

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ VE SİSTEMLERİ ANABİLİM DALI
SAVUNMA PLATFORMLARI TEZLİ YÜKSEK LİSANS PROGRAMI**

**KUŞ ÇARPMASINA UĞRAMIŞ RADOM'LARIN ONARILDIKTAN
SONRA ÇARPMAYA KARŞI PERFORMANSININ İNCELENMESİ**

HAZIRLAYAN

GÜRAY ERTEĞİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ANKARA – 2022

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ VE SİSTEMLERİ ANABİLİM DALI
SAVUNMA PLATFORMLARI TEZLİ YÜKSEK LİSANS PROGRAMI**

**KUŞ ÇARPMASINA UĞRAMIŞ RADOM'LARIN ONARILDIKTAN
SONRA ÇARPMAYA KARŞI PERFORMANSININ İNCELENMESİ**

HAZIRLAYAN

GÜRAY ERTEĞİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

TEZ DANIŐMANI

PROF. DR. FARUK ELALDI

ANKARA – 2022

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Savunma Teknolojileri ve Sistemleri Anabilim Dalı; Savunma Teknolojileri ve Sistemleri Tezli Yüksek Lisans Programı çerçevesinde Güray ERTEĞİ tarafından hazırlanan bu çalışma, aşağıdaki jüri tarafından yüksek lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Savunma Tarihi: 01 / 06 / 2022

Tez Adı: Kuş Çarpışmasına Uğramış Radom'ların Onarıldıktan Sonra Çarpmaya Karşı Performansının İncelenmesi

Tez Jüri Üyeleri (Unvanı, Adı - Soyadı, Kurumu)

İmza

Prof. Dr. Ömer Faruk Elaldı – (Danışman) Başkent Üniversitesi

.....

Dr. Öğr. Üyesi Cenk Balçık – Başkent Üniversitesi

.....

Prof. Dr. Ahmet Hakan Argeşo – Atılım Üniversitesi

.....

ONAY

Prof. Dr. Faruk ELALDI
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

Tarih: ... / ... /

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU

Tarih: 01 / 06 / 2022

Öğrencinin Adı, Soyadı: Güray ERTEĞİ

Öğrencinin Numarası: 21810189

Anabilim Dalı: Savunma Teknolojileri ve Sistemleri

Programı: Savunma Teknolojileri ve Sistemleri

Danışmanın Unvanı/Adı, Soyadı: Prof. Dr. Faruk ELALDI

Tez Başlığı: Kuş Çarpışmasına Uğramış Radom'ların Onarıldıktan Sonra Çarpmaya Karşı Performansının İncelenmesi

Yukarıda başlığı belirtilen Yüksek Lisans/Doktora tez çalışmamın; Giriş, Ana Bölümler ve Sonuç Bölümünden oluşan, toplam 48 sayfalık kısmına ilişkin, 18 / 11 / 2022 tarihinde tez danışmanım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 3'tür. Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça hariç
2. Alıntılar hariç
3. Beş (5) kelimededen 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: 18/11 / 2022

Prof. Dr. Faruk ELALDI

TEŞEKKÜR

Tez danışmanım Prof. Dr. Faruk ELALDI'ya, verdiği destek, moral ve yol göstericiliği için teőekkürlerimi sunmayı borç bilirim. Numunelerin üretiminde ve ölçümünde yardımcı olan Selçuk İő'e, ölçümlerinde yardımcı olan Ersen Sert'e yardımlarından dolayı teşekkür ederim.

Tezim konusunda bana zaman ayıran Remzi Ecmel Ece, Serkan Toros, Habib Gökay ve Hüseyin İlker Ocaklı'ya teőekkürlerimi sunarım.



ÖZET

Güray ERTEĞİ

KUŞ ÇARPMASINA UĞRAMIŞ RADOM'LARIN ONARILDIKTAN SONRA ÇARPMAYA KARŞI PERFORMANSININ İNCELENMESİ

Başkent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Savunma Teknolojileri ve Sistemleri Anabilim Dalı

2022

Havacılık sektöründe kuş çarpması yüzünden özellikle hava araçlarının ön kısmında yer alan RADOM bölgesi çok hasar almaktadır. Bu hasar alan bölge yapısal olarak büyük olduğu için çoğu zaman değişim yerine onarılmaktadır. Onarım yaşam döngüsü maliyeti açısından daha etkin olmaktadır.

Onarım metodu olarak hasarlı katmanın kaldırılması ve yerine aynı malzemelerden yapılmış kompozit yama yapıştırılması tercih edilmektedir. Bu tezde onarılan parçanın aynı büyüklükte bir darbeye tekrar maruz kaldıktan sonra göstereceği performansın deneysel olarak incelenmesi ve uçuş güvenliğinin sağlanabilirliğinin ölçülmesi amaçlanmaktadır.

Tez kapsamında onarım metodunu doğrulamak amacıyla serbest düşme test düzeneğinde ortalama 50 J'lük darbe enerjisi uygulanarak testler icra edilmiştir. Aynı test, hasar verilip daha sonra onarılan numuneler için tekrar edilmiştir. Deneysel olarak gerçekleştirilen çalışmalar neticesinde tamir yönteminin etkinliği ikinci kez aynı bölgeye alınan darbenin hasar alanı baz alınarak değerlendirilmiştir. Kuş çarpması neticesinde onarılan bir radom parçasının onarıldıktan sonra takip eden düşük hızlı darbelere karşı orijinale yakın performans verdiği tespit edilmiştir.

ANAHTAR KELİMELER: Kuş çarpması, Radom, Çarpma analizi, Kompozit tamir

ABSTRACT

ANALYSIS OF IMPACT PERFORMANCE OF REPAIRED RADOME AFTER BIRDSTRIKE STRUCTURE

Güray ERTEĞİ

Başkent University Institute of Science

Department of Defence Technologies

2022

In aviation sector Radome which is located in front of air vehicle, is frequently damaged due to bird strike. Since the damaged area is structurally large it is often repaired instead of replacement. Repair is more efficient in terms of life cycle cost.

As a repair method, it is preferred to remove the damaged layer and replace it with a composite patch made of the same parent materials. With this thesis, it is aimed to experimentally examine the performance of the repaired part after being exposed to the same impact again using this method and to measure the availability of airworthiness.

Within the scope of the thesis, to verify the performance of the repair, in the first step, tests were carried out by applying an average impact energy of 50 J in a low velocity impact test device. The test specimens were later repaired by means of single scarf technique and the tests were repeated for samples under the same conditions. As a result of this experimental study, it was indicated that the performance of the repair method based on the damage area for the repeated impact simulating bird strike on the same location was found to be very close to original radome part.

KEYWORDS: Bird strike, Radome, Impact Analysis, Composite repair

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
TEŞEKKÜR.....	i
ÖZET.....	ii
ABSTRACT	iii
İÇİNDEKİLER.....	iv
EKLER	v
TABLolar LİSTESİ	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ	vii
1 GİRİŞ.....	1
2. DENEYSEL YÖNTEM.....	8
2.1. Numune Seçimi	8
2.2. Üretim Süreci	10
2.3. Onarım Süreci.....	15
2.4. Deneysel Süreç	18
2.4.1. Deney Düzenegi	18
2.4.2. Baz numune Testi.....	20
2.4.3. Tamir Edilmiş Numune Testi	30
3. ELDE EDİLEN VERİLER VE DEĞERLENDİRMELER.....	38
3.1. Hasar Bölgesi İncelemesi.....	38
3.2. Karşılaştırma ve Değerlendirme	41
4. SONUÇLAR.....	45
KAYNAKLAR.....	47

EKLER

EK 1: Darbe Testinin Grafikleri

EK 2: Cam Elyaf Malzeme Verisi

EK 3: Yapıştırıcı Verisi



TABLULAR LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 1.1 Çapraz referans listesi	5
Tablo 2.1 Malzeme Özellik Tablosu	8
Tablo 2.2 Serim Yönleri Tablosu	9
Tablo 2.3 Numune İsimlendirme Tablosu	20
Tablo 2.4 Numune Test Matrisi.....	21
Tablo 3.1 Tüm numuneler için Kuvvet, Deplasman, Hız tablosu	42
Tablo 3.2 Hasar alanları tablosu.....	43

ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 Kuş Çarpması A320-200	2
Şekil 1.2 a. Egypt Air Boeing 737-800 b. Atlantic Southeast Airlines	3
Şekil 1.3 Havacılık Otoriteleri.....	4
Şekil 2.1 8 Koşum saten (8 Harness Satin)	9
Şekil 2.2 Örneklenen parçanın uçağın üzerinde şematik yeri	9
Şekil 2.3 Tam boy Kesilmemiş Numune #1	11
Şekil 2.4 Serim Yöntemi	12
Şekil 2.5 Otoklav	12
Şekil 2.6 Otoklav Sıcaklık vs Zaman grafiği [12]	13
Şekil 2.7 Numune Ölçüleri	14
Şekil 2.8 Numune Tamir tipleri (a) yapıştırma tek atkı (b) bağlayıcı kullanarak	15
Şekil 2.9 Tamir için hazırlanan numune örneği	16
Şekil 2.10 Tamir peçi örneği	17
Şekil 2.11 Numuneler ve yamalar	17
Şekil 2.12 Çift komponentli Loctite EA 956.....	18
Şekil 2.13 Başkent Üniversitesi Düşük Hızlı darbe düzeneği	19
Şekil 2.14 Penetratör	20

Şekil 2.15 A1, A2, A3, A4, A5, A6 ve A7 numuneleri.....	22
Şekil 2.16 Baz Numune A1 (a) Hız-Zaman (b) Kuvvet Zaman grafiği	23
Şekil 2.17 Baz Numune A2 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği	24
Şekil 2.18 Baz Numune A3 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği	25
Şekil 2.19 Baz Numune A4 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği.....	26
Şekil 2.20 Baz Numune A5 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği	27
Şekil 2.21 Baz Numune A6 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği	28
Şekil 2.22 Baz Numune A7 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği.....	29
Şekil 2.23 Tamir Edilmiş Numune A1 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği.....	31
Şekil 2.24 Tamir Edilmiş Numune A2 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği.....	32
Şekil 2.25 Tamir Edilmiş Numune A3 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği	33
Şekil 2.26 Tamir Edilmiş Numune A4 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği	34
Şekil 2.27 Tamir Edilmiş Numune A5 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği.....	35
Şekil 2.28 Tamir Edilmiş Numune A6 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği	36
Şekil 2.29 Tamir Edilmiş Numune A7 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği.....	37

Şekil 3.1 Hava aracı üzerinde gerçekleştirilen C-Scan örneği	38
Şekil 3.2 C-Scan konfigürasyonu [18]	39
Şekil 3.3 Numunelerin C-Scan ile ölçümü	39
Şekil 3.4 İlk Darbeden sonra A1, A2, A3 C -Scan Sonuçları.....	40
Şekil 3.5 İlk Darbeden sonra A4, A5, A6, A7 C-Scan Sonuçları.....	40
Şekil 3.6 Tamirden sonra A1, A2, A3 C-Scan Sonuçları	41
Şekil 3.7 Tamirden sonra A4, A5, A6, A7 C-Scan Sonuçları	41
Şekil 3.8 Hasar Deplasman maksimum derinliği	44
Şekil 3.9 Hasar Alanları.....	44

SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

gsm	gram per meter ² (Alansal ağırlık)
Tg	glass transition temperature (Cam geçiş sıcaklığı)
Dk	Dielektrik sabiti
Df	Kayıp tanjantı
kg	Kilogram
m	metre
mm	Milimetre
kPa	Kilo Pascal
N	Newton
j	Joule
dk	Dakika
sn	saniye
SHGM	Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü
TUSAŞ	Türkiye Havacılık ve Uzay sanayi A.Ş.
EASA	Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı
FAA	Amerikan Federal Havacılık İdaresi
FAR	Federal Havacılık Normları
ICAO	Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı
JAR	Joint Aviation Requirements (Ortak Havacılık Normları)
ILSS	Interlaminar shear strength
VH	Maximum speed (velocity)
VNE	Never-exceed speed. (velocity)
AOG	Aircraft on Ground

1 GİRİŞ

Kompozit malzemeler, ağırlık-mukavemet oranı açısından avantajlı olduğu için otomotiv, deniz araçları, askeri araçlar, spor gereçleri ve özellikle havacılık gibi birçok endüstri alanında sıklıkla kullanılmaktadır. Havacılık alanında, uçak ve helikopterlerin özellikle kanat, burun, kuyruk gibi ana yapısal parçalarında kompozit malzemelerden yoğun olarak faydalandığı görülmektedir. Çekme ve basma mukavemetlerinin daha iyi olmaları nedeniyle ana taşıyıcı elemanlarda daha ziyade karbon elyaf takviyeli kompozit malzemeler tercih edilirken, cam elyaf takviyeli kompozitler de ucuz olmaları ve hava araçlarının burulma, eğilme ve çarpışma gereksinimlerini karşılamaları nedeniyle ikincil yapılarda yaygın olarak tercih edilen malzemelerdir. İlave olarak elektromanyetik alandan çok fazla etkilenmemeleri nedeniyle cam elyaf takviyeli kompozitlerin özellikle radom gibi önemli komponentlerde kullanılması zorunludur.

Kuş çarpması (bird strike) "uçan bir kuşun, hareket halindeki bir uçağa çarpması olayı" olarak tanımlanmaktadır. Bu olay uçuş güvenliği açısından ciddi bir risktir. Uçaklardaki kuş çarpmaları vakaları çok yüksek hızda (yaklaşık 150 m/s) olduğundan, ciddi kazalara, can ve/veya mal kayıplarına yol açmaktadır [1]. Şekil 1.1 ve Şekil 1.2'de maddi hasarlı örnekler verilmiştir.



Şekil 1.1 Kuş Çarpması A320-200

İsveç Hava Yollarına ait Airbus A320-200 uçağının, Kopenhag'dan kalkış yaparken kuş çarpması sonucu burun radomunda Şekil 1.1'de görülen büyük hasar oluşmuştur

Kuş çarpması olgusu, havacılık tarihinde ilk defa Amerika Birleşik Devletleri'nin Ohio eyaletinde, 1905 yılında raporlanmıştır [2]. Günümüzde bu tür hasar olayları artan bir şekilde raporlanmaya devam etmektedir. Bugüne kadar en ölümcül kuş çarpması kaynaklı kaza ise Amerika Birleşik Devletleri'nde 1960 yılında meydana gelen Lockheed L-188 Electra kazasıdır. 72 yolcunun ölümüyle sonuçlanan bu kaza sonucu FAA, uçak motorları için yeni bir yönetmelik oluşturulmasını sağlamıştır [3]. Hasarlı kuş çarpması olayları Şekil 1.2'de verilen örneklerde görülmektedir.



Şekil 1.2 a. Egypt Air Boeing 737-800 b. Atlantic Southeast Airlines CRJ-200 c. THY Boeing 737-800

Hava yolları için büyük bir problem olan kuş çarpması özellikle uçakların burun kısmında yer alan radom bölgesinde maddi hasara yol açmaktadır.

1.1 Problemin Tanımı ve Motivasyon

Hava araçlarında aracı oluşturan komponentler yaşam döngüleri boyunca çeşitli kompleks yüklere maruz kalmaktadırlar. Bunlar statik ve dinamik yüklerin yanında darbe/hasar yüklerini de içermektedir. Bu darbe/ hasar yüklerini uçaklar için detaylandırmak gerekirse; en sık yaşanan darbe sonucu oluşan hasarlar burun bölgesi ve motor bölümünde yer almaktadır [4].

FAA tarafından yayınlanan, 2008-2015 arası verilere göre; kuş çarpması raporlamaları bir önceki döneme göre %45 artmıştır. Hasarlar ve hasarlar sonucu meydana gelen problemler (gecikmeler, tazminatlar, AOG) hava yollarına maddi açıdan büyük yük getirmektedir. Bu kazalar maliyet açısından bakıldığında hava yollarına; 154 Milyon \$'ı onarım için olmak üzere, gecikmeler ve diğer hizmetlerin aksamasıyla beraber yıllık 1,2

Milyar \$'a mal olmaktadır. İstatistiklere göre kuş çarpmasının maliyeti uçak başına 160.000 \$'a kadar çıkmaktadır [5].

Hava araçlarında burun bölgesini oluşturan kubbe (dome) biçimindeki bölüm (Radar Dome), kısaca RADOM olarak tanımlanmaktadır. Radom'un içerisinde farklı amaçlarda kullanılmak üzere bir radar bulunmaktadır. Radar hem alıcı hem de verici antenlere sahip elektronik bir ekipmandır. Bu antenlerin kayıp olmadan elektromanyetik gönderme ve alma yapabilmesi için, radomun geçirgen bir yapıda olması ve aerodinamik yapıyı bozmadan korunması gerekir. Metalik ya da karbon elyaf takviyeli malzemeler sinyali zayıflatıp bloke ettiği için genellikle radom yapılarında tercih edilmezler. Bu bağlamda bu yapılarda en çok tercih edilen malzeme cam elyaf takviyeli plastik malzemelerdir.

Katmanlı olarak tasarlanarak imal edilen radom yapısal olarak iki temel yüke maruz kalır. Birinci yük kuş çarpmasıdır. Diğer yük ise aerodinamik yüklerdir. Uçuş emniyeti açısından kritik olduğu için kuş çarpması sivil havacılık regülasyonlarına tabidir. Şekil 1.3'te görüldüğü üzere kuş çarpması sertifikasyon kuralları dâhilinde dünyada farklı havacılık otoriteleri tarafından denetlenmektedir. Bu konuda Türkiye'deki otorite ise Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü'dür [6].



Şekil 1.3 Havacılık Otoriteleri

Bu regülasyon kuralları farklı hava araçlarına göre çeşitlilik göstermektedir. FAA standartları ile Türkiye'nin tabi olduğu EASA standartların karşılaştırmalı [7] listesi Tablo 1.1'de verilmiştir.

Tablo 1.1 Çapraz referans listesi

Önemli düzenleyici standartlar FAA ve EASA		
FAR	EASA	Uygulama Alanı
Part 23	CS-23	Normal, genle maksat, akrobatik kategori uçaklar
Part 25	CS-25	Taşıma kategorisi uçaklar
Part 27	CS-27	Normal kategori dönerkanatlar
Part 29	CS-29	Taşıma kategorisi dönerkanatlar
Part 33	CS-33	Uçak motorları
Part 34	CS-34	Yakıt boşaltma ve motor egzoz emisyonu
Part 35	CS-35	Pervaneler
Part 36	CS-36	Uçak gürültü standardı

Bu tez çalışmasında temel olarak EASA CS-29 taşıma kategorisi döner kanat hava araçları temel alınmıştır. Bu standardın ayrıntısı aşağıda belirtildiği gibidir [8].

§ 29.631: Döner kanat 8000 feet ve daha az irtifada, VNE ve VH (hangisi daha düşükse) hızlarında (Kuşa bağlı olarak döner kanadın uçuş yoluna göre) 1 kg'lık (2,2 lb) kuş çarpmasının güvenli uçuş ve iniş kapasitesine (Kategori A için) ya da güvenli iniş kapasitesine (Kategori B için) uygun olacak şekilde tasarlanmalıdır. Uyum test veya analiz veya yeterince temsil edilmiş gerçeğe yakın yapısal bir tasarım üzerinden doğrulanmalıdır.

Bu çalışmada öncelikli amaç numune üzerinde kuş çarpması darbesi benzetimi yapmaktır. Böylece hem malzemenin davranışı gözlemlenecek hem de tamir sonrası durumu test edilecektir.

Tamir; hem hava aracının tekrar uçuşa verilmesi için hem de uçuş güvenliği için önem teşkil etmektedir. Bu çalışmanın temel amacı tamir edilmiş yapının performansını hasar almamış yapı ile kıyaslayıp tamir yöntemini doğrulamaktır.

1.2 Literatür Taraması

Literatür taramasında, hem numunelerin deneysel olarak performanslarını gösteren hem de analiz ile gösteren kaynaklar incelenmiştir. Bunu yanında tamir konularını içeren kaynaklara da yer verilmiştir.

Ceyla Akın et al. [9] tarafından yapılan çalışmalarında, düşey ağırlık test cihazı kullanarak yapmıştır. Test için E-Cam malzeme kullanarak, [0/90] 2s , [-30/30] 2s , [-45/45] 2s olmak üzere üç farklı şekilde dizilim kullanmış ve sonuçları birbirleri ile karşılaştırılmıştır. Enerji seviyeleri 29,43J, 22,02J, 14,17J olarak hesaplanmıştır. Deney sonucunda fiber oryantasyonun darbe deneyine az bir etkisi olduğu sonucunu varmıştır. Bunun yanında parçanın dört tarafından parçanın bağlanması iki yanından bağlanmasına göre daha dengeli bir yapı olduğunu göstermiştir.

E. Archer al. [10] çalışmasında, kompozit uçak yapılarının hasar senaryolarını ve bu hasarlara ait onarım süreçlerini incelemiştir. Bu çalışmada hem tasarım kriterleri hem de onarım kriterleri sertifikasyon açısından ele alınmıştır.

Onarım tipleri olarak dört farklı çeşit olarak sınıflandırdır: reçine enjeksiyonu, kırılmış elyaf, yapıştırma peç ve bal peteği tamir yer almaktadır. Reçine enjeksiyonu genel olarak yapısal olarak kritik olmayan kompozit tamirlerinde kullanılmaktadır. Kırılmış elyaf tamiri delik hatalarında tamir amacıyla deliğin kırılmış elyaf ile doldurularak daha sonra reçine ile birleştirilmesine tipi tamirdir. Yapıştırma peç tamiri yapısal bütünlüğü koruması için en yaygın kullanılan tamir biçimidir. Bu tip tamirde peç ana yapıyla aynı malzemeden seçilir. Peç duruma maliyet ve hasarın o anki önceliğine göre yumuşak (kür işlemi olmamış) veyahut (kür işlemi tamamlanmış) seçilmektedir. Aerodinamik yüzeylerde ise yüzeye uyumu için peçin işlenmesi gerekebilir. Bal peteği tamirinde ise hasarlı kısım ve özellikle varsa nemden etkilenmiş kısım tamamen çıkarıldıktan sonra tamir işlemi yapılmaz. Tamir işleminde iç kabuktan sonra köpük reçine bal peteği yerine kullanılır daha sonra ise dış kabuk tamir edilir.

Peç tipi yama yöntemi kullanılmasında yapısal bütünlüğü korunması için kerte (scarf) yapılması önem taşımaktadır. Ayrıca 2.5 mm kalın yüksek yük taşıyan parçalarda ve daha sonra tak-çıkarm yapılacak durumlarda MIL-HDBK-17.3 standardına göre yapıştırma yerine perçin ile bağlantı yapılması gerekmektedir.

Liu Bin et al. [11] çalışmasında kertme (scarf) metodu onarımı hem deneysel hem de birden fazla analiz yöntemini incelemiştir. Analiz yöntemi olarak yarı-analitik metot, lineer sonlu eleman analizi, lineer olmayan sonlu eleman analiz belirlemiştir. Hasar mekanizmasına bakıldığında 90 ve 45 derece matris hasar aldığı 0 derecede ise hasar olmadığı gözlemlenmiştir.

Ayrıca hasar mekanizmasına bakıldığında kohezyon hasarı (cohesive mode) da domine olmuştur. Bu çalışmada analizlerin hasar mekanizmasında sırayı belirleyebilmek için yapılmıştır. İlk 90 ve 45 derece kopma gözlenmiştir. Azami yüke geldiğinde ise 0 derece fiberler kırılmıştır.

Analizleri kendi içinde bakıldığında en doğru sonucun lineer olmayan sonlu eleman analizden geldiğini gözlemlenmiştir.

Faruk Elaldı et al. [12] çalışmasında kertme (scarf) metodunu onarımını yüksek nem ve sıcaklık koşullarında etkisini incelemiştir. Malzeme olarak Ciba Geigy Fibedux 913G/7781 prepreg cam elyaf seçilmiştir. Tamir malzemesi olarak aynı malzeme seçilmiş olup tek açılı kertme (scarf) yapıda, tamir yapıştırıcısı olarak film yapıştırıcı (FM 73) kullanılmıştır. Nem değerleri %70 ve %85 sıcaklık için ise 70 derece ve 100 derecede test edilmiştir. Sonuç olarak yüksek nem ve sıcaklıkta çekme kuvveti %23 düşüş ILSS'te ise %55 düşüş gözlemlenmiştir.

Edwin L Fasanella et al [13] çalışmasında helikopter gövdesinde bir bölümünün çarpışmasını incelemiştir. Ön gövdeden alınan gerçek bir helikopter kesiti test platformunda ivme ölçer ve fotogrametri kullanılarak test edilmiştir. Test platformunda 91 inçten düşürülen 5884 librelik kurşun ağırlık 249inç/s hızla çarpmıştır. Analiz için ise LS-Dyna kullanılmış, malzeme kartı olarak MAT 54 kartı ve MAT 58 kartı kullanılmıştır. Her iki kart ile yapılan analiz sonucu fotogrametri ile alınan sonuçlar ile tutarlılık göstermiştir. Fakat hasar mekanizması (failure mode) özelinde bakıldığında her iki kart da gerçek hasar mekanizmasını verememiştir.

2. DENEYSEL YÖNTEM

2.1. Numune Seçimi

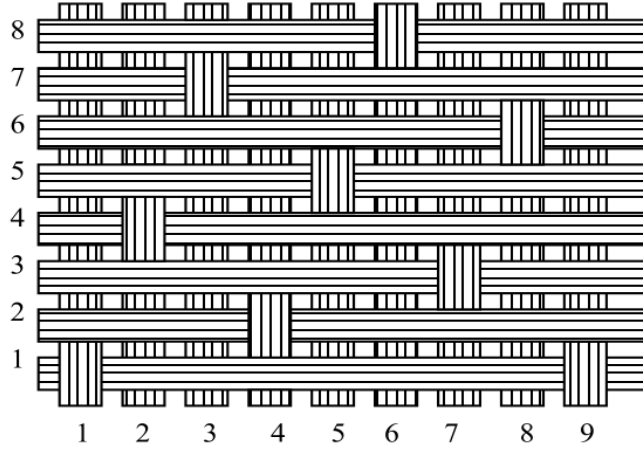
Bu çalışmada, numune seçimi için iki önemli kriter belirlenmiştir: Birincisi numunenin gerçek hava aracında bulunması ve ikincisi radom bölgesini örnekleyebilmesi olarak tayin edilmiştir. Bu kapsamda envanterde bulunan bir döner kanat platformundan alınan bir parça numune seçiminde kullanılmıştır.

Radomda kullanılan bu malzeme olarak Park Aerospace şirketinin ürettiği E-Glass E-746 7781 malzemesidir. Malzeme özellikleri Tablo 2.1’de özetlenmiştir. Muadil malzeme ise Hexcel firmasına ait E-glass F161 7781’dir [14]. Bu iki malzeme birbirine alternatifli olarak hem tasarım hem de üretimde kullanılmaktadır. Bu malzeme radom yapılarında düşük dielektrik sabiti yüzünden kullanılmaktadır. Düşük dielektrik sabiti elektromanyetik geçirgenliği temsil etmektedir, düşük değerler radar sinyalinin daha düşük kayıpla yayınlanmasını sağlamaktadır.

Tablo 2.1 Malzeme Özellik Tablosu

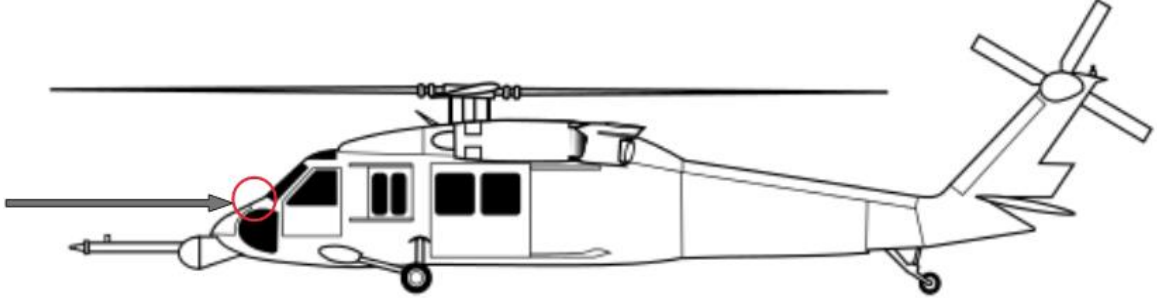
Malzeme	7781 E-Glass
Dokunmuş Alan Ağırlığı (gsm)	300
Prepreg Reçine Oranı (%)	34- 40
Reçine Akışı (162°C, 3.45 Bar) (%)	7 – 21
Boşluk (162°C) (% maks.)	2.0
Jel Zamamı (dk)	1 – 3
Tabaka Tg – std kür (°C)	180
Tabaka Tg – post kür (°C)	230
Dielektrik sabiti (Dk) @ 9.375GHz	4.2
Kayıp tanjantı (Df) @ 9.375GHz	0.016

Seçilen malzeme prepreg örülmüş kumaş adını verilen 8 koşum saten (8 Harness Satin) adını verilen şekilde (Şekil 2.1) dokunmuştur. Bu çoklu örgü sistemi malzemenin hem 0° hem de 90° yönünde mukavemet sağlamasını ayrıca da tek yönlü (UD) elyaflara göre balistik performansı daha yüksek olmasını sağlamaktadır [15].



Şekil 2.1 8 Koşum saten (8 Harness Satin)

Hem orijinal numune hem de tamir işlemine kullanılan yamanın serim yönleri örneklenen hava aracı parçasına birebir olarak alınmıştır. Parça burun kısmında radom bölgesinde Şekil 22’te belirtilen kısımdan kesit olarak örneklenmiştir.



Şekil 2.2 Örneklenen parçanın uçağın üzerinde şematik yeri

Test parçasının orta düzleme göre simetrik değildir fakat simetrik yapıya çok yakındır. Bu nedenle parçada kür işlemi sonucunda herhangi bir çarpılmaya rastlanmamıştır. Numune serim yönleri açısından, Tablo 2.2’te görüldüğü üzere, eksi yönünde katman içermediğinden dengeli yapıda (balanced) değildir.

Tablo 2.2 Serim Yönleri Tablosu

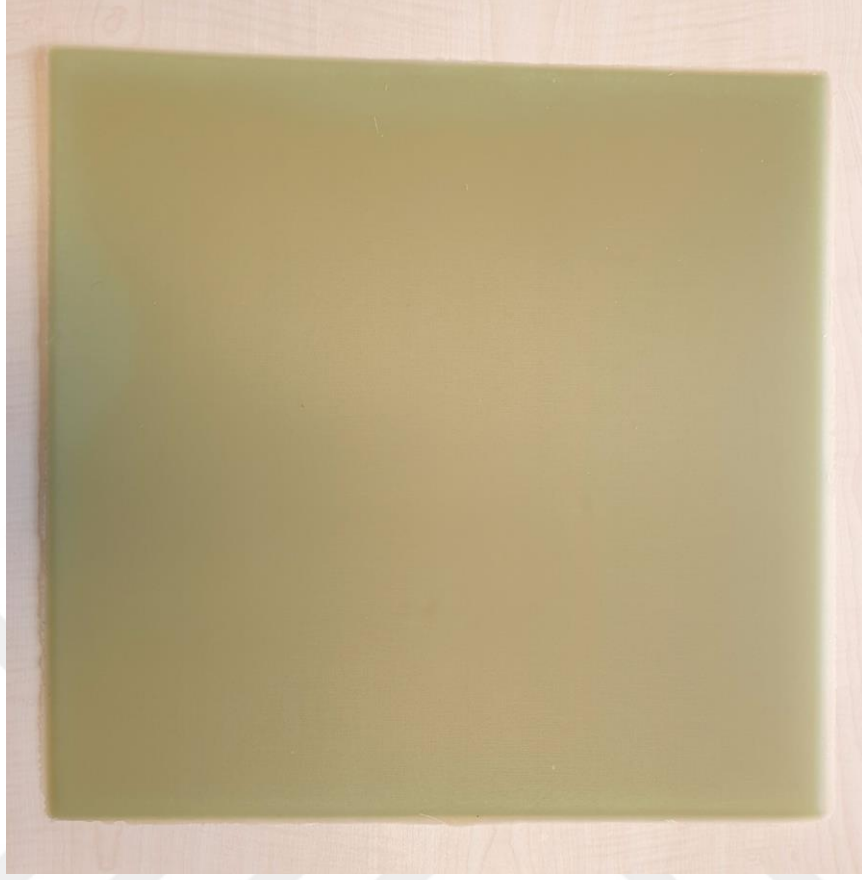
KATMAN NO	YÖN	MALZEME
Katman001	0°	CAM ELYAF

Katman002	45°	CAM ELYAF
Katman003	0°	CAM ELYAF
Katman004	45°	CAM ELYAF
Katman 005	0°	CAM ELYAF
Katman006	45°	CAM ELYAF
Katman007	0°	CAM ELYAF
Katman008	45°	CAM ELYAF
Katman009	0°	CAM ELYAF
Katman010	45°	CAM ELYAF

2.2. Üretim Süreci

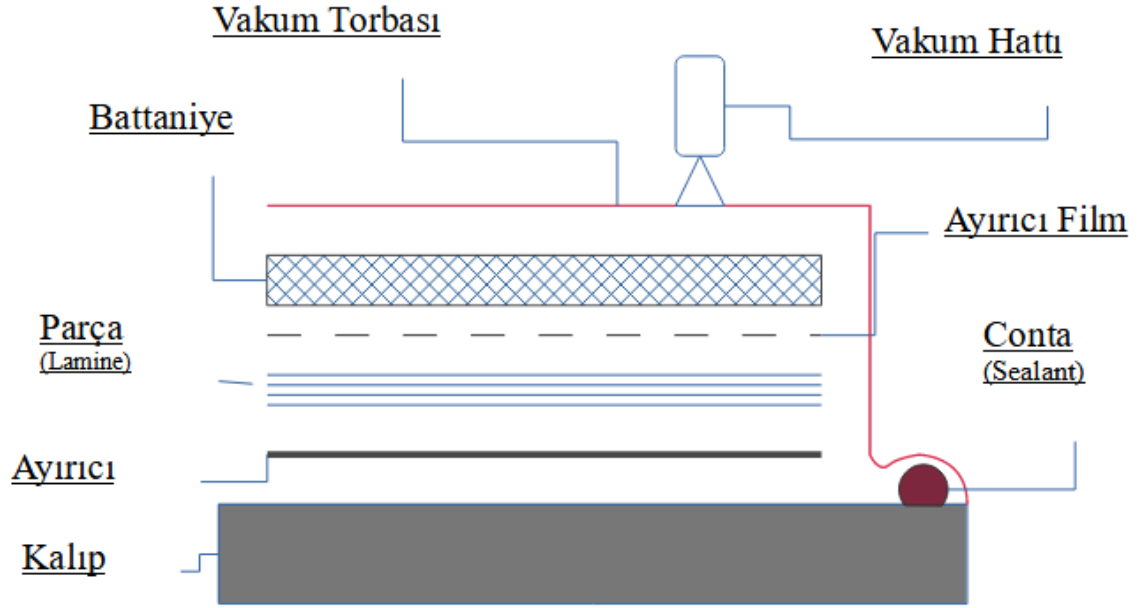
Seçilen numunenin serimi, temsil ettiği ana yapıya uygun şekilde, bire bir aynı dizilimde toplam 10 kat olarak gerçekleştirildi. Üretim el-yatırma tekniği ile düz bir kalıp kullanılarak gerçekleştirildi. Kalıp malzemesi olarak 6061 serisi alüminyum kullanılmıştır.

Numuneler iki set halinde 300mm X 300mm (Şekil 2.3) olacak şekilde iki plaka olarak serilmiştir.



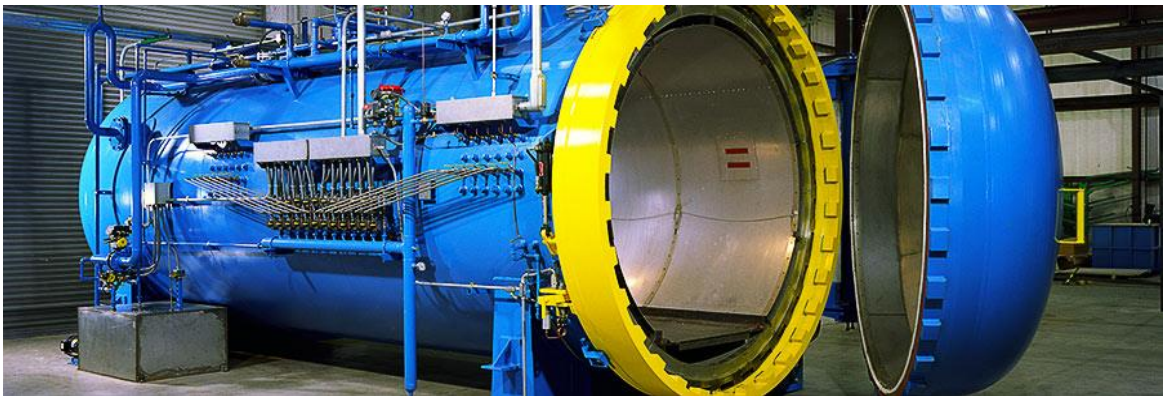
Şekil 2.3 Tam boy Kesilmemiş Numune #1

Serim otoklav için yapılmış olup serim biçimi malzeme üreticisinin tarifine uygun birebir uygulanmıştır. Serimin üzerine yapılacağı kalıp olarak toleranslar dâhilinde üretilmiş düz alüminyum plaka kullanılmıştır. Prosese kalıbın en üst yüzeyine ayırıcı sürülerek başlanmıştır. Buradaki amaç kalıbın, otoklavdaki üretimden sonra parçadan kolay ayrılmasını sağlamaktır. Daha sonra kompozit malzeme dizilim sırasına uygun şekilde üst üste 10 kat istiflenerek olarak serim gerçekleştirilir ve parçanın otoklavda kürlenmeye hazır hale gelebilmesi için şematik gösterimi Şekil 2.4'te paylaşılan diğer bileşenler ile örtülerek tamamlanır.



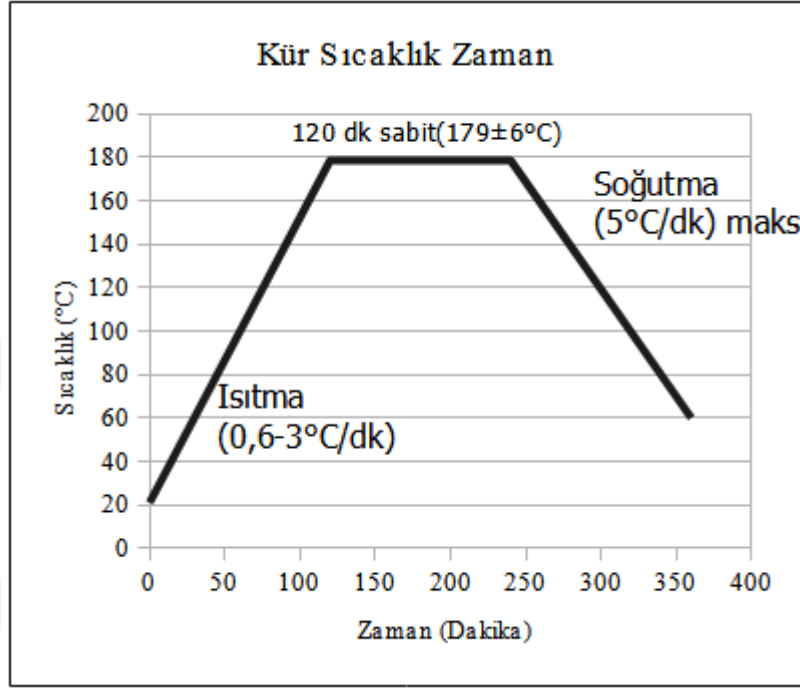
Şekil 2.4 Serim Yöntemi

Otoklav kompozit yapıların basınç ve sıcaklık altında belirtilen sürelerde kür edilmesini sağlayan Şekil 2.5 de paylaşılan, basınçlı bir fırındır. Kompozit parçanın kürlenme boyunca kontrollü olarak Şekil 2.6'daki sıcaklık eğrisiyle ısıtılır. Belirlenmiş sıcaklığa gelince sıcaklık sabitlenir. Bu sıcaklıkta, belirlenmiş süre beklemeden sonra aynı şekilde kontrollü bir biçimde soğutulur. Tüm bu süreçte, basınç da aynı şekilde kontrollü bir biçimde artırılır. Buna ek olarak süreç boyunca kompozit parça serim kalıbı üzerinde vakum altında tutularak katmanlar arası delaminasyon ve boşluklar giderilmiş olur



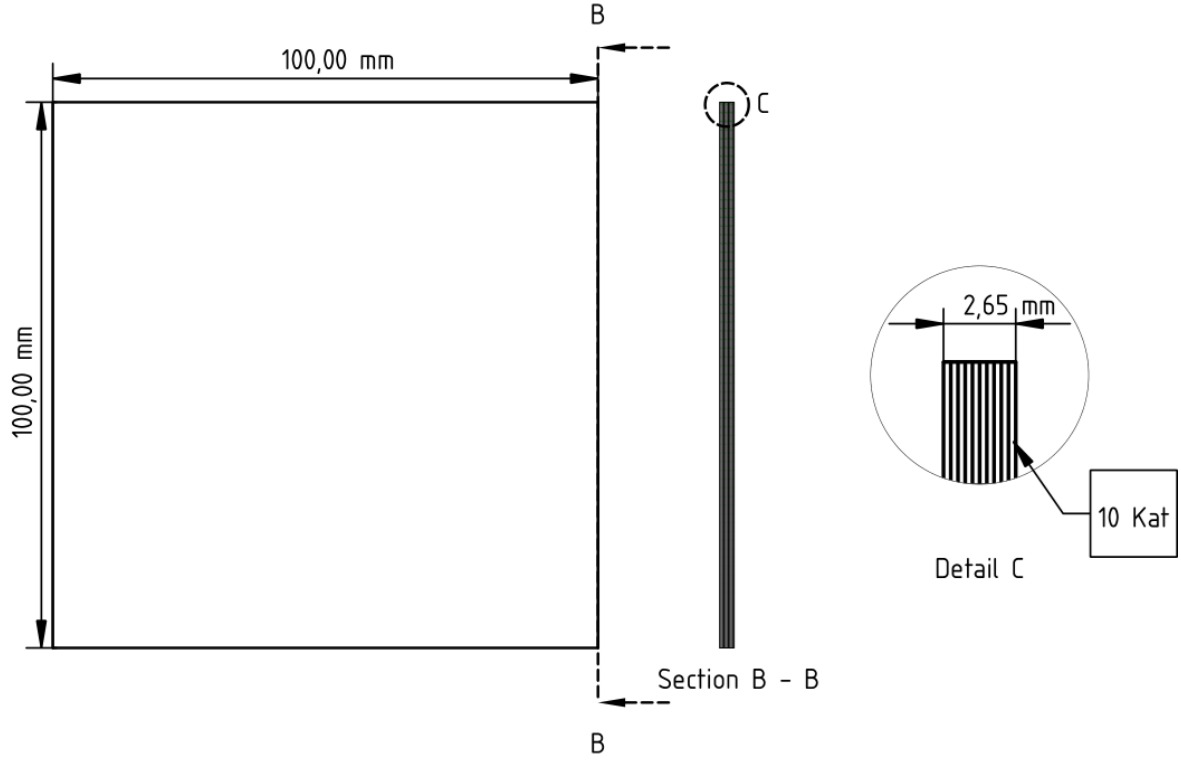
Şekil 2.5 Otoklav

Tez kapsamındaki numuneler için malzeme üreticisinin önerdiği şekilde kür döngüsü (cure cycle) kullanarak kütleme işlemi tamamlanır. Parça tam vakum altında torbalanır. Basınç değeri 310 kPA olarak tanımlanmıştır. Kür grafiği Şekil 2.6 da verilmiştir.



Şekil 2.6 Otoklav Sıcaklık-Zaman grafiği [12]

Bu plakalar daha sonra el frezesi (router) ile ve şablon kullanılarak 9 ayrı plakaya bölünmüştür. Toplamda aynı ölçülerde 18 adet numune üretilmiştir. Tüm numuneler aynı ölçülerde üretilmiştir. Böylece tüm testler için tek bir boyut belirlenmiştir. Boyut olarak mevcut test ekipmanın uyumlu olması adına 100mm genişlik ve 100mm boy (Şekil 2.7) seçilmiştir. Kalınlık ise 2,65 mm ($\pm 0,10$) olarak ölçülmüştür.



Şekil 4 Numune Ölçüleri

Kompozit parça tamirinde birçok teknik kullanılmaktadır. Yüzey pürüzsüzlüğü, düşük görünür gereksinimleri ve erişebilirlik durumuna göre tamir tipleri değişmektedir. Şekil 2.8 'de görüldüğü üzere hava araçları için genel olarak iki farklı yöntem öne çıkmaktadır [10].

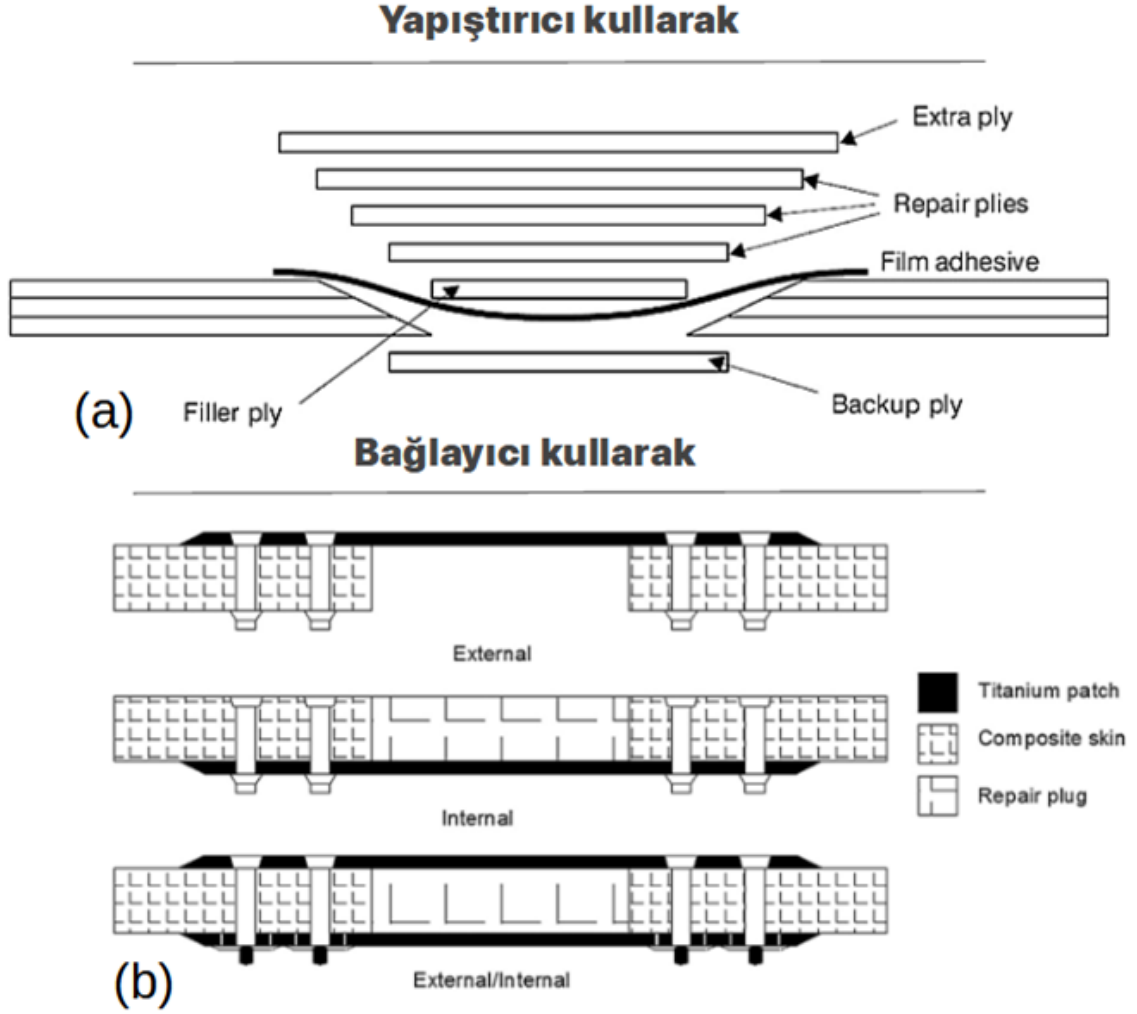
- Birinci yöntem:

Bağlayıcı kullanarak mevcut peçin (yamanın) hasarlı kısma yama olarak yapılmasıdır. Yama hem metalik hem de kompozit duruma göre değişmektedir. Bu yöntem kalıcı bağlayıcı ile yamanın ana yapıya bağlanmasını temel almaktadır. Bu yöntem ise daha çok düz ve geniş yüzeyler için daha uygundur.

- İkinci yöntem:

Bu çalışmada yapıştırma metodu çalışılmıştır. Bu metot aerodinamik yüzeyler için daha uygun olduğu için ön plana çıkmıştır [10]. Yüzey pürüzsüzlüğü aerodinamik olarak gereken parçalarda tek ve çift taraflı açılı kertme (single scarf, double scarf) ön plana çıkmaktadır. Çift taraflı açılı kertme metodu her ne kadar kesme kuvveti açısından daha iyi olsa da çoğu

zaman hasarlı parçanın her iki tarafına da erişebilirlik mümkün olmadığından ve uygulama kolaylığı açısından tek taraftan açılı kертme (single scarf) onarımı tercih edilmektedir.



Şekil 5 Numune Tamir tipleri (a) yapıştırma tek atkı (b) bağlayıcı kullanarak

2.3. Onarım Süreci

Numune onarım süreci adımları aşağıdaki gibi düzenlenmiştir:

İlk adım olarak her bir numunenin hasar alan kısmının tamamı kesilerek çıkarılmıştır.

İkinci adım olarak hasar bölgesinden Şekil 2.9 kenarlara doğru 1/11 eğim verilerek kesilerek çıkarılmıştır.

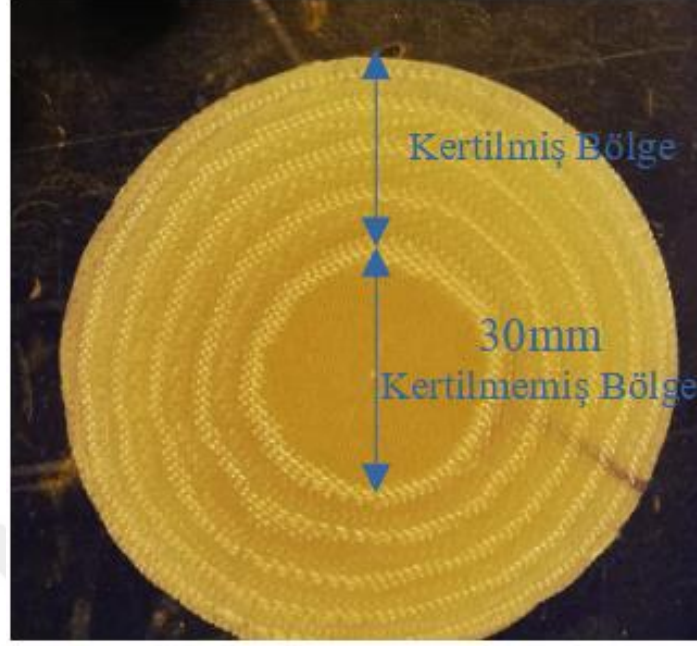
YAMA (PEÇ) için 4 farklı şekilde üretilebilmektedir.

- Yumuşak yama
- Sert işlenmiş yama
- Sert kalıplanmış yama
- Yarı-sert yama

Bu onarım yönteminde sert kalıplanmış yama kullanılmıştır.

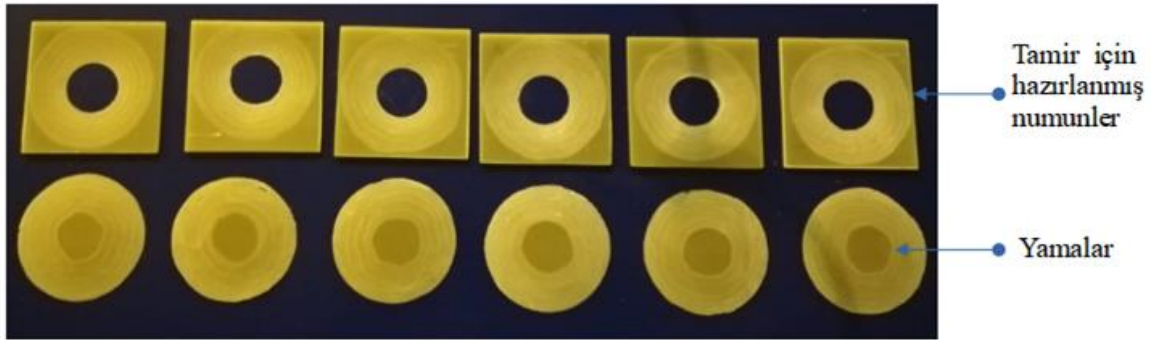


Şekil 6 Tamir için hazırlanan numune örneği



Şekil 7 Tamir peçi (yama) örneği

Üçüncü adım olarak hiç hasar almamış tamir numunesinden hasar almış bölgeye karşılık gelecek ve yönleri birebir aynı kalacak şekilde tamir yaması çıkartılmıştır. Şekil 2.10'da tamir peçi kertme bölgesiyle beraber gösterilmiştir. Tüm numuneler Şekilde 2.11'de gösterilmiştir.



Şekil 8 Numuneler ve yamalar

Son aşama olarak Loctite Ea 956 Aero serisi yapıştırıcı (Şekil 2.12) kullanılarak yapıştırılmıştır. Yapıştırma sürecinde numune ve peç serim yönleri birebir aynı olacak şekilde hizalanarak tamir işlemi gerçekleştirilmiştir. Bu yapıştırıcı tamir işlemleri için kullanılan oda

sıcaklığı kür olan bir yapıştırıcı tipidir. Oda sıcaklığında (25 °C) 7 saatte kür işlemi gerçekleştirilmiştir [16,17].

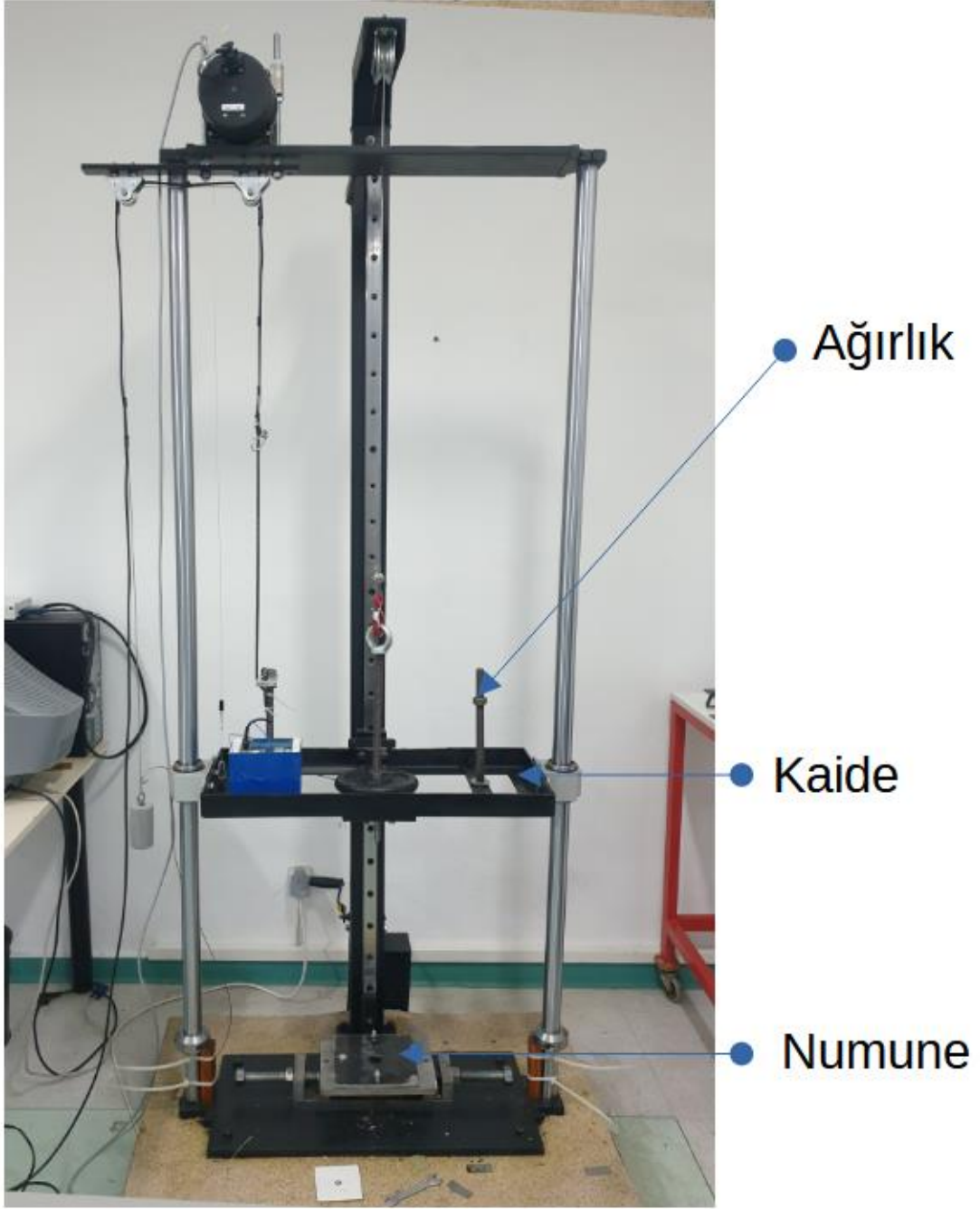


Şekil 9 Çift komponentli Loctite EA 956

2.4. Deneysel Süreç

2.4.1. Deney Düzenegi

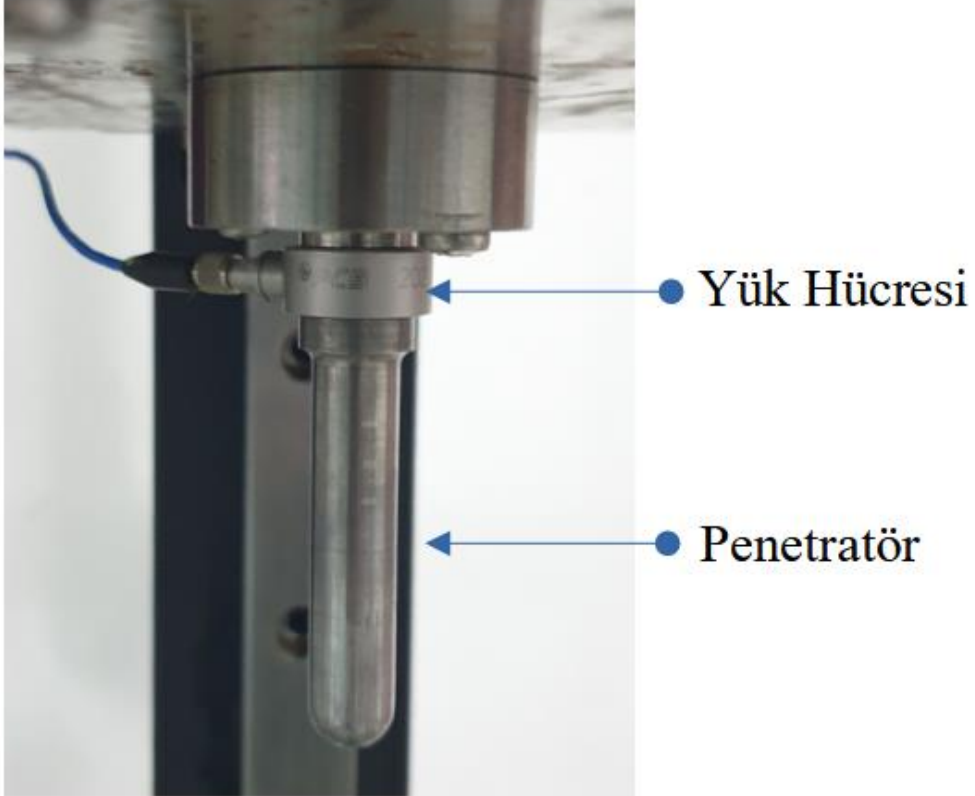
Başkent Üniversitesinde bulunan düşük hızlı darbe test düzenegi (Şekil 2.13) kullanılmıştır. Bu deney düzenegi dikey düşüş prensibiyle çalışmaktadır.



Şekil 10 Başkent Üniversitesi Düşük Hızlı darbe düzeneği

Deney düzeneğinde seçilen ağırlık yer çekimi ivmesi ile hızlandırılarak belirlenen numuneye çarpıtılmıştır. Deney düzeneği raylar üzerinde serbestçe hareket eden bir kaide üzerinde çalışmaktadır. Çarpma enerjisi kaidenin üzerine koyulan değişebilir ağırlık ve yükseklik ayarlanarak sağlanmaktadır. Kaidenin uç kısmına monte edilmiş bir uç geometrisi küresel yapıda olan silindirik bir penetratör bulunmaktadır. Çapı ise 12,7 mm'dir.

Numene iki plaka arasına alınarak (fix boundary) sınırlandırılmıştır. Bu sınırlama çarpma bölgesini kapsamamaktadır. Penetratör (Şekil 2.14) çarpma bölgesine serbestçe girebilmektedir.



Şekil 11 Penetratör

2.4.2. Baz numune Testi

Daha önce hiç tamir görmemiş üretim hattından çıktıkları haliyle bulunan numuneye baz numune ismi verilmiştir. Toplam 7 adet numune Tablo 2.3'te gösterilen şekilde isimlendirilmiştir. Numuneler birbiriyle tamamıyla aynıdır. İsimlendirme test sırasında alınacak verilerin karışmaması için yapılmıştır. Birkaç numune denemelerde hasar aldığı için yedek olarak ayrılan numunelerden biri kullanılmıştır.

Tablo 2.3 Numune İsimlendirme Tablosu

Numune Adı
Numune A1
Numune A2

Numune Adı
Numune A3
Numune A4
Numune A5
Numune A6
Numune A7

Ayrıca iki adet numune ise kontrol numunesi bırakılmıştır, herhangi bir teste maruz kalmamıştır. Söz konusu yedi (7) numune ise Tablo 2.4’te verilen yükseklik ve ağırlık kullanılarak kuş çarpmasını simüle edecek bir darbe testine tabi tutulmuştur.

Tablo 2.4 Numune Test Matrisi

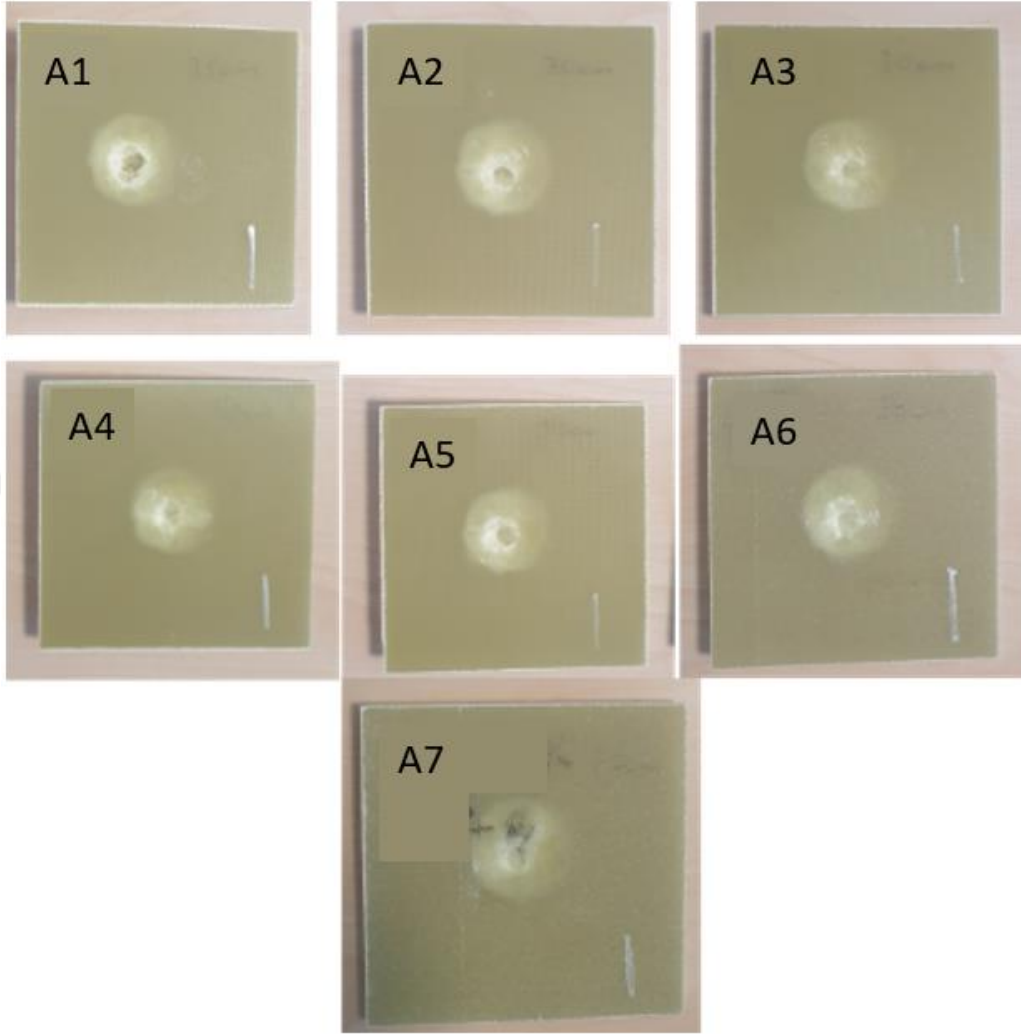
Numune Adı	Yükseklik	Ağırlık
Numune A1	350 mm	19 Kg
Numune A2	300 mm	19 Kg
Numune A3	300 mm	19 Kg
Numune A4	300 mm	19 Kg
Numune A5	300 mm	19 Kg
Numune A6	350 mm	19 Kg
Numune A7	300 mm	19 Kg

Numune A1 ve Numune A6 farklı hızlarda olmasının temel sebebi test cihazının kalibrasyonunu yapabilmek amacıyla ilk önce yükseklik 350mm seçilmiş fakat bu durumda numune perforasyona uğradığı için daha sonrası için yükseklik 300mm ‘ye düşürülmüştür. İlgili 350mm yükseklikten düşen deneyin verisi sadece bilgilendirme amacıyla paylaşılmıştır, asıl veri 300mm ait olan veri setidir.

Kuş çarpması sırasında kuşun yüzeye taşıdığı enerjiyi hız ve kütle parametreleri üzerinden değerlendirerek laboratuvar ortamında hızın fazlaca artırılamaması nedeniyle kütle artışı sağlanmak suretiyle enerji dengesi sağlanmıştır. Bu nedenle ağırlık olarak 19 kg seçilmiştir. Seçilen ağırlık numunede perforasyona sebep olmayan en düşük ağırlık olarak seçilmiştir. Daha yüksek ağırlık seçiminde numune perfore olmakta ve deney tekrarlarına bilirliğini kaybetmektedir. Çarpma anında enerji hesaplamak için aşağıdaki eşitlik (1) kullanılmıştır.

$$Ev = 1/2 mV^2 \quad (1)$$

Darbeden ardından test numunelerinin hasar durumuna ait görselleri Şekil 2.15’te verilmiştir.



Şekil 12 A1, A2, A3, A4, A5, A6 ve A7 numuneleri

Her bir numune için 3 grafik verilmiştir.

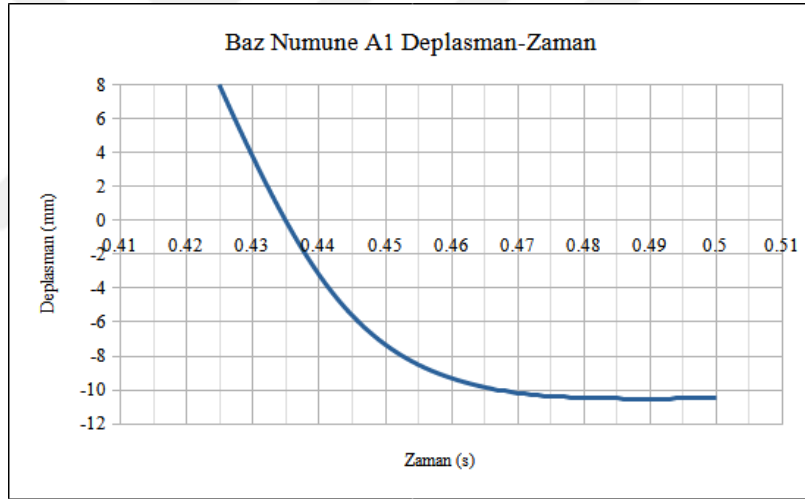
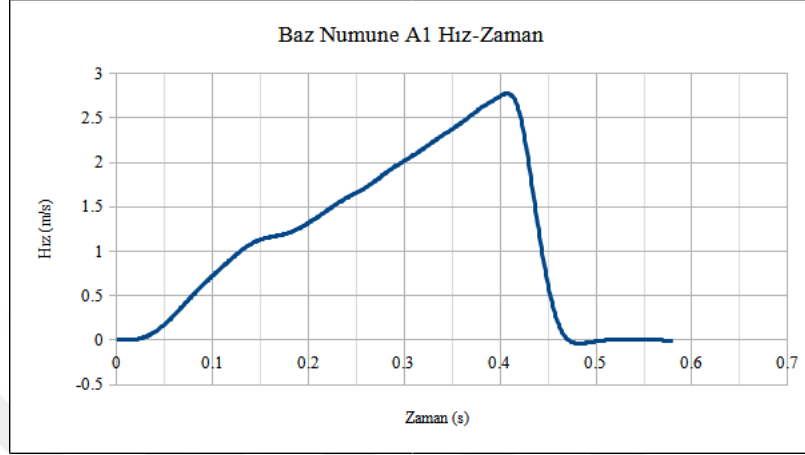
1. Hız Zaman
2. Deplasman Zaman
3. Kuvvet Zaman (Her deneyde veri elde edilememiştir.)

Grafiklerde ham verilerde zaman kısmı veri kaydedicisi ile deneyin gerçek zamanı arasındaki boş kalan zaman çıkartılmıştır. Bu yüzden t_0 tam sıfırdan başlamamaktadır.

Tüm grafiklerde maksimum hız ve enerji çarpma anı referans alınarak verilmiştir

A1 Numune:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
350	71,44	2,74

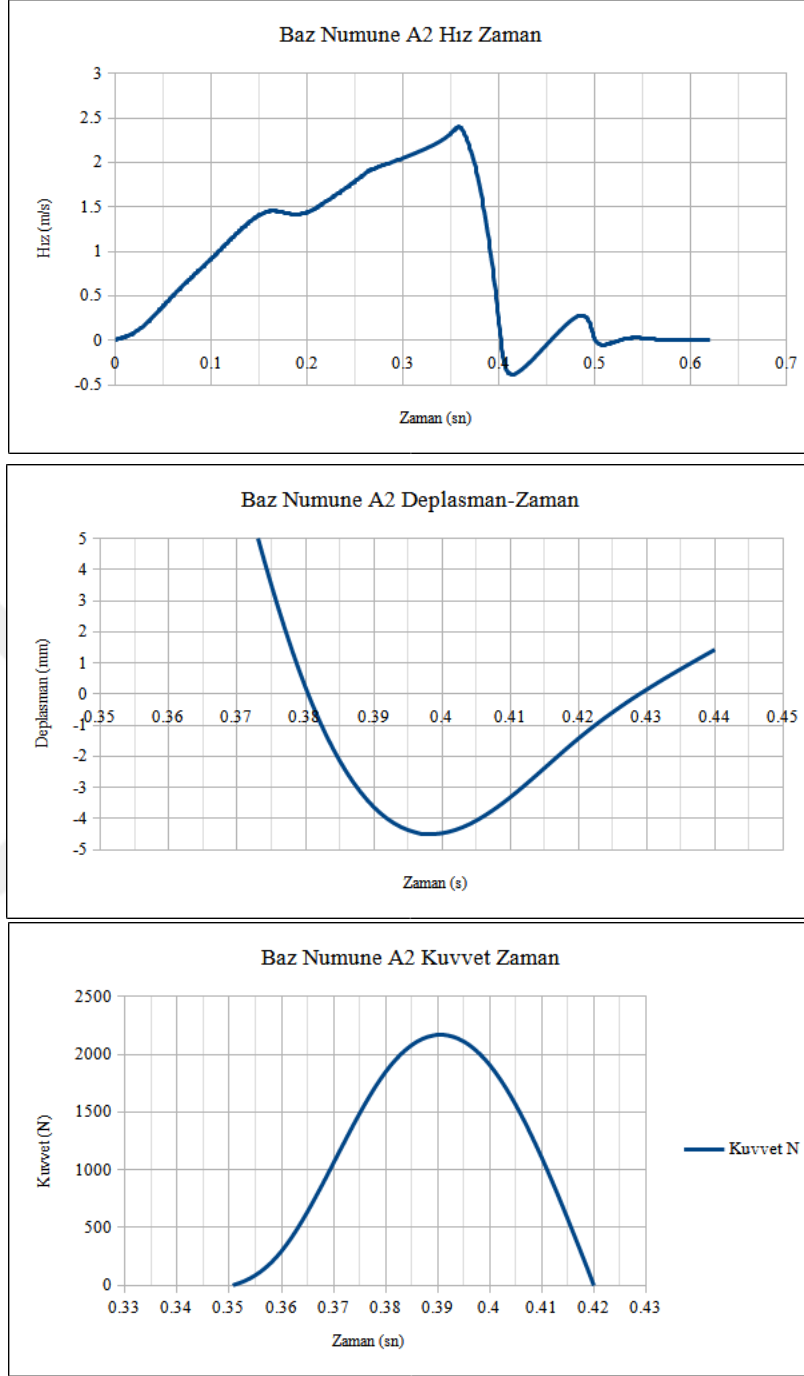


Şekil 13 Baz Numune A1 (a) Hız-Zaman (b) Deplasman Zaman grafiği

Baz A1 numunesine ait maksimum deplasmanı ve hızı içeren grafikler Şekil 2.16'da çizdirilmiştir. Kuvvet zaman grafiği bu deneyden anlamlı veri üretilemediğinden çizilmemiştir.

A2 Numune:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
300	54,01	2,38

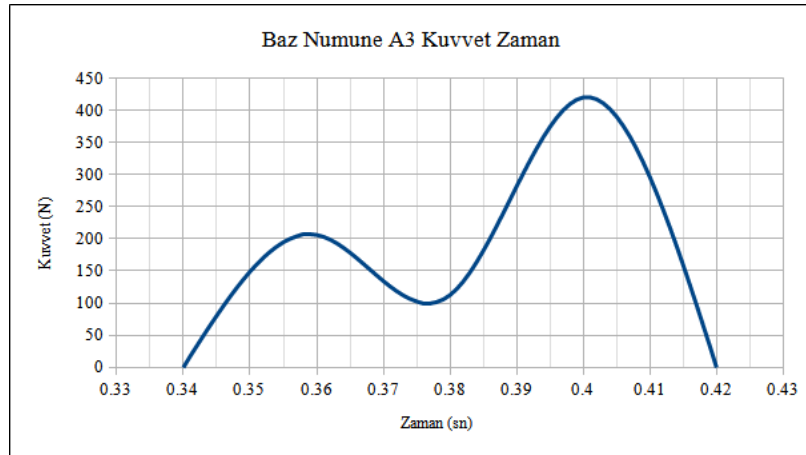
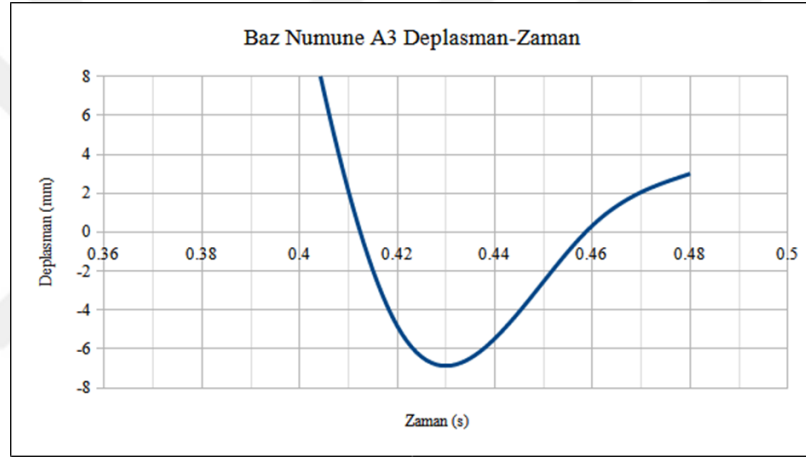
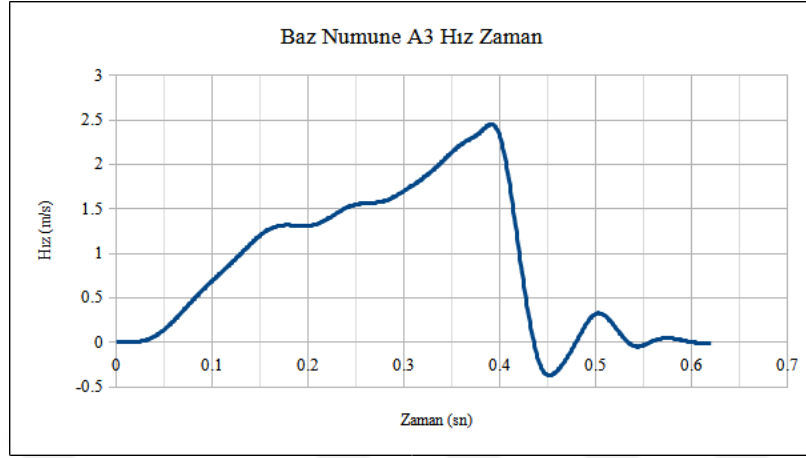


Şekil 14 Baz Numune A2 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği

Baz A2 numunesine ait maksimum deplasmanı, hızı ve kuvveti içeren grafikler Şekil 2.17'de çizdirilmiştir. Kuvvet değeri maksimum değer değil çarpma anı referans alınmıştır.

A3 Numune:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
300	53,23	2,36

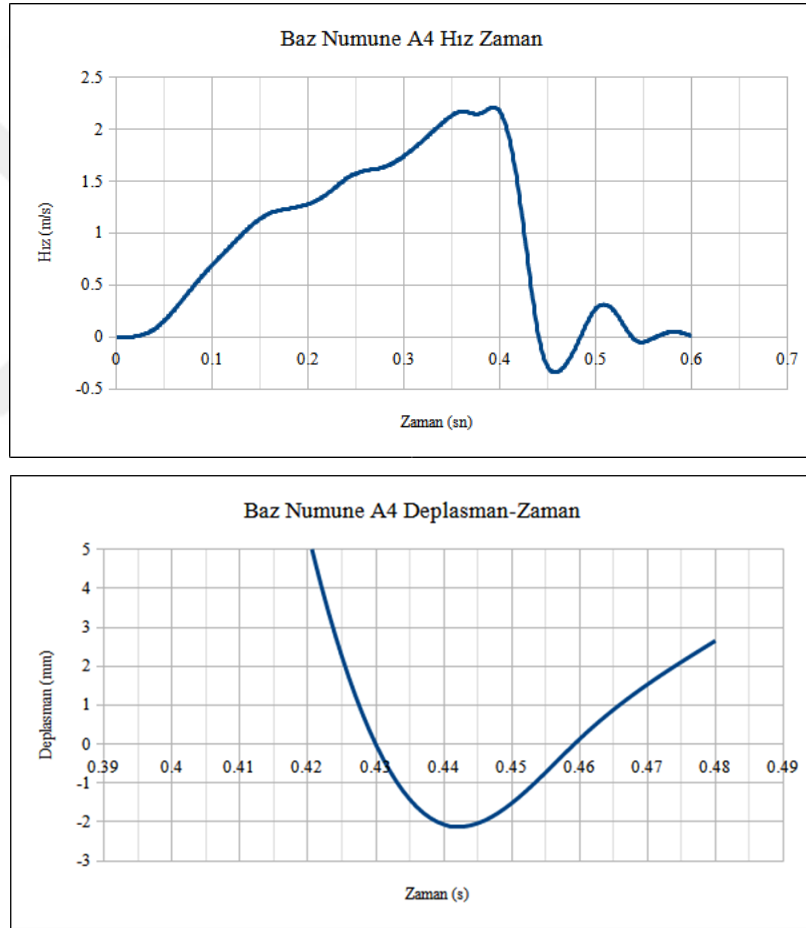


Şekil 15 Baz Numune A3 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği

Baz A3 numunesine ait maksimum deplasmanı, hızı ve kuvveti içeren grafikler Şekil 2.18'de çizdirilmiştir Kuvvet değeri maksimum değer değil çarpma anı referans alınarak alınmıştır.

A4 Numune:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
300	44,73	2,17

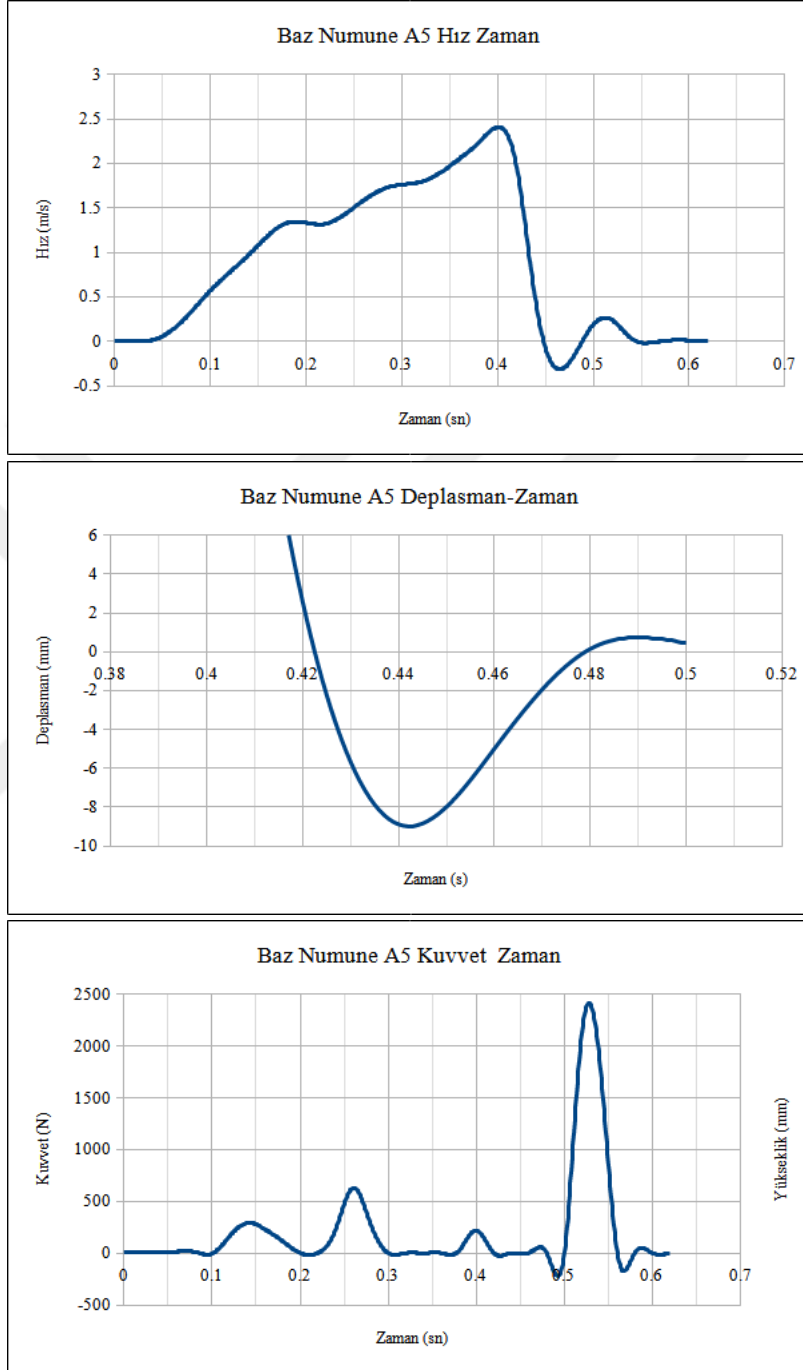


Şekil 16 Baz Numune A4 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği

Baz A4 numunesine ait maksimum deplasmanı ve hızı içeren grafikler Şekil 2.19'da çizdirilmiştir

A5 Numune:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
300	54,90	2,40

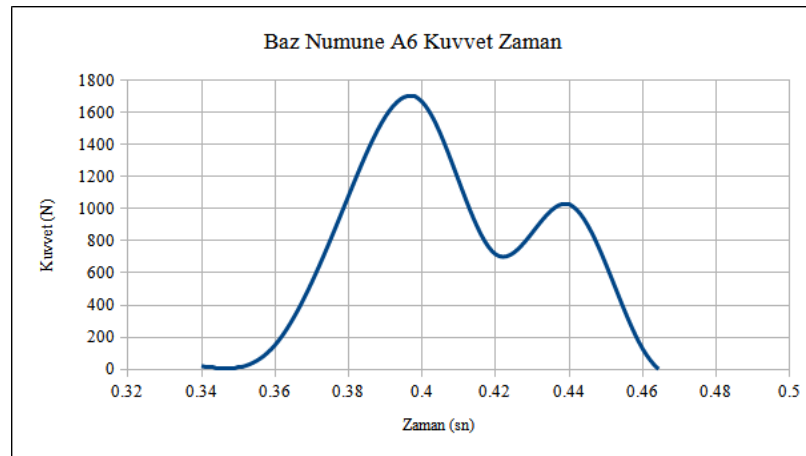
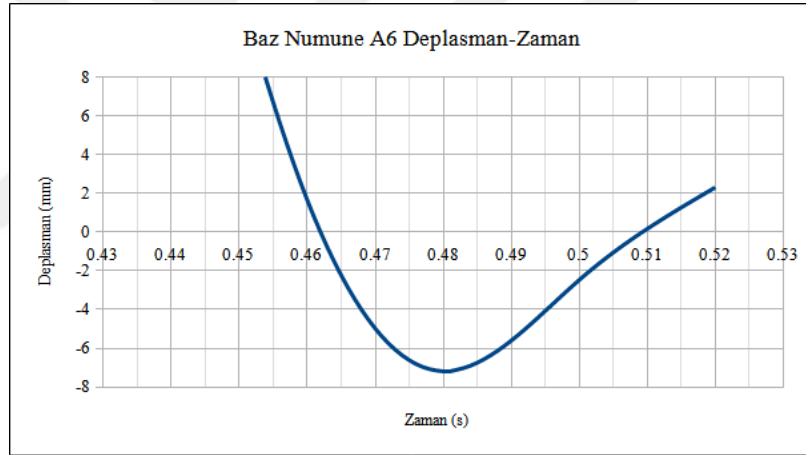
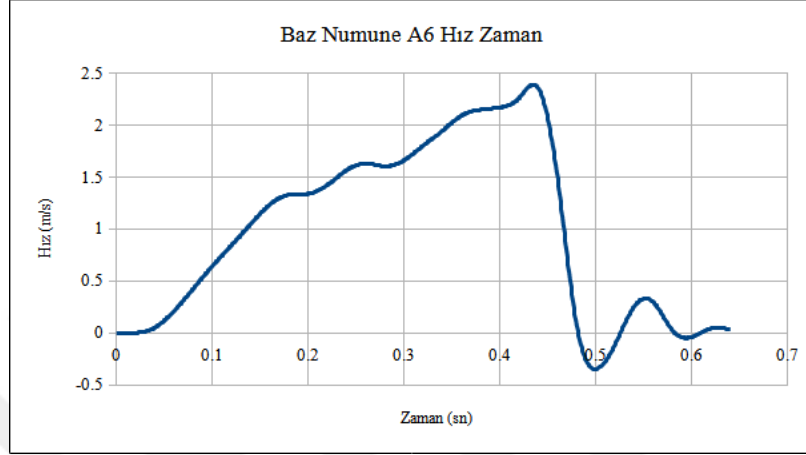


Şekil 17 Baz Numune A5 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği

Baz A5 numunesine ait maksimum deplasmanı, hızı ve kuvveti içeren grafikler Şekil 2.20’de çizdirilmiştir.

A6 Numune:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
350	52,67	2,35

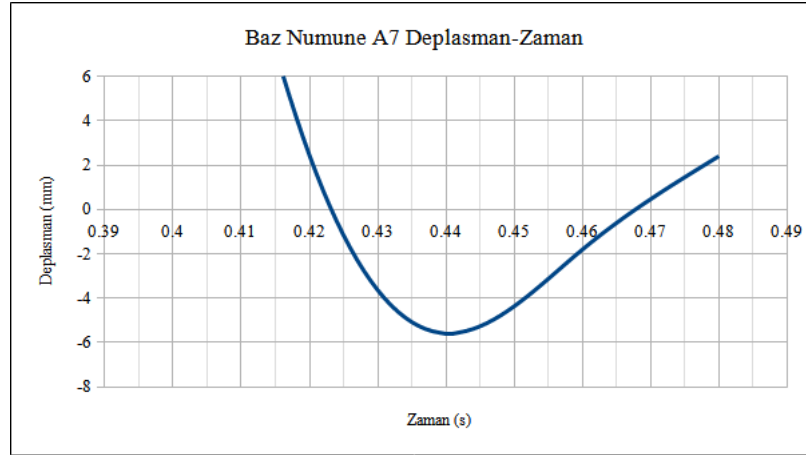
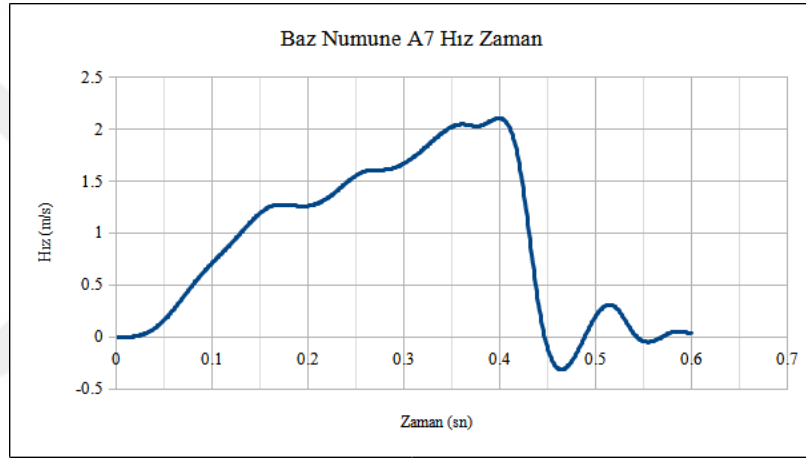


Şekil 18 Baz Numune A6 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği

Baz A6 numunesine ait maksimum deplasmanı, hızı ve kuvveti içeren grafikler Şekil 2.21’de çizdirilmiştir. Kuvvet değeri maksimum değer değil çarpma anı referans alınarak alınmıştır.

A7 Numune:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
300	71,04	2,10



Şekil 192 Baz Numune A7 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği

Baz A7 numunesine ait maksimum deplasmanı ve hızı içeren grafikler Şekil 2.22’de çizdirilmiştir. Kuvvet zaman grafiği bu deneyden anlamlı veri üretilemediğinden türetilenmiştir.

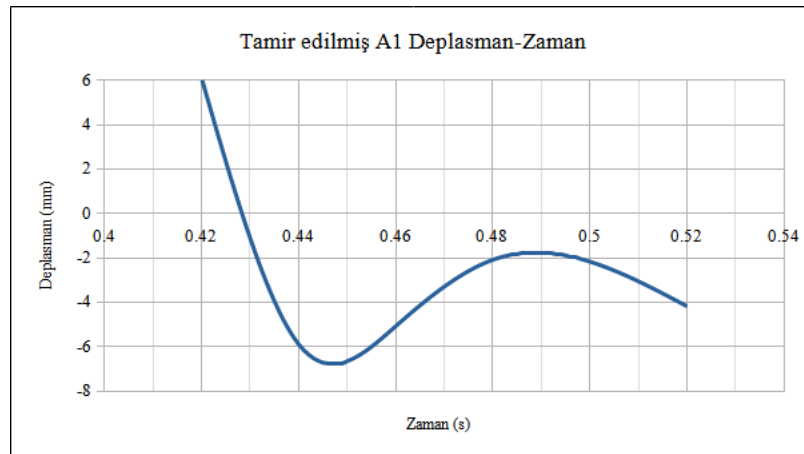
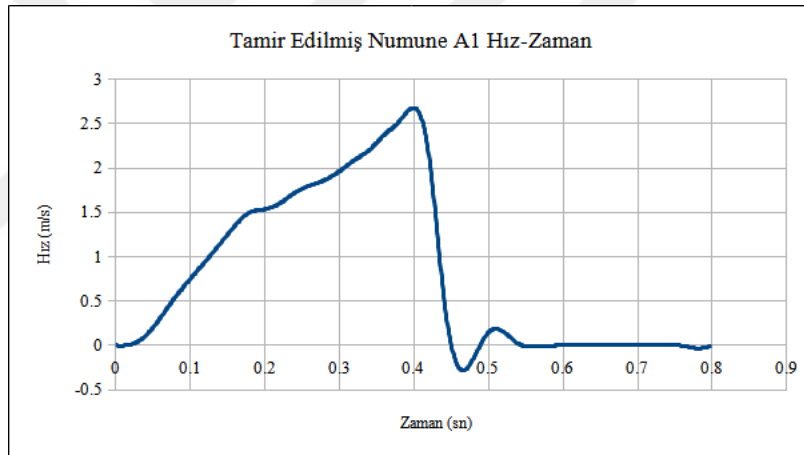
2.4.3. Tamir Edilmiş Numune Testi

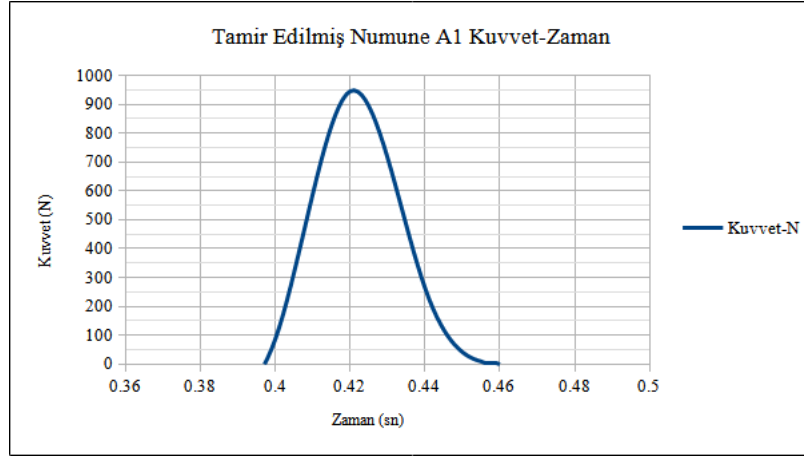
Bölüm 2.4.2’de test edilen numuneler hasara uğramalarından ardından hasara uğramış bölümler kesip çıkartılmış ve aynı malzemeden onarılarak her bir numune birebir aynı teste tabi tutulması bu başlık altında incelenmiştir.

Baz numunelerde kullanılan yapılan testler aynı yükseklik ve ağırlık ile tekrar edilmiştir.

Tamir edilmiş Numune A1:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
350	68	2,68



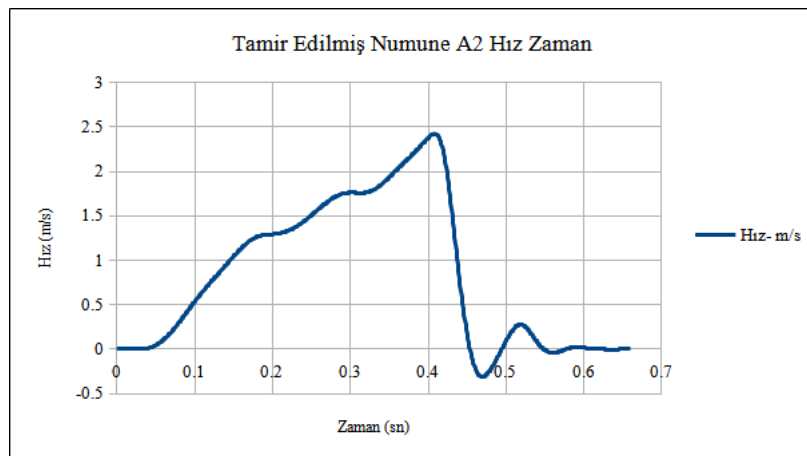


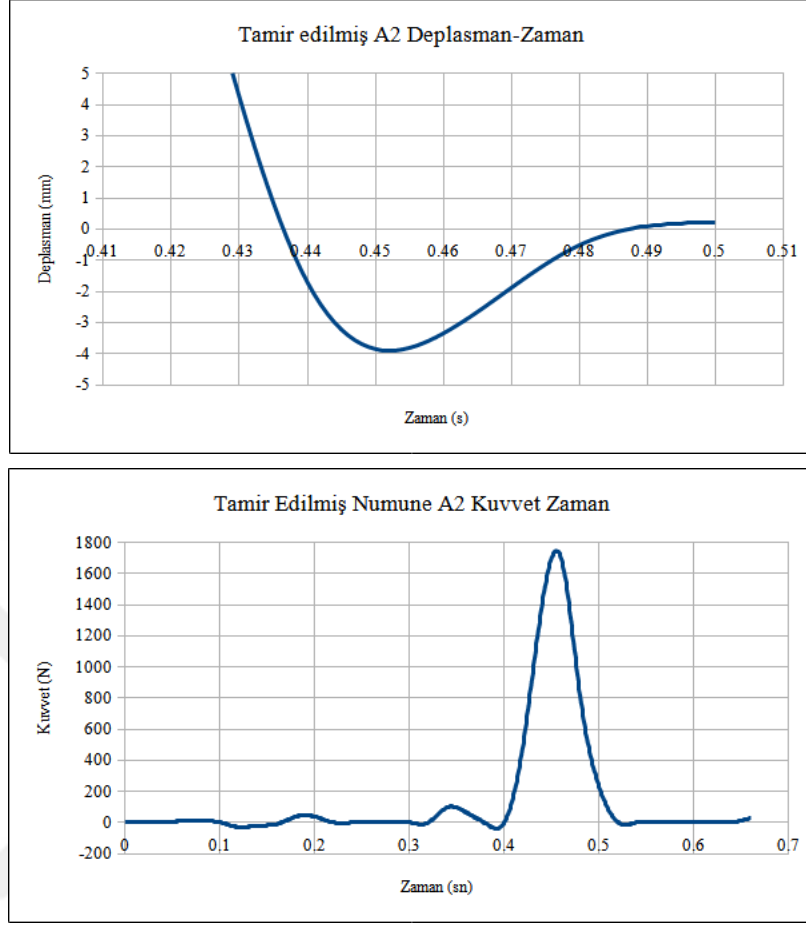
Şekil 203 Tamir Edilmiş Numune A1 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği
c) Kuvvet Zaman grafiği

Tamir edilmiş A1 numunesine ait maksimum deplasmanı, hızı ve kuvveti içeren grafikler Şekil 2.23'te çizdirilmiştir. Kuvvet değeri maksimum değer değil çarpma anı referans alınarak alınmıştır.

Tamir edilmiş Numune A2:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
300	53,64	2,38



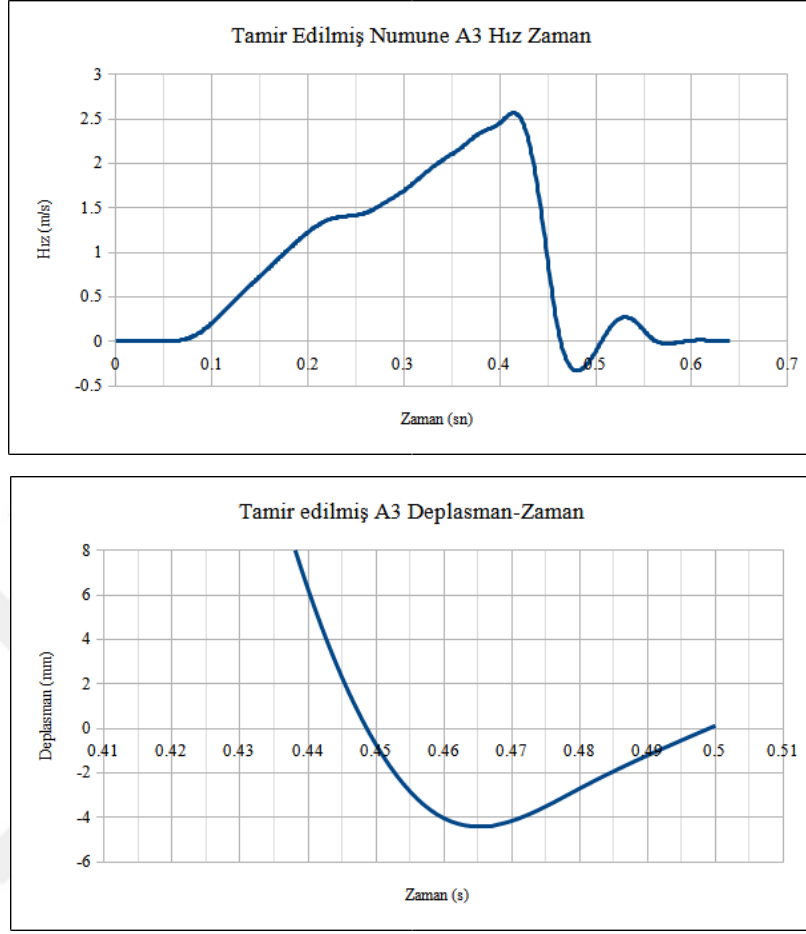


Şekil 214 Tamir Edilmiş Numune A2 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği
c) Kuvvet Zaman grafiği

Tamir edilmiş A2 numunesine ait maksimum deplasmanı, hızı ve kuvveti içeren grafikler Şekil 2.24'te çizdirilmiştir.

Tamir edilmiş Numune A3:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
300	61,02	2,53

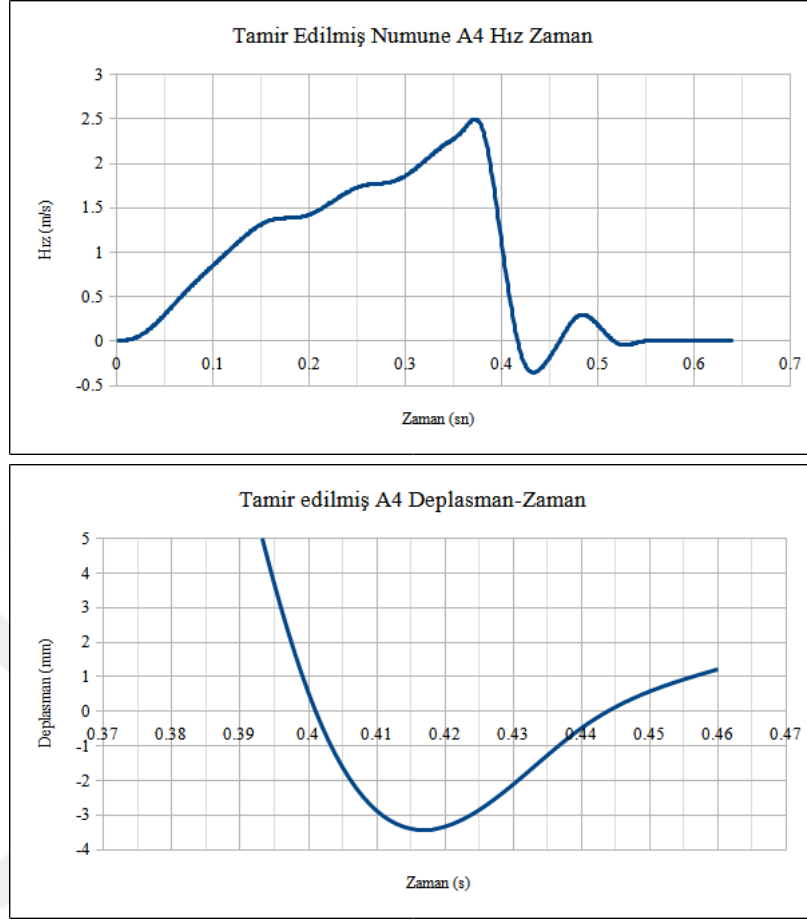


Şekil 22 Tamir Edilmiş Numune A3 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği

Tamir edilmiş A3 numunesine ait maksimum deplasmanı ve hızı içeren grafikler Şekil 2.25’te çizdirilmiştir. Kuvvet zaman grafiği bu deneyden anlamlı veri üretilemediğinden türetilmemiştir.

Tamir edilmiş Numune A4:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
300	53,72	2,38

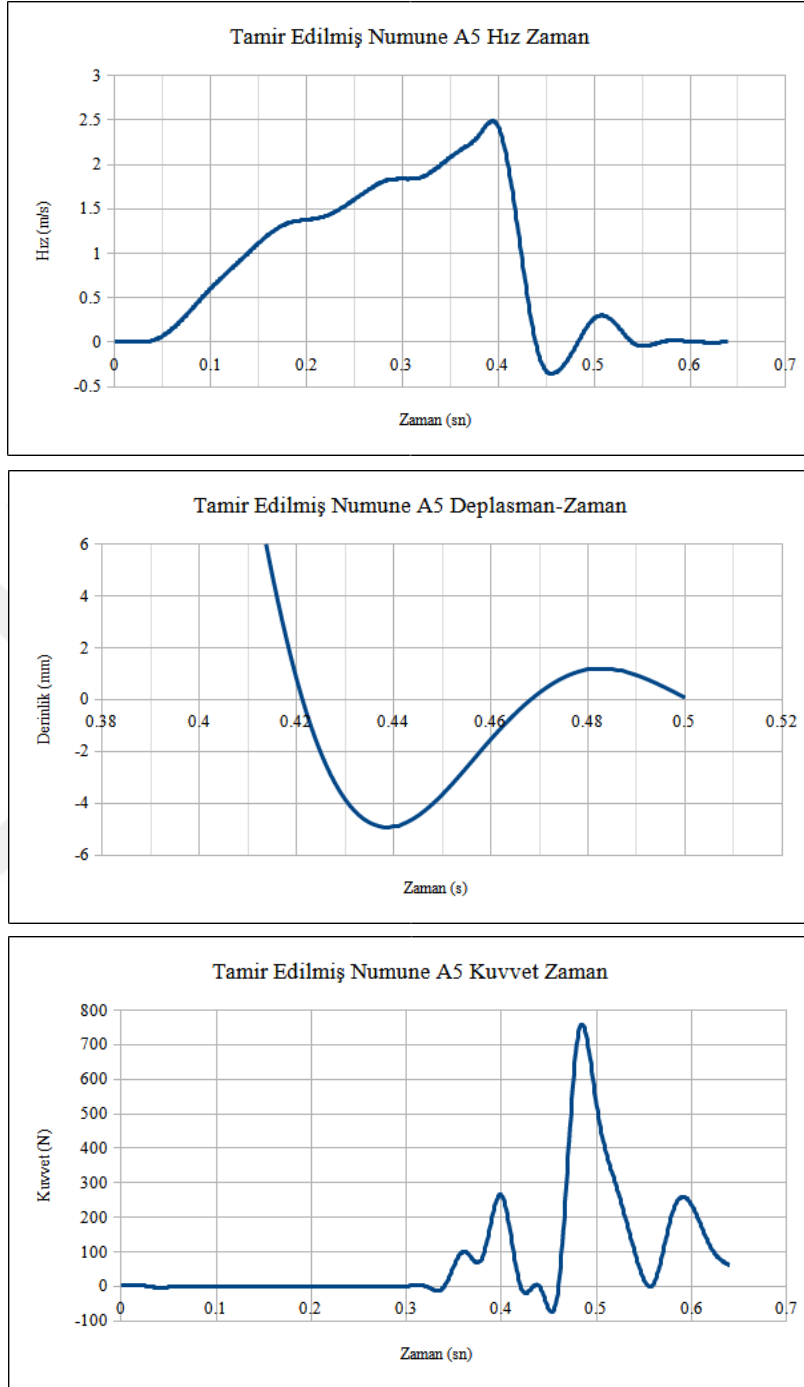


Şekil 23 Tamir Edilmiş Numune A4 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği

Tamir edilmiş A4 numunesine ait maksimum deplasmanı ve hızı içeren grafikler Şekil 2.26’da çizdirilmiştir. Kuvvet değeri maksimum değer değil çarpma anı referans alınarak alınmıştır.

Tamir edilmiş Numune A5:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
300	55,82	2,42

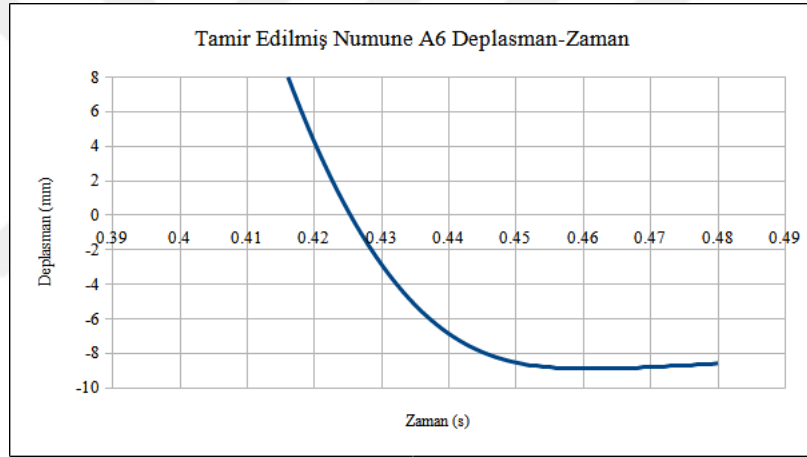
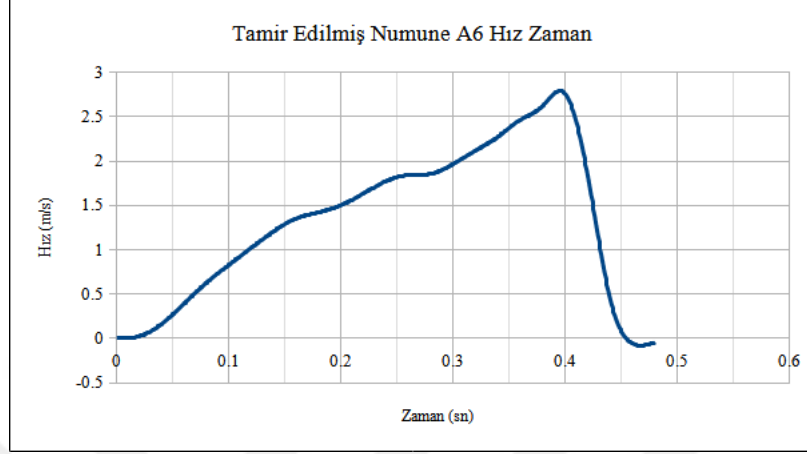


Şekil 24 Tamir Edilmiş Numune A5 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği (c) Kuvvet Zaman grafiği

Tamir edilmiş A5 numunesine ait maksimum deplasmanı, hızı ve kuvveti içeren grafikler Şekil 2.27’te çizdirilmiştir.

Tamir edilmiş Numune A6:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
350	71,99	2,75

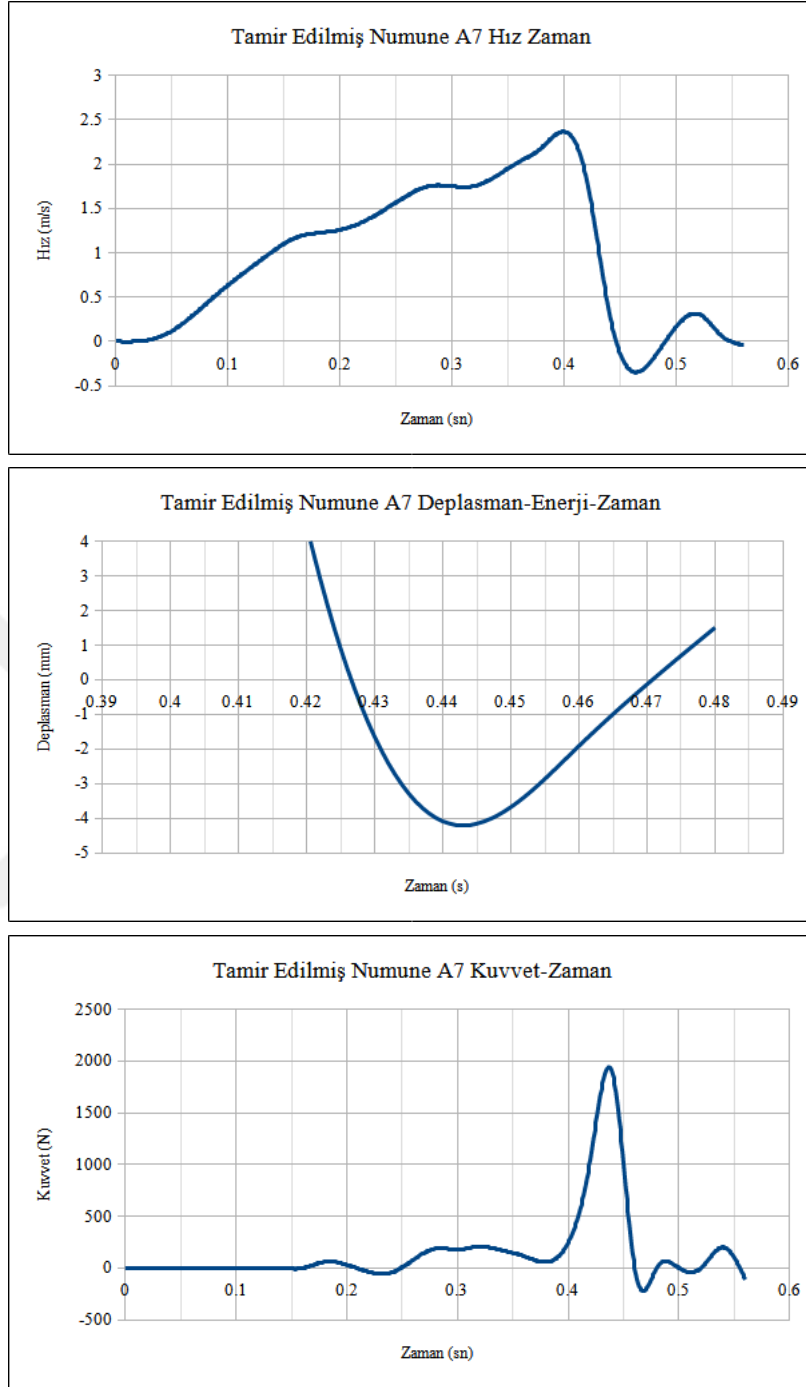


Şekil 25 Tamir Edilmiş Numune A6 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği

Tamir edilmiş A6 numunesine ait maksimum deplasmanı ve hızı içeren grafikler Şekil 2.28'te çizdirilmiştir. Kuvvet zaman grafiği bu deneyden anlamlı veri üretilmediğinden türetilmemiştir.

Tamir edilmiş Numune A7:

Yükseklik (mm)	Maks. Enerji (j)	Maks. Hız (m/s)
300	53,14	2,36



Şekil 26 Tamir Edilmiş Numune A7 (a) Hız Zaman grafiği (b) Deplasman Zaman grafiği c) Kuvvet Zaman grafiği

Tamir edilmiş A7 numunesine ait maksimum deplasmanı, hızı ve kuvveti içeren grafikler Şekil 2.29'te çizdirilmiştir

3. ELDE EDİLEN VERİLER VE DEĞERLENDİRMELER

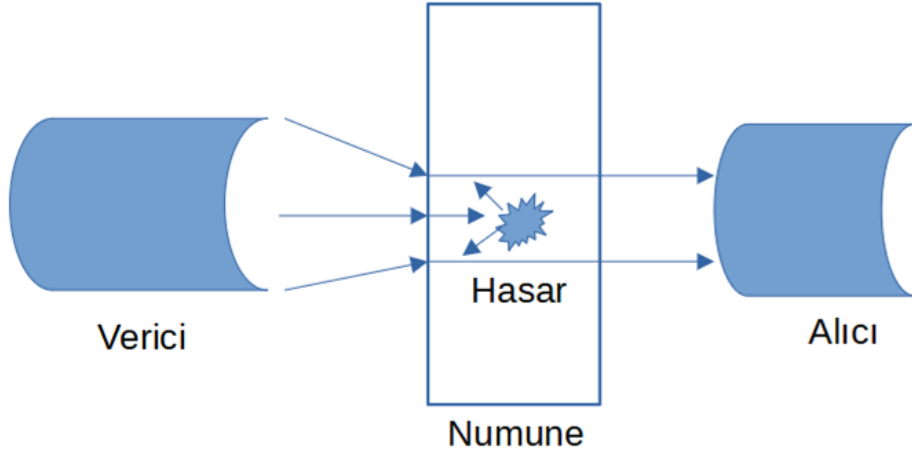
3.1. Hasar Bölgesi İncelemesi

Numuneler testin ardından, C-Scan yöntemi kullanılarak hasarı tespit edebilmek için tarama yapılmıştır. C-Scan yöntemi endüstride yoğun olarak kullanılan hasarsız muayene yöntemlerinden biridir. Kompozit parçaların hem üretim hatalarını hem de hava aracı üzerine takıldıktan sonraki muayene aşamalarında (Şekil 3.1) kullanılan bu yöntem ultrasonik ses dalgalarının yansımasını temel almaktadır [16].



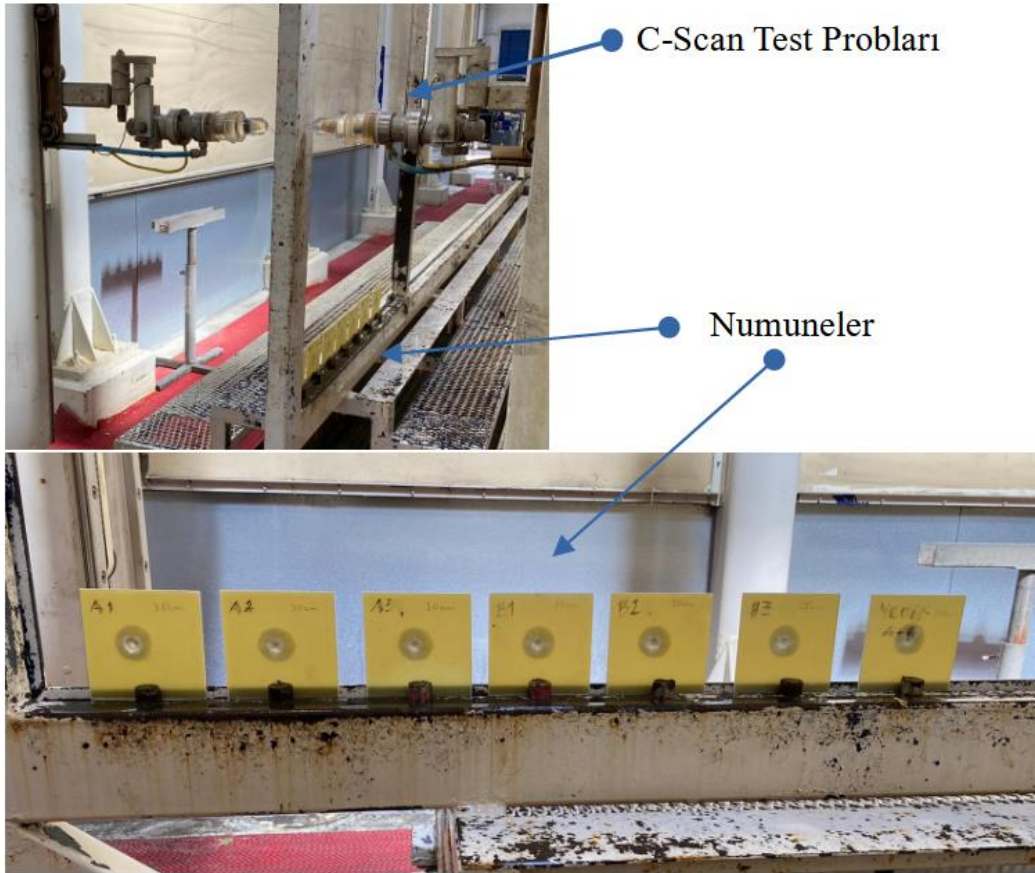
Şekil 27 Hava aracı üzerinde gerçekleştirilen C-Scan örneği

C-Scan testi katmanlar arası boşluk, gözenek (porosity), yabancı madde içermesi ve hatalı fiber yönlerini tespitinde kullanılmaktadır. Ultrasonik verici (Şekil 3.2) bir ortam içerisinde (genelde bu ortam sudur) numuneye 10 MHz frekansında ses dalgası gönderir. Aynı ortamda bulunan alıcı vasıtasıyla sinyaller işlenir. C-Scan probu iki boyutta: X ve Y düzleminde parçaya ait veri iletir.



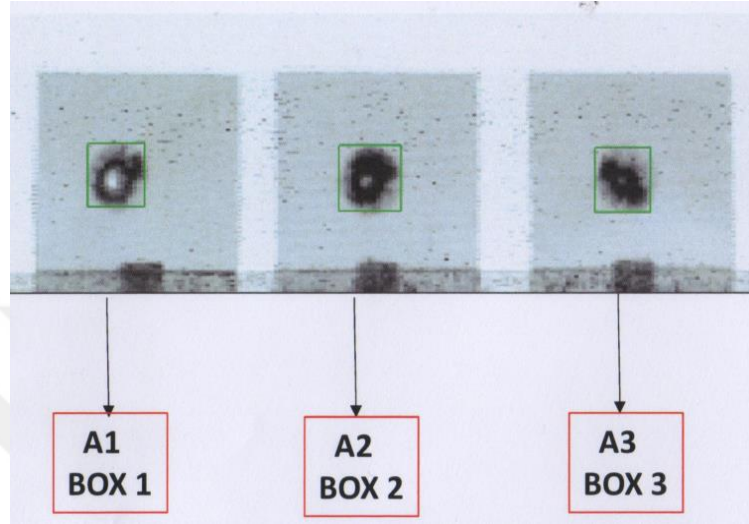
Şekil 28 C-Scan konfigürasyonu [18]

Tüm numuneler ilk ve ikinci hasardan sonra Şekil 3.3'te C-Scan testine sulu ortamda muayene edilmiştir.

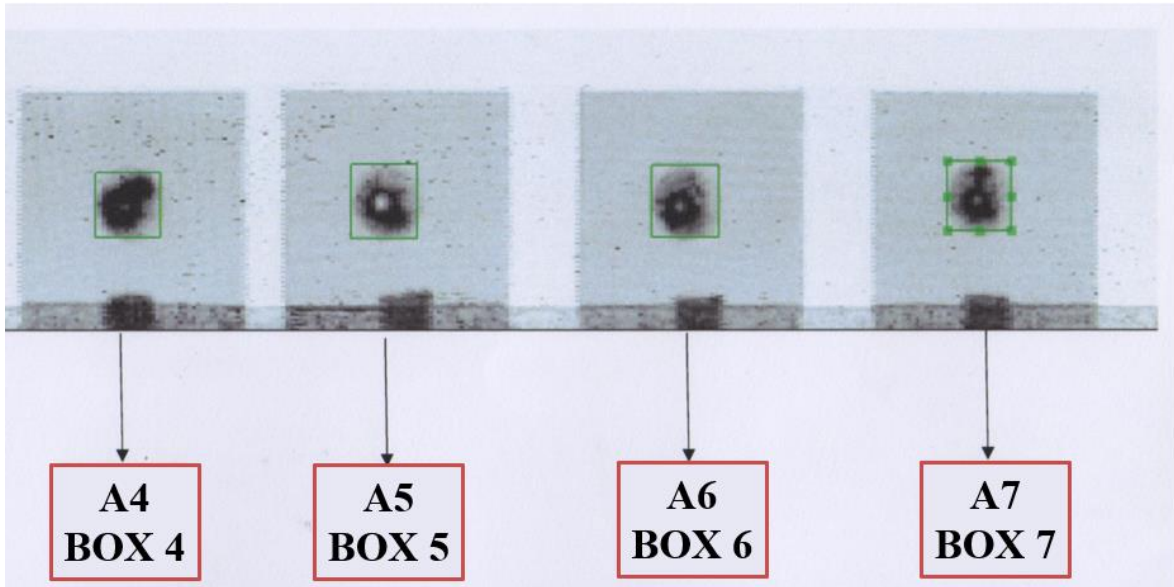


Şekil 29 Numunelerin C-Scan ile ölçümü

Hasarlı numunelerin ilk darbe testine ardından yapılan C-Scan sonuçlarının görselleri Şekil 3.4 ve 3.5 de paylaşılmıştır. Hasarlı bölgeler siyah olarak görselleştirilmiştir.

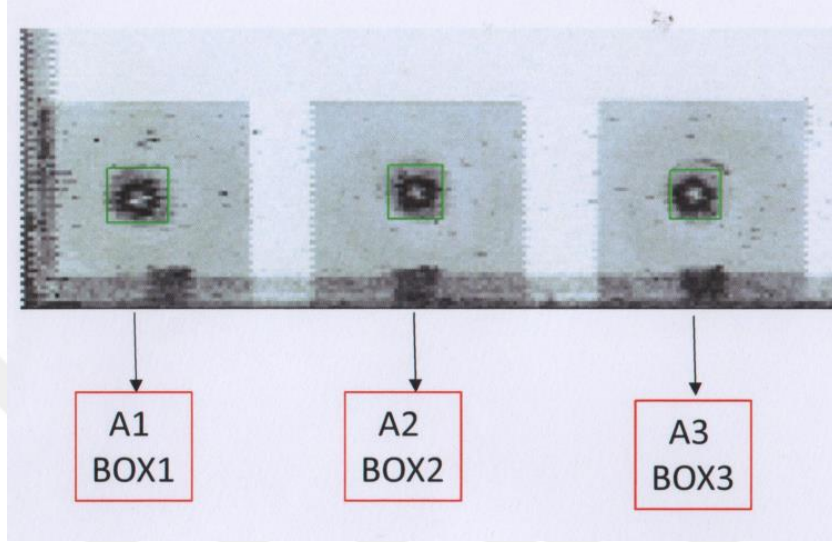


Şekil 30 İlk Darbeden sonra A1, A2, A3 C-Scan Sonuçları

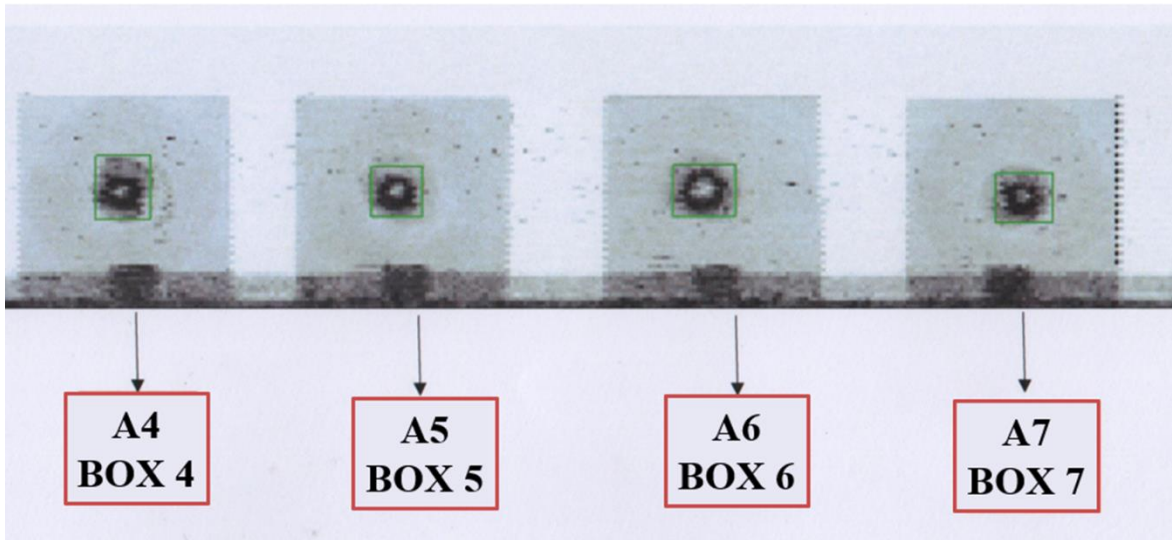


Şekil 31 İlk Darbeden sonra A4, A5, A6, A7 C-Scan Sonuçları

Tamir ardından yapılan ikince darbe testinde hasarlanan numunelerin yapılan C-Scan sonuçlarının görselleri Şekil 3.6 ve 3.7’de paylaşılmıştır. Hasarlı bölgeler siyah olarak görselleştirilmiştir.



Şekil 32 Tamirden sonra A1, A2, A3 C-Scan Sonuçları



Şekil 33 Tamirden sonra A4, A5, A6, A7 C-Scan Sonuçları

3.2. Karşılaştırma ve Değerlendirme

Yapılan çalışmada 7 adet numune, tamirden önce ve tamirden sonra olmak üzere ikişer kere teste tabi tutulmuş olup toplam 14 deney sonucu alınmıştır. İlk grup testler hiç

darbe almamış ve tamir edilmemiş numuneler üzerinde gerçekleştirilmiştir. İkinci grup testler ise ilk darbe sonucu hasar oluşan kısımları tamir edilmiş numuneler üzerinde (ilk grup testlerle aynı test koşullarında) yapılmıştır.

A1 ve A6 numuneleri 350 mm'den düşen ağırlık ile test edilmiştir. Penetratörün enerjisi %30 daha yüksektir. Tablo 3.1'de görüldüğü üzere penetratörün deplasmanı 300 mm düşen ağırlığa göre daha fazla olmuştur. Test sonucu olarak baz numune penetratörün deplasmanı ortalama 8.8 mm gerçekleşmiştir. Tamir edilmiş numune deplasmanı ise 7.4 mm gerçekleşmiştir.

A2, A3, A4, A5 ve A7 numunelerinin test sonuçları incelendiğinde 300 mm ve 19 kg ağırlığında penetratörün yarattığı deplasman baz numunelerde ortalama 5,2 mm gerçekleşmiştir. Tamir edilmiş numunelerde penetratör deplasmanı ise ortalama 3,9 mm gerçekleşmiştir. Tamir sonucu numune yapısal olarak aynı teste maruz kaldığında benzer performansı sergilemiştir.

Tablo 3.1 Tüm numuneler için Kuvvet, Deplasman, Hız tablosu

	Kuvvet (N)	Deplasman (mm)	Hız (m/s)
A1 Baz	*	10.48	2.74
A1 Tamir	945.38	5.89	2.68
A2 Baz	1906.47	4.47	2.38
A2 Tamir	1695.27	3.35	2.38
A3 Baz	420.17	5.47	2.36
A3 Tamir	*	4.04	2.53
A4 Baz	*	2.07	2.17
A4 Tamir	*	3.33	2.38
A5 Baz	2122.44	8.89	2.40
A5 Tamir	721.23	4.90	2.42
A6 Baz	1666.18	7.18	2.35
A6 Tamir	*	8.88	2.75
A7 Baz	*	5.59	2.10
A7 Tamir	1881.51	4.09	2.36

*Kuvvet değerleri yapılan deneylerde anlamlı veri üretilemediğinden tabloya yansıtılamamıştır.

Deplasman ve hız verisi tüm testlerde anlamlı olarak türetilmiştir.

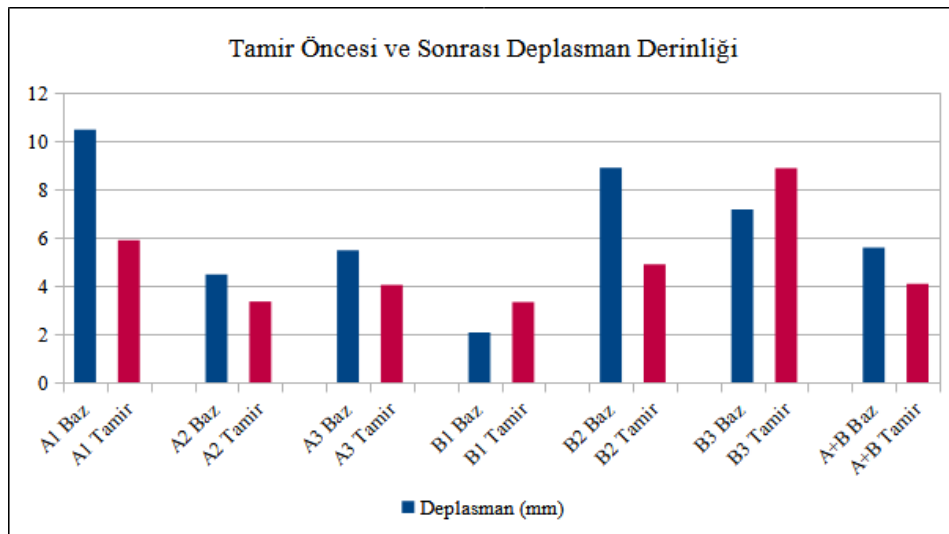
Her iki testte de anlamlı kuvvet verisi alınan numuneler A2 ve A5 numuneleridir. Kuvvet verisi üzerinden bakıldığında ise özellikle A2 numunesi baz alındığında iki test arasında 300 N'luk bir kuvvet azalması görülmektedir.

Tablo 3.2 Hasar alanları tablosu

Numune	Baz (mm ²)	Tamir Sonrası (mm ²)
A1	787.7	745.47
A2	897.61	651.68
A3	801.54	551.34
A4	793.32	767.53
A5	917.7	564.79
A6	911.58	711.67
A7	931.62	622.03

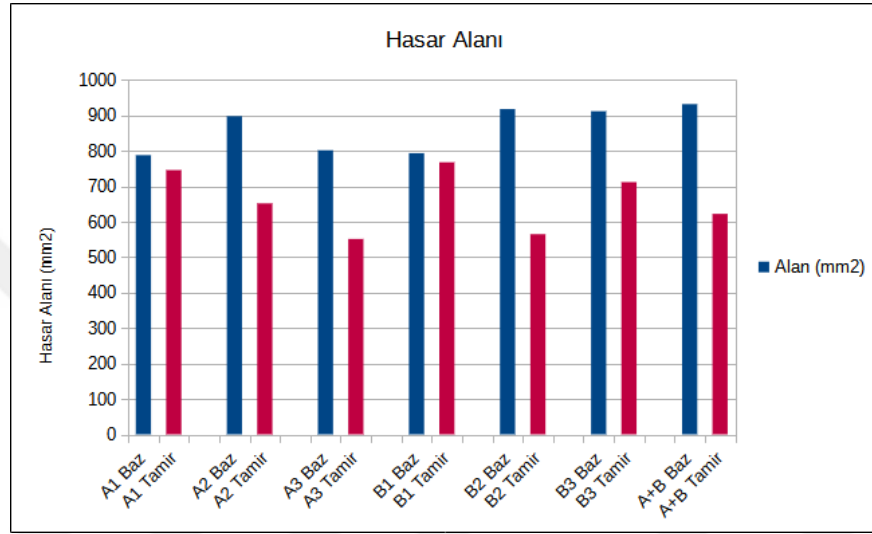
Hasar alanları Tablo 3.2'de özet olarak verilmiştir. Tüm hasar alanları verisi C-Scan ile elde edilmiştir. Hasar alanları 350 mm ve 300 mm'den düşen ağırlıklar karşılaştırıldığında beklendiği üzere daha yüksek enerji seviyesi için daha geniş bir alan gözlemlenmiştir.

Yapıştırıcının yapısal değerleri deney numunelerinin yapıldığı E-Glass E-746 7781 malzemesine göre daha yüksek seviyededir [14,17]. Bunun sonucu olarak tamir numuneleri hasar alanı baz alındığında ilk durumlarına göre daha iyi performans verdiği gözlemlenmiştir.



Şekil 34 Hasar Deplasman maksimum derinliği

Deplasman ve hız grafikleri beraber incelendiğinde maksimum deplasman hızının minimum olduğu anda gerçekleşmiş olduğu görülmektedir. Şekil 3.8’de görüldüğü üzere aynı numunenin birinci ve ikinci test deplasmanı incelendiğinde tamir edilmiş numune performansı baz numuneye benzer veya daha iyi sonuç vermiştir.



Şekil 35 Hasar Alanları

Deplasman değerlendirmesine paralel olarak Şekil 3.9’da paylaşılan hasar alanlarında da benzer olgu gözlemlenmektedir.

4. SONUÇLAR

Yapılmış olan testler ile kuş çarpması hasarının etkileri ve bu hasara yönelik tamir yönteminin ikincil bir darbeye karşı etkinliği incelenmiştir. İlk çarpma ve tamir sonrası alınan ölçümler incelendiğinde, tamir etkinliğinin ana unsurları olan hasar derinliği ve hasar alanı parametrelerinin iki durum için de genel olarak benzer olduğu gözlemlenmiştir. Bu husus tamir yönteminin etkinliğini ve tamir işleminin bu tür hasarlarda etkin ve geçerli olduğunu göstermektedir.

Deney verilerine detaylı olarak bakıldığında, bütün veri setlerinde, maksimum hasar derinliği impektör enerjisinin en düşük olduğu (hızın sıfıra düştüğü) anda gözlemlenmiştir. Bu durum, tüm enerjinin sönmüldüğünü, dolayısıyla numunenin tek parça halinde kaldığını ve yapısal bütünlüğünü koruduğunu doğrulamaktadır. Dolayısıyla bu çalışmada önerilen tek taraflı kertme (single scarf technique) onarım yönteminin sertifikasyon kurallarının zorunlu kıldığı ikinci çarpmalara karşı yeterli performans sağladığı görülmüştür. Tanımlanan uçuş zarfı boyunca meydana gelen benzer hasarların önerilen yöntem ile onarılabileceği gösterilmiştir.

Çarpma testleri sonrası hasar alanları, hem C-Scan testi hem de elle ölçüm sonucunda %10'luk bir sapma ile ortalama 660 mm² olarak tespit edilmiştir. İlk ve ikinci çarpma sonrası hasar alanlarının büyük oranda benzeştiği görülmüştür. Bütün olarak ele alındığında ölçülen değerler tutarlı olmakla birlikte bazı numunelerde yapılan ölçümlerde sapsmalar yer almaktadır. Benzer araştırmalar incelendiğinde kıymetlendirmeye esas alınan parametrenin parça üzerinde ölçümlenen yüklerdeki tutarsızlıklar sebebiyle kuvvet değil hasar alanı olduğu görülmektedir. Bu bağlamda yukarıda detayları verildiği üzere testlerde ölçülen hasar alanının yüksek oranda tutarlı olduğu gözlemlenmiştir.

Deneylerde yapılan kuvvet ölçümlerinde, beklenenin çok üstünde tutarsızlıklar gözlenmiştir. Söz konusu tutarsızlığın büyük ölçüde deney düzeneğindeki veri toplama hatalarından kaynaklandığı değerlendirilmektedir. Bunun yanında büyük ölçüde benzer olan hasar alanları ölçümlerindeki minör farklılıkların numunenin sabitlendiği noktanın belirlediği sınır koşullarından kaynaklandığı kıymetlendirilmektedir.

Öneriler:

İlerideki çalışmalarda farklı açı, dizilim ve oran (45° prepreg/ 0° prepreg) kombinasyonlarındaki yama yapılarının denenerek performanslarının ölçülmesi bu çalışmada önerilen onarım yönteminin geçerliliğinin doğrulanması yönünde olumlu katkı sağlayacaktır. Ayrıca düşük hızlı darbe testlerinin yanı sıra onarılmış numunelere standartlara uygun eğilme, basma ve çekme testlerinin de yapılması uygun olacaktır.

Bu çalışmaya paralel olarak yapılan deneylerin sonlu eleman analiz yazılımları aracılığıyla modellenerek farklı hız ve sınır koşullarında etkileri görülebilir.



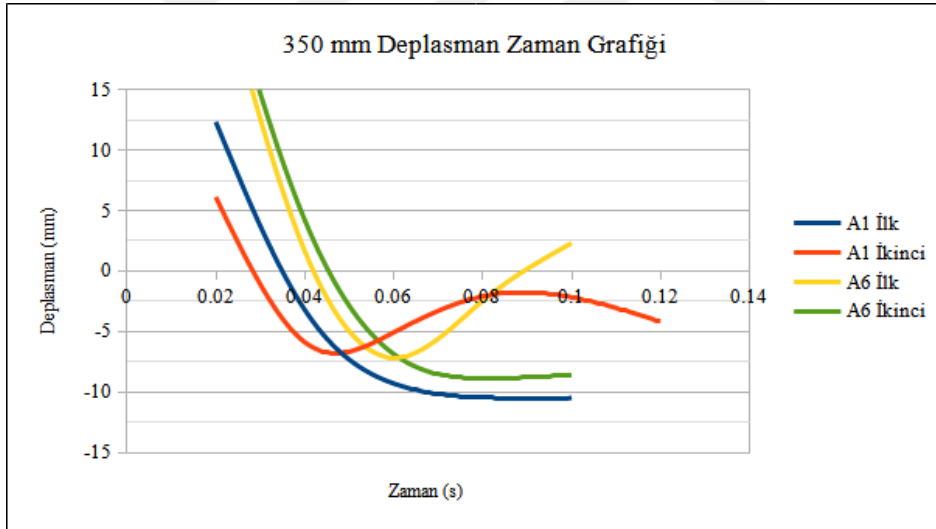
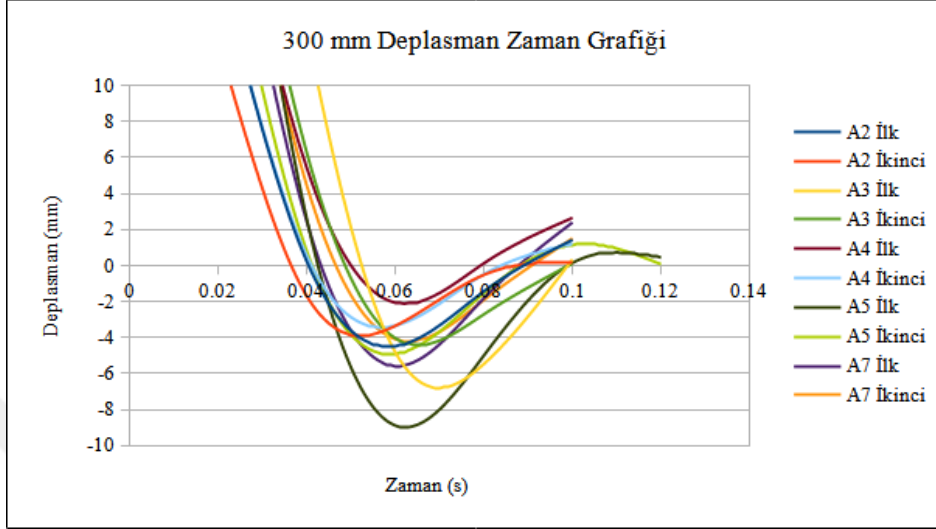
KAYNAKLAR

- [1] Gülcan, O. “Kuş çarpmaları ve uçaklara etkileri üzerine bir gözden geçirme çalışması”, *Mühendis ve Makina*, Cilt 60, no:696, pp.192-220. 2019
- [2] Metz, I. C., Ellerbroek, J., Mühlhausen, T., Kügler, D., & Hoekstra, J. M., “The bird strike challenge”. *Aerospace*, vol. 7, no: 3, pp. 26, 2020
- [3] Thorpe, J. “Fatalities and destroyed civil aircraft due to bird strikes”, 1912-2002. In International Bird Strike Committee, 26th Meeting. Warsaw, Poland, pp. 28. May, 2003
- [4] Dennis, N., Lyle, D., Budgey, R., Kirrane, P. and Whitehead, A.M., “Bird strike damage & windshield bird strike. European Aviation Safety Agency. Final Report”, Surrey, UK. 2009
- [5] Allan, John R., "The costs of bird strikes and bird strike prevention, Human Conflicts with Wildlife: Economic Considerations.", *Proceedings of the Third National Wildlife Research Centre Special Symposium*, Aug., 2000.
- [6] Cumhurbaşkanlığı Kararnamesi 2/7/2018-KHK-703/89 md Madde 437 “Sivil havacılık genel müdürlüğü iş tanımı”, Temmuz 2018
- [7] Easa Certification Specification. www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/reg/initial-airworthiness (Accessed: Jun. 05, 2022).
- [8] *Certification Specification for Large Rotorcraft CS-29, Amendment 3*, European Safety Agency (EASA), Cologne, 2012
- [9] Ceyla, A., & Şenel, M. “An experimental study of low velocity impact response for composite laminated plates”. *Journal of Science and Technology of Dumlupınar University*, vol: 021, pp. 77-90, 2010

- [10] Archer, E., and A. McIlhagger. "Repair of damaged aerospace composite structures." In *Polymer composites in the aerospace industry*, Woodhead Publishing, 2020, pp. 441-459
- [11] Liu, B., Xu, F., Feng, W., Yan, R., & Xie, W. "Experiment and design methods of composite scarf repair for primary load bearing structures", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol: 88, pp. 27-38, 2016
- [12] Elaldi, F. "An experimental study on rapid composite repair techniques", *Eccm - 15 Th European Conference on Composite Materials*, Venice, Italy, Jun., 2012
- [13] Fasanella, E. L., Jackson, K. E., Littell, J. D., & Seal, M. D. "Simulating the Impact Response of Full-Scale Composite Airframe Structures". In *International LS-DYNA Users Conference* (No. NF1676L-17752). June, 2012.
- [14] E-746 Epoxy Prepregs, properties parkaerospace.com/wp-content/uploads/2017/05/E-746-M_a4.pdf, (Accessed: Feb. 05, 2021).
- [15] Ahmed, Payman & Fadhil, Basim & Mohamed, Ava., "Effect of Unidirectional and Woven Fibers on Impact Properties of Epoxy", *Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology*, Vol. 12, pp. 197-205, 2016, DOI: 10.19026/rjaset.12.2321.
- [16] Sinclair, J. W. "Effects of cure temperature on epoxy resin properties", *The Journal of Adhesion*, vol 38 (3-4), pp. 219-234, 1992.
- [17] LOCTITE EA 956 AERO, epoxy paste adhesive, properties www.henkeladhesives.com/vn/en/product/industrialadhesives/loctite_ea_956_aero.html (Accessed: Jul 15, 2022).
- [18] Fahr, A. "Ultrasonic C-scan inspection of composite materials". *Engineering Journal of Qatar University*, Vol. 5, pp. 201 -222, 1992

EKLER

EK 1: Darbe Testinin Grafikleri



EK 2 Cam Elyaf Malzeme Verisi

E-746 Epoxy Prepregs

Prepreg and Laminate Physical Properties

Reinforcement	7781 E-Glass
Fabric Area Weight (gsm)	300
Prepreg Resin Content (%)	34- 40
Resin Flow (325°F, 50 psi) (%)	7 – 21
Volatiles (325°F) (% max)	2.0
Gel Time (min)	1 – 3
Laminate Tg – std cure (°C)	180
Laminate Tg – post cure (°C)	230
Dielectric Constant (Dk) @ 9.375GHz	4.2
Loss Tangent (Df) @ 9.375GHz	0.016

Laminate Mechanical Properties

Reinforcement	7781 E-glass
Cure Cycle	Autoclave
Tensile Strength, 0° (Ksi) 75°F Dry 280°F Dry 350°F Dry 420°F Dry 500°F Dry ASTM-D-638	65 50 45 45 45
Compressive Strength (Ksi) 75°F Dry 280°F Dry 350°F Dry 420°F Dry 500°F Dry ASTM-D-695	75 50 -- -- --
Flexural Strength (Ksi) 75°F Dry 280°F Dry 350°F Dry 420°F Dry 500°F Dry ASTM-D-790	90 75 40 30 20
Short-Beam Shear Strength (Ksi) 75°F Dry 250°F Dry 350°F Dry ASTM-D-2344	6.9 -- 3.0

EK 3 Yapıştırıcı Verisi

Tensile Properties - tested using 0.125 inch/3.18 cm castings per ASTM D638.

Test Property	Unit	Cured 2 hours @200°F/93°C	Cured 7 days @77°F/25°C
Tensile Strength, @77°F/25°C	psi (MPa)	6,900 (47.5)	5,800 (40.0)
Tensile Modulus, @77°F/25°C	ksi (MPa)	360 (2483)	370 (2552)
Elongation at Break, @77°F/25°C	%	2.54	2.35
Shore D Hardness @ 77°F/25°C	Report	88	85
Tg	°F (°C)	253 (123)	156 (69)

Compressive Properties - tested using 0.5 inch/12.7 cm castings per ASTM D 695.

Test Property	Unit	Cured 7 days @77°F/25°C
Compressive Strength, @77°F/25°C	ksi (MPa)	12 (82.8)
Compressive Modulus, @77°F/25°C		158 (1089)

Electrical Properties - tested per ASTM D149, D150

Test Property	0.1 KHz	1.0 KHz	10.0 KHz
Dielectric Constant	3.63	3.59	3.46
Dissipation Factor	.007	.017	.028
Volume Resistivity (ohm-cm)	8.53 x 10 ¹⁴		
Surface Resistivity (ohm)	2.43 x 10 ¹⁵		
Thermal Conductivity	4.90 x 10 ⁴ cal/sec-cm-°C/0.205 W(m·K)		