzey işlemine ihtiyaç duyulmaması olmuştur (Koçhan, 2019).

3. MATERYAL VE YÖNTEM

3.1. Malzemeler ve Özellikleri

Araştırmada kullanılan malzemeler, alüminyum ve polimer dolgu maddesidir. Polimer olarak parçacık kauçuk takviyeli PU hammadde Konya’da bulunan Selçuk kauçuk firmasından temin edilmiştir. Söz konusu hammadde, firmanın üretimlerinde kullanılmakta olup bileşenleri, (reçetesi) ticari sır olduğu gerekçesiyle paylaşılmamıştır. Spektral analiz ile yapılan neticede plakanın ve elek telinin malzemesinin alüminyum 1050 serisine ait olduğu teyit edilmiştir. Tablo 1, spektral analiz sonuçlarını göstermektedir.

Tablo 1. Alüminyum plakanın spektral analiz sonuçları

Al	Cu	Fe	Mg	Mn	Si
%99,55	%0,05	%0,38	%0,05	%0,05	%0,18

Alüminyumun 1050 serisi tercih edilmiştir, çünkü havacılık endüstrisinde kullanımı yaygındır. Bu seri alüminyumun özellikleri Tablo 2 de verilmiştir (*Aluminum 1050-H14*, t.y.).

Tablo 2. Alüminyum 1050’nin bazı özellikleri.

Yoğunluk	2,705 g/cc
Sertlik, Brinell	30 HBW
Çekme dayanımı, maksimum	110 MPa
Akma sınırındaki çekme dayanımı	103 MPa
Kopma uzaması	%10

Alüminyumun, polimere daha iyi tutunması için yüzeyi zımparalanmıştır. İşlem sonrası ölçülen pürüzlülük değerleri Tablo 3’te görülmektedir.

Tablo 3. Yüzey pürüzlülüğü değerleri.

Aritmetik Ortalama Pürüzlülük, Ra (μm)	2,287
Kuadratik Ortalama Pürüzlülük, Rq (μm)	3,092
Maksimum Pürüzlülük Derinliği, Rz (μm)	16,479

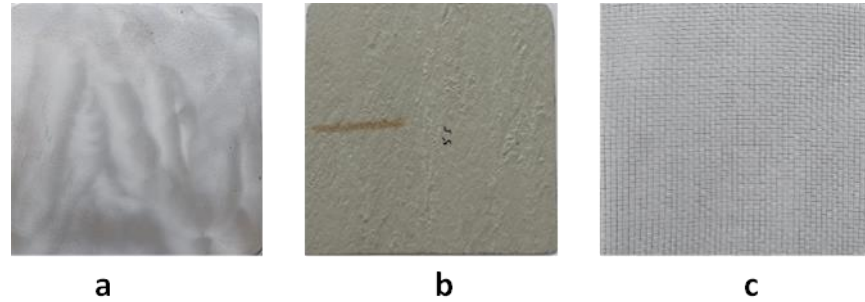
Alüminyumun kalınlığı 0,53 mm olarak ölçülmüştür. Levha halindeki polimer hammaddesinin kalınlığı 1,45 mm'dir. Alüminyum eleğin tel çapı 0,2 mm olup göz boyutu da 2 mm'dir.

Tabakalı kompoziti oluşturacak bileşenlerin muhtelif konfigürasyondaki kütleleri Tablo 4'te verilmiştir.

Tablo 4. Malzemelerin ağırlıkları.

Bileşen	Ağırlık (Gram)
Polimer Tabaka (120mm x120mm x1,45mm)	8,636
Al Tel Elek (120mmx120mmx0,75mm)	0,935
Al Plaka (120mmx120mmx0,53mm)	20
Alüminyum – 4 Polimer – Alüminyum Örneği	54,544
Al Plaka – 2 Polimer – 1 Tel – 2 Polimer – Al Plaka Örneği	55,479
Al Plaka – 1 Polimer – 1 Tel – 1 Polimer – 1 Tel – 1 Polimer – 1 Tel – 1 Polimer – Al Plaka Örneği	57,349

Tabakalı kompozit imalatında kullanılan Al levha, polimer hammadde ve Al tel eleklere ait görseller Şekil 3.1 de görülmektedir.



Şekil 3.1. Kullanılan malzemelerin görselleri a) Alüminyum levha b) Polimer hammadde c) Al tel elek

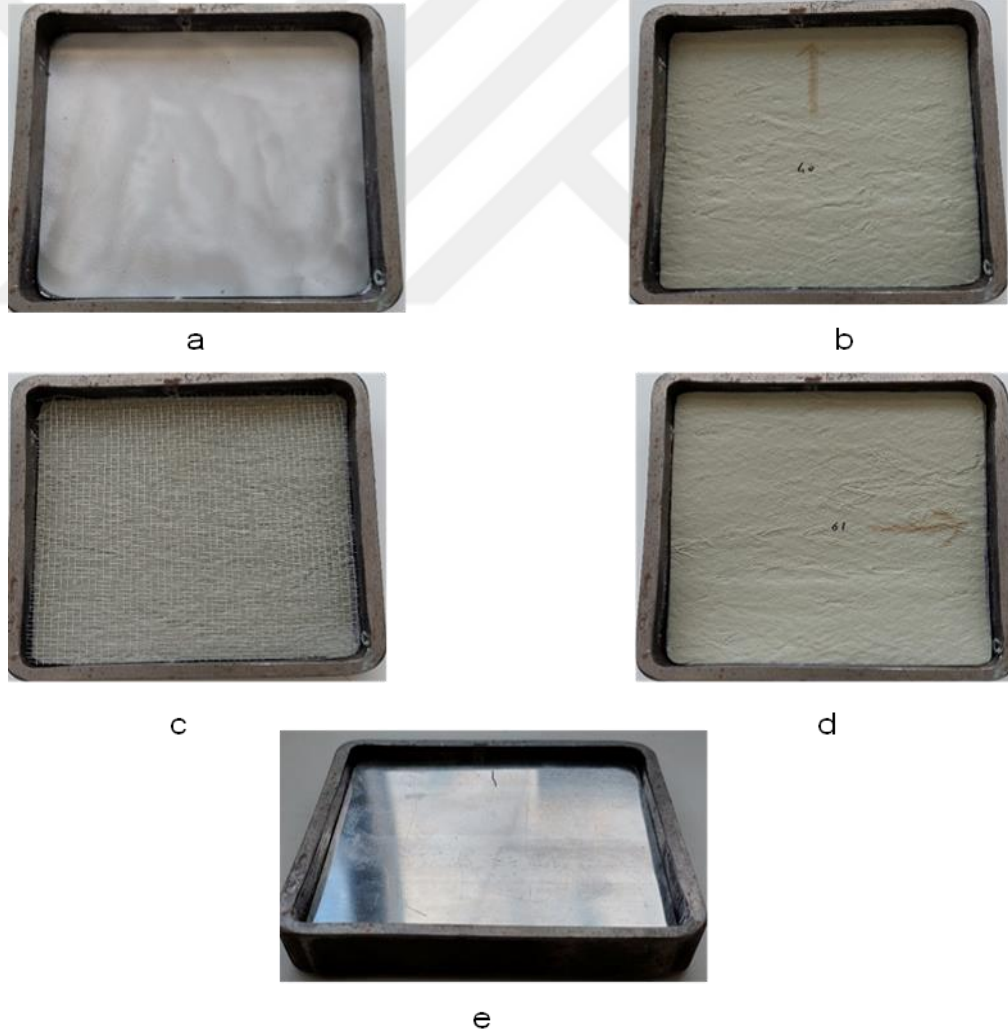
Önceden ısıtılmış fırına tabakalar, fırının ısısını düşürmeden, ivedilikle fırına yerleştirilir. Pişme süresi tamamlanan numuneler fırından alınarak, kalıptan çıkarılır. Üretim yapılırken uygun sıcaklık ve basınçta pişirme işlemi gerçekleşmesinin sebebi, dolgu malzemesinin alüminyum yüzeylere yapışarak kabarak pişmesi için en uygun üretim şekli olduğu için tercih edilmiştir.

Tablo 5, pişirme öncesi ve sonrasında bileşenlerin toplam kalınlıkları göstermektedir.

Tablo 5. Pişme öncesi ve sonrası kalınlıklar.

Malzemeler	Pişme öncesi kalınlık (mm)	Pişme sonrası kalınlık (mm)
Al-4P-Al	6,8	13,5
Al-2P-T-2P-Al	7,55	11,8
Al-P-T-P-T-P-T-P-Al	9,05	10,9

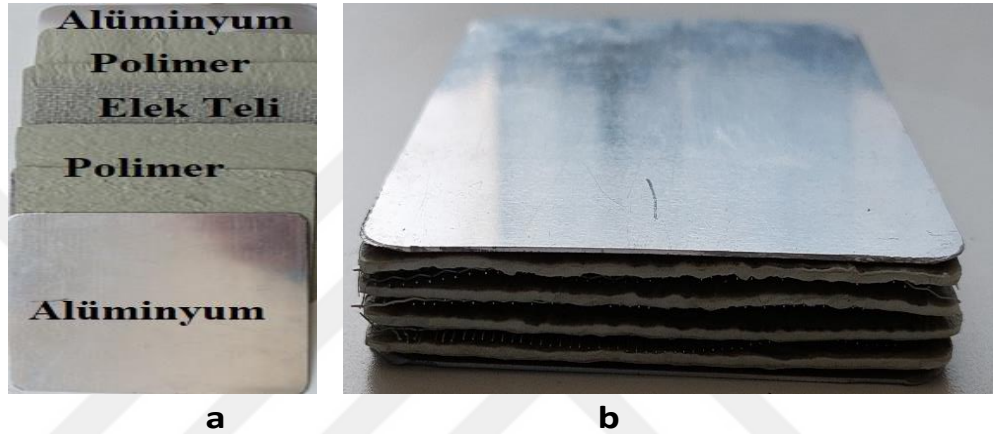
Tabakalı kompozit için belirlenen bu bileşenler yüksekliği 15 mm olan bir kalıp içerisine Şekil 3.2 de gösterildiği sırada yerleştirilmiştir. Numunelerin kalıba yapışmadan kolayca çıkması için kalıp ayırıcı kullanılmıştır.



Şekil 3.2. Malzemelerin kalıba dizilimi a) Alt yüzeye, yüzeyi pürüzlendirilmiş alüminyum konulması. b) Alüminyum üstüne polimerlerin konulması. c) Alüminyum tel eleğin konulması. d) Polimer ilavesi. e) Üst yüzeye, yüzeyi pürüzlendirilmiş alüminyum konulması.

Bu kalıp içindeki malzemeler sıcaklığı 215°C olan bir fırında 60 dakika bekletilmiştir. Fırından çıkarılan kalıbın tutucuları hızlı bir şekilde çıkarılarak tabakalı kompozitin genişmesine müsaade edilmiştir. Tablo 5 teki pişme sonrası kalınlıklar genişleme sonrasında ölçülmüştür.

Şekil 3.3'a pişme öncesi katmanların dizilişini gösterirken Şekil 3.3 b de kürlenme (pişme) ve genişleme sonrası bir tabakalı kompoziti göstermektedir.



Şekil 3.3. Malzemelerin pişmeden önceki görselleri a) Numunelerin pişme öncesi gösterimi b) Malzemelerin birleştirilmiş halleri

Pişirme işlemi parametreleri Tablo 6 da sunulmuştur.

Tablo 6. Pişirme verileri.

Kullanılan kalıp özellikleri	120mmx120mmx15mm
Fırın sıcaklığı	215 °C
Fırında bekleme süresi	60 dakika

3.2.Düşük Hızlı Darbe

Kompozit malzemeler, metal konstrüksiyonlara göre hafif olmalarına rağmen yüksek rijitlik ve mukavemetlerinden dolayı son yıllarda yaygın olarak kullanılmaktadır. Özellikle tabakalı kompozit malzemeler ağırlıklı olarak yüksek teknoloji uçak ve savunma sanayilerinde kullanılmaktadır. Bu kompozitler, kullanımları sırasında hasara neden olabilecek darbe yüklerine maruz kalabilirler. Bu nedenle can ve mal kayıplarına yol açabilecek bu hasarların araştırılması ve hasarların neden olduğu darbe yükünün

laboratuvar ortamında benzetiminin yapılması büyük önem taşımaktadır (Aslan vd., 2002; Luo vd., 1999).

Bir nesne bir yüzeye bir hızla çarptığında geri sıçrayabilir, sendeleyebilir (stumble) veya onu delebilir. Delme, malzemenin enerji absorpsiyonunda son sınırdır. Bu durumda darbe enerjisi çok fazla verilirse vurucu uç malzemeyi delmeye ve hareket ettirmeye devam eder (D. Liu vd., 2000).

Darbeler genelde yüksek hızlı veya düşük hızlı olarak sınıflandırılırlar, ancak sınıflandırmalar arasında net bir ayrım yoktur. Hız görelidir bir kavramdır. Düşük hızlı darbeyi, yapılan çalışmaların bazıları, numune rijitliğine, malzeme özelliklerine ve çarpan cismin rijitliğine ve kütesine göre 1 ila 10 m/s arasında değişkenlik gösteren hızlar olduğunu aktarmışlardır (Shivakumar vd., 1985; Sjoblom vd., 1988; Turan & Ceyhun, 2003).

1 ila 10 m/s hızlarda meydana gelen darbeler genellikle kazara adım atma, dolu fırtınası ve alet düşmeleri tarafından oluşur (Turan & Ceyhun, 2003). Bu tür darbeler ise düşük hızlı darbe olarak nitelendirilmiştir (Cantwell & Morton, 1991).

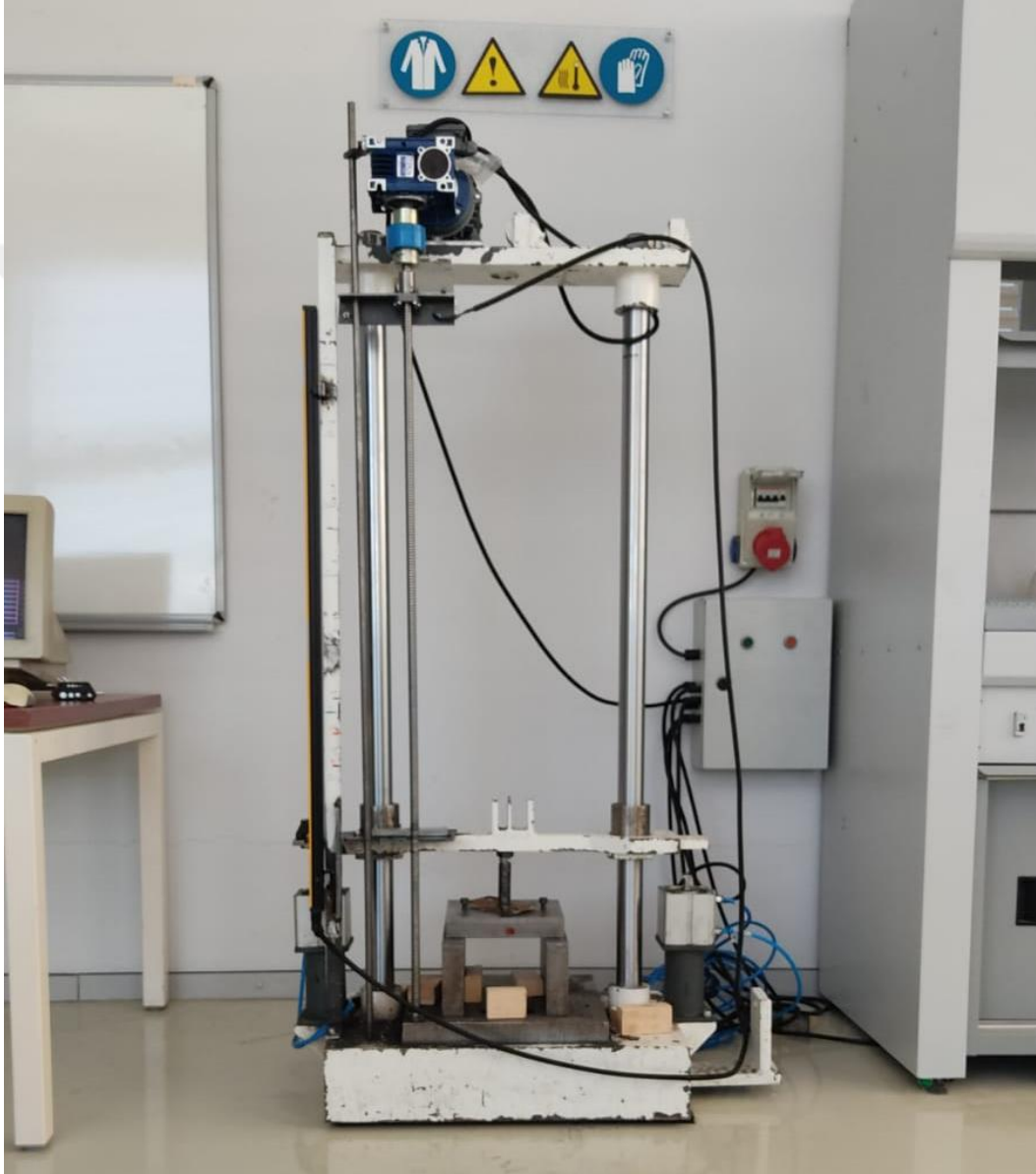
Düşük hızlı darbeler yapılırken deneye etkileyecek bazı parametreler göz önüne alınmalıdır. Bunun için geliştirilen ASTM D7136 (*Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event 1*, t.y.) standardı vardır. Deneylerimiz bu standart göz önüne alınarak buna göre deneyler yapılmıştır. Standart kapsamında olmayan vurucu uç geometrisinin seçimi, vurucu kütesi seçimi ve numunenin bağlanma şekli (sınır koşulları) önemli olup bu değişkenler malzemenin deney sonucundaki tepkisini değiştirecek unsurlardır.

Elde edilen uygun sıcaklık ve basınç değerlerinde üretilen tabakalı kompozit malzeme için, yaşam döngüsü boyunca maruz kalabileceği farklı darbe enerjilerini simüle etmek için düşük hızlı darbe deneyi yapmak için özel olarak üretilen ağırlık düşürme test düzeneğinde testler yapılmıştır.

Deney düzeneğinin vurucusu 17 kg'dır. Darbeler, 12 mm yarıçapındaki yarı-küresel bir çelik vurucu ile numunelerin merkezlerine yapılmıştır. Tekrarlı darbelerden kaçınmak için ilk darbeden sonra vurucu tutulmuştur. Kuvvetin zamana bağlı değişimi, darbe süresi boyunca bir veri toplama kartı yardımıyla bilgisayara kaydedilmiştir.

Test cihazında PLC kontrollü olarak bir dijital cetvel yardımıyla vurucu istenilen yüksekliğe kadar çıkarılmaktadır. Deneye hazır olduğunda bir bağlatma düğmesi ile vurucu mıknatıslı tutucudan kurtulmakta ve test numunesi üzerine serbest düşme

yapmaktadır. Yine dijital cetvelden alınan konum bilgisi ile vurucu numuneye çarptıktan sonra pnömatik sistem tetiklenmekte ve tutucu malzemeye penetre olduğunda pnömatik pistonlar ile vurucu numuneden yukarıya doğru kaldırılmakta ya da vurucu numuneden geri sektiğinde vurucu numuneye 2. vuruşu yapmadan açılan pistonlar üzerine düşmektedir. Şekil 3.4 de ağırlık düşürme test cihazı görülmektedir.



Şekil 3.4. Ağırlık Düşürme Test Cihazı

Ağırlık düşürme testinde, enerjinin potansiyel ve kinetik enerjiye dönüşümünün yanı sıra bir kısım enerji numunede hasara harcanmaktadır. Kaymalı yatak ve hava sürtünmesi ihmal edilecek kadar küçüktür. Vurucu kütlesi belli olduğundan darbe enerjisi doğrudan belli bir yüksekliğe çıkarılmış vurucunun potansiyel enerjisine eşit olmaktadır.

Çarpma anındaki darbe başlangıç hızı enerjinin korunumu ilkesiyle kolaylıkla hesaplanabilmektedir. Bu açıklamalar ışığında öngörülen, 40, 60, 80, 100 ve 120 J darbe enerjilerine karşılık gelen düşme yüksekliği, darbe hızı hesaplanmış olup bu değerler ile diğer test parametreleri Tablo 7 de verilmiştir.

Tablo 7. Darbe test parametreleri.

Özellikler	Test 1	Test 2	Test 3	Test 4	Test 5
Darbe Enerjisi (J)	40	60	80	100	120
Düşüş Yüksekliği (m)	0,24	0,36	0,48	0,60	0,72
Darbe İlk Hızı (m/s)	2,17	2,66	3,07	3,43	3,76
Vurucu Kütle (kg)	17	17	17	17	17
Vurucu Çapı (mm)	12	12	12	12	12
Numune Boyutları (mm)	120x120	120x120	120x120	120x120	120x120

Ağırlık düşürme testinde, enerji, hız ve yükseklik arasındaki bağıntı; basit enerji dönüşümleri yardımıyla hesaplanmaktadır. Sürtünmeler sonucunda oluşan kayıplar göz ardı edilmektedir.

$$E_k = \frac{1}{2} m V_i^2 \quad (1)$$

$$E_p = mgh \quad (2)$$

$$E_k = E_p \quad (3)$$

$$mgh = \frac{1}{2} m V_i^2 \quad (4)$$

$$V_i^2 = \sqrt{2gh} \quad (5)$$

$$V(t) = V_i + gt - \int_0^t \frac{F(t)}{m} dt \quad (6)$$

$$\delta(t) = \delta_i + V_i t + \frac{gt^2}{2} - \int_0^t \left(\int_0^t \frac{F(t)}{m} dt \right) dt \quad (7)$$

$$E_a(t) = \frac{m(V_i^2 - V(t)^2)}{2} + mg\delta(t) \quad (8)$$

E_k = Kinetik enerji (J)

E_p = Potansiyel enerji (J)

m: Vurucu kütle (kg)

g: Yer çekimi ivmesi (m/s^2)

h: Vurucu ile numune arasındaki dik uzaklık (m)

V_i : Vurucunun, numuneye çarptığı ilk hız (m/s)

$V(t)$: Hız-Zaman denklemi

t : zaman (s)

$F(t)$: Zamana bağı darbe temas kuvveti

$V(t)$: Kuvvet–yer değiştirme denklemi

$\delta(t)$: Zamana bağı vurucu yer değiştirme denklemi

$\delta_i(t)$: Referans noktasındaki $t=0$ anındaki vurucu yer değiştirmesi

$E_a(t)$: Yutulmuş enerji-zaman denklemi

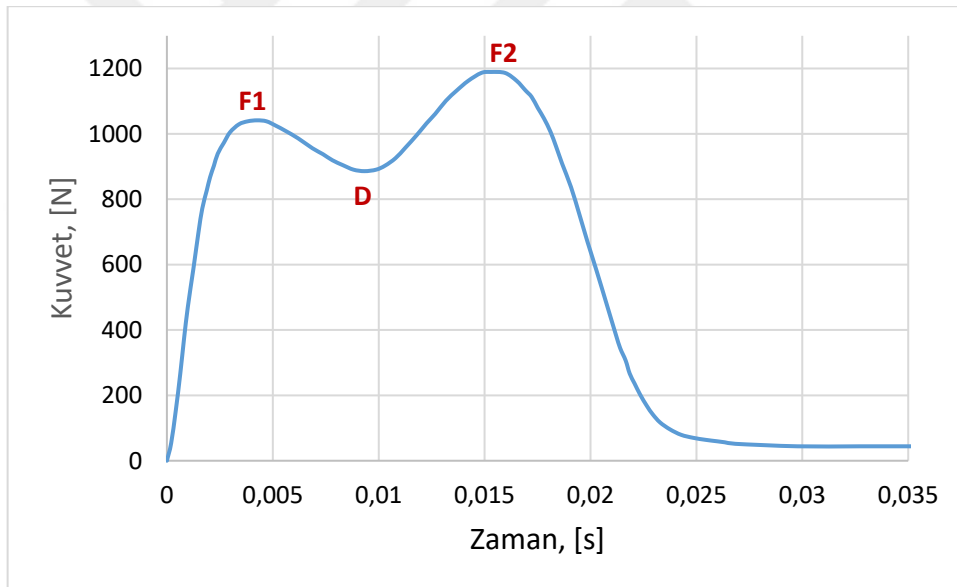
Beş farklı enerji seviyesinde deneyler yapılmıştır. Her parametre için üçer adet numune üretilmiştir. Parametreler; alüminyum panellerin arasında dört kat polimer; alüminyum panellerin arasında iki kat polimer, tel, iki kat polimer ve son olarak alüminyum panellerin arasında polimer, tel, polimer, tel, polimer, tel, polimer olarak belirlenmiştir.

Cihaz aracılığıyla; zaman, darbe kuvveti ve enerji değerleri elde edilmiştir. Bu değerler kullanılarak “kuvvet- zaman”, “enerji-zaman” ve “kuvvet-yer değiştirme” eğrileri elde edilmiştir. Kuvvet-zaman eğrisi, birim zamanda numuneye etki eden kuvveti göstermektedir. Darbe ucunun numuneye tepkisi sırasında zamana bağı kuvveti gösterir. Hiçbir numunede de tam delinme gözlenmemiştir. Enerji-zaman eğrisi, darbe enerjisini, numune tarafından emilen enerjiyi ve darbe ucu enerjisinin numuneden geri sıçradığını belirtmektedir. Kuvvet-yer değiştirme eğrisi, çarpma sırasında darbe ucunun tabakalar arasındaki konumuna göre kuvvetteki farklılıkları göstermektedir. Bu grafik, numunenin delinip delinmediği hakkında bilgi vermektedir.

4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

4.1. Ağırlık Düşürme Deneyleri

Şekil 4.1, tam olarak delinen bir sandviç yapıya ait tipik bir kuvvet-zaman grafiğini göstermektedir. Bu grafikte iki adet tepe noktası görülmektedir. Bu tepelere ait kuvvetler F1 ve F2 olarak belirtilmiştir. Karıştırılmaması gerekir ki ASTM-D7136 da belirtilen F1 kuvveti bu isimlendirmemizden farklıdır ve kuvvete karşı zaman eğrisinin kuvvette veya eğimde bir süreksizliğe sahip olduğu kaydedilmiş temas kuvvetini temsil eder. Şekil 4.1'deki F1 kuvveti sandviç yapının üst kabuğunun delinmesine, benzer şekilde F2 kuvveti ise alt kabuğun delinmesine karşılık gelir. Kuvvetin zamana bağlı olarak bu tür değişimi, alt ve üst kaplamaların direngenliğinin öz (çekirdek) malzemeninkisine göre yüksek olduğu ve öz yapısının süngerimsi bir yapıda olduğu sandviç yapıların genelinde görülebilmektedir.

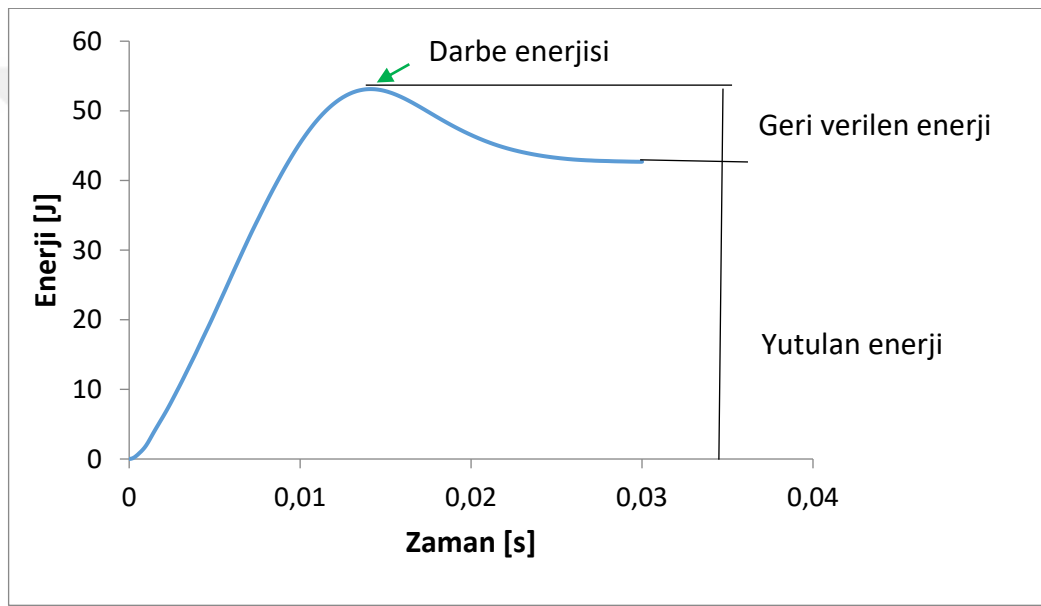


Şekil 4.1. Delinme Gösteren Bir Sandviç Yapıya Ait Tipik Kuvvet-Zaman Grafiği

Darbe kuvveti, vurucu ucun üst yüzey tabakasına temas ettiği andan, yüzey tabakası bozulana kadar hızla yükselir. Daha sonra yüzey tabakasına göre daha düşük darbe dayanımına sahip olan dolgu malzemesine nüfuz etmeye başlar. Sandviç yapının öz kısmı vurucunun altında sıkışma etkisi nedeniyle yoğunluğu artmaktadır (densifikasyon). Öz katmanının vurucu altındaki sıkışması nihayete erince (Şekil 4.1'deki D noktası) kuvvet tekrar artmaya başlar. Son olarak da kuvvetin ikinci kez en büyük olduğu F2 noktasında alt katman delinmeye başlar ve bununla beraber kuvvet düşer. Bu

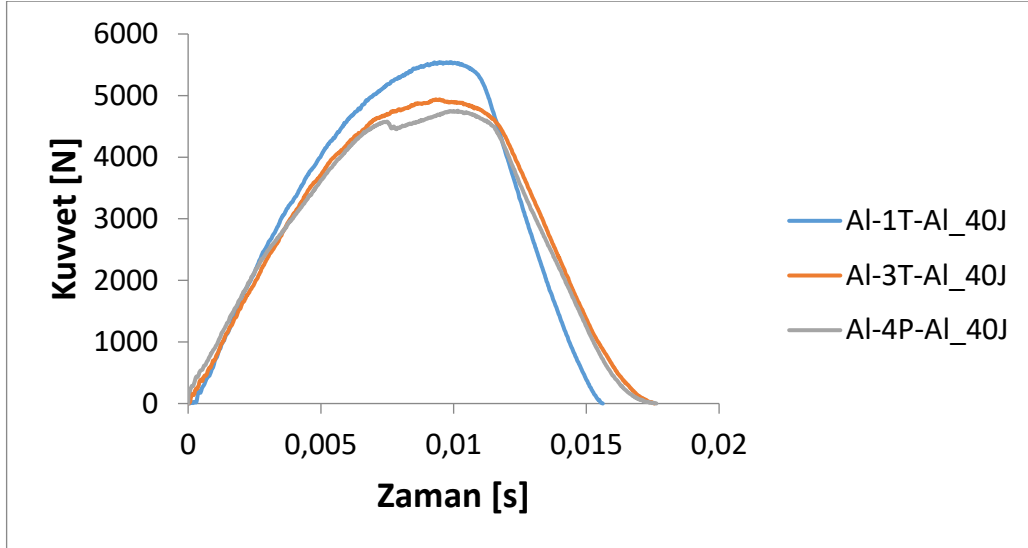
grafikte kuvvet değerinin tamamen sıfır olmaması, vurucu ile numune arasındaki sürtünme kuvveti nedeniyledir.

Şekil 4.2 ise tipik bir enerji–zaman grafiğidir. Eğrinin tepe noktası, bir vurucu uç tarafından test numunelerine uygulanan darbe enerjisini gösterir. Vurucu uç numuneye ęarptıktan sonra geri sekerse, vurucu ucun enerjisine geri tepme enerjisi (rebound energy) denir. Geri verilen enerji ile yutulan enerjinin toplamı darbe enerjisine eşittir. Geri sekmenin olmadığı, orneğin saplanmanın olduğu durumlarda darbe enerjisi tamamen numune tarafından yutulur. Bu durumda enerji en büyük değerinden sonra düşme göstermez, enerji değeri yatay olarak seyreder.

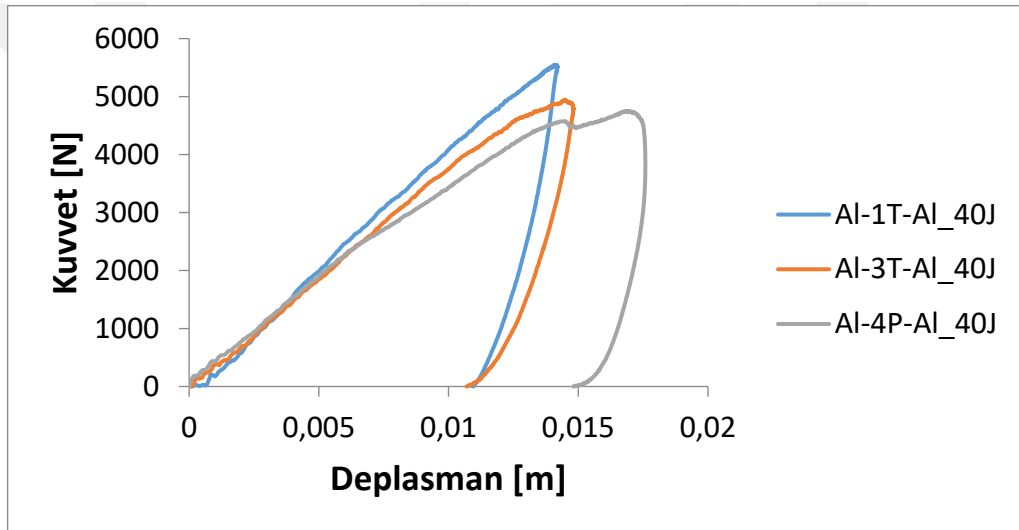


Şekil 4.2. Tipik Enerji-Zaman Grafiği

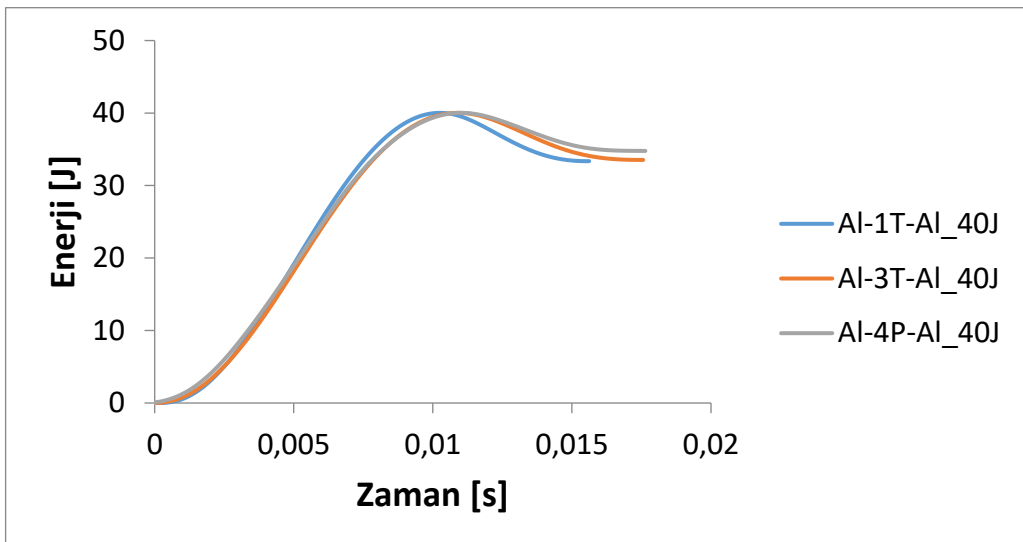
40, 60, 80, 100 ve 120 J enerji seviyelerinde yapılan deneylerin ortalamalarına yakın olan Kuvvet–zaman (F–t), kuvvet–yer değiştirme (F–d) ve enerji–zaman (E–t) grafikleri seçilerek anlamlı görünmesi için Şekil 4.3 ten 4.17 ye kadar gösterilmiştir. Grafiklerde verilen büyüklüklerde SI temel birimlere sadık kalınmıştır. İsim olarak belirtmek gerekirse kuvvetin birimi Newton (N), enerji birimi Joule (J), yer değiştirme (m) ve son olarak zaman birimi de (s) dir.



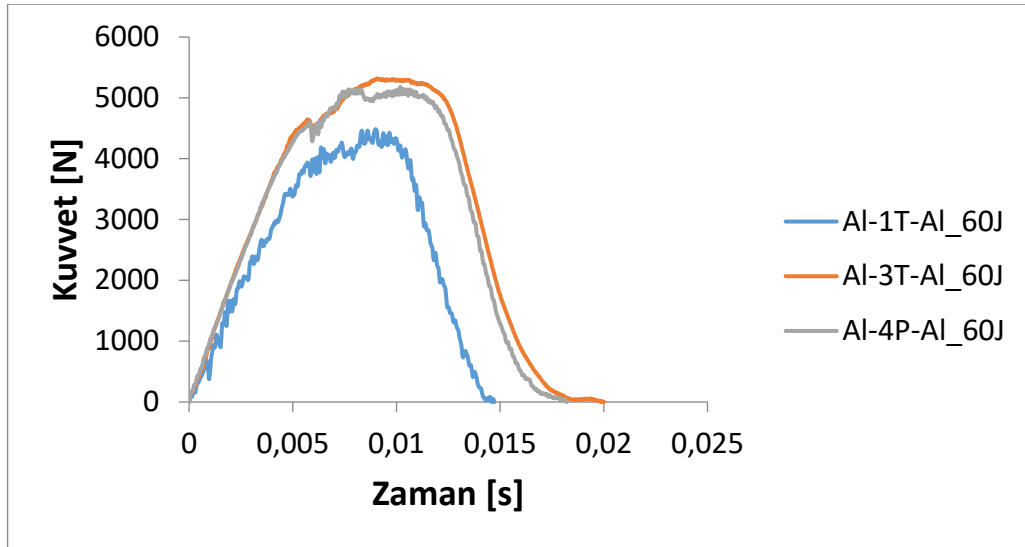
Şekil 4.3. 40J enerji seviyesinde gerçekleştirilen testlerin kuvvet-zaman grafiği



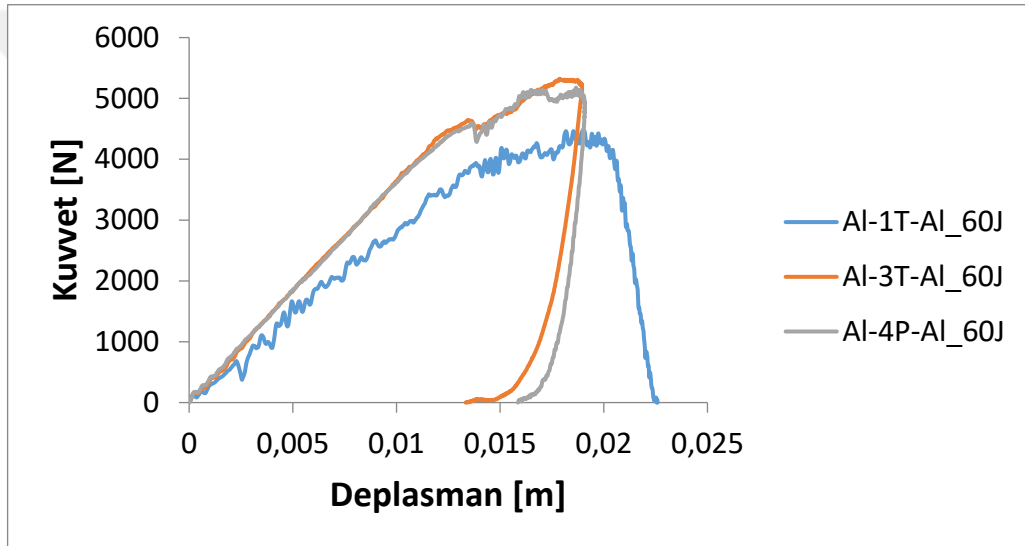
Şekil 4.4. 40J enerji seviyesi için kuvvet-deplasman grafiği



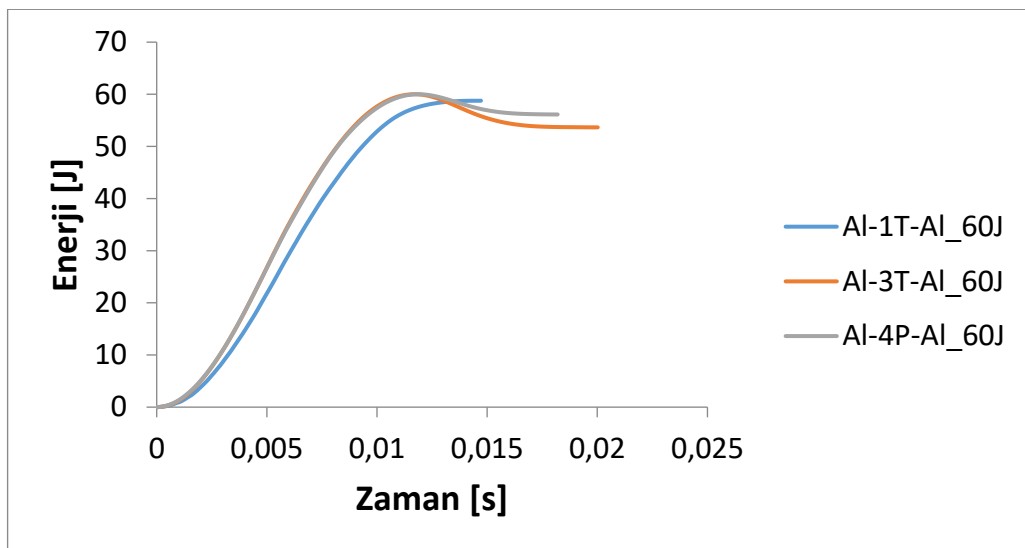
Şekil 4.5. 40J enerji seviyesi için enerji-zaman grafiği



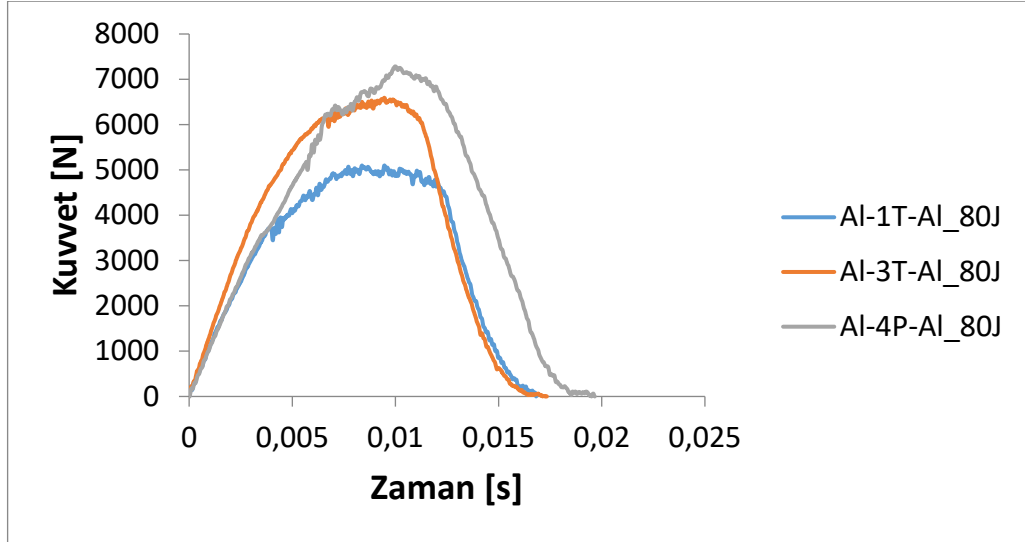
Şekil 4.6. 60J enerji seviyesinde gerçekleştirilen testlerin kuvvet-zaman grafiği



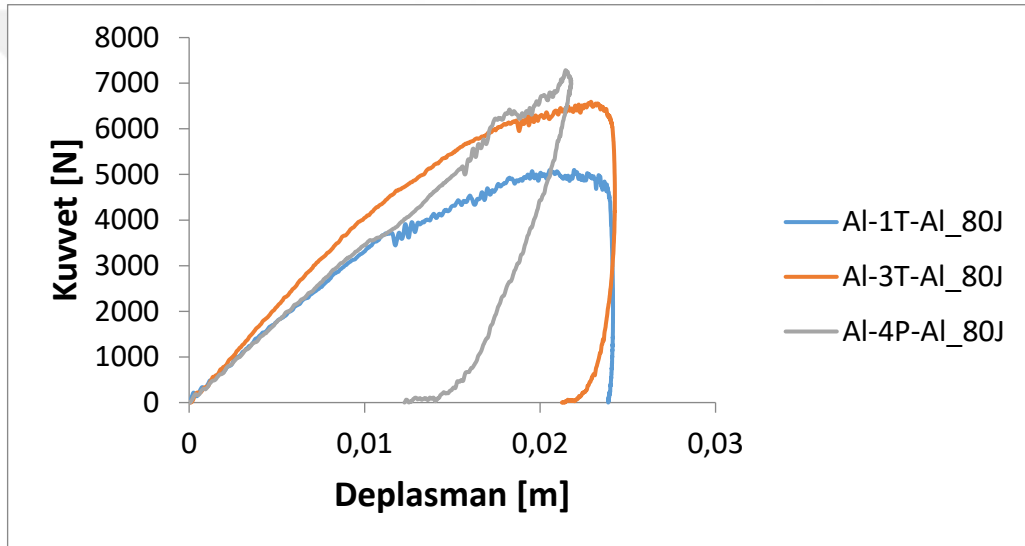
Şekil 4.7. 60J enerji seviyesi için kuvvet-deplasman grafiği



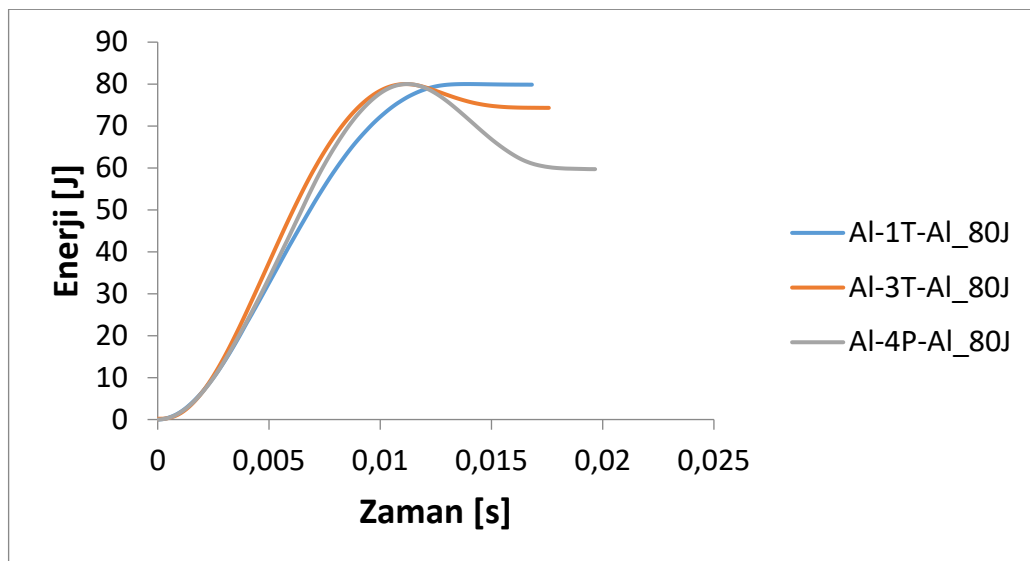
Şekil 4.8. 60J enerji seviyesi için enerji-zaman grafiği



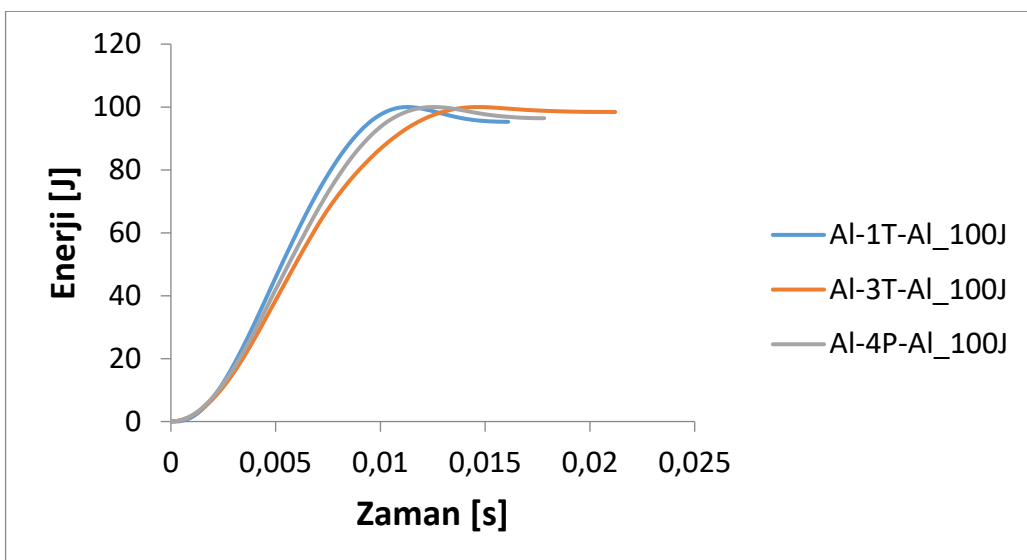
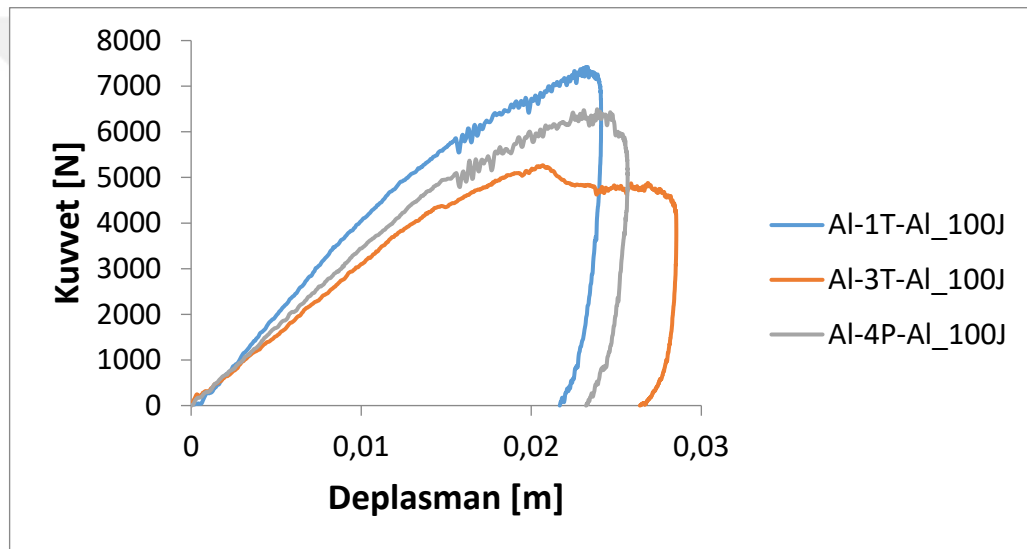
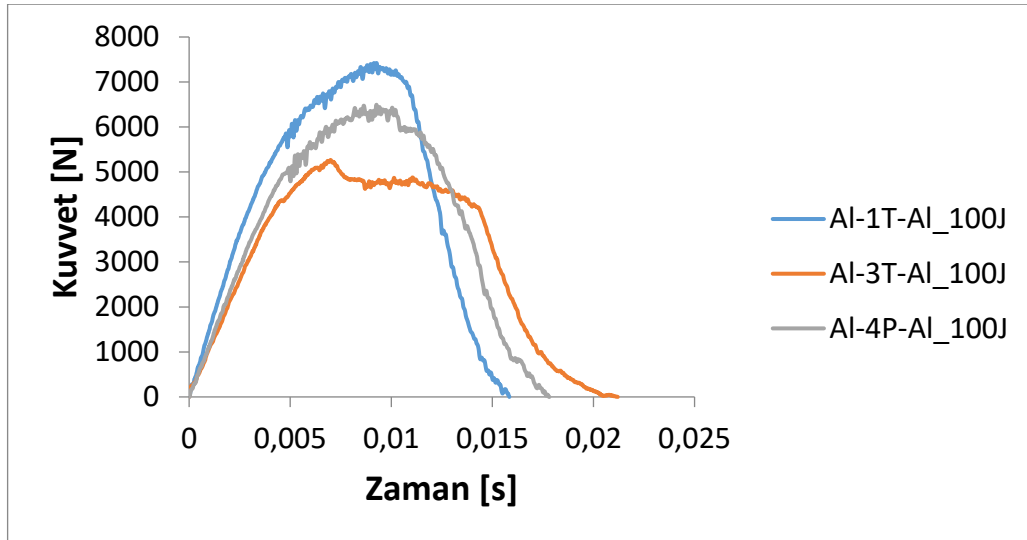
Şekil 4.9. 80J enerji seviyesinde gerçekleştirilen testlerin kuvvet-zaman grafiği

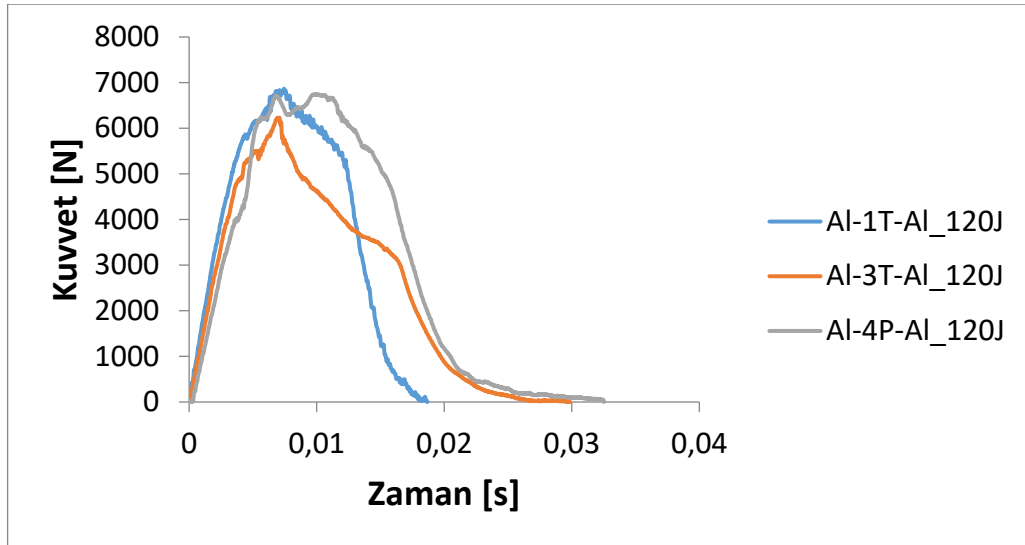


Şekil 4.10. 80J enerji seviyesi için kuvvet-deplasman grafiği

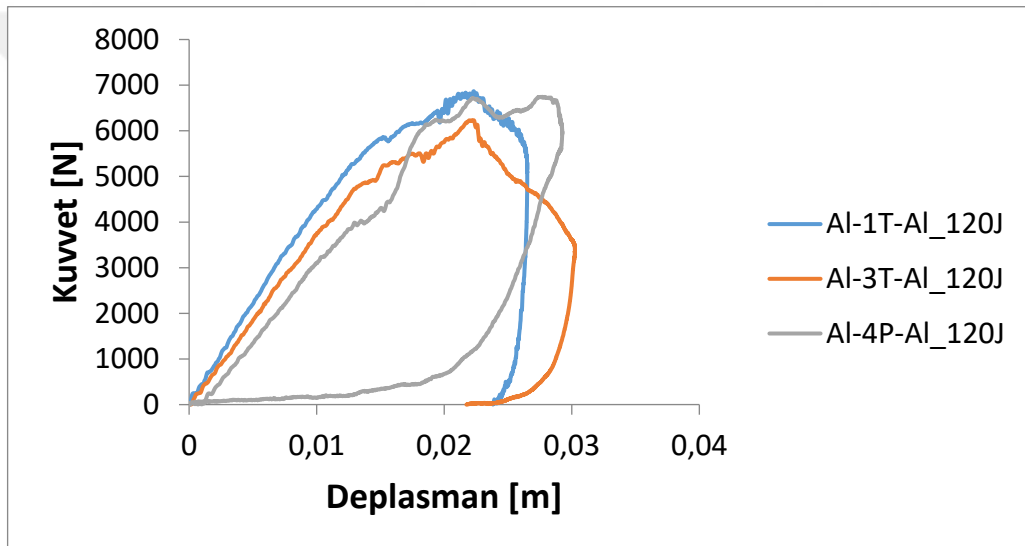


Şekil 4.11. 80J enerji seviyesi için enerji-zaman grafiği

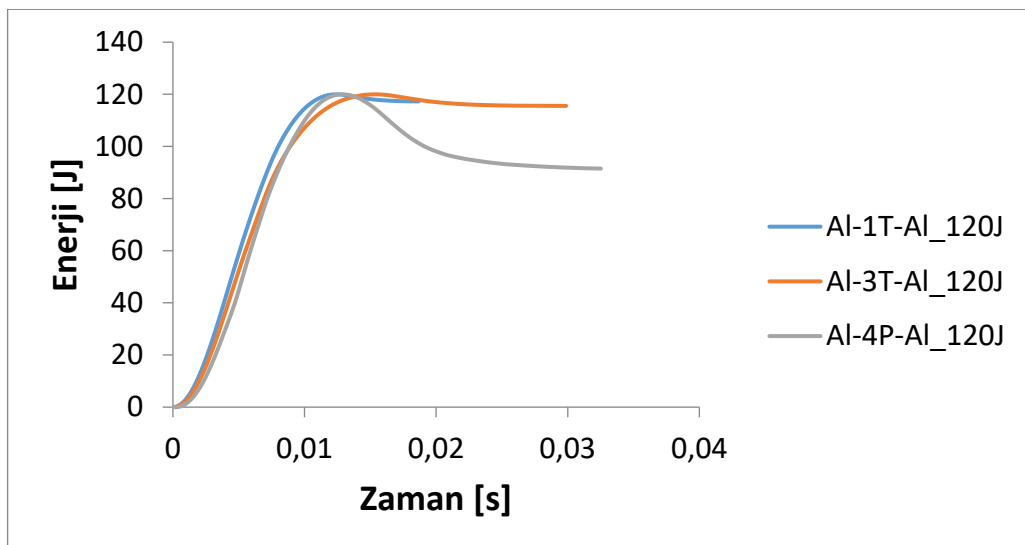




Şekil 4.15. 120J enerji seviyesinde gerçekleştirilen testlerin kuvvet-zaman grafiği

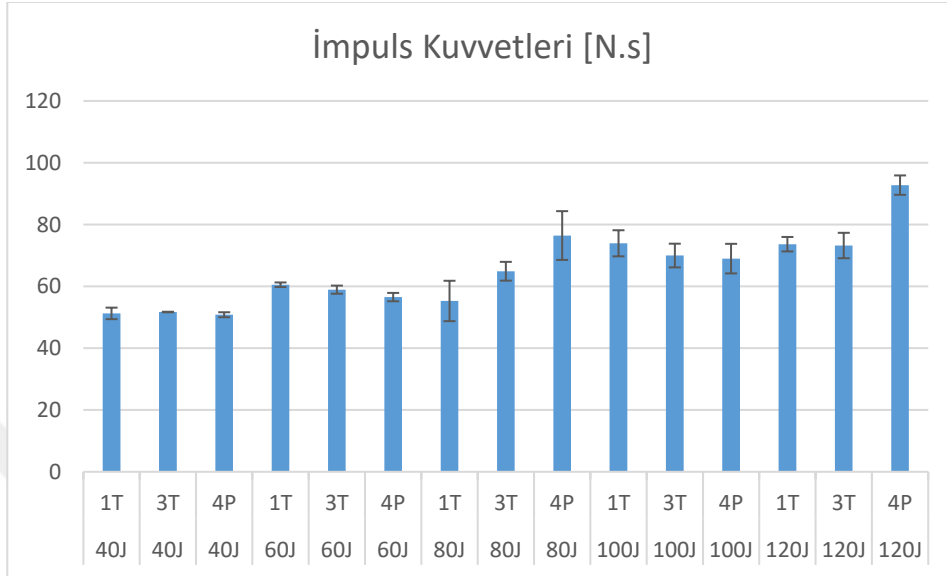


Şekil 4.16. 120J enerji seviyesi için kuvvet-deplasman grafiği

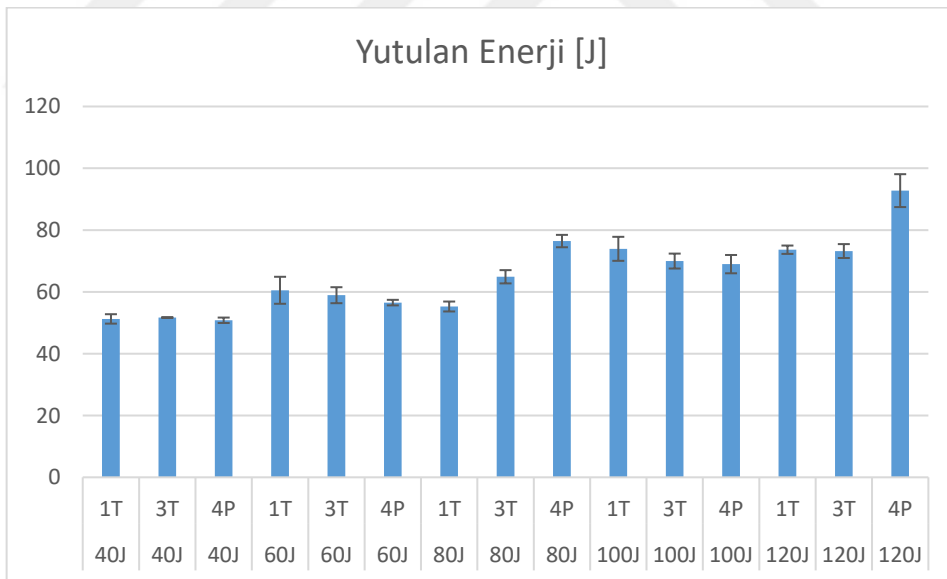


Şekil 4.17. 120J enerji seviyesi için enerji-zaman grafiği

Düşük hızlı darbelerde tabakalar arasında delinmenin olması sonucunda ikinci tepe noktası meydana gelmektedir fakat numunelerin hiçbirinde ikinci tepe noktası meydana gelmemiştir çünkü ikinci tabakalardan hiçbiri delinmemiştir.



Şekil 4.18. Numunelerde impuls kuvvetlerinin bilançosu



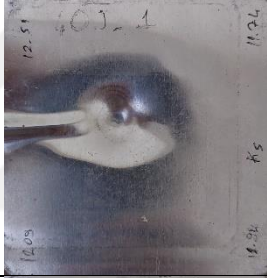











Şekil 4.19. Numunelerde yutulan enerjilerin bilançosu



















Kuvvet-zaman diyagramı altında kalan alan impuls kuvvetini vermektedir. Düşük hızlı darbe neticesinde numunelerin impuls kuvvetlerinin ve yuttuğu enerjilerin bilançosu Şekil 4.18 ve Şekil 4.19 da görülmektedir. Öz katmanına Al tel takviyesinin yutulan enerji bakımından sadece 120 J darbe deneyinde etkili olmayıp, diğer enerji seviyelerinde ise anlamlı bir değişiklik görülmemiştir. Cisimlerin hareketini değiştiren impuls kuvveti, çok
















kısa sürelerde etkili olmaktadır. Çarpma hızı arttıkça en büyük temas kuvveti artmakta ancak vurucunun temas süresi azalmaktadır. Hız arttıkça impuls kuvvetleri de artmıştır. Fakat tel ilaveli ve tel ilavesiz numunelerde vurucunun temas süresi hemen hemen aynı görülmektedir. 120J değerindeki 4 polimerli ve telsiz olan numunede anlamlı bir fark görülürken, diğer değerlerde anlamlı bir sonuç görülmemiştir. Darbelerin tekrar sayısının artması ya darbelerin tekrarlanması ya da orta hızlı darbelerle deneylerin gerçekleşmesi anlamlı sonuçlar ortaya çıkarabilir.

Darbe deneyleri sonrası numunelerde oluşan hasarlar Tablo 8 de özetlenmiştir. Tüm numunelerde delinme oluşmamıştır. Bunun yerine her numunede girinti (indentasyon) ve kompozitin üst katmanında vurucu ucunu çevreleyen hat boyunca yırtılmalar görülmüştür.

Tablo 8. Düşük hızlı darbe sonrasında numunelerinde oluşan hasarlar.















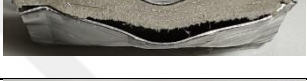
Enerji Seviyeleri	Al-4P-Al	Al-2P-1T-2P-Al	Al-P-T-P-T-P-T-P-Al
40J 1. Test			
40J 2. Test			
40J 3. Test			
60J 1. Test			

<p>60J 2. Test</p>			
<p>60J 3. Test</p>	<p>101.2000 215°C 60dB 16.7mV 60J-3</p> 		
<p>80J 1. Test</p>	<p>101.2000 215°C 60dB 16.7mV 80J-1</p> 		
<p>80J 2. Test</p>			
<p>80J 3. Test</p>	<p>101.2000 215°C 60dB 16.7mV 80J-3</p> 		
<p>100J 1. Test</p>			

<p>100J 2. Test</p>			
<p>100J 3. Test</p>			
<p>120J 1. Test</p>			
<p>120J 2. Test</p>			
<p>120J 3. Test</p>			

Deney yapılmış numunelerin kesit görüntüleri de Tablo 9 da özet olarak sunulmuştur. Kesit görüntülerinden bazı numunelerin ya üst kabuğu ya alt kabuğu ya da her iki kabuğu ile öz katmanı arasında tabaka ayrılması (delaminasyon) meydana gelmiştir.

Tablo 9. Düşük hızlı darbe sonrasında numunelerin kesilmiş ve üstten görünümü.

Enerji Değeri	Al-4P-Al	Al-2P-1T-2P-Al	Al-P-T-P-T-P-T-P-Al
40J			
60J			
80J			
100J			
120J			

4.2.Tartışma

Fırının bir yanındaki sıcaklık, fırındaki arızadan dolayı yeterli düzeyde alınamamıştır. Bu yüzden bazı kısımlarda tamamen homojen kalınlık elde edilememiştir. Ayrıca alüminyum tel elek sayısının artması polimerlerin de kabarmasını olumsuz yönde etkilemiştir. Alüminyum elek, ortamdaki ısıyı dağıtarak polimerin yeterli seviyede sıcaklığa ulaşmasını ve uygun sıcaklıkta beklemesini azaltmıştır.

Darbe testleri esnasında elek ilaveli numunelerde alt ve üst tabakalarda delaminasyon artışı gözlemlenmiş bununda prosesin tekrar düzenlenmesi gerektiği kanaatine varılmıştır.

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

5.1.Sonuçlar

Tez kapsamında yapılan darbe testlerinde hiçbir numunede tam penetrasyon sağlanamamıştır. Alüminyum tel eleğin katmanlı yapıya dayanım katması beklenirken, elek telli numunelerde alüminyum sandviç plakalarda delaminasyon hasarında artış meydana gelmiştir. Artan darbe enerjisine karşılık, yutulan enerji miktarı artmıştır. Hiçbir numunede tam penetrasyon gözlenmezken 100 J ve 120 J değerleri elek ilavesiz numunelerde azami enerji absorpsiyon değerine ulaşıldığını göstermektedir. Al tel eleğin etkisi, 120 J değerinde kendini gösterebilmektedir. 120 J değerinden düşük darbe enerji seviyelerinde anlamlı bir değişiklik görülmemiştir.

5.2.Öneriler

Alüminyum elek telleri polimerlerin birbiriyle etkileşime girerek yeteri kadar yapışmasına ve kabarmasına engel olmaktadır, elek tellerinin sıklığının daha küçük olanı tercih edilebilir ya da elek tel açıklığı daha fazla olan tercih edilebilir

Fırın kullanılırken sıcaklığın her taraftan ve homojen olarak gelmesine dikkat edilmelidir. Numuneler, fırından çıktıktan sonra, vakit kaybetmeden ve her köşesi ve her yüzeyi aynı anda olmak üzere açılmalıdır. Alüminyumlar pürüzlü hale getirilirken, yağ vb. gibi yabancı maddelerin buluşmamasına dikkat edilmelidir. Numunelerdeki alüminyum ve polimerlerin kalıba göre kesimleri yapılırken hepsinin aynı şekilde ve kalıba tam oturması, pişme sırasında kalıptan taşma vb. gibi durumların önüne geçebilir.

Yüzey pürüzlülüğü artırılıp, polimerin, alüminyum plakaya daha fazla nüfuziyet etmesi gerekmektedir. Bu çalışmada üretilen tabakalı hibrit yapının etkinliğinin belirlenebilmesi açısından orta ve yüksek hızlı darbe denemelerinin yapılarak işlerliğinin ortaya konması gerekmektedir.

Elek ile polimer tabakaları arasında bir delaminasyon olmadığından dolayı polimerin elek tabakasına yeterli oranda nüfuz ettiği söylenebilir. Ancak, alüminyum sandviç plakalar ile polimerin adheransı artırılmalı gerekirse sisteme ikincil bir polimer ilave edilmelidir.

6. KAYNAKLAR

- Abatan, A., Hu, H., & Olowokere, D. (1998). Impact resistance modeling of hybrid laminated composites. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 11(3), 249-260. <https://doi.org/10.1177/089270579801100304>
- Akkuş, H. (2016). *Bal Peteği Yapıların Mekanik Davranışlarının Nano Parçacık Takviyeli Yapıştırıcı Kullanılarak Deneysel ve Teorik Olarak Araştırılması*. Konya Selçuk Üniversitesi.
- ALCOCK, B., CABRERA, N., BARKOULA, N., & PEIJS, T. (2006). Low velocity impact performance of recyclable all-polypropylene composites. *Composites Science and Technology*, 66(11-12), 1724-1737. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2005.11.010>
- Alderliesten, R. C., & Benedictus, R. (2008). Fiber/metal composite technology for future primary aircraft structures. *Journal of Aircraft*, 45(4), 1182-1189. <https://doi.org/10.2514/1.33946>
- Alderliesten, R. C., & Homan, J. J. (2006). Fatigue and damage tolerance issues of Glare in aircraft structures. *International Journal of Fatigue*, 28(10 SPEC. ISS.), 1116-1123. <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2006.02.015>
- Altenbach, H., Altenbach, J., & Kissing, W. (2004). *Mechanics of Composite Structural Elements* (1. bs). Springer Berlin Heidelberg. <https://doi.org/10.1007/978-3-662-08589-9>
- Aluminum 1050-H14*. (t.y.). Geliş tarihi 11 Ekim 2021, gönderen <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=b1aa69c0528a40729478403542a8c94a>
- Aslan, Z., Karakuzu, R., & Sayman, O. (2002). Dynamic Characteristics of Laminated Woven E-Glass-Epoxy Composite Plates Subjected to Lowvelocity Heavy Mass Impact. *Journal of Composite Materials*, 36(21), 2421-2442. <https://doi.org/10.1177/0021998302036021672>
- Asmatulu, R., Khan, W. S., & Ghaddar, M. H. (2015). Investigating the Surface Free Energy Changes of UV-Exposed Nanocomposite Investigating the Surface Free Energy Changes of UV-Exposed Nanocomposite Coatings on Carbon Fiber- and Glass Fiber-Reinforced Composites. *Journal of Research in Applied Sciences*, 2(4)(June), 119-130.
- Asundi, A., & Choi, A. Y. N. (1997). Fiber metal laminates: An advanced material for future aircraft. *Journal of Materials Processing Technology*, 63(1-3), 384-394. [https://doi.org/10.1016/S0924-0136\(96\)02652-0](https://doi.org/10.1016/S0924-0136(96)02652-0)
- Belingardi, G., Gugliotta, A., & Vadori, R. (1998). Numerical simulation of fragmentation of composite material plates due to impact. *International Journal of Impact Engineering*, 21(5), 335-347. [https://doi.org/10.1016/S0734-743X\(97\)00049-3](https://doi.org/10.1016/S0734-743X(97)00049-3)
- Bieniaś, J., & Jakubczak, P. (2012). Low velocity impact resistance of aluminium/carbon-epoxy fiber metal laminates. *Composites Theory and Practice*, 12(3), 193-197.
- Cantwell, W. J., & Morton, J. (1991). 11. The Impact Resistance Of Composite Materials---A Review. *Composites*, 22(5), 347-362. [https://doi.org/10.1016/0010-4361\(91\)90549-V](https://doi.org/10.1016/0010-4361(91)90549-V)
- Carrillo, J. G., & Cantwell, W. J. (2008). Scaling Effects in the Low Velocity Impact Response of Fiber-Metal Laminates. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 27(9), 893-907. <https://doi.org/10.1177/0731684407084904>

- Chai, G. B., & Manikandan, P. (2014). Low velocity impact response of fibre-metal laminates – A review. *Composite Structures*, 107, 363-381. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.08.003>
- Chang, F.-K., Choi, H. Y., & Jeng, S.-T. (1990). Study on impact damage in laminated composites. *Mechanics of Materials*, 10(1-2), 83-95. [https://doi.org/10.1016/0167-6636\(90\)90019-C](https://doi.org/10.1016/0167-6636(90)90019-C)
- Chellman, D. J., & Langenbeck, S. L. (1992). Aerospace Applications of Advanced Aluminum Alloys. *Key Engineering Materials*, 77-78, 49-60. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/KEM.77-78.49>
- Choi, H. Y., Wu, H. Y. T., & Chang, fu K. (1991). A New Approach toward Understanding Damage Mechanisms and Mechanics of Laminated Composites Due to Low-Velocity Impact: Part II—Analysis. *Journal of Composite Materials*, 25(8), 1012-1038. <https://doi.org/10.1177/002199839102500804>
- Dean, S. W., Wang, H., & Shie, J. (2009). Effect of Autoclave Curing on the Compressive Strength and Elastic Modulus of Lightweight Aggregate Concrete. *Journal of ASTM International* 6(6): 101644.
- Eren, Y. (2007). *Kompozit Yapıların Darbe Etkisinin İncelenmesi*. Dumlupınar.
- FİDAN, H. (2018). Termal Çevrime Maruz Bırakılmış 4/3 Dizilimli Fiber Metal Tabakalı Kompozitlerin Eğilme Özelliklerinin Ve Oluşan Hasar Mekanizmalarının Belirlenmesi. İçinde *Energies*. Kocaeli.
- Hong T. Hahn, S. W. T. (1980). *Introduction to Composite Materials*. Technomic Pub.
- Hu, N., Sekine, H., Fukunaga, H., & Yao, Z. H. (1999). Impact analysis of composite laminates with multiple delaminations. *International Journal of Impact Engineering*, 22(6), 633-648. [https://doi.org/10.1016/S0734-743X\(98\)00060-8](https://doi.org/10.1016/S0734-743X(98)00060-8)
- Hull, D., & Shi, Y. B. (1993). Damage mechanism characterization in composite damage tolerance investigations. *Composite Structures*, 23(2), 99-120. [https://doi.org/10.1016/0263-8223\(93\)90015-I](https://doi.org/10.1016/0263-8223(93)90015-I)
- Hussin, R., Ismail, N., & Mustapa, S. (2016). 2. A Study Of Foreign Object Damage (FOD) and Prevention Method at the Airport and Aircraft Maintenance Area. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 152(1). <https://doi.org/10.1088/1757-899X/152/1/012038>
- Kara, M. (2006). *Düşük hızlı darbeye maruz tabakalı kompozitlerin dinamik cevabı*. Sekçuk.
- Karlsson, K. F., & TomasÅström, B. (1997). Manufacturing and applications of structural sandwich components. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 28(2), 97-111. [https://doi.org/10.1016/S1359-835X\(96\)00098-X](https://doi.org/10.1016/S1359-835X(96)00098-X)
- Kaya, A. İ. (2016). Kompozit Malzemeler ve Özellikleri. *Poliüretan ve Kompozit Sanayi Dergisi*, 8, 38-45.
- Keulen, C., & Eng, B. (2006). *DESIGN AND MANUFACTURING OF COMPOSITE STRUCTURES USING THE RESIN TRANSFER MOLDING TECHNIQUE* by.
- Kim, J. K., & Kang, K. W. (2001). Analysis of impact force in plain-weave glass/epoxy composite plates subjected to transverse impact. *Composites Science and Technology*, 61(1), 135-143. [https://doi.org/10.1016/S0266-3538\(00\)00203-7](https://doi.org/10.1016/S0266-3538(00)00203-7)
- Koçhan, C. (2019). Low velocity impact behaviour of recycled mussel shell particles reinforced epoxy composites. *Materials Research Express*, 6(8), 085105. <https://doi.org/10.1088/2053-1591/ab21ff>
- Kompozit Malzemeler - Serdar Korkut*. (t.y.). Geliş tarihi 30 Eylül 2021, gönderen <https://www.serdarkorkut.com/2017/01/22/kompozit-malzemeler/>
- Kumar Dhananjayan, V. (2013). *Design and Analysis of a Compression Molded Carbon Composite Wheel Center*.

- Lee, J. D., Du, S., & Liebowitz, H. (1984). Three-dimensional finite element and dynamic analysis of composite laminate subjected to impact. *Computers and Structures*, 19(5-6), 807-813. [https://doi.org/10.1016/0045-7949\(84\)90180-9](https://doi.org/10.1016/0045-7949(84)90180-9)
- Linganiso, L. Z., & Anandjiwala, R. D. (2016). Fibre-reinforced laminates in aerospace engineering. İçinde *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering*. Elsevier Ltd. <https://doi.org/10.1016/b978-0-08-100037-3.00004-3>
- Liu, D., Raju, B. B., & Dang, X. (2000). Impact perforation resistance of laminated and assembled composite plates. *International Journal of Impact Engineering*, 24(6-7), 733-746. [https://doi.org/10.1016/S0734-743X\(00\)00021-X](https://doi.org/10.1016/S0734-743X(00)00021-X)
- Liu, J., & Kulak, M. (2000). A New Paradigm in the Design of Aluminum Alloys for Aerospace Applications. *Materials Science Forum*, 331-337, 127-142. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/MSF.331-337.127>
- Liu, Y., & Liaw, B. (2010). Effects of constituents and lay-up configuration on drop-weight tests of fiber-metal laminates. *Applied Composite Materials*, 17(1), 43-62. <https://doi.org/10.1007/s10443-009-9119-1>
- Luo, R. K., Green, E. R., & Morrison, C. J. (1999). Impact damage analysis of composite plates. *International Journal of Impact Engineering*, 22(4), 435-447. [https://doi.org/10.1016/S0734-743X\(98\)00056-6](https://doi.org/10.1016/S0734-743X(98)00056-6)
- Masniza, Y., Zulfabli, H. M., Amarul, T., Khairunnisa, S. N., Zilawati, N. A. R. N. N., Nazera, D., & Ismalina, H. N. (2019). 1. Potential FOD Defects on the Composite Material. *AIP Conference Proceedings*, 2129(July). <https://doi.org/10.1063/1.5118064>
- Mezher Jabbar, M., Supervisor, A.-R., Zeynep, P., & Apalak, G. (t.y.). *Low Velocity Impact Behavior Of Glass Fiber And Carbon Fiber Reinforced Composites*.
- Mitrevski, T., Marshall, I. H., & Thomson, R. (2006). The influence of impactor shape on the damage to composite laminates. *Composite Structures*, 76(1-2), 116-122. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2006.06.017>
- Morinière, F. D., Alderliesten, R. C., & Benedictus, R. (2014). Modelling of impact damage and dynamics in fibre-metal laminates – A review. *International Journal of Impact Engineering*, 67, 27-38. <https://doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2014.01.004>
- MORINIERE, F. D. (2014). *Low-velocity impact on fibre-metal laminates* (C. 2, Issue 2012) [Delft University of Technology]. <https://doi.org/doi.org/10.4233/uuid:022e1a88-f48e-493e-805e-014f396a05dc>
- Patil, S., Reddy, D. M., & Reddy, M. (2018). 4. Low Velocity Impact Analysis On Composite Structures - A Review. *AIP Conference Proceedings*, 1943. <https://doi.org/10.1063/1.5029585>
- Pierson, M. O., & Vaziri, R. (1996). Analytical solution for low-velocity impact response of composite plates. *AIAA Journal*, 34(8), 1633-1640. <https://doi.org/10.2514/3.13282>
- Rajesh Mathivanan, N., & Jerald, J. (2010). 3. Experimental Investigation Of Low-Velocity Impact Characteristics Of Woven Glass Fiber Epoxy Matrix Composite Laminates Of Ep3 Grade. *Materials and Design*, 31(9), 4553-4560. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2010.03.051>
- Richardson, M. O. W., & Wisheart, M. J. (1996). 13. Review of Low-Velocity Impact Properties of Composite Materials. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 27(12 PART A), 1123-1131. [https://doi.org/10.1016/1359-835X\(96\)00074-7](https://doi.org/10.1016/1359-835X(96)00074-7)
- Rotem, A., & Lifshitz, J. M. (1971). 12. Longitudinal Strength Of Unidirectional Fibrous Composite Under High Rate Of Loading. *Composites Division*, 1-10.
- Şahin, Y. (2000). *Kompozit Malzemelere Giriş* (1.Baskı). Gazi Kitabevi.

- Shivakumar, K. N., Elber, W., & Illg, W. (1985). 9. Prediction of Low-Velocity Impact Damage in Thin Circular Laminates. *AIAA Journal*, 23(3), 442-449.
<https://doi.org/10.2514/3.8933>
- Sjoblom, P. O., Hartness, J. T., & Cordell, T. M. (1988). 8. On Low-Velocity Impact Testing of Composite Materials. *Journal of Composite Materials*, 22(1), 30-52.
<https://doi.org/10.1177/002199838802200103>
- Slerakowski, R. L., Nevill, G. E., Ross, C. A., & Jones, E. R. (1971). 13. Dynamic Compressive Strength and Failure of Steel Reinforced Epoxy Composites. *Journal of Composite Materials*, 5(3), 362-377.
<https://doi.org/10.1177/002199837100500307>
- Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event 1.* (t.y.).
https://doi.org/10.1520/D7136_D7136M-15
- SWIFT, T. (1994). Damage tolerance capability. *International Journal of Fatigue*, 16(1), 75-94. [https://doi.org/10.1016/0142-1123\(94\)90446-4](https://doi.org/10.1016/0142-1123(94)90446-4)
- Turan, M., & Ceyhun, V. (2003). 10. Tabakalı Kompozit Malzemelerin Darbe Davranışı. *Mühendis ve Makina*, 44(516), 35-41.
- Tuttle, Mark. E. (2004). *Structural Analysis of Polymeric Composite Materials* (CRC Press, Ed.). Marcel Dekker.
- Vasiliev, V. V., & Morozov, E. V. (2007). *Advanced Mechanics of Composite Materials* (Second). Elsevier. <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-045372-9.X5000-3>
- Vermeeren, C. A. J. R. (2003). An Historic Overview of the Development of Fibre Metal Laminates. *Applied Composite Materials*, 10(4-5), 189-205.
<https://doi.org/10.1023/A:1025533701806>
- Vlot, A. (1993). Low-velocity impact loading: On fibre reinforced aluminium laminates (ARALL and GLARE) and other aircraft sheet materials. İçinde *Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Report LR-718*. Delft University of Technology.
- Vlot, A. (1996). Impact loading on fibre metal laminates. *International Journal of Impact Engineering*, 18(3), 291-307. [https://doi.org/10.1016/0734-743X\(96\)89050-6](https://doi.org/10.1016/0734-743X(96)89050-6)
- Vlot, A. (2001). *Glare: History of the Development of a New Aircraft Material 2001st Edition* (2001. bs). Springer Science.
- Vogelgesang, L. B., & Vlot, A. (2000). Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures. *Journal of Materials Processing Technology*, 103(1), 1-5. [https://doi.org/10.1016/S0924-0136\(00\)00411-8](https://doi.org/10.1016/S0924-0136(00)00411-8)
- Wu, H.-Y. T., & Fu-Kuo, C. (1989). Transient dynamic analysis of laminated composite plates subjected to transverse impact. *Computers & Structures*, 31(3), 453-466.
[https://doi.org/10.1016/0045-7949\(89\)90393-3](https://doi.org/10.1016/0045-7949(89)90393-3)
- Yiğit, A. (2010). *Petek Yapılı Sandviç Yapıların Dinamik Özelliklerinin İncelenmesi*. Atatürk Üniversitesi.
- Yu, G.-C., Wu, L.-Z., Ma, L., & Xiong, J. (2015). Low velocity impact of carbon fiber aluminum laminates. *Composite Structures*, 119, 757-766.
<https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.09.054>
- Zhang, G., Wang, B., Ma, L., Wu, L., Pan, S., & Yang, J. (2014). Energy absorption and low velocity impact response of polyurethane foam filled pyramidal lattice core sandwich panels. *Composite Structures*, 108, 304-310.
<https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.09.040>