

T.C.  
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

KUŞ ÇARPMASINA MARUZ KALAN KOMPOZİT YAPILARIN  
ANALİZİNDE TAM BAĞLANTILI SINIR AĞLARI KULLANILARAK  
TAHMİN MODELİNİN GELİŞTİRİLMESİ

Zehra HASILCI

DOKTORA TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı  
Konstrüksiyon Programı

Danışman

Dr. Öğr. Üyesi Muharrem Erdem BOĞOÇLU

Eş Danışman

Prof. Dr. Ahmet Selim DALKILIÇ

Şubat, 2022

T.C.  
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**KUŞ ÇARPMASINA MARUZ KALAN KOMPOZİT YAPILARIN  
ANALİZİNDE TAM BAĞLANTILI SİNİR AĞLARI KULLANILARAK  
TAHMİN MODELİNİN GELİŞTİRİLMESİ**

Zehra HASILCI tarafından hazırlanan tez çalışması 02.02.2022 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Konstrüksiyon Programı **DOKTORA TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Dr. Öğr. Üyesi Muharrem E.  
BOĞOÇLU  
Yıldız Teknik Üniversitesi  
Danışman

Prof. Dr. Ahmet Selim DALKILIÇ  
Yıldız Teknik Üniversitesi  
Eş-Danışman

**Jüri Üyeleri**

Dr. Öğr. Üyesi Muharrem Erdem BOĞOÇLU, Danışman  
Yıldız Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Berna BOLAT, Üye  
Yıldız Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Serpil KURT, Üye  
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Birgül AŞÇIOĞLU TEMİZTAŞ, Üye  
Yıldız Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Ata MUĞAN, Üye  
İstanbul Teknik Üniversitesi

Danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Muharrem Erdem BOĞOÇLU ve eş danışmanım Prof. Dr. Ahmet Selim DALKILIÇ sorumluluğunda tarafımda hazırlanan Kuş Çarpmasına Maruz Kalan Kompozit Yapıların Analizinde Tam Bağlantılı Sinir Ağları Kullanılarak Tahmin Modelinin Geliştirilmesi başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Zehra HASILCI



Bu çalışma, Yıldız Teknik Üniversitesi Bilimsel Araştırma Proje Koordinatörlüğü'nün FDK-2020-3851 numaralı projesi ile desteklenmiştir.



*Aileme*

## TEŞEKKÜR

---

Bu çalışmanın hazırlanmasında bilgisini ve desteğini benden hiçbir zaman esirgemeyen, gelişime, araştırmaya ve girişimde bulunmaya teşvik eden doktora tez danışman hocam Dr. Öğr. Üyesi Muharrem Erdem BOĞOÇLU'ya ve eş danışman hocam Prof. Dr. Ahmet Selim DALKILIÇ'a saygı ve teşekkürlerimi sunarım.

Doktora eğitimimde ODTÜ'de kendisinden aldığım derslerde ve doktora tez çalışmamda bilgilerini ve desteğini sunan en yoğun çalışma temposunda bile yardım istediğimde bilgilerini hızlıca ulaştıran ve gelecekteki mesleki hayatımda da bana verdiği değerli bilgilerden faydalanacağımı düşündüğüm Prof. Dr. Altan KAYRAN'a ve kompozit malzemeler üzerine kıymetli havacılık tecrübeleri ile çalışmaya yön veren TUSAŞ'tan Dr. Fatih CIBIR'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Ülkemizde yapılamayan ancak yurt dışında akredite olmuş bir kaç kuruluştaki yapılabilen yüksek maliyetli kuş çarpma testleri konusunda projenin önündeki en büyük engeli kaldırmama yardımcı olan ve Airbus'un kuş çarpma test sonuçlarını kullanmama izin vererek çalışmaya yön veren Airbus A380 direktörü Jens HINRICHSEN'e teşekkürü bir borç biliyor ve şükranlarımı sunuyorum. Projeyi finansman olarak destekleyen YTÜ BAP komisyonuna ayrıca teşekkür ederim.

Doktora çalışmamın uzun ve zorlu yolculuğunda sevgisiyle, desteğiyle ve motivasyonu ile bana güç ve enerji veren aileme bu çalışmayı adıyorum.

Zehra HASILCI

# İÇİNDEKİLER

<b>SİMGE LİSTESİ</b>	<b>viii</b>
<b>KISALTMA LİSTESİ</b>	<b>ix</b>
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b>	<b>x</b>
<b>TABLO LİSTESİ</b>	<b>xii</b>
<b>ÖZET</b>	<b>xiii</b>
<b>ABSTRACT</b>	<b>xv</b>
<b>1 GİRİŞ</b>	<b>1</b>
1.1 Literatür Özeti.....	1
1.2 Tezin Amacı .....	4
1.3 Hipotez .....	5
<b>2 İSTATİSTİKSEL ÇALIŞMALAR</b>	<b>6</b>
2.1 Kuş Çarpmasına İlişkin Hasar Raporları .....	6
2.2 Kuş Çarpması Sebebiyle Meydana Gelen Kazalar .....	13
2.3 Kuş Çarpması ve Kompozit Malzemelerle İlgili Havacılık Standartları....	21
2.3.1 Uluslararası Havacılık Standartları.....	22
2.3.2 Ulusal Havacılık Standartları.....	22
2.3.3 Uygunluk Kriteri AMC 25.631 Standardı.....	22
2.3.4 AMC 20–29 Kompozit Uçak Yapıları Standardı .....	23
<b>3 NÜMERİK YÖNTEMLER</b>	<b>32</b>
3.1 Yüksek Hızlı Çarpmanın Matematiksel Formülasyonu.....	32
3.2 Kuş Çarpma Teorisi .....	36
3.3 Nümerik Simülasyon Yaklaşımı.....	41
3.4 SPH (Yumuşatılmış Tanecik Hidrodinamiği) Kuş Modeli.....	44
3.5 Ls-Dyna’da Kullanılan Kompozit Malzeme Kartının Özellikleri .....	46
<b>4 NÜMERİK ANALİZLERİN DOĞRULANMASI</b>	<b>49</b>
4.1 Kuş Modelinin Doğrulanması .....	49
4.1.1 Kuş Çarpma Testi (Doğrulama Çalışması – I) .....	51
4.1.2 Jelatin Çarpma Testi (Doğrulama Çalışması – II) .....	55
4.2 Kuşların Kompozit Yapı Üzerine Çarpması (Doğrulama Çalışması – III) .	58
<b>5 LAMİNATLARIN İSTİFLEME SIRASI OPTİMİZASYONU</b>	<b>67</b>
5.1 Deney Tasarımı .....	67

5.2 Otomatik Veri Üretim Yöntemiyle LS-Dyna Dosyalarının Oluşturulması.	70
5.3 FCNNs Methodunun Geliştirilmesi .....	70
<b>6 ANALİZ SONUÇLARININ DEĞERLENDİRİLMESİ</b>	<b>78</b>
6.1 Kuş Hızının Global Deformasyona Etkisi .....	79
6.2 Kat Oryantasyonunun Global Deformasyon Üzerindeki Etkisi .....	80
6.3 Laminat Oryantasyon Yüzdelerinin Global Deformasyona Etkisi .....	81
<b>7 SONUÇ VE ÖNERİLER</b>	<b>85</b>
<b>KAYNAKÇA</b>	<b>87</b>
<b>TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR</b>	<b>92</b>





## SİMGE LİSTESİ

$\delta$	Başarı Kriteri
$V_{\text{impact}}$	Çarpma Hızı
$\varepsilon'_{ij}$	Deviatorik Deformasyon Hızı
$\nu$	Dinamik Viskozite
$P_{\text{stagnation}}$	Durgunluk Basıncı
$X$	Eğitim Modeli
$\sigma'_{ij}$	Formun Deviatorik (Viskoz) Stresi
$y_i$	Gerçek i. Geometri Dizisi
$\varepsilon$	Hata
$\tanh [x]$	Hiperbolik Tanjant Aktivasyon Fonksiyonu
$P_{\text{shock}}$	Hugoniot Basıncı
$E$	İç Enerji
$G_{xy}, G_{yz}, G_{xz}$	Kesme Modülü
$\rho_0$	Kuşun Başlangıç Yoğunluğu
$L$	Kuşun Boyu
$u_0$	Kuşun İlk Hızı
$X_c$	Maksimum Boyuna Basma Mukavemeti
$X_t$	Maksimum Boyuna Çekme Mukavemeti
$y_{\text{max}}$	Maksimum Dizi Değeri
$Y_c$	Maksimum Enine Basma Mukavemeti
$Y_t$	Maksimum Enine Çekme Mukavemeti
$S_c$	Maksimum Kesme Mukavemeti
$y_{\text{min}}$	Minimum Dizi Değeri
$\nu_{xy}, \nu_{yz}, \nu_{xz}$	Poisson Oranı
$C_0 - C_6$	Polinom Denklem Katsayıları
$V_{\text{shock}}$	Şok Hızı
$\hat{y}_i$	Tahmin Edilen i. Geometri Dizisi
$t_D$	Teorik Çarpma Süresi
$E_x, E_y, E_z$	x, y ve z Yönlerinde Elastisite Modülleri

## KISALTMA LİSTESİ

---

ALE	Keyfi Lagrange-Euler
ANN	Yapay Sinir Ağı
CEROD	Basmadaki Aşınma
CNN	Konvolüsyonel Sinir Ağı
CPU	Merkezi İşlem Birimi
Def.	Deformasyon
DOE	Deney Tasarımı
EASA	Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı
Exp.	Deney
El. Size	Eleman Boyutu
FAA	Federal Havacılık İdaresi
FCNNs	Tam Bağlantılı Sinir Ağları
FEM	Sonlu Eleman Yöntemi
GLARE	Cam Takviyeli Alüminyum Laminat
Lagr.	Lagrange
NRMSE	Normalleştirilmiş Ortalama Karekök Hatası
RMSE	Ortalama Karekök Hatası
SPH	Pürüzsüz Partikül Hidrodinamiği
TEROD	Çekmedeki Aşınma
THY	Türk Hava Yolları
Val.	Doğrulama

## ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1 Kuş sürüsü içindeki Türk Hava Yolları'na ait uçaklar.....	6
Şekil 2.2 THY uçaklarında 2017 – 2020 yıllarındaki kuş çarpma hasar sayıları ...	6
Şekil 2.3 İngiltere'deki uçaklarda 2005 – 2008 arası kuş çarpma hasar sayıları ...	7
Şekil 2.4 Amerika'daki sivil uçaklarda rapor edilen kuş çarpma sayıları .....	8
Şekil 2.5 Vahşi hayvanların çarpması sonucu kal olan uçak sayıları.....	8
Şekil 2.6 Kuş çarpması nedeniyle tahrip olan uçak .....	13
Şekil 2.7 Amerika Havayolları'na ait yolcu uçağının radomunun parçalanması .	15
Şekil 2.8 A319-100 uçağının gövdesindeki delik hasarı .....	15
Şekil 2.9 TC-JYC uçağına kuş çarpması olayı .....	16
Şekil 2.10 Türk Hava Yolları Boeing 737-800 uçağına kuş çarpması hasarı .....	16
Şekil 2.11 Atlantik Güneydoğu Havayolu'na ait uçağına kuş çarpması hasarı .....	17
Şekil 2.12 Cessna-525 uçağının kuş sürüsüne çarpması.....	17
Şekil 2.13 B737 uçağının sol kanat hücum kenarına kuş çarpması hasarı.....	18
Şekil 2.14 Citation Mustang uçağının kanat hücum kenarına çarpma hasarı ....	18
Şekil 2.15 Radom ve kanat hücum kenarı üzerinde yapısal hasar örnekleri.....	19
Şekil 2.16 Askeri uçağına kuş çarpması sonucu oluşan hasar.....	19
Şekil 2.17 Kanat hücum kenarındaki yapısal hasarlar .....	19
Şekil 2.18 Atlas Jet uçağında dolu yağışı hasarı.....	20
Şekil 2.19 Yatay stabilize kanat hücum kenarında dolu yağışı hasarı.....	20
Şekil 2.20 Uçağın dış yüzeyinde BVID hasarı .....	24
Şekil 2.21 Uçağın dış yüzeyinde kalınlık değişim kenarlarında BVID hasarı.....	24
Şekil 2.22 Uçağın dış yüzeyinde görülen hasar .....	25
Şekil 2.23 Blade stringerin içindeki hasar .....	25
Şekil 2.24 Uçak gövdesinin altında kazara oluşan hasar .....	26
Şekil 2.25 Yapışkanlığı kaybolmuş tamir yaması.....	26
Şekil 2.26 Kuş çarpması hasarları .....	27
Şekil 2.27 Yatay stabilize kanat hücum kenarında dolu yağışı hasarı.....	27
Şekil 2.28 Yıldırım hasarı.....	28
Şekil 2.29 Rotor diski ile boydan boya kesilmesinden dolayı oluşan hasar.....	28
Şekil 2.30 Pervane kazası .....	29
Şekil 2.31 Uçak etrafındaki kazalar ve yerdeki hasarlar .....	29

Şekil 2.32 Kompozit malzemelerin hasar şiddetleri .....	31
Şekil 3.1 Ls-Dyna açık (explicit) analizinin blok diyagramı.....	34
Şekil 3.2 Çarpışma anında oluşan fazlar .....	38
Şekil 3.3 Kuş çarpmasına ait tipik basınç değişim eğrisi.....	39
Şekil 3.4 SPH ağı için yumuşatma uzunluğu.....	43
Şekil 3.5 SPH modelindeki serbest hareket eden parçacıklar .....	45
Şekil 4.1 1.8 kg kuş için yarım küre uçlu silindir şeklindeki temsili kuş modeli .	52
Şekil 4.2 Kuş modelinin doğrulanması için hazırlanan rijit hedef .....	53
Şekil 4.3 Ağ optimizasyonu (el. size: eleman boyutu).....	53
Şekil 4.4 Normalleştirilmiş basınç - zaman grafiklerinin karşılaştırılması.....	54
Şekil 4.5 (a) Jelatin kuş ve (b) yarım küre uçlu silindir kuş modeli (1 kg kuş) ..	55
Şekil 4.6 (a) Deneysel [3] ve (b) analizdeki temsili kuşun dağılımı .....	56
Şekil 4.7 (a) Kuşun hızındaki ve (b) çapındaki değişimin karşılaştırılması .....	57
Şekil 4.8 Airbus A380 uçağının dikey hücum kenarındaki kuş çarpma testi.....	58
Şekil 4.9 (a) Hücum kenarı üzerindeki kuş çarpma testi ve (b) nümerik model.	59
Şekil 4.10 Çarpma öncesi (a) deneysel ve (b) nümerik hücum kenarı paneli.....	59
Şekil 4.11 3.68 kg'lık kuşun boyutları .....	61
Şekil 4.12 (a) Deneysel ve (b) nümerik deformasyonların karşılaştırılması .....	61
Şekil 4.13 Dikey hücum kenarının maksimum z yönünde yer değiştirmesi.....	62
Şekil 5.1 Üç farklı hızda kuş çarpma analizi.....	64
Şekil 5.2 48-kat üçlü istifleme sırasına sahip laminatların oluşturulması .....	68
Şekil 5.3 Yapay zeka terminolojisinde FCNNs'in Venn şemasıyla gösterimi.....	71
Şekil 5.4 116 m/s'de 48-kat laminatlar için FCNNs'in sistem diyagramı .....	72
Şekil 5.5 Kuş çarpması analizi için FCNNs sürecinin akış şeması .....	72
Şekil 5.6 Eğitim sırasında modeldeki kayıp.....	73
Şekil 5.7 Gizli katman sayısına göre NRMSE değerindeki değişim .....	74
Şekil 6.1 Kuş çarpması analizinin akış şeması .....	79
Şekil 6.2 Konfigurasyonların değişimi ile global deformasyonların değişimi.....	80
Şekil 6.3 Laminat oryantasyonunun global deformasyon üzerindeki etkisi .....	81
Şekil 6.4 Laminat oryantasyon yüzdesine karşılık min. global deformasyon .....	82
Şekil 6.5 [25/50/25]'deki dış katlara bağlı olarak global deformasyonlar .....	84
Şekil 6.6 [33/50/17]'deki dış katlara bağlı olarak global deformasyonlar .....	84
Şekil 6.7 [17/50/33]'deki dış katlara bağlı olarak global deformasyonlar .....	84

## TABLO LİSTESİ

---

<b>Tablo 2.1</b> Uçağa kuş çarpma rapor sayıları ve maliyetleri .....	9
<b>Tablo 2.2</b> ABD uçaklarındaki arıza süreleri, tamir ve diğer maliyetler .....	11
<b>Tablo 2.3</b> Kuş çarpmasına bağlı bazı insan ölümleri ve yaralanmalar .....	14
<b>Tablo 2.4</b> Standartlardaki kuş ağırlıkları.....	21
<b>Tablo 2.5</b> Kompozit malzemelerde görülen hasar tipleri.....	30
<b>Tablo 3.1</b> Çarpma hasar çeşitleri ve hız aralıkları .....	32
<b>Tablo 4.1</b> Literatürdeki normalleştirilmiş Hugoniot ve durgunluk basınçları .....	50
<b>Tablo 4.2</b> Kuş malzemesinin özellikleri (LS-Dyna'da Mat-9 Null kartı) .....	51
<b>Tablo 4.3</b> Normalleştirilmiş Hugoniot basıncı ve durgunluk basıncı .....	55
<b>Tablo 4.4</b> S-Glassfiber/FM94 prepreg malzemesinin özellikleri .....	60
<b>Tablo 4.5</b> Dikey hücum kenarının deneysel ve LS-Dyna sonuçları.....	62
<b>Tablo 5.1</b> Karbon fiber epoksi prepreg malzemesinin özellikleri .....	64
<b>Tablo 5.2</b> %10 ve homojenlik kısıtı dışındaki konfigürasyonların analiz sayısı ..	68
<b>Tablo 5.3</b> Homojenlik kısıtı dışındaki konfigürasyonların analiz sayısı .....	69
<b>Tablo 5.4</b> Laminat konfigürasyonları ve kuş hızları için NRMSE değerleri .....	75

## Kuş Çarpmasına Maruz Kalan Kompozit Yapıların Analizinde Tam Bağlantılı Sinir Ağları Kullanılarak Tahmin Modelinin Geliştirilmesi

Zehra HASILCI

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Doktora Tezi

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Muharrem Erdem BOĞOÇLU

Eş-Danışman: Prof. Dr. Ahmet Selim DALKILIÇ

Kuş çarpması, küresel havacılığın karşı karşıya olduğu en tehlikeli sorunlardan biridir. Bu çalışmada, kuş çarpmasına maruz kalan kompozit yapıların global deformasyonunu pratik ve güvenilir bir şekilde elde etmek için otomatik veri üretimi ve tam bağlantılı sinir ağlarından (FCNNs) yararlanan hibrit bir metodoloji geliştirilmiştir. Önerilen nümerik kuş çarpma modelinin doğruluğu, tavuk ve jelatin çarpma testleri ile ilgili literatürdeki üç farklı kaynaktan elde edilen mevcut deneysel verilerle rijit plakaya ve uçak komponentlerinden kompozit dikey hücum kenarına karşı çarpma testi ile karşılaştırmalar yapılarak gerçekleştirilir. Üç farklı kuş hızı için, kompozit tasarım yönergelerine uygun olarak, tüm olası istifleme sırası kombinasyonları göz önünde bulundurulduğunda, otomatik veri oluşturucu tarafından 9402 Ls-Dyna girdi dosyası oluşturulur. Kuş çarpmasının neden olduğu tabakalı kompozit yapıların global deformasyonu, oluşturulan tam bağlantılı sinir ağları yöntemi aracılığıyla tahmin edilir. Bu çalışmanın sonuçları, tam bağlantılı sinir ağlarının kullanılmasıyla, tabakalı kompozit yapıların global

deformasyonunun güvenilir bir şekilde tahmin edilebileceğini ve kuş çarpmasını içeren doğrusal olmayan sonlu elemanlar analizine kıyasla tabakalı kompozit yapının ön tasarımının çok hızlı gerçekleştirilebileceğini göstermektedir. Sonuç olarak, tam bağlantılı sinir ağı modeli, optimizasyon sürecinde ilave LS-Dyna simülasyonları için alternatif bir yöntem olarak bulunmuştur.

**Anahtar Kelimeler:** Kuş çarpması, pürüzsüz partikül hidrodinamiği, istifleme sırası, kompozit tasarımı, tam bağlantılı sinir ağı yöntemi, derin öğrenme.



# Development of a Prediction Model Using Fully Connected Neural Networks in the Analysis of Composite Structures under Bird Strike

Zehra HASILCI

Department of Mechanical Engineering

Doctor of Philosophy Thesis

Supervisor: Assist. Prof. Dr. Muharrem Erdem BOĞOÇLU

Co-supervisor: Prof. Dr. Ahmet Selim DALKILIÇ

Bird strike is one of the most hazardous issues facing global aviation. In the present study, a hybrid methodology is developed utilizing, automated data generation and fully connected neural networks (FCNNs) to practically and reliably obtain the global deformation of composite structures subject to bird strike. The validation of the proposed numerical bird strike model is accomplished by making comparisons with the available experimental data from three different resources in the literature on the chicken and gelatine strike tests to a rigid plate, and strike test against an aircraft composite vertical leading edge. For three different bird velocities, 9402 Ls-Dyna input files are created by an automatic data generator considering all possible stacking sequence combinations in accordance with the composite design guidelines. The global deformation of composite laminates caused by bird strike is estimated via the fully connected neural networks established. Results of the present study show that with the use of fully connected neural networks, global deformation of the composite laminate can be estimated reliably and preliminary design of the composite laminate can be



performed very fast compared to performing non-linear finite element analysis involving bird strike. In conclusion, the fully connected neural network model is found to be an alternative for additional LS-Dyna simulations in the optimization process.

**Keywords:** Bird strike, composite design, deep learning, fully connected neural networks, smoothed particle hydrodynamics, stacking sequence.



Kuş çarpması son zamanlarda uçuş güvenliği için yaygın bir tehdit haline geldi. Kuş popülasyonunun artması, global hava trafiğinin büyümesi, hızlı ve sessiz uçak motorları nedeniyle son zamanlarda kuş çarpma sayılarında artış görülmektedir. İstatistiksel olarak 1990'dan 2018'e 214,048 çarpma gözlemlendi. Kuş çarpmaları bu yıllarda 263'ten fazla uçağı imha etti ve 282'den fazla kişinin ölümüne neden oldu. 2018'de, Amerikan sivil havacılık endüstrisine kuş çarpmalarının yıllık maliyeti en az 95,950 saat uçak arıza süresi ve yaklaşık 184 milyon dolar doğrudan ve diğer mali kayıplardır [1].

## 1.1 Literatür Özeti

Literatürde kuş çarpmasına maruz kalan uçak komponentlerinin tasarımı ve analizi konusunda birçok çalışma yapılmıştır. Wilbeck [2], kuş çarpmasının mekanik davranışını inceleyen, referans olarak kabul edilen ve en çok alıntı yapılan önde gelen bilim adamlarından biridir. Çalışmasında, kuş çarpması için rijit bir yapı üzerinde hidrodinamik bir model geliştirdi. Jelatinin akış davranışı, deneysel sonuçlara göre 100 m/s'nin üzerindeki hızlarda çarpma sırasında sıvı gibi davranmaktadır. Jenq ve ark. [5], Smojver ve ark. [6], Guida ve ark. [7] tarafından yapılan kuş çarpma analizlerinde, rijit bir hedef kullanılarak doğrulama çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bu araştırmacılar, bu çalışmanın doğrulama bölümünde gösterildiği gibi, kuş modellerini Wilbeck'in [2] çalışmasındaki test sonuçlarıyla doğruladı. Jenq ve ark. [5] düz ve rijit bir hedefe çarpan bir kuşu simüle etti. Bu yazarlar nümerik çalışmalarında, çarpmanın dinamik reaksiyonunu incelediler. Kuşun ağırlığı, çapı ve boyu sırasıyla 1.8 kg, 114 mm ve 228 mm idi. Wilbeck'in [2] çalışmasına göre, kuşun sonlu eleman modeli gerçek bir kuşa benzeyecek şekilde modellenmiştir ve kesme mukavemeti ihmal edilmiştir. Smojver ve arkadaşlarının [6] çalışmasında, 20° ve 40° açılarında sırasıyla 1.8 kg ve 2.7 kg kuş, uçak kanadına çarptırılmıştır. Guida ve ark. [7] hava ve su karışımı

için bir denklem geliştirdi. Kuş çarpma testleri için, karışım ve jelatinin mekanik özellikleri, nümerik ve deneysel araştırmalarda benzer sonuçlar göstermiştir. Ayrıca, hem hedefe uygulanan yükler hem de kuş çarpma kinematığı, SPH yöntemi kullanılarak doğru bir şekilde tahmin edilmiştir.

Kuş çarpması alanında son yıllarda yapılan güncel araştırmalar incelendiğinde, Long ve arkadaşları [8] kuş çarpmasına maruz kalan kompozit kanat hücum kenarının optimal istifleme sırasını deneysel ve nümerik olarak araştırmışlardır. Zhou ve arkadaşları [9], 8 kat, 16 kat ve 24 kattan oluşan 3 farklı istifleme sırasına sahip kare plaka üzerine kuş çarpma testleri gerçekleştirdi. Kat kalınlığı değişikçe plakaların deformasyonlarını ve hasar dağılımındaki değişimleri incelediler. McCarthy ve ark. [10], iki farklı istifleme sırasına sahip fiber metal laminatların (FML) kuş çarpmasına karşı dayanımlarını karşılaştırdı. Kompozit malzeme üzerindeki kuş çarpması üzerine yapılan çalışmaların çoğu birkaç istifleme sırasıyla sınırlıdır. Mevcut deneysel ve nümerik teknikler, büyük miktarda zaman ve ekonomik kaynak gerektiğinden, laminatların tasarımındaki geniş olasılıkları analiz etmek için yeterli değildir. Analiz yönünden, kuş çarpması problemlerinin analizi, doğrusal olmayan, zaman alıcı sonlu eleman simülasyonlarının kullanılmasını gerektirdiğinden, daha verimli yöntemler arzu edilir. Yapay sinir ağı (ANN), bu tür çok sayıda parametrenin yer aldığı sistemlerin tasarımında cevabı tahmin etmek için alternatif bir yöntemdir. Artero-Guerrero ve ark. [11] ANN'leri kullanarak 12 katlı laminatlar için tüm istifleme sırası kombinasyonlarını araştırdı. Bu çalışmada, 7.5 mm çapında sertleştirilmiş çelik bir küre hedefe 60 m/s ile 500 m/s arasında değişen hızlarda çarptı. Gu ve ark. [12], makine öğrenimi yöntemini kullanarak çekme yüklemesine maruz kalan kompozit yapıların tokluğunu ve mukavemetini tahmin ettiler. Liu ve ark. [13] burkulma yükünü maksimize etmek için genetik algoritmalar kullanarak istifleme sırasını optimize etti. Ehsani ve arkadaşları [14] ve Abouhamze ve arkadaşları [15], genetik algoritmalar kullanarak ağırlığı azaltmak ve burkulma mukavemetini artırmak için fiber yönelimlerini optimize etti. Mevcut kuş çarpma çalışmaları sadece sonlu elemanlar yöntemi (FEM) ve kuş çarpma testleri ile incelenmiştir. Kompozit alanında ANN kullanan araştırmalar da literatürde mevcuttur, ancak kompozit tasarım yönergelerine uygun olarak tüm olası istifleme sırası

konfigürasyonları, FCNNs'i kullanarak kuş çarpma problemi için henüz tam olarak incelenmemiştir. İstifleme sırası konusu ile ilgili mevcut çalışmaların çoğunun, bu araştırmada kullanılan mevcut teknikten farklı olarak, birkaç alternatifin rastgele seçilmesini ve bunların karşılaştırılmasını içerdiğine dikkat edilmelidir. Bu araştırma kuş çarpmasına maruz kalan kompozit yapıların tasarımında laminat konfigürasyonları için otomatik veri üretimi, FCNNs, literatürde mevcut kuş çarpma testleri ve LS-Dyna analizlerini birleştiren yeni bir teknik sunmaktadır. Böylece, kompozit tasarım yönergelerine göre tasarlanan kompozit laminatların minimum global deformasyonu için optimum istifleme sırasını pratik olarak belirlemek mümkün olabilmektedir. Nümerik model, üç farklı kuş çarpması test koşulu altında kalibre edilmiş ve doğrulanmıştır. İlk olarak Wilbeck'in kuş (tavuk) çarpma deneyine [2] göre nümerik model doğrulanır. İkinci olarak, kuşun dağılımı, temsili bir kuş modeli olarak jelatin [3] kullanılan deneylerle doğrulanır. Kuşun çarpma sırasında sıvı gibi davrandığı SPH yöntemi ile gösterilmiştir [16, 17]. Bu çalışmadaki SPH modelinin sonuçları deneysel sonuçlarla iyi bir uyum içindedir. Son olarak, benimsenen nümerik model, nümerik sonuçların kompozit malzemeden yapılmış dikey hücum kenarının [4] referans test sonuçlarıyla karşılaştırılmasıyla doğrulanır. Bu çalışmada, kompozit laminatların farklı istifleme sıraları için otomatik veri üretim yöntemiyle LS-Dyna girdi dosyaları hazırlanmıştır. Bu metodoloji aracılığıyla, farklı kuş çarpma hızları altında kompozit laminatların minimum global deformasyonunu belirlemek için analiz sonuçları FCNNs algoritması çerçevesinde toplanabilir ve işlenebilir. Analizlerde ince ağ (mesh) ve çok sayıda SPH düğüm noktalarının kullanılması gerekliliği, merkezi işlem birimi (CPU) süresini uzatır ve pahalı hesaplama maliyetlerine neden olur. Ayrıca, kompozit tasarım yönergelerine uygun olarak tüm olası istifleme sırası kombinasyonları nedeniyle oluşan çok sayıda laminat konfigürasyonu kombinasyonlarını analiz etmek için aylar gerekir. Tam bağlantılı sinir ağlarının (FCNNs) kullanılmasıyla, kompozit laminatların global deformasyonları güvenilir bir şekilde tahmin edilebilir ve kuş çarpmasını içeren doğrusal olmayan sonlu elemanlar analizinin yapılmasına kıyasla kompozit laminatın ön tasarımı çok hızlı bir şekilde gerçekleştirilebilir.

## 1.2 Tezin Amacı

Yabancı madde hasarları (Foreign Object Damage (FOD)) kuş çarpması, dolu hasarları gibi yüksek hızlı çarpmaların yanı sıra; uçak pistinden sıçrayan çakıllar, uçak üzerine düşen aletler, yer servis ekipmanlarının uçağa yanaşması sırasında düşük hızlı çarpmalardan kaynaklanan hasarlardır. Yabancı madde hasarlarından özellikle kuş çarpması hasarı; havacılık sektöründe can kayıplarına neden olan, maddi zararlara yol açan ve uçuş güvenliğini tehdit eden önemli bir sorundur. Kuş çarpma modeli, kompozit malzemeler, kontak tanımları ve diğer karmaşık analiz parametreleri nedeniyle model hazırlama ve doğrusal olmayan explicit (açık) analiz için yüksek hesaplama gücü gerektirir ve modelleme süreci komplekstir. Kuş çarpma analizleri yüksek maliyetli ve zaman alıcı bir uygulamadır. Bu çalışma ile kompozit malzemelere kuş çarpması alanında gerekli analizlerin çözüm süreleri hızlandırılacak olup yapay zekanın alt dallarından biri olan tam bağlantılı sinir ağları yöntemi kullanarak bir tahminleme metodu geliştirilecektir. Bu sayede modelleme için gereken zaman, maliyet, kaynaklar, araştırmacı zamanı vb. alanlarında tasarruf sağlanacaktır.

Bu çalışmanın diğer amaç ve hedefleri aşağıda belirtilmiştir:

1. Kuş sertifikasyon süreçlerinde ilk amaç, kullanılabilir kuş modelini doğrulamaktır. Her kurum, kurum içi kuş modeline sahip olduğundan, test edilen kuş modelleri ve diğer analiz parametreleri bir yerden diğerine farklılık gösterir. Bu çalışmada kuş modeli ve diğer analiz parametreleri üç farklı test sonuçlarıyla doğrulanmıştır.
2. Havacılık gibi zamanın önemli olduğu sektörde kullanışlı bir analiz yaklaşımıyla kompozit malzemelerin çarpmaya karşı davranışlarının analiz edilmesi amaçlanmaktadır.
3. Kompozit malzemelerin dayanımlarının az olduğu yön olan düzlem dışı yönde kuş çarpmasına dayanıklı malzeme geliştirilmesi hedeflenmektedir.
4. Bu proje ile kompozit malzemelerden yapılan ürünlerin geliştirme döngüsünde erken analiz imkânına sahip olunması hedeflenmektedir. Analizler sırasında hafif / dayanıklı malzeme kullanımı temel prensip olarak ele alınıp tasarım iyileştirme çalışmaları yapılarak, gerçek testlerle

kıyaslandığında zaman ve maliyet tasarrufu sağlanacaktır. Tekrar edilebilirlik, değişik konfigürasyonların denenebilmesi çalışmaları yapılarak testlerdeki uyumsuzluk riski azaltılabilecektir.

5. Simülasyon sonuçları gerçek kuş çarpma test sonuçlarıyla karşılaştırılarak modelin doğrulaması yapılacaktır. Ülkemizde ulusal havacılık standardı kuş çarpması alanında bulunmamaktadır. Bu çalışmalar ulusal havacılık standartlarının temelini oluşturarak, sertifikasyon gereksiniminin sağlanabilmesi için alt yapı çalışmalarına hizmet edecektir. Bu amaçla uçak komponentlerinde sıklıkla kullanılan tabakalı kompozit yapılara çarpan çeşitli yabancı cisimlere karşı dayanıklı malzemelerin geliştirilmesi hedeflenmektedir.

### 1.3 Hipotez

Bu çalışma kapsamında havacılık alanında kuş çarpmasına dayanıklı kompozit malzeme tasarımında yaşanan maliyetleri ve riskleri azaltacak tam bağlantılı sinir ağları ve otomatik veri üretim yöntemlerinin kuş çarpması nümerik analizleriyle kombinasyonu sonucu yeni bir nümerik analiz yöntemi geliştirilmiş olacaktır. Bu yöntem kuş çarpması olayının çok parametreliliğini dinamik analizinin hızlandırılmasına yönelik yardımcı bir model oluşturacaktır.

Havacılık standartları ve literatürde yer alan üç farklı kuş çarpması test sonuçları [2-4] esas alınarak FEM ortamında yüksek hızlı kuş çarpma analizleri yapılacaktır. Bu sayede kuş modeli ve tabakalı kompozit yapı doğrulanmış olacaktır. Tam bağlantılı sinir ağları yöntemi kullanılarak çarpmaya karşı en dayanıklı dizilim elde edilmeye çalışılacak ve kompozit yapıdaki global deformasyonlar tahmin edilmeye çalışılacaktır. Hazırlanacak bu metodoloji sayesinde, kompozit malzemelerin kuş çarpması alanında karmaşık ve uzun zaman alan dinamik analizlerinde zaman ve para kayıplarının önüne geçilecektir. Maliyeti daha düşük ve hızlı yapay zeka yöntemi ile analiz sonuçları tahmin edilecektir.

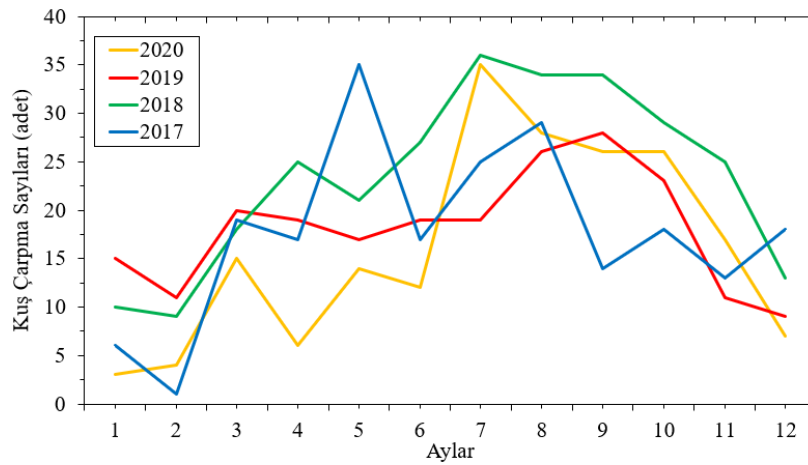
## 2.1 Kuş Çarpmasına İlişkin Hasar Raporları

Kuş çarpması, son yıllarda havacılık güvenliği için artan bir endişe haline gelmiştir. Bu artan tehdide neden olan faktörler, artan büyük kuş popülasyonları ve daha sessiz, turbofan ile çalışan uçaklarla artan hava trafiğidir. Şekil 2.1’de kuş sürüsüne maruz kalan Türk Hava Yolları’na (THY) ait uçaklar gösterilmiştir.



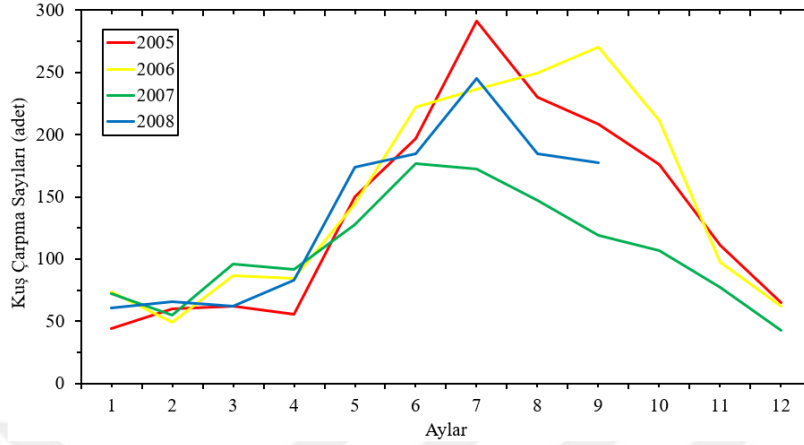
Şekil 2.1 Kuş sürüsü içindeki Türk Hava Yolları’na ait uçaklar [18, 19]

Ülkemizde, kuş çarpması sebebiyle oluşan kazaların öneminin fark edilmesiyle bu konuda raporlama ve araştırmalar hız kazanmıştır. Türk Hava Yolları filosundaki uçaklarda 2017 – 2020 yılları arasında yaşanan kuş çarpma hasarlarının aylara göre dağılımı Şekil 2.2’de gösterilmektedir.



Şekil 2.2 THY uçaklarında 2017-2020 yıllarındaki kuş çarpma hasar sayıları

Şekil 2.2'ye göre 2017-2020 yılları arasında sırasıyla 212, 281, 217 ve 193 adet kuş çarpması gerçekleşmiştir. Kuş çarpma olayları daha çok kuşların göç mevsimi olan Nisan ve Mayıs ayları ile Temmuz ve Ağustos aylarında artış göstermektedir.

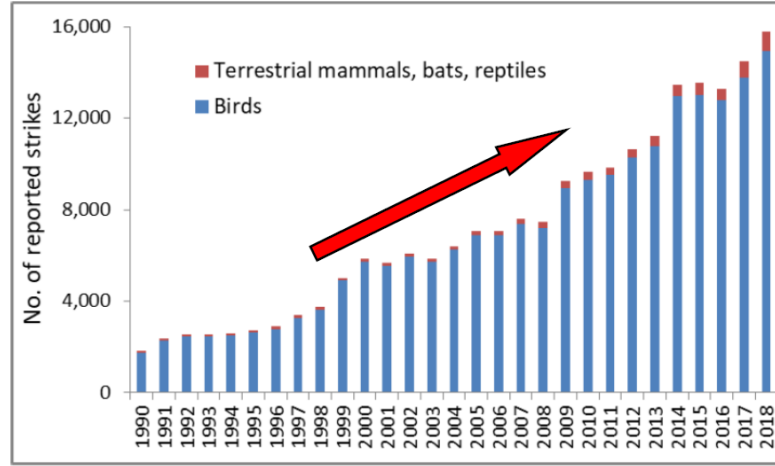


**Şekil 2.3** İngiltere'deki uçaklarda 2005-2008 arası kuş çarpma hasar sayıları [20]

Mevsimsel özelliklere göre Türkiye (Şekil 2.2) ve İngiltere'deki (Şekil 2.3) kuş çarpma trendleri incelendiğinde benzerlik görülmektedir. 500 feet'in (152.4 m'nin) üzerinde, Eylül-Kasım ve Mart en tehlikeli aylar olarak kabul edilir. Çünkü bunlar göçün en yoğun zamanlarıdır. ABD Federal Havacılık İdaresi (FAA) tarafından da benzer gözlemler yapılmıştır. FAA 1990 yılından günümüze kadar bütün kuş çarpma kazalarını detaylı olarak raporlamakta ve aynı zamanda web sitesi üzerinden güncel olarak yayınlamaktadır [1]. Uçağa verilen hasar, gecikmeler ve bunlara bağlı maliyetler nedeniyle kuş çarpmalarının doğrudan havacılık endüstrisine yılda 1 milyar €'dan fazla zarar verdiği görülmektedir. Ayrıca, toplam maliyetin önemli bir kısmı yakıt boşaltma, yolcu gecikmeleri ve kaçırılan uçuş bağlantılarına yol açan durumlarla ilişkilidir [20].

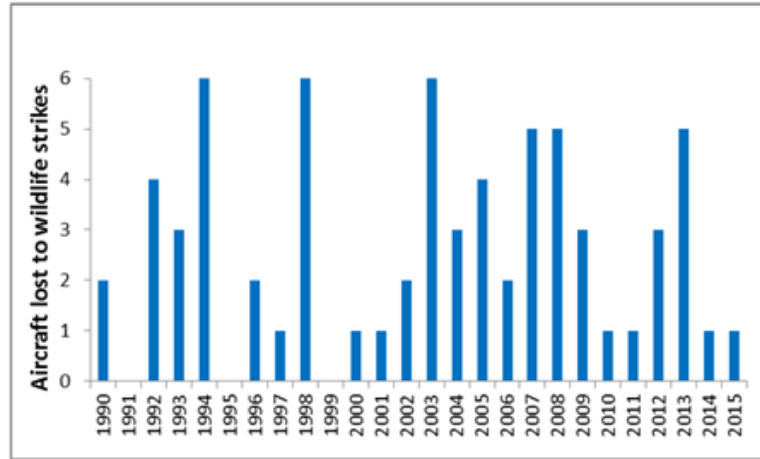
FAA'e yıllık olarak raporlanan çarpma sayıları 1990'da 1,850'den 2018'de 16,020'ye 8.7 kat yükselmiştir (Şekil 2.4). 2017 yılında 14,664 adet çarpma olmuştur. 2017 ile 2018 arasında 1,356 çarpma sayısı ile % 9 kadar bir artış gözlenmiştir. 1990 – 2018 yılları arasında 214,048 kuş çarpması bildirilmiştir. Bu çarpmaların 209,950 tanesi ABD uçaklarında, 4,098 tanesi ise yabancı ülkelerde ABD tescilli uçaklarda olmuştur. Bu 29 yıllık geçen süreçte kuş çarpması olaylarında hızlı bir şekilde artış görülmektedir [1].





**Şekil 2.4** Amerika'daki sivil uçaklarda rapor edilen kuş çarpma sayıları [1]

Vahşi hayvanların çarpması sonucu kal olan (tamir edilemez boyutlarda hasar gören) uçak sayılarının yıllara göre dağılımı Şekil 2.5'de verilmiştir. Buna göre 1990 – 2015 yılları arasında, kuş çarpması sonucu hurdaya ayrılan uçaklardan 43 tanesinin max. kalkış kütlesi (max. take-off mass) 2,250 kg'dan küçük, 16 tanesi 2,251 – 5,700 kg arasında, 7 tanesi 5,701 – 27,000 kg arasında; 2 tanesi ise 27,000 kg'dan büyüktür.



**Şekil 2.5** Vahşi hayvanların çarpması sonucu kal olan uçak sayıları (toplam 68 uçak) [21]

Yıllara göre vahşi hayvanların uçağa çarpma sayılarına bakıldığında, Tablo 2.1 & 2.2'den görüldüğü gibi kaza sayısındaki artış net bir şekilde görülmektedir. Vahşi hayvanların uçağa çarpma sayılarının her geçen gün artması, havacılık sektörünü

hem ekonomik açıdan hem de insan hayatının kaybı açısından her geçen gün daha fazla etkilemektedir.

**Tablo 2.1** Uçağa kuş çarpma rapor sayıları ve maliyetleri

Yıl	Rapor Sayısı					Rapor Başına Ortalama Kayıplar		
	Hasar	Neg. EOF	Uçak Arıza Süresi	Tamir Maliyetleri	Diğer Maliyetler	Arıza Süresi (Saat)	Tamir Maliyetleri (\$)	Diğer Maliyetler (\$)
1990	369	146	60	33	16	56.4	216,810	62,238
1991	399	183	61	49	25	79.8	74,627	40,228
1992	365	218	81	51	28	111.9	107,131	5,391
1993	399	240	67	57	19	277.9	91,290	9,636
1994	460	272	103	73	29	388.4	78,548	93,798
1995	496	307	95	62	33	96.3	517,455	225,899
1996	502	355	144	86	39	137.3	86,998	26,034
1997	578	379	182	126	47	230.7	78,157	40,911
1998	584	400	205	135	54	119.5	203,741	29,049
1999	703	445	282	179	79	148.8	111,634	21,147
2000	762	477	351	205	93	195.2	99,945	116,380
2001	645	434	293	157	65	142.6	289,486	39,707
2002	671	498	383	166	63	135.6	152,429	64,633
2003	632	438	355	172	81	111.8	162,014	42,903

**Tablo 2.1** Uçağa kuş çarpma rapor sayıları ve maliyetleri (devamı)

2004	626	429	325	213	92	166.3	105,648	22,806
2005	605	452	328	227	125	87.7	270,237	77,850
2006	597	429	333	172	102	116.8	217,940	13,553
2007	570	453	364	178	135	165.2	175,566	33,799
2008	525	408	371	156	141	116.2	121,366	14,416
2009	604	518	563	195	193	80.8	373,760	14,640
2010	596	467	528	174	165	66.3	128,480	13,571
2011	542	498	526	179	208	70.8	233,142	15,020
2012	611	539	687	228	263	75.6	108,771	8,343
2013	606	521	801	244	302	75.8	62,255	12,252
2014	582	571	717	218	273	63.2	129,913	10,444
2015	616	542	706	210	292	47.9	139,574	18,378
<b>Toplam</b>	14,645	10,619	8,911	3,945	2,962			
<b>Ortalama</b>	563	408	343	152	114	106.6	164,595	27,599

Vahşi hayvanların uçağa çarpma raporlarının sayıları, uçuşa negatif etkisi (Neg. EOF) [Negative Effect-on-Flight], uçak arıza süreleri, tamir maliyetleri, diğer maliyetler ve ortalama maliyetler Tablo 2.1’de verilmiştir. 1990 – 2015 yılları arasında 24,478 tane kuş çarpma hasar raporu gösteriyor ki; uçak arıza süresi ortalama 949,768 saattir = 106.6 saat/kaza’dır. Ekonomik kayıplar göz önüne alındığında 3,945 raporun incelenmesi sonucu, uçak tamir maliyetleri; ortalama

649.3 milyon \$ = 164,595 \$/kaza dır. 2,962 rapordan edinilen bilgiye göre diğer mali kayıplar; ortalama 81.7 milyon \$ = 27,599 \$/kazadır. Diğer mali kayıplara örnek olarak; uçakların bakımları süresince çalışamamaları, uçuş iptalleri dolayısıyla yolcuların konaklama ve bilet masrafları, kötü bir prestijden dolayı gelir kayıpları, olası yaralanmalı kazalarda hastane masrafları gibi ikincil ekonomik maliyetleri kapsamaktadır [21].

**Tablo 2.2** ABD uçaklarındaki arıza süreleri, tamir ve diğer maliyetler [21]

		Minimum öngörülen kayıplar			
Yıl	Hasar Sayısı	Arıza Süresi (Saat)	Tamir Maliyetleri (x 1 milyon \$)	Diğer Maliyetler (x 1 milyon \$)	Toplam Maliyetler (x 1 milyon \$)
1990	424	23,892	92	26	118
1991	483	38,521	36	19	55
1992	493	55,179	53	3	55
1993	509	141,456	46	5	51
1994	582	226,070	46	55	100
1995	655	63,052	339	148	487
1996	684	93,891	60	18	77
1997	783	180,606	61	32	93
1998	806	96,319	164	23	188
1999	979	145,649	109	21	130
2000	1,112	217,046	111	129	241

**Tablo 2.2** ABD uçaklarındaki arıza süreleri, tamir ve diğer maliyetler (devamı)

[21]

2001	977	139,314	283	39	322
2002	1,104	149,706	168	71	240
2003	998	111,602	162	43	205
2004	950	158,029	100	22	122
2005	975	85,550	263	76	339
2006	941	109,910	205	13	218
2007	979	161,772	172	33	205
2008	905	105,126	110	13	123
2009	1,185	95,777	443	17	460
2010	1,128	74,777	145	15	160
2011	1,145	81,036	267	17	284
2012	1,330	100,611	145	11	156
2013	1,444	109,457	90	18	108
2014	1,456	92,078	189	15	204
2015	1,451	69,497	203	27	229
<b>Toplam</b>	24,478	2,925,926	4,062	909	4,971
<b>Ortalama</b>	941	112,536	156	34	191

Tablo 2.2’de ABD’ye kayıtlı yabancı ülkelerin uçaklarındaki kuş çarpmasından kaynaklı arıza süreleri, tamir ve diğer maliyetleri gösterilmektedir. Tablo 2.2’de görüldüğü gibi toplam 24,478 tane vahşi hayvanın uçağa çarpması incelendiğinde, 1990–2015 yılları arasında Amerikan Sivil Havacılık endüstrisindeki yıllık ortalama uçak arıza süresi 112,536 saattir ve maddi kayıplar 191 milyon \$’dır. (156 milyon \$ direkt kayıplar ve 35 milyon \$ diğer maliyetler). Sadece 2015 yılı için, arıza süresi 69,497 saattir ve toplam maliyet 229 milyon \$’dır.

## 2.2 Kuş Çarpması Sebebiyle Meydana Gelen Kazalar

2019 yılında Federal Havacılık İdaresi (FAA) tarafından yapılan bir araştırmaya göre 1990-2018 yılları arasında 214,048 tane kuş çarpma vakasıyla karşılaşıldığı açıklanmıştı [1]. Bu rakam yıllık ortalama 7 bin 645 kuş çarpma vakasının yaşandığını göstermektedir. Bu çarpmaların bir kısmı ölümcül kazalarla sonuçlandı. Veritabanından kronolojik sırayla sunulan kuş çarpması örnekleri, kuşların uçaklar üzerindeki çarpmalarının ciddi etkilerini göstermekte ve sorunun yaygın ve çeşitli doğasını örneklerle açıklamaktadır (Tablo 2.3) [22].



**Şekil 2.6** Kuş çarpması nedeniyle tahrip olan uçak [23]

Kuş çarpması nedeniyle USA Jet Havayolu’na ait uçağın tahribatı Şekil 2.6’da gösterilmiştir. Bu uçak hasardan sonra kullanılamayacak hale gelmiştir. Kuş çarpması kazalarına örnek olarak gösterebileceğimiz diğer kazalar aşağıda görselleriyle birlikte verilmiştir.

**Tablo 2.3** Kuş çarpmasına bağlı bazı insan ölümleri ve yaralanmalar [22]

Tarih	Uçak	Ölü/Yaralı Sayıları	Uçak Hasarı
19.11.2017	Bell 407	3 ölü	Uçağın bütünüyle hasarı
27.06.2017	Jordan John RV7	2 ölü	Uçağın bütünüyle hasarı
20.04.2016	C-172	4 ölü	Uçağın bütünüyle hasarı
13.02.2013	Avions Fairey Topsy Nipper	1 ölü	Uçağın bütünüyle hasarı
04.01.2009	Sikorksy S-76C	8 ölü, 1 yaralı	Uçağın bütünüyle hasarı
04.03.2008	Cessna Citation I	5 ölü	Uçağın bütünüyle hasarı
23.10.2007	Piper 44	2 ölü	Uçağın bütünüyle hasarı
08.07.2003	Cessna 172	2 ölü	Kanatlar, motor
10.05.2003	MD A-4N (former military)	1 ölü	Uçağın bütünüyle hasarı
04.03.1998	Piper 23	2 ölü	Uçağın bütünüyle hasarı
15.07.1994	Cessna 172	1 ölü	Uçağın bütünüyle hasarı
16.05.1994	Bell BHT-47	1 ölü	Uçağın bütünüyle hasarı
05.06.1992	Starduster SA 300	1 ölü	Uçağın bütünüyle hasarı



**Şekil 2.7** Amerika Havayolları'na ait yolcu uçağının radomunun parçalanması [24]

15 Kasım 2017 tarihinde Amerika Havayolları'nın Mexico City-Miami seferini gerçekleştiren uçak, inişe geçerken radomuna kuş çarptı (Şekil 2.7). Radom kısmı parçalanan Airbus A319 tipi yolcu uçağı güvenli bir şekilde Miami Uluslararası Havalimanı'na iniş gerçekleştirdi. Uçağın radomunu parçalayan kuş ise çarptığı yerde asılı kaldı. Ardından uçak bakıma alındı.



**Şekil 2.8** A319-100 uçağının gövdesindeki delik hasarı [25]

Şekil 2.8'de gösterildiği gibi, 19 Ocak 2016 tarihinde Air Namibia havayolu şirketine ait Airbus A319-100 uçağının gövdesinin alt kısmına Hosea Kutako havaalanına yaklaşırken kuş çarptı ve bu bölgede geniş bir delik açıldı.





**Şekil 2.9** TC-JYC uçağına kuş çarpması olayı

TC-JYC uçağına kuş çarpması sonucu 5 numaralı slat üzerinde Şekil 2.9'da görülen kuş çarpması hasarı tespit edilmiştir ve tamir işlemi yapılmıştır.



**Şekil 2.10** Türk Hava Yolları Boeing 737-800 uçağına kuş çarpması hasarı

Şekil 2.10'da gösterildiği gibi, 7 Mayıs 2015 tarihinde, TK-2004 sefer sayılı İstanbul'dan kalkış yapan Boeing 737-800 tipli uçak, Nevşehir-Kapadokya Havalimanı pistine inişi sırasında kuş sürüsüne daldı. Uçağına kuş çarptıktan sonra uçağın radom kısmında hasar oluştu. 125 tane yolcu taşıyan uçak sorunsuz bir şekilde piste inmeyi başardı [26].



**Şekil 2.11** Atlantik Güneydoğu Havayolu'na ait uçağa kuş çarpması hasarı

1 Nisan 2011 tarihinde, Atlantik Güneydoğu (Atlantic Southeast) Havayolu şirketine ait 5087 sefer sayılı uçak, Arkansas'ta bulunan Little Rock National havaalanına iniş yapacağı sırada uçağın radomuna kuş çarptı (Şekil 2.11) [27].



**Şekil 2.12** Cessna-525 uçağının kuş sürüsüne çarpması [21]

Cessna 525 uçağı, 21 Mayıs 2017 tarihinde 5,000 feet'te seyir halindeyken kuş sürüsüne çarpması sonucu her iki motor, ön cam ve gövdede hasar oluşmuştur ve Amerika'nın kuzeydoğusunda bulunan bir havaalanına acil iniş yapmak zorunda kalmıştır (Şekil 2.12).



**Şekil 2.13** B737 uçağının sol kanat hücum kenarına kuş çarpması hasarı [23]

7 Kasım 2007 tarihinde, Amerika'nın doğu yakasında bulunan bir havaalanına yaklaşan Boeing B-737 uçağının sol kanat hücum kenarına büyük bir mavi balıkçıl çarpması sonucu uçakta hasar meydana gelmiştir (Şekil 2.13).



**Şekil 2.14** Citation Mustang uçağının kanat hücum kenarına çarpma hasarı

Eylül 2015 tarihinde Citation Mustang uçağının kanat hücum kenarına kuş çarptı. Çarpma sonucu, Şekil 2.14'de görüldüğü gibi, kuş kanat hücum kenarını delip geçmiştir ve yakıt tankında sızıntıya neden olmuştur.





**Şekil 2.15** Radom ve kanat hücum kenarı üzerinde yapısal hasar örnekleri

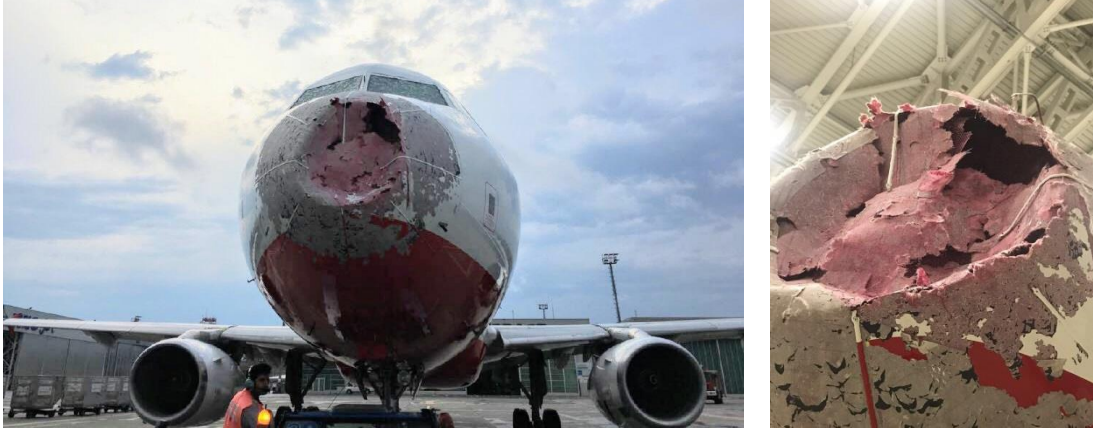
Şekil 2.15 - 2.17'de kuş çarpması sonucu radom ve kanat hücum kenarı üzerinde çeşitli boyutlarda yapısal hasar örnekleri gösterilmektedir.



**Şekil 2.16** Askeri uçağa kuş çarpması sonucu oluşan hasar



**Şekil 2.17** Kanat hücum kenarındaki yapısal hasarlar



**Şekil 2.18** Atlas Jet uçağında dolu yağışı hasarı

Şekil 2.18’de 2017 yılında dolu yağışı hasarına uğrayan Atlas Jet uçağı ve Şekil 2.19’da ise yine dolu yağışı hasarına uğrayan Türk Hava Yolları uçağı görülmektedir. Kuş gibi canlı nesnelere karşı dayanıklı uçak dış gövde kompozit malzeme tasarımı aynı zamanda, dolu yağışı gibi cansız nesnelere karşı dayanıklı malzeme tasarımı konularına da ışık tutacaktır. Bu vesileyle, uçakların maruz kaldığı kuş çarpmasının yanı sıra bu tür yüksek hızlarda meydana gelen diğer yabancı madde hasarlarına (Foreign Object Damage) [FOD] karşı daha bilinçli tasarımlar yapılabilecektir.



**Şekil 2.19** Yatay stabilize kanat hücum kenarında dolu yağışı hasarı

## 2.3 Kuş Çarpması ve Kompozit Malzemelerle İlgili Havacılık Standartları

Kuş çarpması probleminin havacılık alanında bu kadar büyük bir önem teşkil ettiğinin anlaşılması üzerine; Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı (EASA), Amerikan Federal Havacılık İdaresi (FAA) vb. gibi çeşitli denetim mekanizmaları; standartlar ve düzenlemeler ile havacılık sektörüne üretim yapan firmaların denetlenmesini sağlamaktadırlar. Bu standartlar ve düzenlemeler uçak üretici firmaların tasarımlarının kuş çarpması durumunda güvenli şekilde uçuşun tamamlanmasını sağlaması içindir. Bu konuda yayınlanan yönetmeliklerde kuş çarpmasına karşı test prosedürleri bulunmaktadır ve her bir üreticinin bu gereksinimleri sağlamadan komponentleri uçağa takmaları mümkün değildir.

**Tablo 2.4** Standartlardaki kuş ağırlıkları [28, 29]

Standartlar	FAA	JAR	USAR	Sivil Havacılık Standardı
Kurumlar	FAA	EASA	STANAG	SHGM
Uçak kuyruğu	3.6 kg	3.6 kg	-	3.6 kg
Uçak parçaları	1.8 kg	1.8 kg	-	1.8 kg
İHA parçaları	-	-	0.9 kg	0.9 kg

Kuş çarpması konusunda önde gelen havacılık standartları aşağıdaki bilgileri vurgulamaktadır. Tablo 2.4’de özetlendiği gibi, Federal Havacılık İdaresi (FAA) FAR-25.571-e-1 ve Avrupa Havacılık Güvenlik Ajansı (EASA) CS-25.631 talimatları uçağa 1.8 kg kuş çarpması sonucunda, uçağın sürekli güvenli uçuş ve iniş kabiliyetini garanti edecek şekilde tasarlanmasını gerektirir. FAR-25.631 FAA standardına göre, 3.68 kg’lık bir kuş uçağın kuyruğuna çarptığında, uçak güvenli bir şekilde uçabilmeli ve yere iniş yapabilmelidir [28, 29]. Ayrıca, kuş çarpma test sonuçlarının analiz sonuçlarıyla uygunluğu gösterilmelidir [29]. EASA CS-29.631

ve FAA FAR-29.631 standartlarına göre, 1 kg kuş döner kanatlı bir hava aracına çarptığında, 2438 m'ye kadar irtifalarda, uçağın güvenli uçuşu ve inişi gereklidir [30, 31].

### 2.3.1 Uluslararası Havacılık Standartları

- ❑ EASA – Kuş Çarpması Talimatları: CS – 25 Büyük Uçak (Revizyon 20)
  - CS 25.631 Kuş Çarpması Hasarı
    - AMC 25.631 Kuş Çarpması Hasarı
- ❑ EASA – Kompozit Malzemeler:
  - Alt Bölüm D – Tasarım ve Yapı - CS 25.603 Malzemeler
    - AMC 20–29 Kompozit Uçak Yapıları
- ❑ FAA Kuş Çarpması Talimatları (CFR Part 25):
  - Uçağın Genel Yapısı: 25.571 (e) (1)
  - Uçağın Kuyruk Kısmı: 25.631
  - Ön Cam: 25.775 (b), 25.775 (c)
  - Çift Pitot Tüpü: 25.1323 (f)
- ❑ FAA – Kompozit Malzemeler
  - ❑ FAA Tavsiye Niteliğindeki Genelge AC 20 – 107 B

### 2.3.2 Ulusal Havacılık Standartları

Kuş çarpması ve kompozit malzemelerle ilgili ulusal havacılık standardı bulunmamaktadır.

### 2.3.3 Uygunluk Kriteri AMC 25.631 Standardı

AMC 25.631 uygunluk kriteri ise şu şekildedir:

- Bakımı yapılacak ekipmanların montajı kolay olmalı (Örn; Kontrol Sistemi Komponenti...)
- Elektrik ekipmanı gibi uçak için önemli ekipmanlar, kuş çarpmasının muhtemel olduğu alanlara monte edilmemeli [32].

Uygunluk kararı tasarımın ilk aşamalarında, önemli kontrol sistemi elemanları uçak üzerine yerleştirilirken verilmelidir. Çünkü daha sonra pratikte bu bölgede

değişiklik yapmak neredeyse imkânsızdır. Uygunluk kriteri olarak kontrol sistemi elemanlarının zarar göremeyecek bir lokasyonda bulunması veya önünde kuş çarpması durumunda çarpışma enerjisini sönmüleyecek malzeme olmasına dikkat edilmelidir [32].

#### 2.3.4 AMC 20–29 Kompozit Uçak Yapıları Standardı

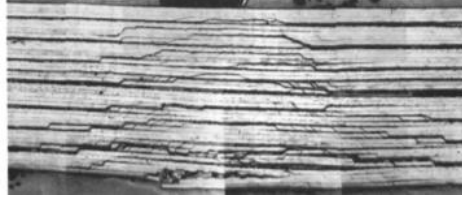
Uçak yapıları normal operasyonları sırasında, kuş çarpması, irili ufaklı pistten sıçrayan çakıl taşları, motordan parça koparak yapıya zarar vermesi, bakım sırasında beklenmeyen kazalar (takım düşürülmesi gibi) birçok çarpma yüküne maruz kalır. Bazı çarpmalar fiberlerin hasarlanması sonucunda gözle bariz bir şekilde görülebilen hasarlara (OVID) veya kopmalar sonucu oluşan hasarlara (DSD) yol açabilir. Uçak üzerinde belli periyotlarda yapılan incelemeler sonucunda bu hasarlı komponentler tespit edilir. Laminalı yapının iç yapısında matris kırılması veya lamina ayrılması şeklindeki hasarlara gözle görülebilen hasarlar (BVID) denir. Bu tür hasarlar uçak etrafında günlük rutin kontrollerde ufak göçük ya da çentik olarak gözlemlenebilir [33].

EASA tarafından yayınlanan CS-25.603 (Certification Specifications, Amendment-17) tasarım dökümanında kompozit uçak yapıları için AMC 20-29 dökümanına referans gösterilmektedir [33]. Bu dökümanda hasar tipleri Tablo 2.5’de verildiği gibi kategorize edilmektedir. Kompozit uçak yapılarının uçuşa elverişlilik sertifikası için gerekli olan ve kompozit yapıların tasarım, üretim ve bakımlarıyla ilgili olan FAA tarafından yayınlanan Advisory Circular, No: 20-107B dökümanında ise yine aynı tablo ve hasar tiplerine yer verilmiştir [34]. Bu iki dökümana göre uçak üzerinde tespit edilen çeşitli hasar tipleri 5 farklı kategoride sınıflandırılmıştır.

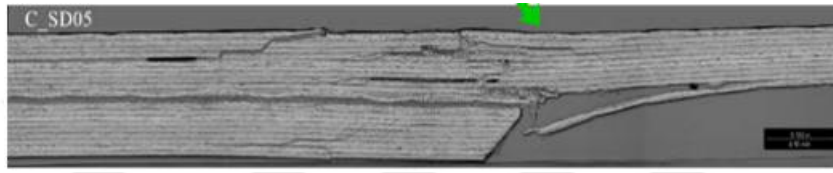
**Kategori–1:** Planlı ya da plansız, direk uçak üzerindeki kontroller (veya izin verilen üretim hataları) sırasında fark edilemeyen mücade edilebilen hasarlardır. Kategori-1 hasarına yönelik yapısal doğrulama, en yüksek yük kapasitesinde güvenilir bir hizmet ömrünün gösterilmesini içerir. Tanım gereği, bu tür hasarlar, AMC 20-29 dökümanında verilen ilgili gerekliliklere ve kılavuzlara tabidir. Kategori-1 hasarlarına birkaç tane örnek olarak, Şekil 2.20 ve 2.21’de resmedilen çok zor görülebilen çarpma hasarı (BVID), üretim ya da servisten kaynaklanan



müsaade edilebilen hasarlardır (örneğin küçük delaminasyon, gözeneklilik, küçük çizikler, ispat verileri gösteren kanıtlar ve küçük çevresel hasarlar). Uçak yapısı, ömrü boyunca bu hasarlara dayanır [34].



**Şekil 2.20** Uçağın dış yüzeyinde BVID hasarı [35]

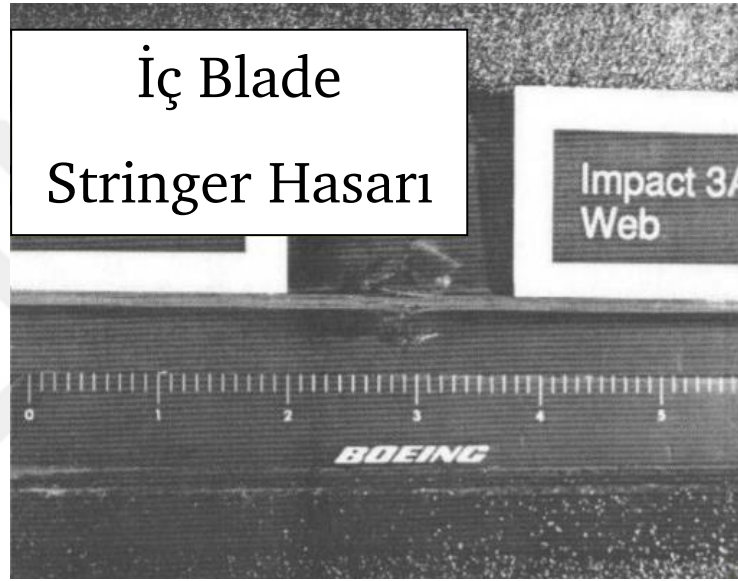


**Şekil 2.21** Uçağın dış yüzeyinde kalınlık değişim kenarlarında BVID hasarı [35]

**Kategori-2:** Belirli aralıklarda, planlı veya yönlendirilmiş alanlarda hasar, hatasız bir şekilde tespit edilebilir. Kategori-2 hasarına yönelik yapısal belgelendirmeler, tespit yükleri limit yük kapasitesindeyken, gözlem metodunun güvenilirliğinin ve aralıklarının gösterilmesini içerir. Kategori-2 hasarı için belirli bir artık gerilme, seçilen gözlem aralığına ve gözlem yöntemine bağlı olabilir. Kategori-2 hasarının bazı örnekleri arasında; gözle görülebilen çarpma hasarı (VID), VID (küçükten büyüğe doğru uzanan), derin oyuklar veya çizikler, fabrikada belli olmayan üretim hataları, delaminasyon (kompozit malzemenin katmanlarının ayrılması) veya debonding (yapışkanın ayrılması) saptamaları ve büyük bölgesel ısı veya çevresel bozulmalar ki bunlar tespit edilene kadar artık gerilmelere maruz kalacaktır. Bu tip bir hasar ilerlememeli ya da yavaş ilerlemelidir. Artık gerilmelerin seviyesi gözlem aralığı için, sınırlı yük kapasitesinin yeterince üzerindedir. Kategori-2 hasar örneği kapsamına giren iki farklı hasar örneği Şekil 2.22 ve 2.23'de resmedilmiştir [34].



Şekil 2.22 Uçağın dış yüzeyinde görülen hasar [35]



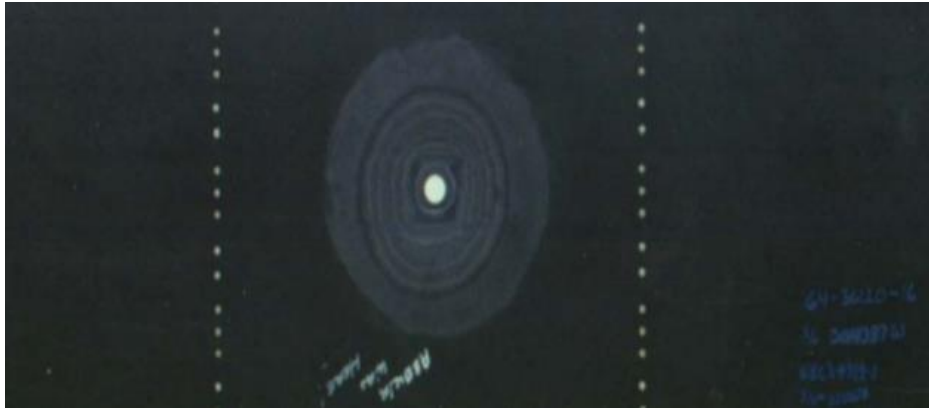
Şekil 2.23 Blade stringerin içindeki hasar [35]

**Kategori-3:** Kompozit hasar tespitlerinde özel yetkinlikleri olmayan apron ya da operasyon bakımındaki kişiler tarafından birkaç uçuş içinde hatasız bir şekilde hasarın belirlenebilmesidir. Hasarların açıkça gözlemlenebilmesi için ya da olası hasarın neden olduğu diğer hasarları tespit edebilmek için bu tür hasarlar belli bir bölgede olmalıdır. Bu olası hasarlar kısa bir zaman aralığında parça, fonksiyon ya da uygunluk kayıpları yüzünden olur. Geniş çapta bir gözlemle hasarlı parça ve etrafındaki yapısal alan yeteri kadar tanımlanır. Destek yükü ya da sınır yük kapasitesine yakinken, Kategori-3 hasarına yönelik yapısal doğrulamalar, güvenilir ve hızlı bir tespitin gösterilmesini içerir. Şekil 2.24'de uçak gövdesinin altında kazara oluşan hasar ve Şekil 2.25'de yapışkanlığı kaybolmuş tamir yaması Kategori-3 hasar örnekleri kapsamında değerlendirilir.

Kategori-2 ve Kategori-3 arasındaki temel fark, belirli bir zaman aralığından sonra, sınır yük değerinde veya sınır yüke yakın bir değerde geniş hasar dayanımının gösterilmesidir. Kategori-3'teki bazı hasar örnekleri arasında, etrafta yapılan inceleme sırasında veya operasyonun normal seyri esnasında (örn. Yakıt kaçaqları, sistem arızaları veya kabin gürültüsü) yakalanabilecek büyük VID veya diğer bariz hasarlar sayılabilir [34].



Şekil 2.24 Uçak gövdesinin altında kazara oluşan hasar [35]



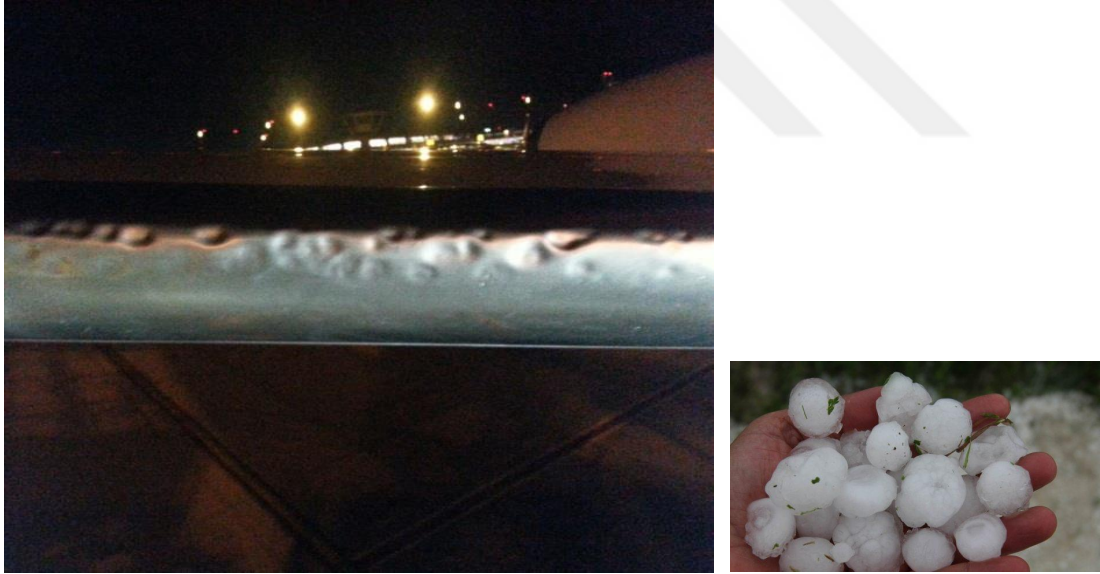
Şekil 2.25 Yapışkanlığı kaybolmuş tamir yaması [35]

**Kategori-4:** Uçuş manevraları gibi bilinen bir olaydan farklı nedenden kaynaklanan hasardır. Kategori-4 hasarı için yapısal doğrulamalar, yönetmeliklerde belirtilen yükler için artık gerilmenin bir gösterimini içerir. Basıncılı yapının genel olarak Şekil 3.8'de gösterilen seviyeden daha yüksek bir

seviyede Kategori-4'ün artık gerilme gereksinimlerine sahip olacağı unutulmamalıdır. Kategori-4 hasarlarına örnek olarak, pilotların gözlemlediği uçuştaki hasarlar (rotor parçalaması, kuş çarpması, yıldırım hasarı, lastik patlaması, havada şiddetli dolu yağışı) verilebilir (Şekil 2.26 – 2.29) [34].



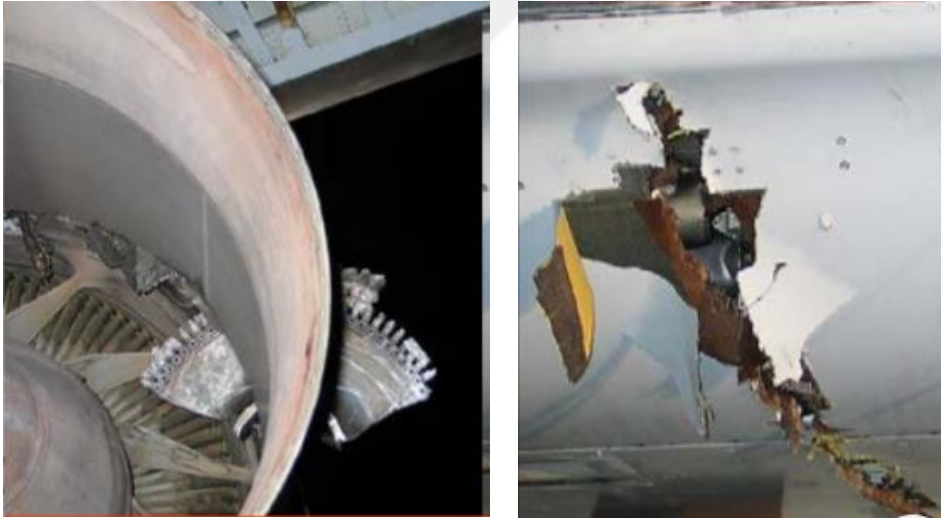
Şekil 2.26 Kuş çarpması hasarları [35]



Şekil 2.27 Yatay stabilize kanat hücum kenarında dolu yağışı hasarı



Şekil 2.28 Yıldırım hasarı



Şekil 2.29 Rotor diski ile boydan boya kesilmesinden dolayı oluşan hasar [35]

**Kategori-5:** Tasarım kriterleri veya yapısal doğrulama prosedürleri kapsamında olmayan, anormal zemin veya uçuş olayları nedeniyle oluşan ciddi hasardır. Kategori-5'in hasar örnekleri olarak; uçağa ciddi servis aracı çarpışmaları, aşırı yük şartlarında uygunsuz uçuş, uygunsuz sert inişler, bakımda kriko hataları ve uçuş esnasında uçak parçalarının kaybı, uçağın yakınındaki yapıların uçağa geniş bir alandan çarpmalarıdır (Şekil 2.30 – 2.31).





Şekil 2.30 Pervane kazası [35]



Şekil 2.31 Uçak etrafındaki kazalar ve yerdeki hasarlar [36]

Yukarıda kategorilere ayrılan hasar tiplerinin kapsamlarına ve bu hasar tiplerine ilişkin örneklere Tablo 2.5’de yer verilmiştir.

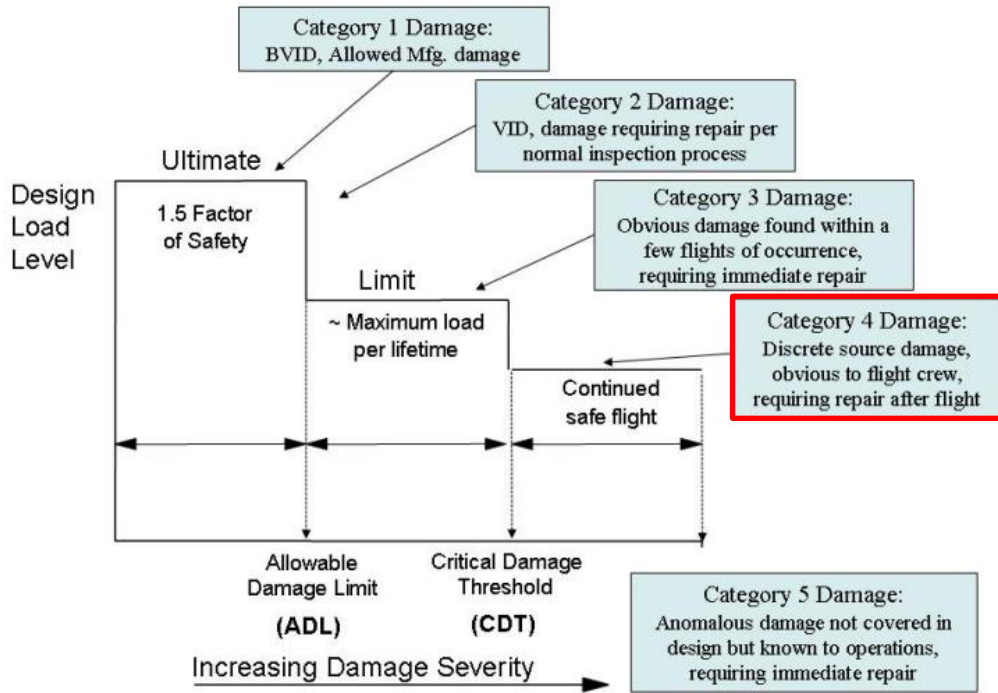
**Tablo 2.5** Kompozit malzemelerde görülen hasar tipleri [35]

Kategori	Örnekler (Bütün Hasar Tiplerini İçermez)
<b>Kategori-1:</b> Planlı ya da plansız, direk uçak üzerindeki kontroller (veya izin verilen üretim hataları) sırasında fark edilemeyen müsaade edilebilen hasarlardır.	Çok zor görülebilen çarpma hasarı (BVID), üretim ya da servisten kaynaklanan müsaade edilebilen hasarlardır (ör., küçük delaminasyon, gözeneklilik, küçük çizikler, ispat verileri gösteren kanıtlar ve küçük çevresel hasarlar). Uçak yapısı, ömrü boyunca bu hasarlara dayanır.
<b>Kategori-2:</b> Belirli aralıklarda, planlı veya yönlendirilmiş alanlarda hasar, hatasız bir şekilde tespit edilebilir (tamir senaryoları).	Gözle görülebilen çarpma hasarı (VID), VID (küçükten büyüğe doğru uzanan), derin oyuklar veya çizikler, fabrikada belli olmayan üretim hataları, delaminasyon veya debonding saptamaları ve büyük bölgesel ısı veya çevresel bozulmalar ki bunlar tespit edilene kadar artık gerilmelere maruz kalacaktır.
<b>Kategori-3:</b> Kompozit hasar tespitlerinde özel yetkinlikleri olmayan apron ya da operasyon bakımındaki kişiler tarafından birkaç uçuş içinde hatasız bir şekilde hasarın belirlenebilmesidir. Hasarların açıkça gözlemlenebilmesi için ya da olası hasarın neden olduğu diğer hasarları tespit edebilmek için bu tür hasarlar belli bir bölgede olmalıdır (tamir senaryoları).	Bu olası hasarlar kısa bir zaman aralığında parça, fonksiyon ya da uygunluk kayıpları yüzünden olur.  Kategori-3'teki bazı hasar örnekleri arasında, etrafta yapılan inceleme sırasında veya operasyonun normal seyri esnasında (örn. Yakıt kaçakları, sistem arızaları veya kabin gürültüsü) yakalanabilecek büyük VID veya diğer bariz hasarlar sayılabilir.

**Tablo 2.5** Kompozit malzemelerde görülen hasar tipleri (devamı) [35]

<p><b>Kategori-4:</b> Uçuş manevraları gibi bilinen bir olaydan farklı nedenden kaynaklanan hasardır (tamir senaryoları).</p>	<p>Pilotların gözlemediği uçuştaki hasarlar (rotor parçalaması, <b>kuş çarpması</b>, yıldırım hasarı, lastik patlaması, havada şiddetli dolu yağışı)</p>
<p><b>Kategori-5:</b> Anormal zemin ya da uçuş olayları sonucunda oluşan ağır hasarlardır (tamir senaryoları).</p>	<p>Uçağa ciddi servis aracı çarpışmaları, aşırı yük şartlarında uygunsuz uçuş, uygunsuz sert inişler, bakımda kriko hataları ve uçuş esnasında uçak parçalarının kaybı, uçağın yakınındaki yapıların uçağa geniş bir alandan çarpmalarıdır.</p>

Şekil 2.32’de gösterildiği gibi, FAA tarafından tanımlanan kompozit malzemelerin hasar şiddetlerinin tasarım yük seviyelerine göre şematik diyagramına göre kuş çarpması hasarları Kategori – 4 kapsamında incelenir [34].



**Şekil 2.32** Kompozit malzemelerin hasar şiddetleri



Bu çalışmada, LSTC (Livermore Software Technology Corporation) tarafından geliştirilen ticari bir yazılım olan LS-Dyna kullanılmıştır. LS-Dyna, hem statik hem de dinamik mühendislik problemlerini çözmek için genel bir sonlu eleman programıdır. Açık (explicit) analiz, çarpma, çarpışma ya da patlama gibi dinamik simülasyonlar için uygun bir yöntemdir. Literatürde kuş çarpma problemleriyle ilgili akademik çalışmalar incelendiğinde, genellikle LS-Dyna'da bulunan explicit analizler kullanılarak kuş çarpma testleri icra edilir.

### 3.1 Yüksek Hızlı Çarpmanın Matematiksel Formülasyonu

Çarpma; düşük, orta veya yüksek hızlarda çok kısa bir süre içinde, malzeme veya yapı üzerine uygulanan anlık bir dış kuvvet olarak tanımlanabilir. Tabakalı kompozit malzemenin maruz kalabileceği çarpma üç türde sınıflandırılabilir. Çarpma hasar tipleri ve hız aralıkları Tablo 3.1'de özetlenmiştir.

**Tablo 3.1** Çarpma hasar çeşitleri ve hız aralıkları [37]

Çarpma Hasar Çeşitleri	Hız
Düşük Hızlı Çarpma (LVI)	0 - 10 m/sn
Orta Hızlı Çarpma (IVI)	10 - 100 m/sn
Yüksek Hızlı Çarpma (HVI) (Balistik Çarpma)	100 m/sn'nin üzeri

- ✓ Düşük hızlı çarpma (low velocity impact): Enerjisi düşük olan çarpmadır.
- ✓ Yüksek hızlı çarpma (high velocity impact): Enerjisi yüksek olan çarpmadır.

- ✓ Balistik çarpma (ballistic impact): Enerjisi diğer iki türe göre daha yüksek olan çok yüksek hızlı çarpma (hypervelocity impact) dır.

Kuş çarpması hasarları 100 m/sn'nin üzerindeki hızlarda olduğundan yüksek hızlı çarpma (HVI) (balistik çarpma) alanında incelenmektedir. Kuş çarpması analizleri dinamik analizler açık (explicit) analizler bölümünde yapılır. Dinamik problemler (3.1) eşitliği ile çözülebilir.

$$ma^n + cv^n + kd^n = f^n \quad (3.1)$$

$n$  = zaman adımı (time step)

$kd^n$  = Yapıdaki iç kuvvetlerin bir parçasıdır.

Temel problem, yer değiştirmeyi ( $d^{n+1}$ ) gelecekteki bir  $t^{n+1}$  anında belirlemektir.

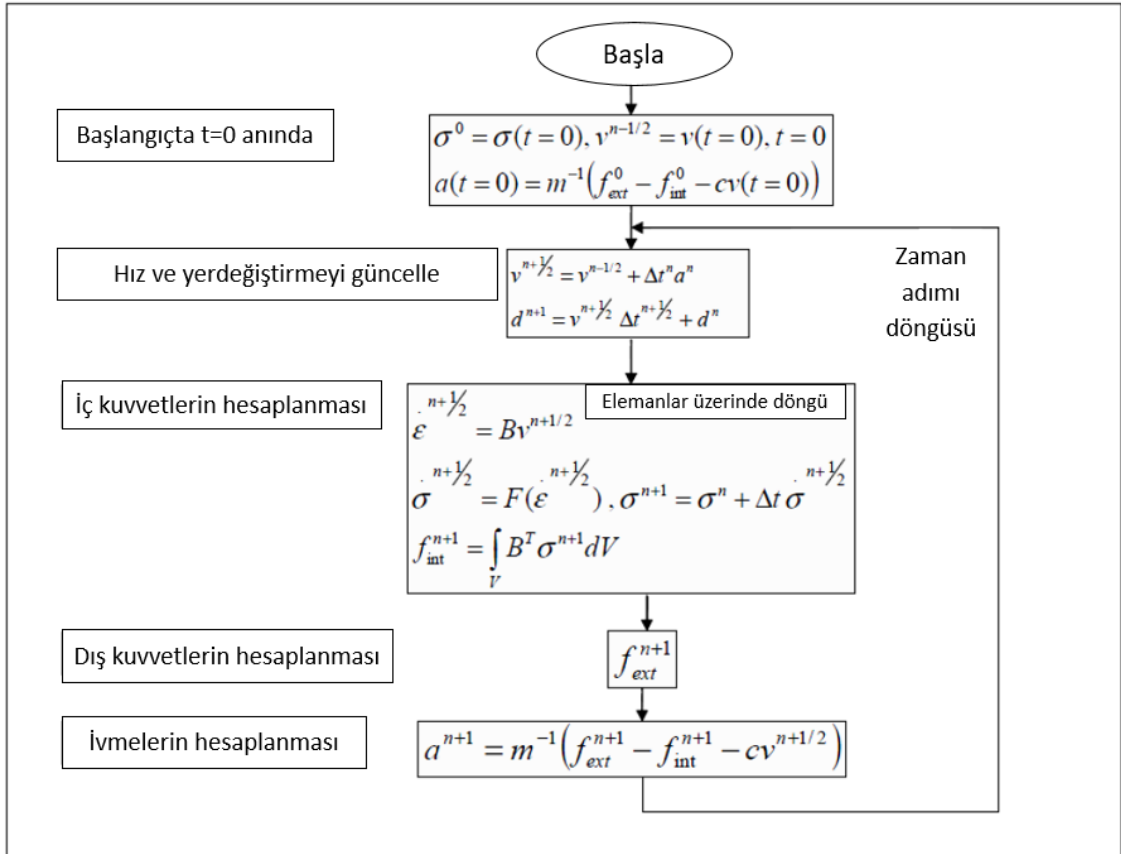
$$d^{n+1} = f(d^n, v^n, a^n, d^{n-1}, v^{n-1}, \dots) \quad (3.2)$$

Explicit (açık) analizlerde kullanılan (3.2) eşitliğindeki bütün terimler "n" zamanında bilinir ve böylece doğrudan çözülebilir [38].

İç ve dış kuvvetler her bir düğüm noktasında toplanır ve bir düğüm noktasının ivmesi düğüm noktasının kütlesine bölünerek hesaplanır. Çözüm, bu ivmenin zamana entegre edilmesiyle ilerlemektedir. Maksimum zaman adımı boyutu, genellikle nispeten pahalı olmayan birçok zaman adımı gerektiren bir algoritma üreten Courant koşulu ile sınırlıdır. Bu kriteri kullanarak, çözüm koşulsuz olarak kararlıdır. Çözüm düğüm noktalarındaki yer değiştirmeler için çözüldüğünden, zaman adımı, hesaplamaların "düğümleri atlama" olmadan eleman boyunca ilerlemesine izin vermelidir, yani zaman adımı, stres dalgasının eleman içinde kalmasını sağlamalıdır. Dolayısıyla, explicit çözüm zaman adımı içinde eleman boyutu ve incelenen elemandaki ses hızı ile sınırlıdır [39].

Şekil 3.1 LS-Dyna'da açık (explicit) çözümlemenin her bir hesaplama döngüsünde kullanılan akış şemasını göstermektedir. Ls-Dyna'da 'kontrol zaman adımı (control timestep)' kartındaki TSSFAC değeri, hesaplanan zaman adımı için ölçek faktörüdür. En basit durumda (küçük, deformasyon teorisi), zaman aralığı malzeme boyunca ses dalgalarının yayılımı ile kontrol edilir. Explicit entegrasyonda nümerik stres dalgası her zaman için, her bir zaman aralığındaki

(time step) bir elemanın genişliğinden daha az yayılmalıdır. Explicit analizin zaman aralığı, mesh'deki herhangi bir deforme olabilen sonlu elemanda minimum kararlı zaman aralığı olarak belirlenir (Not: Mesh deforme olduğunda, zaman aralığı da benzer şekilde değişebilir). Bu ilişkiye Courant-Friedrichs-Lewy (CFL) koşulu denir ve bir elemandaki kararlı zaman adımını belirler. CFL koşulu, explicit zaman aralığının, elemanı geçmek için fiziksel dalganın ihtiyaç duyduğu zamandan daha küçük olmasını gerektirir. Dolayısıyla, nümerik zaman aralığı gerçek teorik zaman aralığının bir bölümüdür. Genellikle, TSSFAC faktörünü sadece şok yüklemesi için veya yumuşak malzemelerle kontak kararlılığını arttırmak için değiştirmek gerekir [39].



**Şekil 3.1** Ls-Dyna açık (explicit) analizinin blok diyagramı [40]

$$\Delta t^{n+1} = TSSFAC \cdot \min\{\Delta t_1, \Delta t_2, \dots, \Delta t_N\} \quad (3.3)$$

Çözüm sırasında, (3.3) eşitliğinde verilen elemanlar arasında dolaşılır ve toplam elemanların minimum değerini alarak yeni bir zaman adımı boyutu belirlenir, burada n eleman sayısıdır. Zaman adımı boyutu kabaca en kısa karakteristik mesafeyi kullanan bir eleman boyunca akustik dalganın geçici zamanına karşılık gelir. Kararlılık nedenleriyle, ölçek faktörü TSSFAC genellikle 0.90 (varsayılan) veya daha küçük bir değere ayarlanır. Çözüm süresini azaltmak için mümkün olan en büyük kararlı zaman adımı boyutunun kullanılması tercih edilir. 0.90'dan büyük değerler genellikle kararsızlıklara yol açacaktır [39].

İki boyutlu durumda malzemedeki ses hızı (3.4) kullanılarak hesaplanabilir.

$$C = \sqrt{\frac{E}{(1 - \nu^2) \rho}} \quad (3.4)$$

Elastik malzemeler için ses hızları eleman tiplerine bağlıdır.

**C:** Malzemedeki Ses Dalgalarının Hızı

**E:** Malzemenin Elastiklik Modülü

**$\nu$ :** Poisson Oranı

**$\rho$ :** Yoğunluk

TSSFAC'ın varsayılan 0.9 değeri için havacılıkta yaygın şekilde kullanılan malzemelerden bazılarının örnek hesapları aşağıda verilmiştir.

Aluminyum Al2024-T3 malzemesi için;

$$C_{Al2024-T3} = \sqrt{\frac{73.1}{(1 - 0.33^2) (2.78 * 10^{-6})}} = 5.432 \text{ mm/ms}$$

$$\Delta T_{imestep_{Al2024-T3}} = 0.9 * \frac{200}{5.432} = 0.0331 \text{ ms}$$

Aluminyum Al7075-T6 malzemesi için;

$$C_{Al7075-T6} = \sqrt{\frac{71.7}{(1 - 0.33^2) (2.81 * 10^{-6})}} = 5.351 \text{ mm/ms}$$

$$\Delta T_{imestep_{Al7075-T6}} = 0.9 * \frac{200}{5.351} = 0.0336 \text{ ms}$$

Karbon fiber malzeme için;

$$C_{Karbon} = \sqrt{\frac{209}{(1 - 0.27^2) (1.54 * 10^{-6})}} = 12.099 \text{ mm/ms}$$

$$\Delta T_{imestep_{Karbon}} = 0.9 * \frac{200}{12.099} = 0.015 \text{ ms}$$

Glassfiber malzeme için;

$$C_{Glass} = \sqrt{\frac{50.6}{(1 - 0.32^2) (1.98 * 10^{-6})}} = 5.336 \text{ mm/ms}$$

$$\Delta T_{imestep_{Glass}} = 0.9 * \frac{200}{5.336} = 0.0337 \text{ ms}$$

### 3.2 Kuş Çarpma Teorisi

Kuş çarpma olayının literatür çalışmaları temel alındığında hidrodinamik bir çarpışma olarak değerlendirilebileceği görülmektedir. Çarpışma anı mikro saniyeler mertebesinde gerçekleşmektedir. Çarpışma anında fırlatılan cisim olan kuşun davranışı göz önünde bulundurularak, çarpışma elastik, plastik, hidrodinamik ve patlama ya da sonik olarak adlandırılan dört ana kategori altında ele alınabilir.

Elastik çarpışmanın meydana geldiği kategoride çarpan elemanda meydana gelen iç gerilmeler malzeme mukavemetinin altında olup, malzeme bu kategoride gerilmelere karşı durabilmektedir. Elastik çarpımda üretilen gerilmeler

malzemenin akma dayanımını aşmaz. Dolayısıyla, çarpmanın yapısı ve süresi sadece malzemenin elastik modüllerine ve elastik dalga hızlarına bağlıdır. Hız arttıkça oluşan gerilmeler plastik deformasyona neden olur. Malzemenin dayanımı hala baskın bir faktördür. Hızlar daha da arttıkça, projektinin yavaşlamasıyla ortaya çıkan gerilmeler akma gerilmesini büyük ölçüde aşar. Bu hidrodinamik rejimde projektin (kuş) sıvı olarak davranır ve dayanım yerine asıl önemli olan malzeme yoğunluğudur. Bu rejimlerin herbirinde, stres dalgaları malzeme içinde ilerler ve böylece projektin ve hedef boyunca enerji dağılır. Çarpma hızı dalga hızına yaklaştıkça ya da dalga hızını aştığında, lokal çarpma bölgesinde daha fazla enerji dağılmalıdır. Dalga hareketi, lokal stres dağılımının belirlenmesinde giderek daha önemli bir rol oynamaktadır. Şok dalgaları da üretilir. Hız artmaya devam ettikçe, tüm enerji lokal alanda birikir. Üretilen ısı çok küçük bir bölgede yoğunlaşır ve bu nedenle malzemeyi eritmek ve sonunda buharlaştırmak için yeterlidir. Bu işlem, hedef yüzeyde meydana gelen küçük bir patlamaya benzer.

Rijit bir plakaya silindirik çarpması probleminde elastik çarpma durumunda tek boyutlu elastik dalga teorisi  $P = \rho c_l u_0$  ve  $T = 2L/u_0$  formülleriyle ifade edilir.

***P***: Ara yüzey basıncı

***c<sub>l</sub>***: Projektindeki boyuna elastik dalga hızı

***T***: Süre

Bununla birlikte, bu basit teori enine şekil değiştirme ve ataletin yanı sıra projektin (kuş) malzemesindeki tüm kuvvet kayıplarının etkilerini de ihmal etmektedir.

Çarpma sırasında oluşan gerilmeler malzemenin akma mukavemetini büyük ölçüde aştığında, probleme hidrodinamik olarak yaklaşılabilir. Yüksek hızlı çarpmaları incelemek için kullanılan hidrodinamik yaklaşımda, malzeme mukavemeti ve viskozitesi ihmal edilir ve malzemeyi tanımlamak için basit bir basınç yoğunluğu-enerji durum denklemi kullanılır. Çoğu malzeme için bu yaklaşım geniş bir stres aralığında uygulanabilir. Basınç ifadesi (3.5) ve (3.6) eşitlikleri ile hesaplanabilir.

$$P = u_0 \sqrt{\rho/\beta} \quad (3.5)$$

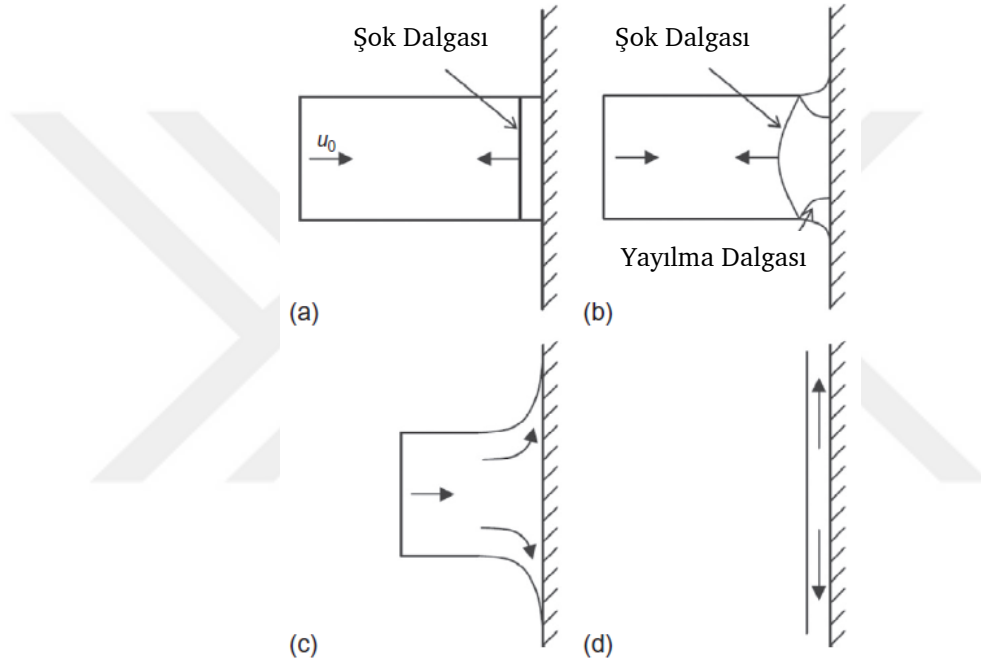
$u_0$ : Çarpma Hızı

$\rho$ : Suyun Başlangıç Yoğunluğu

$\beta$ : Suyun Sıkıştırılabilirliği

$$P = \rho c_0 u_0 \quad (3.6)$$

$c_0$  : Dalga Hızı



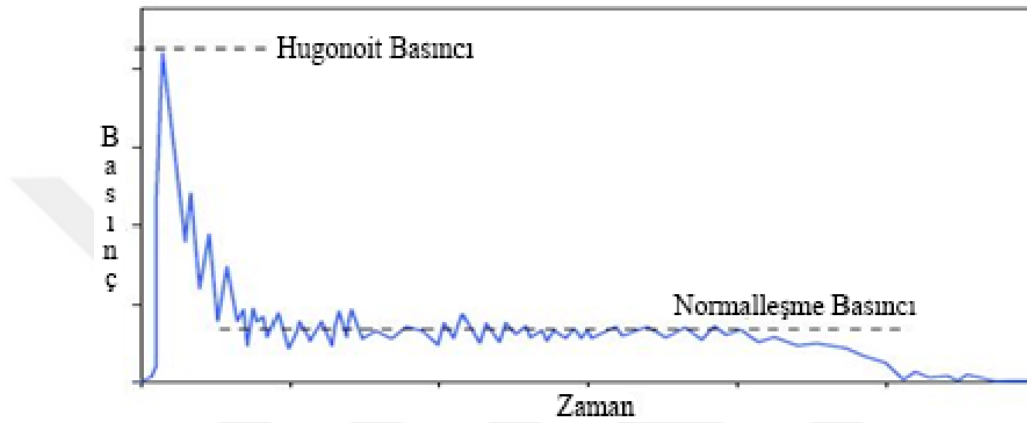
**Şekil 3.2** Çarpışma anında oluşan fazlar [41]

Şekil 3.2’de gösterildiği gibi çarpışma anında cisim üzerinde dört ana faz görülür.

- a) Temas anındaki ilk şok,
- b) Çarpışma şokunun azalması,
- c) Düzgün akış ve
- d) Basıncın azalması bu ana fazları simgeler.

Çarpışmanın meydana geldiği anda, çarpışma yüzeyine paralel olarak cisim içerisinde şok dalgası oluşur ve cisim boyunca ilerler. Yüksek basınç sebebiyle

cismin bir tarafında şok dalgası oluşurken, henüz diğer tarafında serbest bölge bulunması; cismin yüzeyinin basınca maruz kalmasına ve bu taraftan cismin yayılmaya başlamasına sebep olur. Bu yayılma dalgasının oluşmasıyla basınç değeri ciddi şekilde azalmaya neden olur. Yayılma dalgasından önce basınç değeri mikro saniyeler içerisinde maksimum seviyesine kadar çıktıktan sonra bu yayılma dalgasıyla düzgün akış davranışına doğru azalışa geçer. Basıncın maksimum değerine ulaştığı pik noktasına 'Hugoniot Basıncı' denir.



**Şekil 3.3** Kuş çarpmasına ait tipik basınç değişim eğrisi [41]

Malzeme mukavemetinin şok dalgasına ve yayılma dalgasına tepkisiyle basınç değeri düzgün akış şartlarına gelene kadar dalgalanma gösterir (Şekil 3.3). Düzgün akış anına geldikten sonra ise sürekli basınç düşüşü görülür ve basınç değeri sıfıra ulaşır. Bu fazda artış kuş rijit plaka üzerinde akma davranışı gösterir.

Projektil, çarpma sırasında hidrodinamik bir davranışa sahiptir. Yumuşak cisim çarpması, çarpma sırasında ortaya çıkan şok basınçlarının projektinin (kuşun) dayanımından çok daha büyük, ancak hedefin dayanımından daha az olduğu herhangi bir malzemenin çarpması şeklinde tanımlanır. Bu, yumuşak cisim projektinin çarpışma üzerine akacağı anlamına gelirken, hedef malzemede plastik deformasyon çok az görülebilir veya hiç görülmez [2].

Kuş çarpması olayı genellikle bir hedefi vuran su jeti olarak kabul edilir. İlk şok ve sürekli akış, bir kuş çarpması olayının iki ana aşamasıdır. Bunlar sırasıyla Hugoniot basıncı ve durgunluk basıncı olarak adlandırılır. Başka bir ifadeyle, Hugoniot basıncı kuş çarpması için maksimum basınç iken, durgunluk basıncı final basıncıdır. Bu basınçlar (3.7) ve (3.8) eşitlikleri ile ifade edilir [42].



$$P_{shock} = \rho_0 v_{shock} v_{impact} \quad (3.7)$$

$$P_{stagnation} = 1/2 (\rho_0 v_{impact}^2) \quad (3.8)$$

Kuşun başlangıç yoğunluğu  $\rho_0$  olduğunda, şok hızı  $v_{shock}$  ve çarpma hızı  $v_{impact}$ 'dir. Kuş çarpması sonucu elde edilen basınç-zaman grafiği kaydedilir. Ortaya çıkan basınç değerleri, basıncı normalleştirmek için (3.9) eşitliğine bölünür. Grafikte zaman eksenini normalleştirmek için zaman ise (3.10) eşitliğine bölünür [2].

$$P = 1/2 (\rho_0 u_0^2) \quad (3.9)$$

$$t_D = L/u_0 \quad (3.10)$$

$u_0$  kuşun başlangıç hızını temsil ederken,  $t_D$  teorik çarpma süresini ve L kuşun boyunu temsil etmektedir.

Cauchy gerilme tensörü, (3.11)'de gösterildiği gibi, hidrostatik gerilme tensöründen ( $p\delta_{ij}$ ) ve deviatorik gerilme tensöründen ( $\sigma'_{ij}$ ) oluşur:

$$\sigma_{ij} = \sigma'_{ij} + p\delta_{ij} \quad (3.11)$$

Deviatorik stres, malzeme modeli temel yasası ile hesaplanır. Basınç terimi,  $p$ , bir durum denkleminde (EOS) kaynaklanır. EOS, basınç ve hacim arasında bir ilişki sağlar (sıcaklık ve/veya enerji ilişkisi de olabilir) [43]. Malzemenin sıkıştırılabilirliğine bağlı olarak, farklı EOS (durum denklemi) türleri mümkündür. Bu çalışmada EOS denklemlerinden kuş çarpma problemlerinde yaygın şekilde kullanılan lineer polinom durum denklemi kullanılmıştır ve detaylarına kuş modelinin doğrulanması bölümünde yer verilmiştir.

LS-Dyna'daki sıvılar Explicit bir temel malzeme kuralı (örneğin Mat Null gibi) ve uygun bir EOS denklemi ile tanımlanmalıdır. Bunun nedeni, Euler denklemlerinin (veya viskozite varlığında full Navier-Stokes'un) tam olarak explicit zaman entegrasyon şemasıyla çözülmesinin, her bir düğüm noktasındaki basıncı doğrudan belirlemek için bir durum denklemi gerektirmesidir. Tamamen sıkıştırılmaz bir algoritma, akışın sapmadan bağımsız olmasını sağlamak için Poisson denkleminin (eliptik kısmi diferansiyel denklem) çözülmesini gerektirir. Poisson denklemi yalnızca tekrarlı (iteratif) olarak veya implicit zamanlı

entegrasyon kullanılarak çözülebilir. Bütün bunlar LS-Dyna SPH Explicit'de yaygın olarak, sıkıştırılmaz olarak kabul edilen bir sıvının sadece iki parametre tanımlanarak basit bir EOS ile zayıf sıkıştırılabilir olarak değerlendirilebileceği anlamına gelir. Bu parametreler başlangıç yoğunluğu ve malzemedeki ses hızıdır [43].

### 3.3 Nümerik Simülasyon Yaklaşımı

Uçak komponentlerinin kuş çarpmasına karşı dayanımı hususunda yapılan deneysel doğrulama çalışmaları zaman alıcı, pahalı ve uygulaması zor olduğundan, nümerik analizler kuş çarpmasına karşı dayanıklı yapıların tasarımında önemli bir fayda sağlar. Kuş çarpması problemi explicit doğrusal olmayan sonlu eleman analizleriyle yüksek yoğunluklu ve milisaniyeler mertebesinde kısa süreli yüklerle karakterize edilir. Malzemeler büyük deformasyonlara, delinmelere, yüksek şekil değiştirme hızlarına ve plastik (elastik olmayan) gerilmelere maruz kalabilir. Temaslardan kaynaklanan sınır koşulları ve malzeme için düşünülen elastik-plastik davranış, kuş ve kompozit plaka arasındaki çarpma olayını incelemek için kompleks parametrelerden sadece bazılarıdır. Sonlu eleman yazılımları çarpma olayını modellemek için çeşitli sonlu eleman yaklaşımları benimsemiştir. Bunlar arasında Lagrange, Keyfi Lagrange-Euler (ALE) ve Pürüzsüz Parçacık Hidrodinamiği (SPH) yaklaşımlarına dayanan çözümler bulunmaktadır.

Kapalı (implicit) tekniğinden farklı olarak, kuş çarpma analizinde kullanılan açık (explicit) entegrasyon tekniği yerine göre stabildir ve sonuç olarak sonlu elemanlar modelindeki en küçük eleman boyutu ile belirlenen Courant kriterini karşılamak için kritik zaman adımına ihtiyaç duyulur. Lagrange yönteminin avantajı, kullanım kolaylığı olması ve zamana bağlı malzemeleri izleme kabiliyetinin olmasıdır. Bununla birlikte, kuş modellemesi için Lagrange yaklaşımı kullanıldığında, eleman boyutunun çok küçük olmasına ve çarpılmasına yol açacaktır. Bu nihayetinde engelleyici hesaplama süresi ile sonuçlanır ve genellikle kararsız bir nümerik çözüm üretir. Aslında, explicit sonlu eleman analizinde, zaman adımı  $\Delta t$ , en küçük eleman  $L$ 'nin karakteristik uzunluğu ile belirlenir ve (3.12) ile hesaplanabilir.

$$\Delta t = L/c \quad (3.12)$$

burada  $c$ , malzemedeki dalga yayılma hızıdır. Şiddetli ağ bozulması, elemanın en küçük kenar boyutunu azalttığından, hesaplamaların devam etmesi için zaman adımının aşırı düşük bir değere düşmesine neden olur [44].

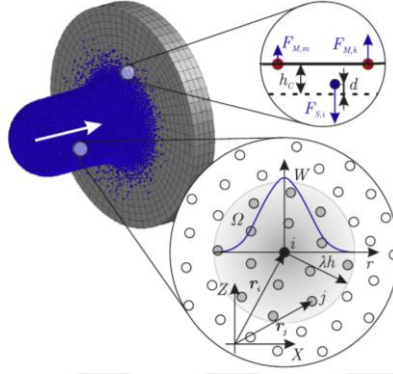
Keyfi Lagrange-Euler (ALE) formülasyonu, dezavantajları en aza indirirken yöntemlerin avantajlarını yakalamak için referansın kullanıcı tarafından keyfi olarak ayarlandığı Lagrange ve Eulerian formülasyonlarının bir kombinasyonudur. Kullanıcı, mesh bozulmalarını en aza indirmek ve en iyi sonuçları elde etmek için problemlere en uygun mesh hareketini ayarlamalıdır. Bu formülasyonun ana dezavantajı, en iyi yöntemi seçmek ve elde edilen sonuçları yorumlamak için kullanıcı deneyimli olmalıdır [44].

Lagrange kuş modeli, büyük bozulmaların olmadığı durumlarda güvenilir sonuçlar verir, aksi takdirde diğer durumlarda yüksek hesaplama maliyetine ve erken hatadan analizin sonlanmasına yol açar. ALE (Keyfi Lagrange-Eulerian) yaklaşımı, ağsız yöntemlere kıyasla yüksek maliyetlere ve hareketli Euler kutusunun ciddi deformasyonu nedeniyle güvenilir olmayan sonuçlara yol açmaktadır. Ayrıca klasik Euler modeli için, nümerik - deneysel korelasyon tatmin edici değildir, bu da çarpma kuvveti açısından en yüksek bağıl hata ile nicel olarak ifade edilir. Toplu kütle modeli, iç etkileşim eksikliği ve kuşun gerçekçi olmayan davranışı nedeniyle zayıf sonuçlar verir. SPH yöntemi, yüksek stabilitesi, düşük maliyeti ve saçılma parçacıkları açısından deneysel gözlemlerle iyi korelasyonu nedeniyle önerilen yaklaşımdır [45]. Yakın zamanda yapılan bir dizi çalışmada [46-53], kuş çarpmasında sıvı gibi davranan kuş modeli için zayıf sıkıştırılabilir SPH yöntemi kullanıldı.

Deformasyon büyüdüğünde, ağ tabanlı yöntemler, negatif eleman hacmi, aşırı ağ bozulması ve/veya temas bölgesindeki ağ karışıklığı nedeniyle başarısız olmaya başlar ve bu da açık (explicit) zaman adımıyla ilgili sorunlara neden olur. SPH, sınırsız plastik deformasyonu kaldırabilen ağsız bir yöntemdir. Destek alanındaki  $N$  "j" komşuları ile belirli bir "i" parçacığı için alan değişkenlerinin değişim oranı:  $W_{i,j}$  yumuşatma fonksiyonudur (enterpolasyon çekirdeği) ve çalışılan problemin

türüne bağlı olarak birçok farklı biçim alabilir (kübik eğri fonksiyonu popülerdir). Burada  $\pi_{i,j}$  yapay viskozite terimi ve  $H_i$  yapay ısıtma terimidir.

Genel fikir, merkezi eleman üzerinde etki yarıçapı (düzleştirme uzunluğu olarak da bilinir) içinde sınırlı sayıda komşu kullanmaktır.



**Şekil 3.4** SPH ağı için yumuşatma uzunluğu [53]

Şekil 3.4 şematik açıklamalarla birlikte SPH-sonlu eleman kuş çarpması simülasyon yaklaşımına genel bir bakış açısı sağlar. Her parçacık kuşun hacimsel bir kısmını temsil eder ve yoğunluk, basınç ve hız gibi akışkan özelliklerini taşır. Parçacıklar, ayrık gösterimde (3.13)'de gösterildiği gibi hacim ve çekirdek ağırlıklı enterpolasyona dayalı olarak etkileşime girer [53].

$$f(r_i) = f_i \approx \sum_j^N \frac{m_j}{\rho_j} f(r_j) W(r_i - r_j, h) \quad (3.13)$$

$r_i$  konumundaki  $f$  alan fonksiyonunun değeri,  $m_j/\rho_j$  parçacık hacmi ve  $W(r_i - r_j, h)$  çekirdek fonksiyonu ile ağırlıklandırılan komşu  $r_j$  konumundaki  $f$  değerlerinin toplamı ile yaklaşık olarak bulunur. Kuş modelinin hidrodinamik davranışı, kütle, momentum ve enerjinin korunumu gibi Euler denklemlerinin çözülmesiyle açıklanır. Euler denklemlerine SPH yaklaşımının (3.13)'e uygulanması, çözülmesi gereken aşağıdaki diferansiyel denklem sistemini verir [53]:

$$\frac{d\rho_i}{dt} = \rho_i \sum_j^N \frac{m_j}{\rho_j} (v_i - v_j) \nabla_i W_{ij} \quad (3.14)$$

$$\frac{dv_i}{dt} = - \sum_j^N m_j \left( \frac{p_i}{\rho_i^2} + \frac{p_j}{\rho_j^2} + \Pi_{ij} \right) \nabla_i W_{ij} + g_i \quad (3.15)$$

$$\frac{du_i}{dt} = \frac{1}{2} \sum_j^N m_j \left( \frac{p_i}{\rho_i^2} + \frac{p_j}{\rho_j^2} + \Pi_{ij} \right) (v_i - v_j) \nabla_i W_{ij} \quad (3.16)$$

$$p(\rho) = p_0 + B \left[ \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^\gamma - 1 \right] \quad (3.17)$$

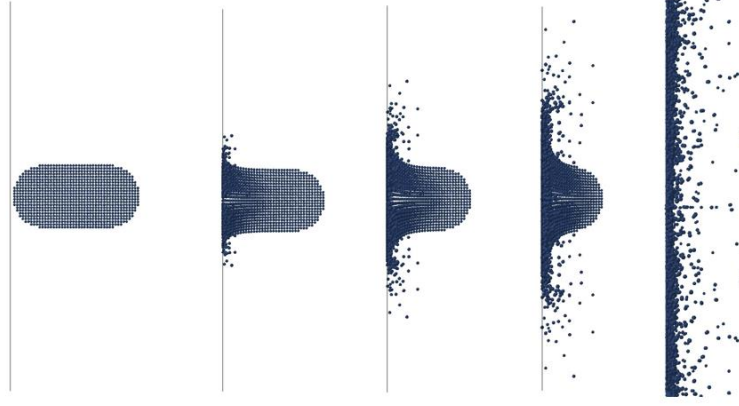
Değişkenler, yoğunluk  $\rho$ , kütle  $m$ , hız vektörü  $v$ , basınç  $p$ , özgül iç enerji  $u$ , yapay viskozite tensörü  $\Pi$ , dış gövde kuvvetlerinden  $g$  (örneğin yerçekimi ivmesi gibi) kaynaklanan ivme vektörü ve çekirdek gradyanı  $\nabla W$  şeklindedir. (3.17) eşitliği, yukarıdaki diferansiyel (3.14 – 3.16) sistemini kapatmak için dahil edilen Tait durum denklemdir (EOS). Tait EOS, arka plan basıncı  $p_0$ , yığın modülü  $B$ , adyabatik üs  $\gamma$  ve akışın ilk yoğunluğa  $\rho/\rho_0$  oranına dayalı olarak basıncı yoğunlukla ilişkilendirir. Serbest yüzeyli mevcut uygulama için, serbest yüzeyde dağılmayı önlemek için arka plan basıncı sıfır olmalıdır. Ayrıca, parçacıklar (3.18)'e göre hareket eder, burada düzeltme terimi genişletilmiş SPH (XSPH) varyantına atıfta bulunur [53].

$$\frac{dr_i}{dt} = v_i + \varepsilon \sum_j^N \frac{2m_j}{\rho_i + \rho_j} \cdot (v_j - v_i) \cdot W_{ij} \quad (3.18)$$

### 3.4 SPH (Yumuşatılmış Tanecik Hidrodinamiği) Kuş Modeli

Literatürdeki çalışmalar incelendiğinde, en yaygın kullanılan kuş modeli SPH'dır, çünkü SPH yöntemi diğer analiz yöntemlerine göre deneysel verilere daha yakın sonuçlar verir [10, 46].

SPH yöntemi, her partiküldeki alan değişkenlerinin bir tahminini hesaplamak için kullanılan çekirdek (kernel) fonksiyonlarını kullanır. Çekirdek işlevi, yalnızca her düğümün etrafındaki belirli bir hacimde etkindir. Her düğümün belirli bir kütlesi vardır ve durum değişkenlerinin bulunduğu yerde değerlendirilmesi anlamında bir öge oluşturur. Yöntemin ağ içermediği söylenir çünkü hangi düğümlerin birlikte etkileşime girebileceği önceden tanımlanmış ızgara sınırlaması yoktur. Pratikte, SPH yöntemi ALE yöntemine göre daha az eleman kullanır, kendisiyle ilişkili malzeme arayüz problemlerini önler ve daha kısa çözüm süresine sahiptir.



**Şekil 3.5** SPH modelindeki serbest hareket eden parçacıklar

SPH yöntemi, interpolasyon teorisine ve çekirdek fonksiyonlarını yumuşatmaya dayanan meshsiz bir Lagrange tekniğidir. Sıvı, birbirinden bağımsız olan, mesh çarpılması sorunu olmadan büyük deformasyonları kapsayabilen bir dizi birbiriyle etkileşen parçacıklar (Şekil 3.5) olarak temsil edilir. Her parçacığın kendisine atanmış bir kütle, hız ve malzeme yasası vardır. Parçacıklar uzayda belli bir yerde değildir, genellikle bir B-spline yaklaşımına dayanan ve parçacığın etki aralığını tanımlayan bir yumuşatma çekirdek (kernel) fonksiyonu ile uzayda yumuşatılır. Tek bir parçacığın alan değişkenleri, komşu parçacıkların interpolasyonu ile hesaplanırken, bir parçacık, başka bir parçacığın yumuşatma uzunluğu içinde bulunduğu komşusu olarak kabul edilir. Bir Lagrangian tekniğine dayandığı için, geleneksel Lagrangian sonlu eleman modellerine kolayca bağlanabilir ve Eulerian kodlarıyla ilişkili olası malzeme arayüz problemlerinden kaçınılabilir. Explicit zaman adımının eleman deformasyonu ile önemli ölçüde azaldığı geleneksel katı Lagrangian mesh ile karşılaştırıldığında, zaman adımı SPH modeli için sabittir. Bununla birlikte, yüksek bellek kaynakları gerektirebilecek ve genellikle doğruluk ve gerekli CPU zamanı arasında uyumlu doğru sonuçlar elde etmek için yeterli bir parçacık yoğunluğu gereklidir. Genel olarak, Eulerian modeline kıyasla, SPH yöntemi daha az eleman gerektirir, onunla ilişkili malzeme arayüz problemlerini önler ve genellikle daha kısa bir çözüm süresine sahiptir. Mesh bozulma problemleri ile geleneksel Lagrange mesh ile karşılaştırıldığında sayısal sağlamlık çok yüksektir [45].

Yüksek düzlem içi mukavemete ve rijitliğe sahip olan kompozit laminatlar, projektıl tarafından göçük oluşmasına ya da malzemenin delinmesine neden olabilecek enine çarpma yükleri tarafından başlatılan hasara karşı oldukça hassastır. Projektılın kütlesi ve hızı tarafından belirlenen çarpma enerjisine ve laminat çarpma yüklemesinin özelliklerine bağılı olarak, gerilme, sıkıştırma ve kesme altında malzeme mukavemeti önemli ölçüde azalır.

### 3.5 Ls-Dyna'da Kullanılan Kompozit Malzeme Kartının Özellikleri

Kuş çarpmasına karşı başarılı bir tasarım, yapıyı oluşturan malzemeler açısından verim ve güvenliğin sağlanmasını gerektirir. Bunun için ise malzemedeki gerilmelerin hasar kriterleriyle karşılaştırılacağı teorilere ihtiyaç vardır. Genellikle Tsai-Wu kırılma teorisi kullanılır, çünkü Tsai-Wu teorisi deneysel sonuçlara en yakın maksimum kırılma değerini tahmin eden kriterdir. Ls-Dyna'da MAT-54/55 malzeme kartıyla Tsai-Wu teorisi aracılığıyla hesaplamalar yapılabilir.

MAT-54/55 gelişmiş kompozit hasarı malzeme kartı, kompozit model malzeme tipi MAT-22'nin gelişmiş versiyonudur. Rastgele ortotropik malzemeler, örneğin, kompozit kabuk yapılarıdaki tek yönlü (UD) katmanlar tanımlanabilir.

Kullanıcı tanımlı entegrasyon kuralı kullanılarak (integration shell) yapısal sabitler kabuk kalınlığı boyunca değişebilir. Bütün kabuklar için, DKT formülasyonu dışında, enine kayma deformasyonunu düzgün bir şekilde modellemek için lamine kabuk teorisi etkinleştirilebilir. Laminasyon teorisi, kabuk kalınlığı boyunca üniform sabit kayma birim şekil değiştirmesi varsayımını düzeltmek için uygulanır. Malzeme formülasyonu kapsamında Chang/Chang (MAT-54) kriteri (3.19 – 3.26) arasındaki eşitlikler yardımıyla hesaplanabilir [54].

Çekme fiber modu için,

$$\sigma_{aa} > 0 \Rightarrow e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_t}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right)^2 - 1, \quad e_f^2 \geq 0 \Rightarrow \text{hasar} \quad (3.19)$$

$$e_f^2 < 0 \Rightarrow \text{elastik}$$

$$E_a = E_b = G_{ab} = \nu_{ba} = \nu_{ab} = 0$$

Basma fiber modu için,

$$\sigma_{aa} < 0 \Rightarrow e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_c}\right)^2 - 1, \quad e_c^2 \geq 0 \Rightarrow \text{hasar} \quad (3.20)$$

$$e_c^2 < 0 \Rightarrow \text{elastik}$$

$$E_a = \nu_{ba} = \nu_{ab} = 0$$

Çekme matris modu için,

$$\sigma_{bb} > 0 \Rightarrow e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{bb}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right)^2 - 1, \quad e_m^2 \geq 0 \Rightarrow \text{hasar} \quad (3.21)$$

$$e_m^2 < 0 \Rightarrow \text{elastik}$$

$$E_b = \nu_{ba} = 0 \Rightarrow G_{ab} = 0$$

Basma matris modu için,

$$\sigma_{bb} < 0 \Rightarrow e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{bb}}{2S_c}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_c}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{bb}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right)^2 - 1, \quad (3.22)$$

$$e_d^2 \geq 0 \Rightarrow \text{hasar}, \quad e_d^2 < 0 \Rightarrow \text{elastik}$$

$$E_b = \nu_{ba} = \nu_{ab} = 0 \Rightarrow G_{ab} = 0$$

$X_c = 2Y_c$ , %50 fiber hacmi için

Eğer 2-yönü fiber yönü olarak ayarlanırsa, lokal X yönündeki çekme ve basma fiber hasarı için hasar kriteri değişmez. Lokal Y yönünde, X yönündeki fiberlerin kullanılması gibi benzer hata kriteri kullanılır.

Y yönündeki çekme,

$$\sigma_{bb} > 0 \Rightarrow e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{bb}}{Y_t}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right) - 1, \quad e_f^2 \geq 0 \Rightarrow \text{hasar} \quad (3.23)$$

$$e_f^2 < 0 \Rightarrow \text{elastik}$$

Y yönündeki basma,

$$\sigma_{bb} < 0 \Rightarrow e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{bb}}{Y_c}\right)^2 - 1, \quad e_c^2 \geq 0 \Rightarrow \text{hasar} \quad (3.24)$$

$$e_c^2 < 0 \Rightarrow \text{elastik}$$



Matris hasar kriteri,

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right)^2 - 1, \quad (3.25)$$

Chang-Chang kriterinde olduğu gibi Tsai-Wu (MAT-55) kriterinde çekme ve basma fiber modlarına müdahale edilir. Çekme ve basma matris modları için hasar kriteri aşağıdaki gibi verilir:

$$e_{md}^2 = \frac{\sigma_{bb}^2}{Y_c Y_t} + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right)^2 + \frac{(Y_c - Y_t)\sigma_{bb}}{Y_c Y_t} - 1, \quad e_{md}^2 \geq 0 \Rightarrow \text{hasar} \quad (3.26)$$

$$e_{md}^2 < 0 \Rightarrow \text{elastik}$$

$\beta = 1$  için, çekme fiber modunda orjinal Hashin kriterini elde ederiz.  $\beta = 0$  için, maksimum gerilme kriterini elde ederiz. Bu kriterin deneyler ile karşılaştırıldığında daha iyi olduğu bulunmuştur.

MAT-54'te, hasar 4 farklı yoldan herhangi birinde görülebilir:

1. DFAILT sıfır olursa, Chang-Chang hasar kriteri çekme fiber modunda karşılanırsa, hasar meydana gelir.
2. DFAILT sıfırdan büyük olursa, hasar aşağıdaki durumlarda oluşur:
  - fiber birim şekil değiştirmesi DFAILT'den büyük veya DFAILC'den küçük
  - matris birim şekil değiştirmesinin mutlak değeri DFAILM'den büyük
  - tensörel kayma birim şekil değiştirmesinin mutlak değeri DFAILS'den büyük
3. EFS sıfırdan büyükse, etkin birim şekil değiştirme EFS'den büyük olduğunda, hasar meydana gelir.
4. TFAIL sıfırdan büyükse, yukarıda TFAIL'in tanımında tarif edildiği gibi, eleman zaman adımına göre hasar meydana gelir [54].

### 4.1 Kuş Modelinin Doğrulması

Bu çalışmanın ilk amacı, kuş sertifikasyon sürecinde kullanılacak kuş modelini doğrulamaktır. Her kurumun kendi bünyesinde bir kuş modeli olduğundan, test edilen kuş modelleri ve diğer analiz parametreleri bir kurumdan diğerine farklılık göstermektedir [3]. Wilbeck [2], kuş çarpma olayının mekanik davranışını inceleyen, referans olarak kabul edilen ve en çok alıntı yapılan önde gelen bilim adamlarından biridir. Wilbeck [2], uygun bir temsili kuş modeli bulmak için birçok farklı malzeme ve farklı geometrik şekiller kullanarak kuş çarpma testleri yaptı. Deneyler sonucunda Wilbeck [2], en iyi temsili kuş modelinin uzunluk-çap oranı 2 olan yarım küre uçlu silindir olduğunu belirlemiştir. Literatürde birçok araştırmacı kuş modellerini normalize edilmiş Hugoniot ve normalize edilmiş durgunluk basınçları açısından Wilbeck'in [2] çalışmasındaki deneysel sonuçlarla karşılaştırarak doğrulamıştır.

Bir kuş modelinin doğrulanması için kullanılan önemli öğelerden biri çarpma sırasında hedefin merkezinde oluşan basınç profilidir [47]. Tablo 4.1'de görüldüğü gibi, 116 m/s kuş hızı için çeşitli araştırmacılar tarafından elde edilen normalize edilmiş Hugoniot basıncı ve normalize edilmiş durgunluk basıncının sonuçları, Wilbeck'in [2] tavuk çarpma deneyi ile karşılaştırılmıştır (Yrm. Sldr.: Yarım Küre Uçlu Silindir, Norm.: Normalleştirilmiş). Tablo 4.1'in ilk satırındaki değerler Wilbeck'in deneysel sonuçlarıdır. Normalleştirilmiş Hugoniot basınçları, Wilbeck'in deney sonuçlarına en yakından en uzağa doğru sıralanmıştır.

**Tablo 4.1** Literatürdeki normalleştirilmiş Hugoniot ve durgunluk basınçları

Yayın	Yıl	Kuş Yoğunluğu (kg/m <sup>3</sup> )	Kuş Kütlesi (kg)	Kuş Modeli	Norm. Hugoniot Basıncı	Norm. Durgunluk Basıncı	Kuş Model Geometrisi
[2]	1978	950	1	Gerçek Kuş	3.36	0.83	Gerçek Kuş
[17]	2014	938	1	SPH	4.29	0.75	Yrm. Sldr.
[16]	2011	950	1.8	SPH	5.44	1.13	Yrm. Sldr.
[46]	2003	938	1.82	SPH	5.5	1.5	Yrm. Sldr.
[5]	2007	934	1.8	ALE	6.81	1	Yrm. Sldr.
[49]	2010	941.1	1.92	SPH	6.95	2.05	Yrm. Sldr.
[55]	2012	950	1.8	ALE	9.2	1	Yrm. Sldr.
[56]	2002	934.3	1.8	Lagrange	9.8	1.27	Yrm. Sldr.
[50]	2015	938.5	1.82	SPH	10.3	0.95	Yrm. Sldr.
[51]	2007	950	1	SPH	11.2	1	Yrm. Sldr.
[57]	2010	938.5	1.82	SPH	11.68	7.09	Silindir
[6]	2010	938	1.8	Lagrange	12.67	1.11	Yrm. Sldr.
[58]	2009	938	1.81	Lagrange	12.67	1.58	Yrm. Sldr.
[48]	2007	950	1	SPH	13.7	1	Yrm. Sldr.
[47]	2013	938	0.3	SPH	13.94	0.95	Yrm. Sldr.
[59]	2006	938.5	1.82	Lagrange	17.43	0.95	Yrm. Sldr.

#### 4.1.1 Kuş Çarpma Testi (Doğrulama Çalışması – I)

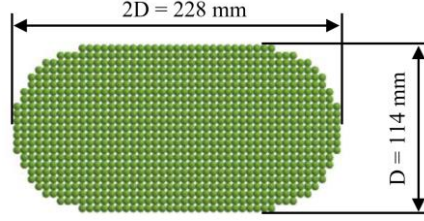
Kuş çarpmasında nümerik modelin doğruluğu üzerinde simülasyon yöntemi, kuş parametreleri ve kurucu denklemler hakimdir. Önceki çalışmalarda kuş çarpma testleri sırasında alınan kamera kayıtlarına göre [2], kuş rijit plakaya çarptığında sıvı gibi davranır. Deneyle iyi korelasyonu nedeniyle, SPH analiz yöntemi kuş çarpması analizinde yaygın bir şekilde kullanılmaktadır [8, 9]. Bu çalışmada kuş modeli, yarım küre uçlu silindir olarak modellenmiştir. Kuş modelinin uzunluğu, çapının iki katıdır; kuşun boyu ve çapı sırasıyla 228 mm ve 114 mm olarak alınmıştır. Kuşun yoğunluğu 938 kg/m<sup>3</sup>tür [50, 51]. EASA CS-25.631 [28] ve FAA FAR-25.571-e-1'e [29] göre kuşun kütlesi 1.8 kg'dır. Kuş modeli, her parçacığın kütlesinin 0.12 gr olduğu, Şekil 4.1'de gösterildiği gibi, 15013 SPH parçacığından oluşur. Yarım küre uçlu silindirin (V) hacmi hesaplandıktan sonra, kuşun (D) çapı (4.1) ve (4.2) eşitliklerinden 114 mm olarak bulunmuştur. Literatür taraması yapıldığında birçok çalışmada benzer kuş boyutlarının kullanıldığı görülmektedir [5, 8].

**Tablo 4.2** Kuş malzemesinin özellikleri (LS-Dyna'da Mat-9 Null kartı) [60]

Parametre	Değeri
Kuş Yoğunluğu	938 kg/m <sup>3</sup>
Kesme Basıncı	- 0.09974 Pa
Dinamik Viskozite	0.0027 Pa * s
TEROD	1.1
CEROD	0.8

$$V = \pi \left(\frac{D}{2}\right)^2 D + \frac{4}{3} \pi \left(\frac{D}{2}\right)^3 = \frac{5\pi D^3}{12} \quad (4.1)$$

$$\rho = \frac{m}{V} \rightarrow 938 = \frac{1.8 * (12)}{5 \pi D^3} \rightarrow L = 2D \cong 228 \text{ mm} \quad (4.2)$$



**Şekil 4.1** 1.8 kg kuş için yarım küre uçlu silindir şeklindeki temsili kuş modeli

Ls-Dyna'da Mat-9 Null malzeme kartında tanımlanan kuş parametreleri Tablo 4.2'de verilmiştir. Kesme basıncı, malzemenin kavıtasyonu için nümerik olarak uygun şekilde tanımlanmalıdır. Malzeme bir aşamaya kadar genişlediğinde, bu genişlemeye dayanamaz ve dağılması gerekir. Genleşme basıncı negatif olduğundan kesme basıncı çok küçük bir negatif değere ayarlanır. Basınc bu değer altına düştüğünde malzeme kavıtasyon oluşur [54]. Bu çalışmada kesme basıncı diğer referans çalışmalarda olduğu gibi -0.09974 Pa olarak alınmıştır [60]. TEROD ve CEROD parametreleri sırasıyla çekme ve basmada aşınma için bağıl hacim  $V/V_0$ 'ı belirler [54]. Bu çalışmada TEROD ve CEROD değerleri sırasıyla 1.1 ve 0.8 olarak atanmıştır [41, 60]. Formun deviatorik (viskoz) stresi (4.3) ile ifade edilir.

$$\sigma'_{ij} = 2 \nu \epsilon'_{ij} \quad (4.3)$$

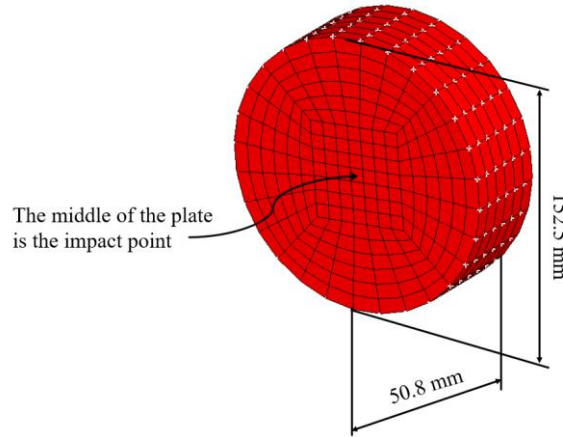
burada  $\nu$  ve  $\epsilon'_{ij}$ , sırasıyla dinamik viskozite ve deviatorik şekil değiştirme oranıdır. Null malzemesinin akma dayanımı 0 olarak alınır [54]; böylece kuş modeli sıvı gibi davranır. Kuş çarpma analizinde, lineer polinom durum denklemi kullanılarak, çarpma sonucu hedef üzerinde oluşan basınç ile kuşun yoğunluğu arasındaki ilişki (4.4) ve (4.5) ile ifade edilebilir [48, 55].

$$P = C_0 + C_1 \mu + C_2 \mu^2 + C_3 \mu^3 + (C_4 + C_5 \mu + C_6 \mu^2)E \quad (4.4)$$

$$\vartheta = \frac{\rho}{\rho_0} - 1 \quad (4.5)$$

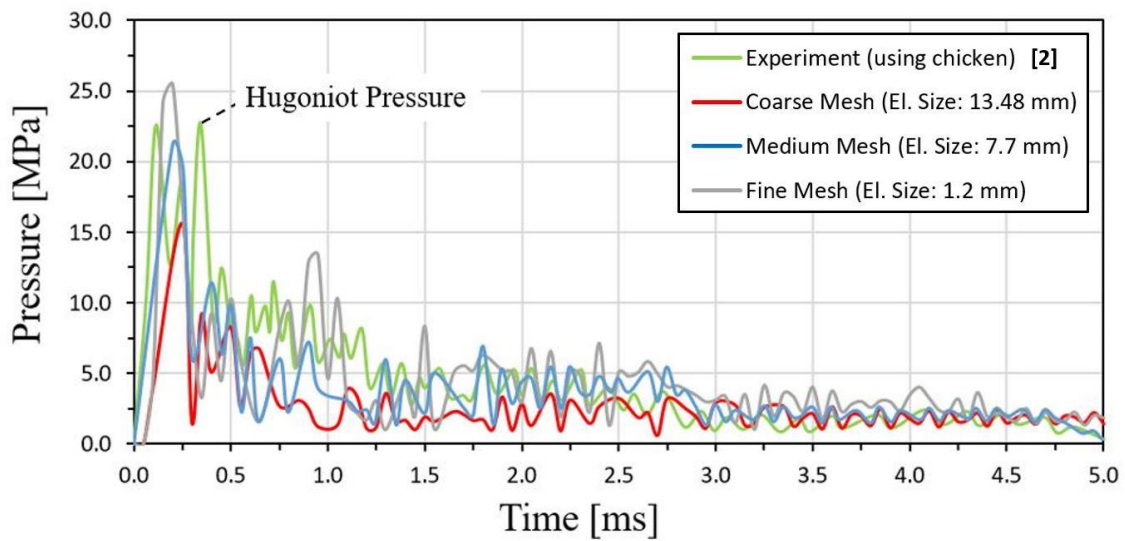
(4.4) ve (4.5)'de kullanılan  $C_0 - C_6$ ,  $E$ ,  $\rho$  ve  $\rho_0$  sırasıyla polinom denklem katsayıları, iç enerji, yoğunluk ve başlangıç yoğunluğudur. Boyutsuz bir parametre

$\mu$  çarpma sırasında yoğunluktaki değişimi temsil eder. (4.4)'de verilen durum denklemindeki parametrelerin değerleri  $C_0 = 0$ ,  $C_1 = 2250$  Mpa ve  $C_2 \dots C_6 = 0$  olarak alınmıştır [61].



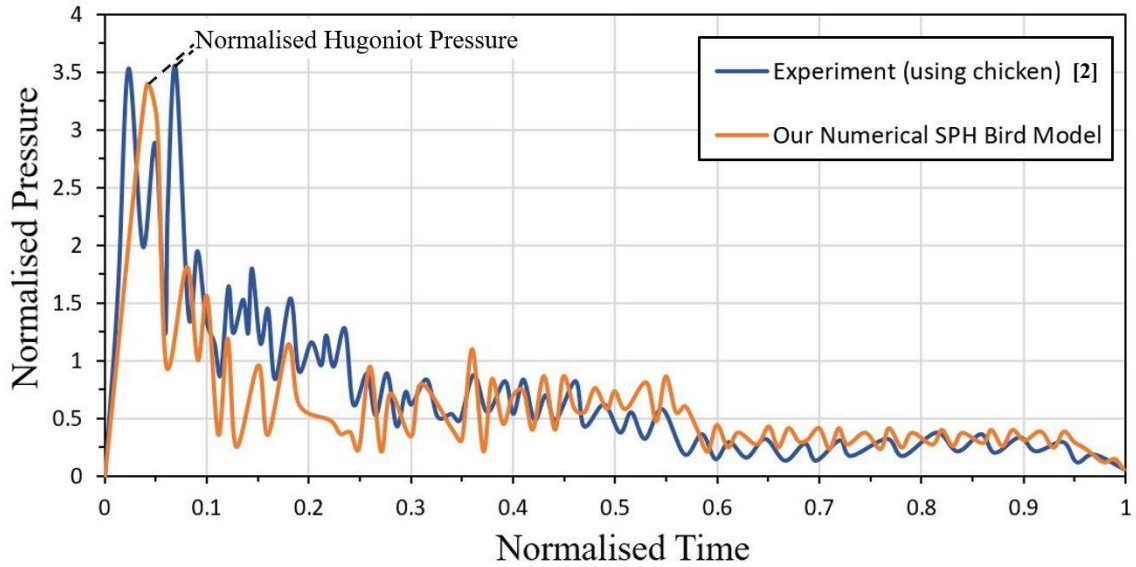
**Şekil 4.2** Kuş modelinin doğrulanması için hazırlanan rijit hedef

Wilbeck'in tavuk çarpma testinde kuş 116 m/s hızla çelik levhanın merkezine dik olarak çarptı. Kullanılan hedef Şekil 4.2'de görüldüğü gibi 152.5 mm çapında ve 50.8 mm kalınlığında çelik bir silindirdir [2]. Bu çalışmada, Wilbeck'in kuş çarpma testi LS-Dyna'da simülasyon ortamında tekrarlanmıştır. Bu amaçla yoğunluğu  $8027.2 \text{ kg/m}^3$ , elastisite modülü 193.7 GPa ve Poisson oranı 0.29 olan çelik için MAT-20 rijit kartı seçilmiştir. Kuş çarpma testi simülasyonunda, çelik plakanın kenarlarında rijit hedefin dönme ve ötelenme hareketleri engellenmiştir.



**Şekil 4.3** Ağ optimizasyonu (el. size: eleman boyutu)

Çelik levhada altı yüzlü ağ (hexahedral mesh) kullanılmıştır. Plaka ağının uygunluğunu doğrulamak için bir ağ yakınsama çalışması yapıldı. Şekil 4.3 farklı ağ boyutları için çarpma merkezinden elde edilen basınç değerlerinin Wilbeck [2]'in deneysel sonucu ile karşılaştırmasını göstermektedir. Şekil 4.3'de görüldüğü gibi, ağ yoğunluğunun değişimi plaka üzerindeki Hugoniot basıncını ve durgunluk basıncını değiştirir. Optimum ağ yoğunluğunu elde etmek için yirmi bir iterasyon yapıldı. Wilbeck'in [2] kuş çarpma testinde Hugoniot basınç değeri 22.62 MPa olarak ölçülmüştür. Bu çalışmada Hugoniot basıncı 22.12 MPa olarak elde edilmiştir. 21 iterasyon sonucunda, çelik levhanın optimum ağ boyutunun Şekil 4.3'deki orta boyuttaki ağa karşılık gelen 7.7 mm olduğu belirlenmiştir.



**Şekil 4.4** Normalleştirilmiş basınç - zaman grafiklerinin karşılaştırılması

Şekil 4.4, Wilbeck deneyinin normalleştirilmiş zaman grafiklerine karşı normalleştirilmiş basınç karşılaştırmasını ve bu çalışmada SPH kuş modeli kullanılarak elde edilen simülasyon sonuçlarını göstermektedir. Normalleştirilmiş Hugoniot basıncının deneysel [2] ve nümerik sonuçları sırasıyla 3.54 ve 3.358'dir. Tablo 4.3'de görüldüğü gibi fark % 5.27'dir. LS-Dyna simülasyonları ile elde edilen normalleştirilmiş Hugoniot basıncının Wilbeck deneyinden elde edilen Hugoniot basıncı ile tutarlı olduğu görülmektedir. Şekil 4.4'de yer yer görülen ufak basınç farklılıklarının temsili kuş modeli (yarım küre uçlu silindir) ile gerçek kuşun düzensiz şekli (kafa, tüy, kanat, bacak vb.) arasındaki farklılıklardan kaynaklandığı düşünülmektedir. Kuş çarpma analizinde, deneysel sonuçlar [2]

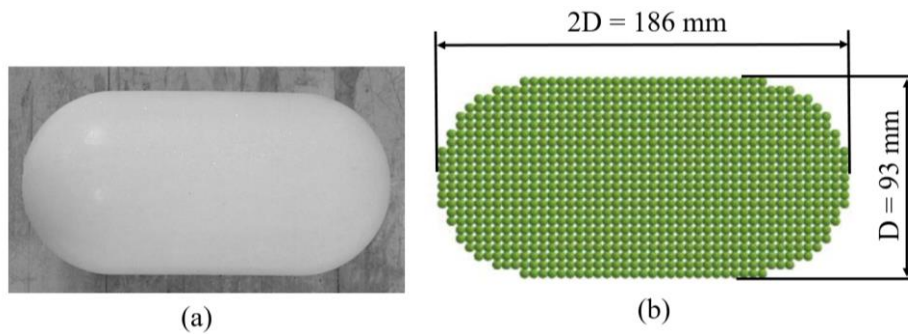
gibi rijit plaka üzerinde herhangi bir penetrasyon görülmemektedir. Şekil 4.4'de verilen normalleştirilmiş basınç grafiklerine dayalı olarak, simülasyon sonuçlarının eğilimi deneysel olanla yakın bir uyum gösterir. Dolayısıyla bu sonuçlar, LS-Dyna'daki kuş modelinin uygunluğunu doğrulamaktadır.

**Tablo 4.3.** Normalleştirilmiş Hugoniot basıncı ve durgunluk basıncı

	Deneysel Sonuçlar [2]	Çalışmamızdaki LS-Dyna Sonuçları	Yüzde Fark (%)
Normalleştirilmiş Hugoniot Basıncı	3.54	3.358	% 5.27
Normalleştirilmiş Durgunluk Basıncı	0.835	0.741	% 11.26

#### 4.1.2 Jelatin Çarpma Testi (Doğrulama Çalışması – II)

Jelatin çarpma testleri; deneysel sonuçlarla uyumlu, düşük maliyetli ve üretim kolaylığı sağladığından, jelatin malzemesi kuşları simüle etmek için kullanılabilir [2, 3]. Basınç değerlerinin yanı sıra çarpma sırasında kuşun dağılımı da kuş modelinin doğruluğunu belirlemede önemlidir. Lavoie ve ark. [3] kuş çarpması deneyleri sırasında yarım küre uçlu silindir şeklinde jelatin kullandı. Hedefin malzemesi RHA çeliğidir. Kare hedefin kenar uzunluğu 305 mm ve kalınlığı 12.7 mm'dir. Kuşun kütlesi ve yoğunluğu sırasıyla 1 kg [30, 31] ve  $938 \text{ kg/m}^3$ 'dür. Kuş 186 mm uzunluğunda ve 93 mm çapındadır [3].

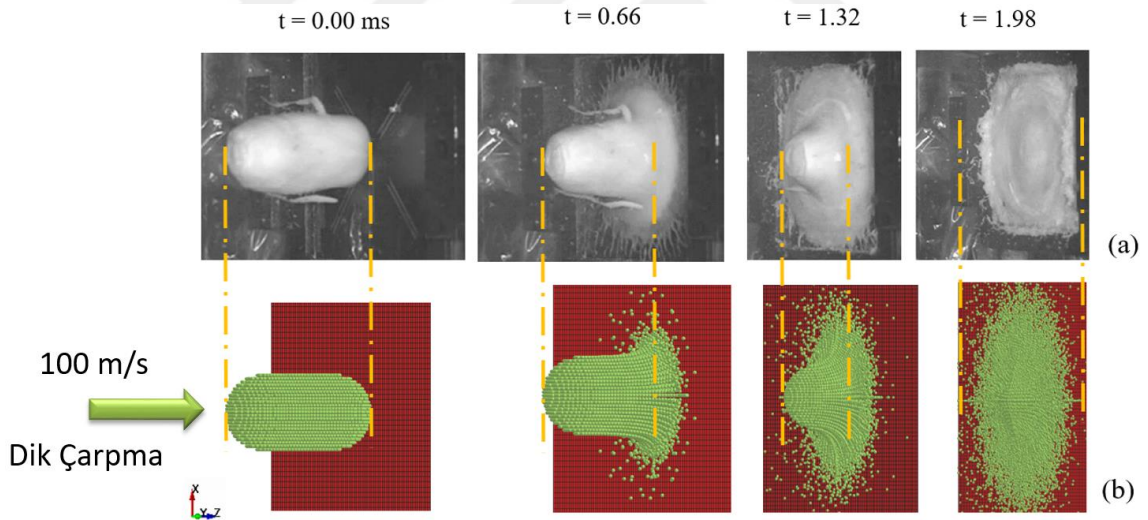


**Şekil 4.5** (a) Jelatin kuş ve (b) yarım küre uçlu silindir kuş modeli (1 kg kuş)



Kuş modelinin uzunluğu ve çapı, yarım küre uçlu silindirin hacmi kullanılarak hesaplanabilir. Denklem (11) ve (12)'deki işlemler kontrol edildiğinde, kuşun çapı ve uzunluğu açısından aynı sonuçlar elde edilmiştir ( $D = 93$  mm ve  $L = 2D = 186$  mm). Temsili kuş toplam 4504 SPH parçacığı ile modellenmiştir ve her bir SPH parçacığının kütlesi 0.222 gr'dır. Şekil 4.5 (a) ve (b) sırasıyla referans çalışmadaki jelatin kuş modelini ve bu çalışmadaki SPH kuş modelini göstermektedir.

Lavoie ve arkadaşlarının [3] deneylerinde, kuş hedefe 100 m/s'de dik olarak fırlatılmıştır. Şekil 4.6, deneylerden ve bu çalışmadaki LS-Dyna simülasyonlarından elde edilen dağılımdaki temsili kuşun dağılımını göstermektedir. Deneylerde kuş modelinin ucu hedefe değdiğinde ilk görüntü alındı. Şekil 4.6'daki anlık görüntüler, kuşun çarpma sırasında sıvı benzeri bir hidrodinamik davranış sergilediğini göstermektedir. Ayrıca LS-Dyna simülasyonlarından elde edilen dağılımın deneylerden elde edilen kuş dağılımı ile uyumlu olduğu görülmektedir.

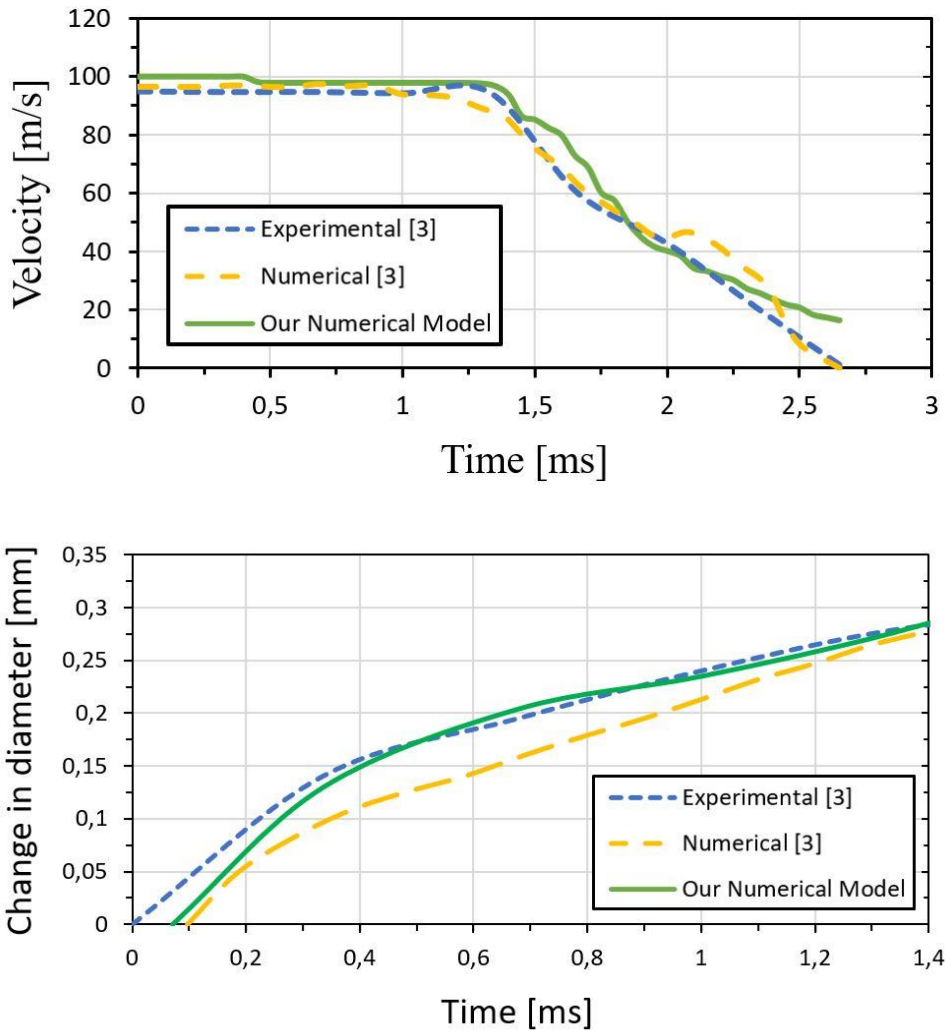


**Şekil 4.6** (a) Deneydeki [3] ve (b) analizdeki temsili kuşun dağılımı

Şekil 4.7'de çarpma sırasında, kuşun hız ve çap değişimleri, referans çalışma [3] ile karşılaştırılmıştır. Hızını belirlemek için kuşun ucu esas alınır ve çarpma sırasında birim zamandaki yer değiştirmelerin ortalaması alınır. Çarpan kuşun çapı, SPH partiküllerinin yoğun olduğu bölge kullanılarak ölçülür. Çelik levhanın deformasyonu ihmal edilebilir düzeydedir ve levhada delinme görülmez. LS-Dyna

analizinde, en önde gelen SPH parçacıkları başlangıçta hedef plakaya çarpar ve çarpışmayı takiben parçacıkların bir kısmı hedef düzlemi boyunca saçılır (Şekil 4.6'daki x, y eksenleri) ve bazıları hedefe dik olarak z ekseni boyunca geriye doğru hareket eder. Geriye doğru hareket eden parçacıklar, henüz hedefe ulaşmamış parçacıklara çarparak hızlarını düşürürler. Kuşun hedefle temasından sonra çapı artar.

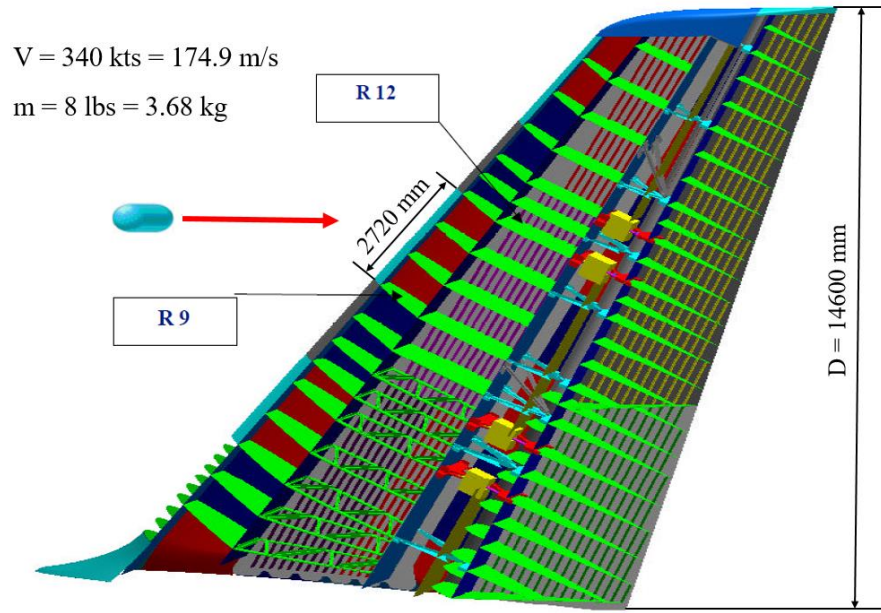
Şekil 4.7 (a) ve (b)'de görüldüğü gibi, çarpma sırasında kuşun hızındaki ve çapındaki değişimin deneysel sonuçları, mevcut nümerik sonuçlarla iyi bir uyum içindedir. Lineer polinom durum denkleminin ve diğer kuş parametrelerinin kuşun özelliklerini başarılı bir şekilde temsil ettiği sonucuna varılabilir. Böylece, hazırlanan nümerik kuş modelinin çalışmanın devamındaki nümerik analizler için uygun olduğu görülmektedir.



Şekil 4.7 (a) Kuşun hızındaki ve (b) çapındaki değişimin karşılaştırılması [3]

## 4.2 Kuşların Kompozit Yapı Üzerine Çarpması (Doğrulama Çalışması – III)

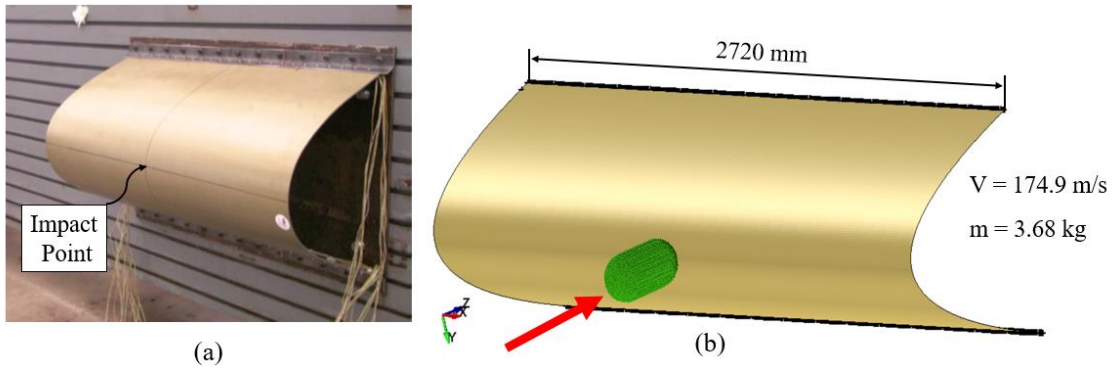
Bu bölümde, LS-Dyna analizinin kompozit hücum kenarının global deformasyonunu doğru bir şekilde tahmin ettiğini belirlemek için Airbus A380 uçağının dikey hücum kenarında kuş çarpması simülasyonu gerçekleştirilir. Airbus A380'nin hücum kenarında yapılan kuş çarpması test sonuçlarıyla [4] nümerik çalışmalarımız arasında karşılaştırmalar yapılmıştır. Airbus A380'in dikey hücum kenarında 9 ve 12 nolu kaburgalar (ribs) arasında uçağın kuyruğunda kuş çarpması testi yapıldı ve test sonuçları Hinrichsen [4] tarafından rapor edildi. Bu bölümde, bu çalışmada kullanılan kompozit kuş çarpması modelini doğrulamak için referans çalışmanın [4] sonuçları kullanılmıştır. Şekil 4.8 – 4.10, dikey hücum kenarının boyutlarını göstermektedir. Dikey hücum kenarı, test koşullarında olduğu gibi nümerik modelde de kenarlardan sabitlenir (Şekil 4.9).



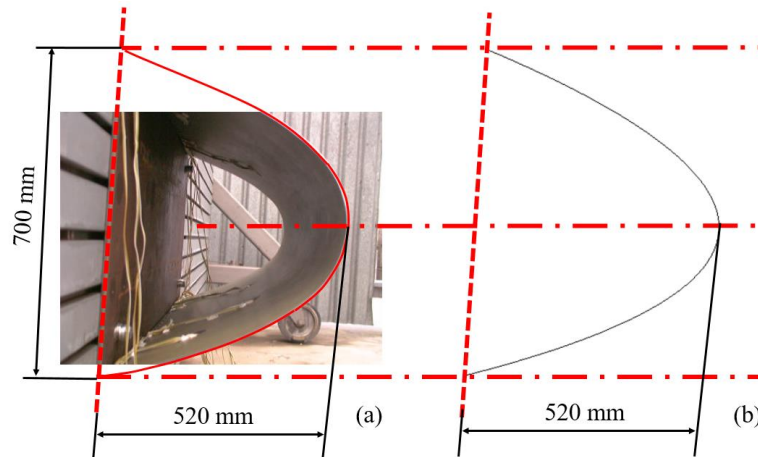
Şekil 4.8 Airbus A380 uçağının dikey hücum kenarındaki kuş çarpma testi

GLARE (cam takviyeli alüminyum laminat) (GLARE 3–7/6) dikey hücum kenarının panel malzemesidir. GLARE 3–7/6 malzemesi 13 katmandan oluşur. 7 kat alüminyum ve 6 kat glass fiberden yapılmıştır. Hücum kenarının laminatının istifleme sırası [A/0/A/90/A/0/A/90/A/0/A/90/A] şeklindedir; burada A, 0.4

mm kalınlığındaki Al2024-T3 alaşımını ifade eder. S2 Glass/Epoksi-FM94 katmanlarının oryantasyon açıları  $0^\circ$  ve  $90^\circ$  olup her bir katmanın kalınlığı 0.125 mm'dir. LS-Dyna'daki kuş çarpma analizinde Al2024-T3 alaşımı için Mat-18 power-law plasticity malzeme modeli kullanılmıştır. Alaşımın elastisite modülü, Poisson oranı, dayanım katsayısı ve yoğunluğu sırasıyla 73.08 GPa, 0.33, 708.9 MPa ve  $2768 \text{ kg/m}^3$ 'tür. S-glassfiber/FM94 prepreg malzemesinin özellikleri Tablo 4.4'de verilmiştir. Glassfiber, LS-Dyna'da MAT54/55 mat enhanced composite damage (güçlendirilmiş kompozit hasarı) malzeme kartı kullanılarak modellenmiştir. Tsai-Wu hasar kriteri genellikle kuş çarpması analizinde kullanılır [52, 62].



**Şekil 4.9** (a) Hücüm kenarı üzerindeki kuş çarpma testi [4] ve (b) nümerik model



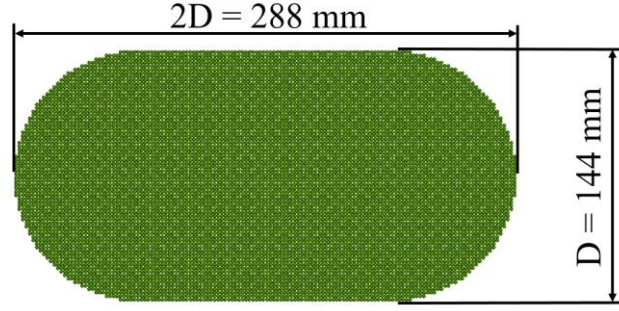
**Şekil 4.10** Çarpma öncesi (a) deneysel [4] ve (b) nümerik hücüm kenarı paneli

**Tablo 4.4** S-Glassfiber/FM94 prepreg malzemesinin özellikleri [63]

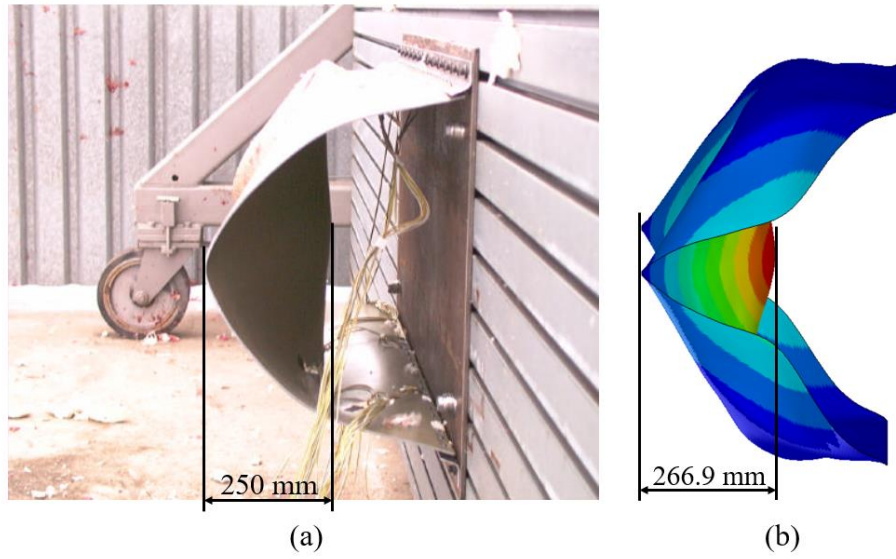
Mekanik Özellikler (Semboller)	Değerler
Yoğunluk ( $\rho$ )	1980 kg/m <sup>3</sup>
Elastisite Modülü ( $E_x, E_y, E_z$ )	50.6 GPa, 9.9 GPa, 9.9 GPa
Poisson Oranı ( $\nu_{xy}, \nu_{yz}, \nu_{xz}$ )	0.32, 0.063, 0.32
Kayma Modülü ( $G_{xy}, G_{yz}, G_{xz}$ )	3.7 GPa, 1.65 GPa, 3.7 GPa
Max. Çekme Gerilmesi ( $X_T, Y_T$ )	2500 MPa, 50 MPa
Max. Basma Gerilmesi ( $X_C, Y_C$ )	2000 MPa, 150 MPa
Max. Kayma Gerilmesi ( $S_C$ )	75 MPa

Kuş çarpması testine göre [4], 3.68 kg'lık kuş gövdesinin çarpma hızı 174.9 m/s'dir. Şekil 4.11'de görüldüğü gibi kuş çarpma testlerinde kuşun geometrisi yarım küre uçlu silindirdir [4]. Kuş hücum kenarının merkezine dik olarak fırlatıldı. LS-Dyna analiz tarafında kuş modelindeki SPH partikül sayısı 30537 ve her bir SPH partikülünün kütlesi 0.12 g'dır. FAA-FAR 25.631 standardına [29] göre, uçağın kuyruk kısmındaki kuş çarpma testlerinde 3.68 kg kütleye sahip bir kuş kullanılmaktadır. Referans çalışma FAA-FAR 25.631 ile uyumludur. Kuşun yoğunluğu 938 kg/m<sup>3</sup>tür. Çarpma analizinde kullanılan kuşun çapı 144 mm, uzunluğu ise 288 mm'dir.





Şekil 4.11 3.68 kg'lık kuşun boyutları



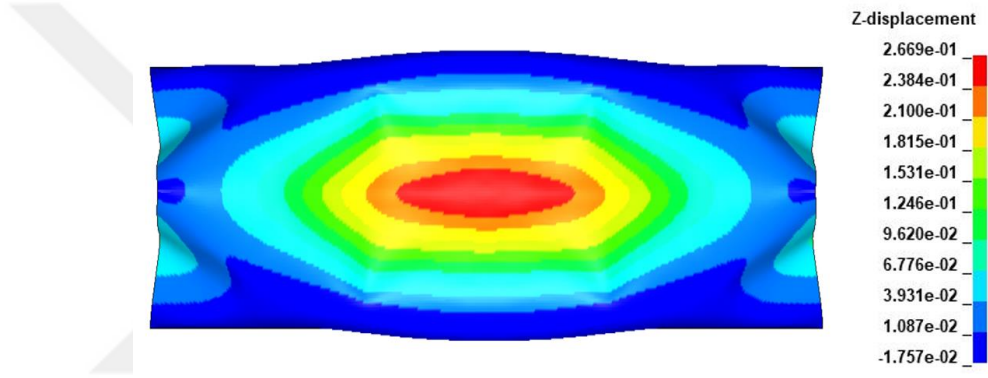
Şekil 4.12 (a) Deneysel [4] ve (b) nümerik deformasyonların karşılaştırılması

Şekil 4.12'de gösterildiği gibi, kuş çarpmasından sonra global deformasyon açısından deneysel [4] ve nümerik sonuçlar arasında bir karşılaştırma yapılmıştır. Deneyden elde edilen global deformasyon ile LS-Dyna simülasyonundan elde edilen global deformasyon arasındaki fark %6.76'dır (Tablo 4.5). LS-Dyna simülasyonunda elde edilen hücum kenarının deforme olmuş şekli, deneyde elde edilen deforme olmuş şekle benzerdir. Ayrıca hem deneysel testte hem de nümerik analizde hücum kenarında herhangi bir penetrasyon gözlemlenmemiştir. Böylece, kompozit hücum kenarının kuş çarpması problemi için deneysel ve nümerik sonuçlar arasında iyi bir korelasyon elde edilmiştir.

**Tablo 4.5** Dikey hücum kenarının deneysel ve LS-Dyna sonuçları

	Deneysel Sonuçlar [4]	Çalışmamızdaki LS-Dyna Sonuçları	Yüzde Fark (%)
Global Deformasyon	250 mm	266.9 mm	% 6.76

Kuş çarpmasından sonra deforme olmuş dikey hücum kenarının önden görünümü ve maksimum z yer değiştirmesinin sonucu Şekil 4.13'de sunulmuştur.



**Şekil 4.13** Dikey hücum kenarının maksimum z yönünde yer değiştirmesi

Üç doğrulama çalışmasının sonuçlarına dayanarak, kuş modelinin kompozit yapıların kuş çarpması problemlerinde güvenilir bir şekilde kullanılabileceği ve FCNNs'in eğitim sürecinde kullanılabilceği sonucuna varılmıştır.

# 5

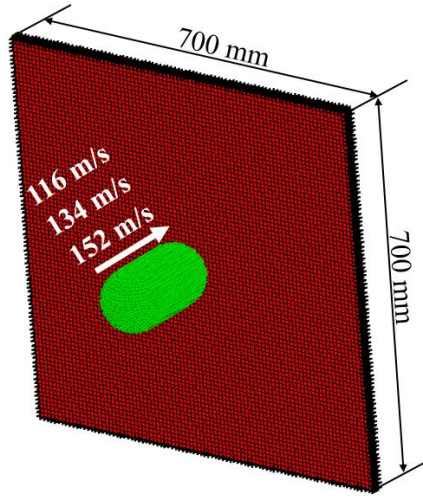
## LAMİNATLARIN İSTİFLEME SIRASI OPTİMİZASYONU

---

Kompozit laminatlar, kuş çarpmasına maruz kalan havacılık yapılarına ait komponentlerde sıklıkla kullanılmaktadır. Bu nedenle, kompozit laminattaki katların oryantasyonunun kuş çarpması durumunda laminat direncine nasıl katkıda bulunduğunu bilmek önemlidir. İstifleme sırası optimizasyonu ile tasarımcılar, kompozit malzemelerin potansiyelinden tam olarak yararlanabilirler. Bu çalışmada, kompozit tasarım yönergelerine uyarak olası istifleme sırası kombinasyonlarını oluşturmak için deney tasarımı yöntemlerinden (DOE) tam faktöriyel deney tasarımı yöntemi kullanılmıştır. Çok sayıda kompozit laminat için LS-Dyna girdi dosyalarının tüm olası istifleme sırası kombinasyonları göz önünde bulundurularak manuel olarak hazırlanmasının uzun zaman aldığı ve çok sayıda olası kombinasyon nedeniyle insan hatasına yol açabileceği unutulmamalıdır. Bu çalışmada, bu işlem, kompozit tasarım yönergelerine uyan tüm olası kompozit laminatlar için LS-Dyna girdi dosyalarının hazırlanması için yazılmış bir Python kodu aracılığıyla otomatik hale getirilmiştir. Bu çalışmada 700 mm x 700 mm kare kompozit plaka üzerine kuş çarpması analizleri yapılmıştır. Kompozit plaka Şekil 5.1'de gösterildiği gibi kenarlardan sabitlenir. Kompozit katmanların eleman formülasyonu için LS-Dyna'daki tam entegre kabuk elemanı (Fully integrated shell element 'Elform-16') seçilmiştir. Ağ boyutu yaklaşık 7.7 mm'dir. Mekanik özellikleri Tablo 5.1'de verilen Ansys malzeme kütüphanesindeki tek yönlü (UD)/epoksi karbon fiber prepreg malzemesi, LS-Dyna simülasyonlarında kullanılır. LS-Dyna'daki "parça kompozit (part composite)" komutu, farklı istifleme sıralarıyla kompozit laminat oluşturma maksadıyla katmanları bir araya getirmek için kullanılır. Tüm analizlerde kuşlar kompozit plakanın ortasına dik olarak çarpmaktadır. Çarpan kuşun kütlesi 1.8 kg olup, kuş çarpma analizlerinde üç farklı çarpma hızı (116 m/s, 134 m/s ve 152 m/s) kullanılmıştır. Kuşun tamamının



dağılımını yakalamak için simülasyonlar sırasıyla 5 ms, 4.5 ms ve 4 ms sürelerde koşturuldu.



Şekil 5.1 Üç farklı hızda kuş çarpma analizi

Tablo 5.1 Karbon fiber epoksi prepreg malzemesinin özellikleri

Mekanik Özellikler (Semboller)	Değerler
Yoğunluk ( $\rho$ )	1540 kg/m <sup>3</sup>
Elastisite Modülü ( $E_x, E_y, E_z$ )	209 GPa, 9.45 GPa, 9.45 GPa
Poisson Oranı ( $\nu_{xy}, \nu_{yz}, \nu_{xz}$ )	0.27, 0.4, 0.27
Kayma Modülü ( $G_{xy}, G_{yz}, G_{xz}$ )	5.5 GPa, 3.9 GPa, 5.5 GPa
Max. Çekme Gerilimi ( $X_T, Y_T$ )	1.979 GPa, 26 MPa
Max. Basma Gerilimi ( $X_C, Y_C$ )	893 MPa, 139 MPa
Max. Kayma Gerilimi ( $S_C$ )	100 MPa

Tabakalı kompozit yapılarıdaki oryantasyon açıları klasik laminasyon teorisi dikkate alınarak tasarlanır. Ana malzeme yönlerine göre farklı açılarda yönlendirilmiş çeşitli laminatların istifleme sıralarına karar verilerek kompozit malzemedeki plakalar oluşturulur. Laminatların temel avantajlarından biri, malzemenin kuş çarpmasına en iyi şekilde dayanabilmesi için fiberlerin oryantasyonunu uyarılma ve kontrol edebilme yetenekleridir. Tasarımcıların havacılık yapılarında kompozit malzemelerin potansiyelinden tam olarak yararlanabilmeleri için, yükleme yönünü dikkate alarak katmanların yönünün laminat direncine nasıl katkıda bulunduğunu bilmeleri önemlidir. Laminat rijitlik matrisinin formülasyonu aşağıdaki gibi yazılmıştır.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

(5.1)'in sol tarafında,  $N_x$  ve  $N_y$  birim uzunluğa etkiyen normal kuvvetlerdir.  $N_{xy}$  birim uzunluğa etkiyen kesme kuvvetidir.  $M_x$  ve  $M_y$  birim uzunluğa etkiyen eğilme momentleridir.  $M_{xy}$  birim uzunluğa etkiyen burulma momentidir. Denklemin sağ tarafında,  $\epsilon_x^0$  ve  $\epsilon_y^0$  laminanın orta düzlemindeki birim uzamalarıdır.  $\gamma_{xy}^0$  laminanın orta düzlemindeki kayma şekil değiştirmesidir.  $\kappa_x$  ve  $\kappa_y$  laminanın orta düzlemindeki eğriliklerdir.  $\kappa_{xy}$  laminanın orta düzlemindeki burulma eğriliğidir.  $z$  ise laminanın kalınlık yönüne göre orta düzlemden mesafesidir.

$$[A_{ij}]_1 = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \quad (5.2)$$

$$[B_{ij}]_1 = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (5.3)$$

$$[D_{ij}]_1 = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (5.4)$$

(5.2, 5.3 ve 5.4)'de formülleri verilen [A] matrisi; düzlem içi kuvvetleri orta düzlemdeki şekil değiştirmelerle ilişkilendiren rijitlik matrisi, [B] matrisi; kuvvet ve momentleri şekil değiştirmelerle ilişkilendiren rijitlik matrisi ve [D] matrisi ise momentlerle eğrilikleri ilişkilendiren rijitlik matrisidir.

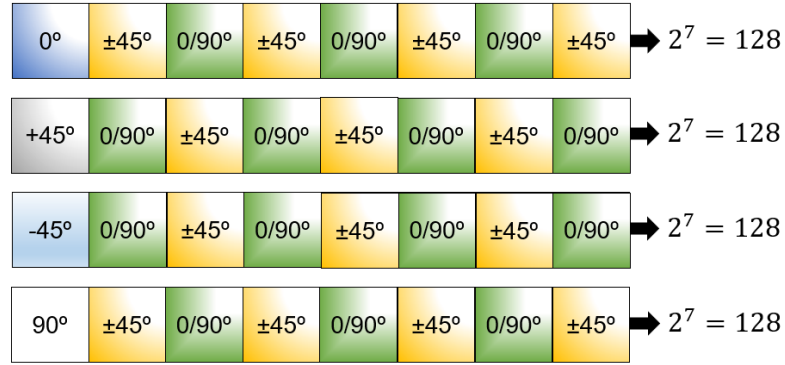
Bu çalışmada, 32, 36 ve 48 katlı laminalı kompozit plakalar analiz ortamında hazırlanmıştır ve kompozit tasarım yönergelerine [64] göre kompozit laminatlar  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  ve  $90^\circ$  oryantasyon açılarında simetrik ve balanslı laminatlardan yapılmıştır. Tasarım yönergelerine göre, bir kompozit laminatta matris çatlaklarını önlemek için, alt laminat formunda maksimum dört aynı oryantasyon açısına sahip kat birlikte istiflenmelidir. Bu çalışmada aynı açıdaki fiberler 3 kata kadar üst üste istiflenir. Ayrıca, tasarım yönergelerine göre, kenar delaminasyonunu önlemek için iki bitişik kat arasındaki fiber oryantasyon açılarındaki fark  $\pm 45^\circ$ 'yi geçmemelidir. Katmanları istiflerken, matrisin dominant davranışından kaçınmak gerekir. Bunun için  $0^\circ$ ,  $+45^\circ$ ,  $-45^\circ$  ve  $90^\circ$ 'lik katmanlar, fiber oryantasyon açıları toplam katman sayısının en az %10'u olacak şekilde %10 kuralı benimsenmelidir. Ayrıca mukavemetin kritik olduğu tasarımlar için homojen istifleme tavsiye edilir. Homojenlik kısıtına göre, eğilme-burkulma kaplin etkisini en aza indirmek için +Q/-Q tabaka çiftleri mümkün olduğunca yakın istiflenmelidir. Bu yönergeler genellikle konservatiftir ve çekme, sıkıştırma, eğilme gibi genel uygulamalar için yayınlanmıştır. Bununla birlikte, kompozit malzemelere kuş çarpması gibi özel bir konu mühendislik değerlendirmesi gerektirir.

Kompozit laminatın istifleme sırası tasarımı, özellikle zaman alıcı doğrusal olmayan sonlu eleman analizini içeren kuş çarpma problemleri için, optimal bir permütasyon arayışında karmaşık bir problemdir. Bununla birlikte, tasarım yönergeleri uygulandığında, olası tüm kombinasyonlar incelenmediğinden istifleme sırası kombinasyonlarının sayısı azalır ve LS-Dyna analizlerinin hesaplama maliyeti önemli ölçüde azalır. Tasarım yönergeleri, tasarımcıların bir laminatın davranışını bu çalışmadaki kuş çarpması gibi kendi özel gereksinimlerine göre uyarlamalarına olanak tanıyan farklı faktörlerin davranışsal etkilerini tanımlar. Bununla birlikte, bu yönergelerden bazıları, kompozit laminatların istifleme sırasını optimize etmede çok kısıtlayıcı olabilir. %10 kuralı ve homojenlik kısıtı, istifleme sırası optimizasyonu için en sıkı kurallardır, bu nedenle, bu iki kısıt, örneklem boyutunu artırmak için başlangıçta ihmal edilir.

## 5.1. Deney Tasarımı

Bu çalışma kapsamında, kompozit laminatlarda istifleme sırası kombinasyonlarını oluşturmak için tam faktöriyel deney tasarımı yöntemi kullanılır. Tam faktöriyel deney tasarımı yönteminin temel faydası, parametre etkilerinin karışmaması ve girdi verilerinin çok etkin bir şekilde kullanılabilmesidir. Bununla birlikte, parametre ve seviye sayısı ile veri seti katlanarak büyür [65]. Bu makalenin özgün yönlerinden biri, literatürde çok çeşitli istifleme sırası kombinasyonları için kuş çarpmasına maruz kalan kompozit laminatların performansına ilişkin veri eksikliğinden dolayı, Python'da üç farklı kat sayısı (32, 36 ve 48 katlı laminatlar) ve üç farklı kuş hızı (116 m/s, 134 m/s ve 152 m/s) için kapsamlı bir simülasyon seti oluşturulmasıdır. Üç farklı kuş hızı ve üç farklı kat kalınlığı için 9402 farklı laminat istifleme sırası hazırlandı. Tablo 5.2, %10 kuralı ve homojenlik kısıtı hariç tüm tasarım yönergeleriyle uyumlu laminat konfigürasyonları için analiz sayısını vermektedir. Tablo 5.3 ise, homojenlik kısıtı dışında tüm tasarım yönergeleriyle uyumlu laminat konfigürasyonları için analiz sayısını vermektedir. Tablo 5.2'den 414 dizilim ve Tablo 5.3'den 8988 dizilim olmak üzere toplamda 9402 farklı laminat istifleme sırası hazırlanmıştır. Bu çalışmada tekli kombinasyonlar analiz edilmemiştir; çünkü rastgele seçilmiş ikili ve üçlü kat tekrar kombinasyonları için 9402 analizden oluşan analiz seti yeterince büyük bir veri setidir. Tablo 5.2'de gösterildiği gibi, ilk olarak %10 kuralına ve homojenlik kısıtına uymayan istifleme sırasına sahip laminatlar analiz edilmiştir. 48 katlı laminatlarda üç farklı kuş hızı için ikili ve üçlü laminatların analiz sayısı sırasıyla 240 ve 72'dir. 36 katlı ikili laminatlar için 36, 32 katlı ikili laminatlar için 66 analiz yapılmıştır. 32 ve 36 katlı üçlü laminatlar balanslı olmadığından analizleri bu çalışma kapsamında yapılmamıştır. Analiz sonuçları; laminat tasarımlarında %10 kuralına uymanın kuş çarpmalarına maruz kalan kompozit laminatların dayanıklılığını arttırdığını göstermektedir. Her kat yönelimi, bileşke stresin bir kısmını destekler. Örneğin,  $[90_2/45_2/90_2/-45_2/90_2/45_2/90_2/-45_2]_s$  gibi bir dizilimde  $0^\circ$  ply mevcut olmadığında,  $0^\circ$  yönünde kırılma meydana gelir ve penetrasyon gözlenir. Bu nedenle kompozit plakaların tasarımında %10 kuralı kullanılmalıdır. İkinci olarak %10 kuralı dikkate alındığında yapılacak analiz sayısı Tablo 5.3'de görüldüğü gibi 8988 olarak hesaplanmıştır. Örneğin, 116 m/s kuş hızı için, 48 katlı üçlü

laminatların istifleme sırası konfigürasyonlarının elde edilış yöntemi aşağıdaki gibidir:



Şekil 5.2 48-kat üçlü istifleme sırasına sahip laminatların oluşturulması

Tablo 5.2 %10 ve homojenlik kısıtı dışındaki konfigürasyonların analiz sayısı

Toplam Katmanlar	Katman Tekrar Sayısı	Kuş Hızı (m/s)	Analiz Sayısı
48	2	116 / 134 / 152	$80 \times 3^* = 240$
	3		$24 \times 3^* = 72$
36	2	116 / 134 / 152	$12 \times 3^* = 36$
	3		0
32	2	116 / 134 / 152	$22 \times 3^* = 66$
	3		0
<b>Toplam Analiz =</b>			<b>414 Analiz</b>

\* 3 farklı kuş hızı

Şekil 5.2'deki her kutu üç katı temsil etmektedir ve simetriden dolayı istifleme sırasının yarısı resmedilmiştir.  $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$  kat açıları kullanılarak, iki bitişik katman arasındaki kat açısı farkının  $\pm 45^\circ$  olması gerektiğini belirten tasarım yönergelerine dayalı olarak 512 (128x4) farklı istifleme sırası elde edilir. Balanssız istifleme sıraları tasarımdan çıkarıldığında balanslı dizilimlerin sayısı 192'dir. Tablo 5.2'de gösterildiği gibi, %10 gereksinimini karşılamayan istifleme sıraları 48 katlı üçlü laminatlar için 24'tür. 192 tane balanslı laminattan 24 tane istifleme sırası çıkarıldığında, 168 farklı istifleme sırası elde edilir (Tablo 5.3).

**Tablo 5.3** Homojenlik kısıtı dışındaki konfigürasyonların analiz sayısı

Toplam Katmanlar	Katman Tekrar Sayısı	Kuş Hızı (m/s)	Analiz Sayısı
48	2	116 / 134 / 152	$2480 \times 3^* = 7440$
	3		$168 \times 3^* = 504$
36	2	116 / 134 / 152	$180 \times 3^* = 540$
	3		0
32	2	116 / 134 / 152	$168 \times 3^* = 504$
	3		0
<b>Toplam Analiz =</b>			<b>8988 Analiz</b>

\* 3 farklı kuş hızı

## 5.2 Otomatik Veri Üretim Yöntemiyle LS-Dyna Dosyalarının Oluşturulması

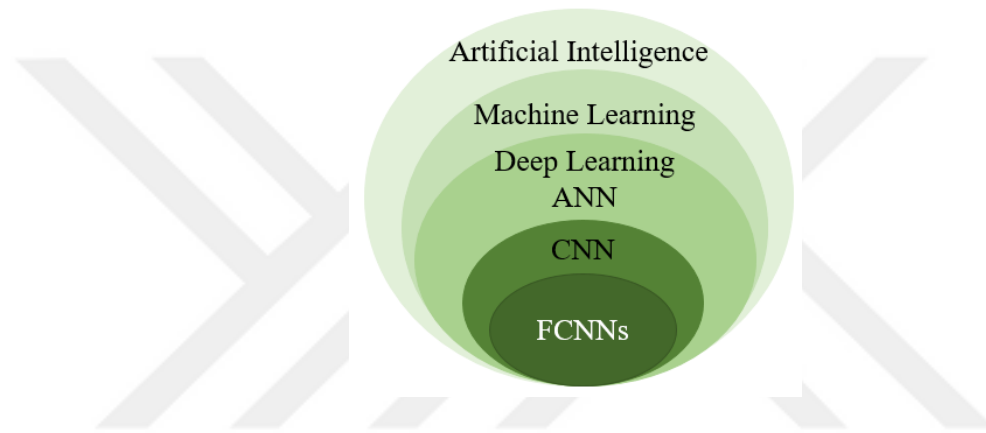
LS-Dyna'da kuş çarpma analizi için girdi dosyalarının manuel olarak hazırlanması, 9402 farklı istifleme sıralarına sahip laminatların analiz durumu göz önüne alındığında çok uzun zaman alacaktır. Bu dosyalar manuel olarak hazırlanırsa, insan hatası nedeniyle dosyalarda eksiklikler veya hatalar oluşabilir. Bu zorluğu aşmak için .k dosyaları (LS-Dyna girdi dosyaları) Python programı ile otomatik veri üretim yöntemi aracılığıyla hazırlanmıştır. Böyle bir otomatikleştirilmiş veri üretim yöntemi, tüm olası yerleşim konfigürasyonları için çok sayıda analiz durumu göz önüne alındığında, LS-Dyna girdi dosyalarının verimli ve hızlı bir şekilde hazırlanmasına olanak sağlar. Python'da Pandas yazılımı kullanılarak bu .k dosyaları otomatik olarak hazırlanır ve ilgili klasörlere otomatik olarak yazdırılır.

## 5.3 FCNNs Methodunun Geliştirilmesi

Bu bölümde, nümerik kuş çarpma simülasyonlarından ve FCNNs'den yararlanarak, kuş çarpmasına maruz kalan kompozit laminatların global deformasyonu için bir tahmin yöntemi önerilmiştir. Bu kombine yöntem, kompozit laminatın kuş çarpmasına karşı direncini artırmak için benimsenecek en uygun istifleme sırasının belirlenmesine olanak sağlar. FCNNs algoritmaları, hiyerarşik terminolojide yapay zeka, makine öğrenimi, derin öğrenme ve konvolüsyonel sinir ağının (CNN) bir alt sınıfıdır [66]. Bu terminoloji hiyerarşisi, bir Venn şeması ile Şekil 5.3'de gösterilmektedir. Yapay zeka, genellikle insan zekası gerektiren sorunları çözen algoritmaları tanımlar. Makine öğrenimi, açıkça programlanmadan öğrenme yeteneğine sahip algoritmalar oluşturmaya adanmış bir yapay zeka alt sınıfıdır. Hiyerarşik terminolojide derin öğrenme bir sonraki alt sınıftır. Derin öğrenme, makine öğrenmesinden farklıdır. Derin öğrenme algoritmaları, hesaplamalarda hangi özelliklerin daha iyi olduğunu kendi kendine öğrenir. Ancak bunlar makine öğrenmesi algoritmalarında kullanıcılar tarafından belirlenir. Derin öğrenme algoritmalarının çoğu yapay sinir ağlarına dayanır. CNN, yapay sinir ağının bir alt kategorisidir. FCNNs bir tür CNN'dir. 3 tür CNN

yöntemi vardır: konvolüsyon katmanı (convolutional layer), havuz katmanı (pooling layer) ve tam bağlantılı katman (fully-connected layer).

Bu çalışmada istifleme sırasının, kompozit laminatların global deformasyonu üzerindeki etkisini tahmin etmek için FCNNs yöntemi kullanılmıştır. FCNNs mimarisinde, bir katmandaki tüm nöronlar, bir sonraki katmandaki nöronlarla bağlanır. Bu yöntemin ana avantajı, girdi parametreleri hakkında özel bir varsayımın olmaması, diğer bir deyişle yapıdan bağımsız olmasıdır. FCNNs'in tercih edilme nedenleri eğitim süresinin kısa olması, NRMSE ve kayıp fonksiyon değerlerinin düşük olmasıdır.



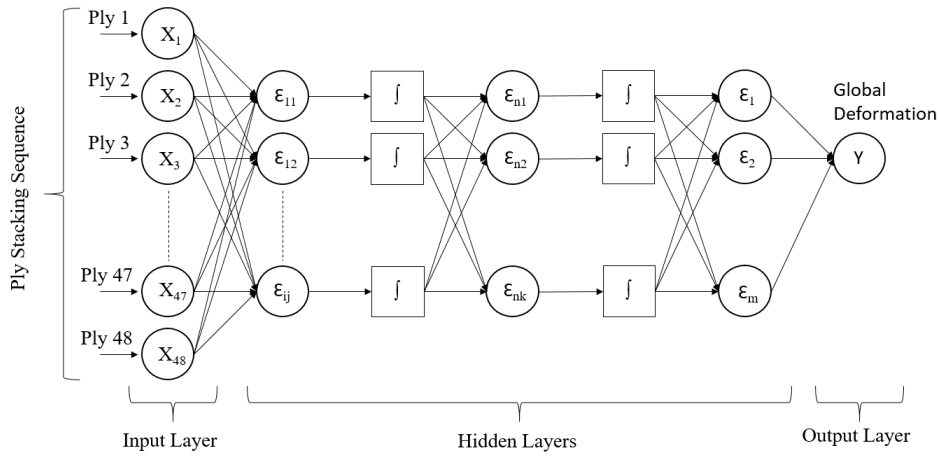
**Şekil 5.3** Yapay zeka terminolojisinde FCNNs'in Venn şemasıyla gösterimi

FCNNs, kuş çarpması analiz sonuçlarından elde edilen verilerle eğitilir. En iyi ağırlara ve ağırlıklara sahip FCNNs modelleri korunur ve çapraz doğrulama (cross-validation) yaklaşımı kullanılarak en iyi kesinlik puanları toplandıktan sonra harici bir veri setindeki yeni örnekleri tahmin etmek için uygulanır. Bu süreçte, aşırı uyum (overfitting) riskini azaltmak için veri setlerinin rastgele bölünmesi ve puanların çapraz doğrulaması (cross-validation) uygulanırken eksik uyum (underfitting) riski FCNNs modellerinin optimizasyonu yoluyla azaltılır.

Şekil 5.4'de gösterildiği gibi FCNNs algoritması giriş, gizli ve çıkış gibi 3 farklı nöron katmanından oluşur. Giriş katmanındaki X eğitim şekli (train shape) olarak tanımlanır. Giriş katmanındaki nöron sayısı giriş değişkeni kadardır. 32, 36 ve 48 katlı laminatların tahmin modellerinde, giriş katmanındaki nöron sayısı sırasıyla 32, 36 ve 48'dir. Her bir kuş hızı ve kat sayısı durumu için veri seti ayrı ayrı alınır ve her biri için ayrı ayrı FCNNs modeli oluşturulur. Örnek olarak, 48 katlı

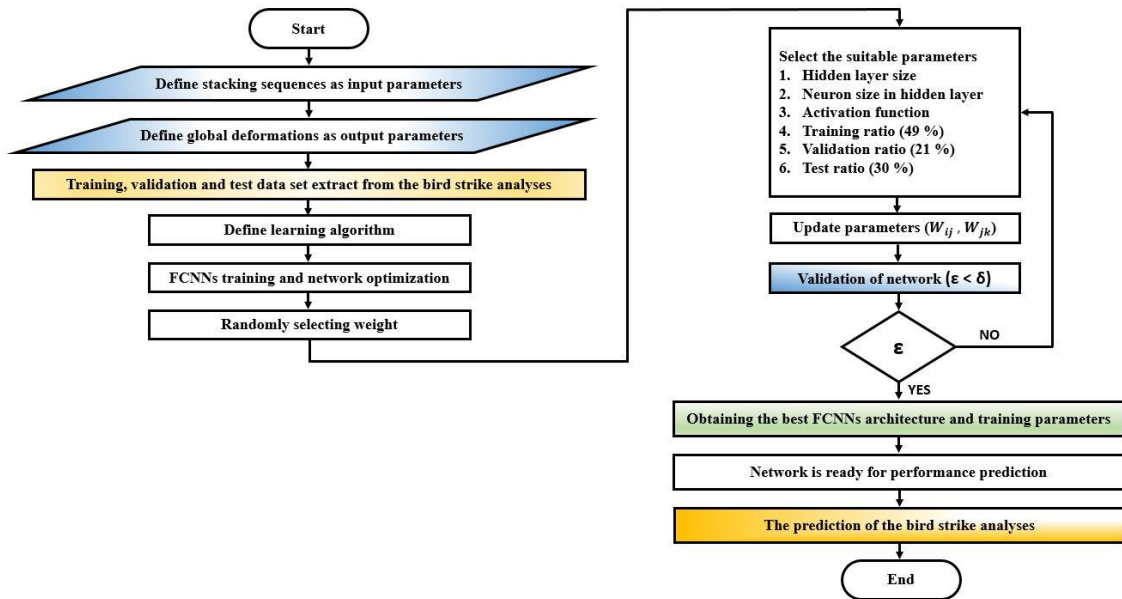


kompozit laminatların global deformasyonlarını 116 m/s'de tahmin etmek için kullanılan FCNNs'in sistem diyagramı Şekil 5.4'de gösterilmektedir.



Şekil 5.4 116 m/s'de 48-kat laminatlar için FCNNs'in sistem diyagramı

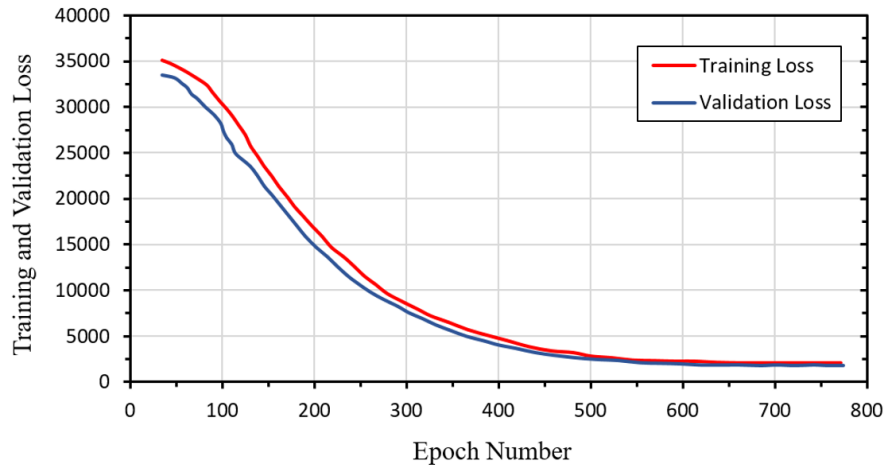
FCNNs sürecinin akış şeması Şekil 5.5'de şematik olarak verilmektedir. Optimum ağı elde etmek için FCNNs'in özelliklerinin (eğitim oranı [%], doğrulama oranı [%], test oranı [%], nöron sayısı, parti (batch) sayısı, devir (epoch) sayısı vb.) parametrik bir çalışması gerçekleştirilir. FCNNs modeli, toplam verilerin % 9'u ile % 95'i arasında değişen eğitim verileriyle eğitilir. Ayrıca, her gizli katmanda sırasıyla doğrultulmuş lineer birim (relu) aktivasyon fonksiyonu, toplu (batch) normalizasyon ve hiperbolik tanjant aktivasyon fonksiyonu (tanh [x]) kullanılır.



Şekil 5.5 Kuş çarpması analizi için FCNNs sürecinin akış şeması

FCNNs modeli, 9402 kuş çarpması analizinin %49'u ile eğitilmiştir. Bu model verilerin %21'i ile doğrulanmıştır. FCNNs modeli, kalan %30'u (2821 analiz) ile test edilmiştir. Böylelikle, kuş çarpmasına maruz kalan kompozit laminatların global deformasyon sonuçları, zaman alan dinamik LS-Dyna analizlerinden 2821 tanesini gerçekleştirmeden FCNNs yöntemi sayesinde tahmin edilmiştir.

Devir (epoch), tüm eğitim örnekleri için bir ileri geçiş ve bir geri geçiştir. Başka bir deyişle her iterasyona devir (epoch) denir. Devir, her parametreyi güncellemek için tüm eğitim setinin kullanılmasıyla oluşur. Eğitim fonksiyonu devirler boyunca döngüye girdikçe ortalama kaybın azaldığı görülebilir. Tahmin doğruluğu üzerindeki etkileri incelemek için çeşitli devir sayıları uygulanır. Kuş çarpması analiz sonuçları, eğitim ve doğrulama kayıp değerleri açısından FCNNs'in sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Şekil 5.6'da gösterildiği gibi eğitim verileri doğrulama verilerine yakınsayana kadar süreç devam ettirilir. Modeldeki devir sayısı 777 olduğunda en düşük hata elde edilir.



**Şekil 5.6** Eğitim sırasında modeldeki kayıp

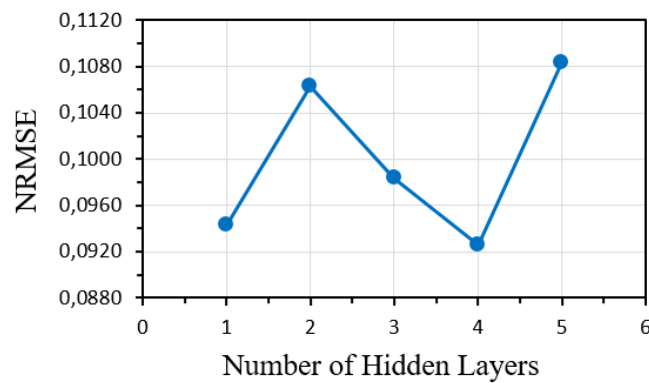
Normalleştirilmiş ortalama karekök hatası (NRMSE), LS-Dyna sonuçları ile FCNNs modellerinin tahmin sonuçları arasındaki farkları ölçmek için kullanılır [12]. NRMSE (5.5) eşitliği ile verilmektedir:

$$NRMSE = \frac{RMSE}{y_{\max} - y_{\min}} \quad (5.5)$$

burada  $y_{\max}$  ve  $y_{\min}$  sırasıyla maksimum ve minimum değerlerdir. (5.6)'dan RMSE değeri hesaplanabilir.

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\hat{y}_i - y_i)^2}{n}} \quad (5.6)$$

burada  $\hat{y}_i$  ve  $y_i$ , sırasıyla i'ninci lamina için global deformasyonun tahmini (FCNNs) ve gerçek (LS-Dyna) analiz sonuçlarıdır. FCNNs modelindeki gizli katman sayısına göre NRMSE değerindeki değişim Şekil 5.7'de gösterilmektedir. Bu parametrenin tahmin doğruluğunu nasıl etkilediği incelenmiştir. Başlangıçta dört gizli katmandaki nöron sayısı aynı tutuldu, dört gizli katmanın her birinde 512 nöron gibi. Bu kuş çarpması problemi için, dört gizli katmandaki aynı sayıda nöronla iyi bir tahmin gücü elde edilememiştir. Bununla birlikte, dört gizli katmandaki nöron sayısı ilk 3 gizli katmanda 2 kat artırıldığında ve son gizli katmanda 2 kat azaltıldığında daha iyi tahmin sonuçları elde edilmiştir. Örneğin, 1. gizli katmandaki nöron sayısı 512, ikincisinde 1024 ( $512 \times 2$ ) nöron, üçüncüsünde 2048 ( $1024 \times 2$ ) nöron ve dördüncüsünde 1024 ( $2048 / 2$ ) nöron gibi. Minimum NRMSE değeri, dört gizli katmandaki nöron sayısı sırasıyla 66, 132, 264 ve 66 olduğunda ve parti boyutu (batch sizes) 128 olduğunda elde edilir. NRMSE'nin minimum değeri gizli katman sayısı dört olduğunda elde edilir (Şekil 5.7). Bu durumda FCNNs modelinin başarı oranı  $NRMSE = 0.0926$  olmuştur.



**Şekil 5.7** Gizli katman sayısına göre NRMSE değerlerindeki değişim

Oluşturulan FCNNs'in performansı, Tablo 5.4'de farklı laminat konfigürasyonları (48-kat ikili, 48-kat üçlü, 36-kat ikili ve 32-kat ikili) ve kuş hızlarının kombinasyonları için ayrı ayrı değerlendirilir. Eğitim setinde elde edilen 0.0510 –

0.1307 ve doğrulama setinde elde edilen 0.0704 – 0.3516 NRMSE değerleri, FCNNs'in performansının oldukça başarılı olduğunu bir göstergesidir.

**Tablo 5.4** Laminat konfigürasyonları ve kuş hızları için NRMSE değerleri

Laminat Konfigürasyonları & Kuş Hızları	Veri Seti	Max. Global Def. (mm)	Min. Global Def. (mm)	NRMSE
48-ply 2'li 116 m/s	Eğitim	78.01	26.2	0.0510
	Doğrulama	73.01	26.32	0.0990
48-ply 2'li 134 m/s	Eğitim	151	33.17	0.0546
	Doğrulama	152.6	33.09	0.0926
48-ply 2'li 152 m/s	Eğitim	212	156	0.0613
	Doğrulama	204.9	108.7	0.0704
48-ply 3'lü 116 m/s	Eğitim	50.92	25.94	0.0882
	Doğrulama	55.65	26.52	0.2972
48-ply 3'lü 134 m/s	Eğitim	149.3	33.64	0.1102
	Doğrulama	141	43.11	0.3516
48-ply 3'lü 152 m/s	Eğitim	204.9	167.2	0.1272
	Doğrulama	209.9	173.5	0.1988

**Tablo 5.4** Laminat konfigürasyonları ve kuş hızları için NRMSE değerleri  
(devamı)

36-ply 2'li 116 m/s	Eğitim	181.6	33.5	0.0693
	Doğrulama	181.9	95.2	0.2582
36-ply 2'li 134 m/s	Eğitim	227.2	174.2	0.0669
	Doğrulama	225.9	202.4	0.1899
36-ply 2'li 152 m/s	Eğitim	261.3	163.9	0.0841
	Doğrulama	253.4	191.4	0.2399
32-ply 2'li 116 m/s	Eğitim	218.3	163	0.0855
	Doğrulama	213.5	168.8	0.2219
32-ply 2'li 134 m/s	Eğitim	243.5	180.3	0.1029
	Doğrulama	242.4	217.9	0.2123
32-ply 2'li 152 m/s	Eğitim	259.2	185.2	0.1307
	Doğrulama	254.4	225.1	0.2043

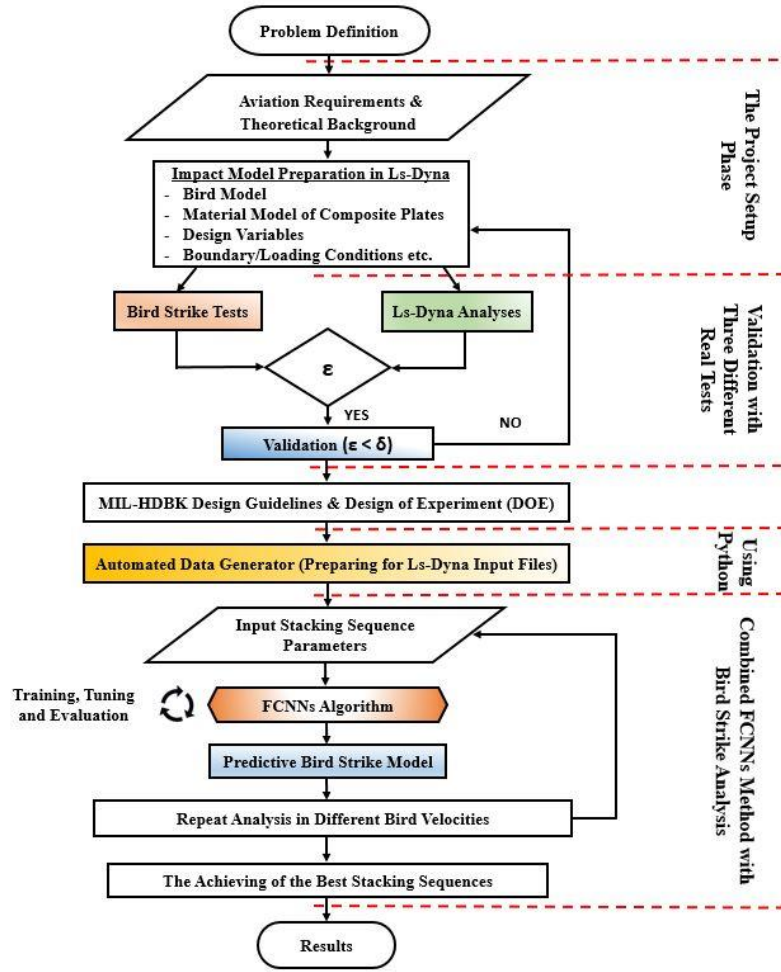
Eğitilmiş FCNNs, minimum ve maksimum deformasyon aralığı için global deformasyon sonuçlarının büyüklükleri dikkate alındığında, çok düşük olan NRMSE değerlerine sahiptir. FCNNs sonuçları, nümerik sonuçlarla iyi bir uyum içindedir. Bu, FCNNs modelinin yüksek bir tahmin yeteneğine sahip olduğunu ve optimizasyon sürecinde LS-Dyna simülasyonlarının yerini alabileceğini göstermektedir. FCNNs'in hesaplama maliyetine gelince, 2821 kuş çarpmasının

analiz sonuçlarını birkaç dakika içinde tahmin edebilir. Kuş çarpması analizi, FCNNs kullanılarak çok daha düşük bir hesaplama maliyetiyle gerçekleştirilebilir. Sonuç olarak, FCNNs modeli, kuş çarpması analizinin global deformasyon sonuçlarını doğru ve hızlı bir şekilde tahmin edebilir. FCNNs'in sonuçları, optimum laminatın belirlenmesine katkıda bulunur.



Önceki çalışmaların deneysel sonuçları [2–4], bu çalışmanın nümerik sonuçları ile karşılaştırılıp doğrulanmıştır ve sonuçlar arasında iyi bir uyum görülmektedir. Bu çalışmada, laminalı kompozit yapıların tasarımında konservatif bir yaklaşımı içeren tasarım yönergeleri [64] dikkate alınarak kuş çarpması problemi için mühendislik değerlendirmeleri yapılmıştır. Analiz seti tam faktöriyel deney tasarımı yöntemi kullanılarak hazırlanmıştır. Girdi dosyaları laminalı kompozit plakaların farklı istifleme sıraları için otomatik veri üretim yöntemiyle hazırlanır. Analiz sonuçlarını doğru ve hızlı bir şekilde tahmin etmek için kuş çarpması modeline FCNNs yöntemi uygulanır. Son olarak, FCNNs'in LS-Dyna kuş çarpma analizi ile birleştirilmesine dayalı olarak farklı kat sayılarına ve kuş hızlarına sahip kompozit laminatlar için istifleme sırası optimizasyonu gerçekleştirilir. Kuş çarpması analizinin akış şeması Şekil 6.1'de verilmektedir.

Analizler, istifleme sırasının etkisini daha net bir şekilde gözlemlemek için büyük bir veri seti üzerinden gerçekleştirilir. Bu amaçla 116 m/s, 134 m/s ve 152 m/s kuş hızları için tam faktöriyel deney tasarımı yöntemi kullanılarak 32 ikili, 36 ikili, 48 ikili ve 48 üçlü konfigürasyonlar incelenmiştir. Daha önce detaylı olarak açıklandığı gibi, tasarım yönergeleri dikkate alınarak istifleme sıraları 9402 analize indirgenmiştir. Farklı kuş çarpma yükleri altında levhaların global deformasyonunu en aza indirmek için kompozit levhanın optimum tasarımı araştırılmıştır. Bu çalışma sonucunda kuş çarpmasına maruz kalan kompozit malzemenin performansını; istifleme sırası, laminat oryantasyon yüzdesi [%], toplam kat sayısı, katların orta düzleme göre konumu ve kuş hızının ciddi şekilde etkilediği görülmüştür.



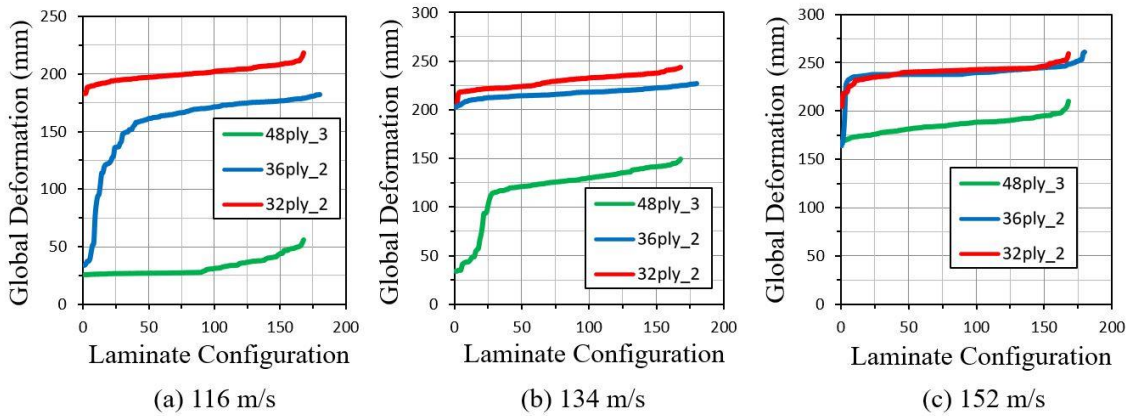
Şekil 6.1 Kuş çarpması analizinin akış şeması

## 6.1 Kuş Hızının Global Deformasyona Etkisi

Bu bölümde kuş hızının etkisi incelenmiştir. Şekil 6.2 (a)'da görüldüğü gibi, 116 m/s çarpma hızı için, istifleme sırası değiştiğinde, 36 katlı laminatların global deformasyonunun değişimi 32 ve 48 katlı laminatlardakinden daha fazladır. Bu, 116 m/s çarpma hızı için 36 katlı kompozit laminatların istifleme sırası değişikliğine diğerlerine göre daha duyarlı olduğunu göstermektedir. Şekil 6.2 (b)'de gösterildiği gibi, kuş hedefe 134 m/s çarpma hızında fırlatıldığında, 48 katlı üçlü dizilimlerdeki kompozit laminatların global deformasyonundaki değişim diğer dizilimlere göre daha fazladır. Bu durumda, 48 katlı üçlü yerleşim konfigürasyonu, 134 m/s'de en hassas konfigürasyondur. 152 m/s'lik çarpma hızı için Şekil 6.2 (c)'deki analiz sonuçlarına göre, 36 katlı kompozit laminatların global deformasyonu, istifleme sırasından önemli ölçüde etkilenir. Farklı kuş



çarpma hızlarında farklı kat sayılarının, istifleme sırasına göre hassasiyet gösterdiği ve istifleme sırasının ve kat sayısının kompozit laminatların istifleme sırasının global deformasyonu üzerinde etkili olduğu sonucuna varılmıştır. Öte yandan, kompozit hedefe 116 m/s'de kuş çarpması durumunda, 48 katlı kompozit laminatların global deformasyonlarının birbirine yakın olduğu bulunmuştur. Nispeten düşük hızlı çarpmalarda laminat kalınlığı arttırıldığında, istifleme sırasının global deformasyon üzerindeki etkisi daha düşüktür.

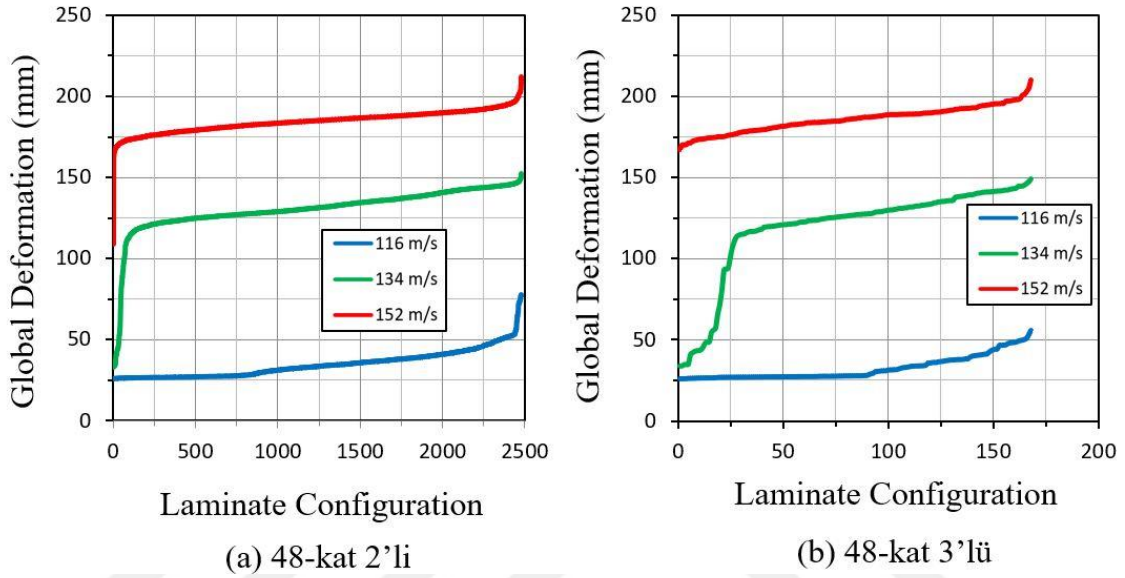


Şekil 6.2 Konfigürasyonların değişimi ile global deformasyonların değişimi

## 6.2 Kat Oryantasyonunun Global Deformasyon Üzerindeki Etkisi

Bu bölümde, laminat oryantasyonunun kompozit laminatların global deformasyonu üzerindeki etkisi incelenmiştir. Şekil 6.3, 48-kat ikili ve üçlü konfigürasyonlar için kompozit laminatların global deformasyonu üzerinde istifleme sırasının etkisini göstermektedir. 48-kat ikili ve 48-kat üçlü istifleme sırası durumlarına sahip kompozit laminatların kütlelerinin aynı olduğuna dikkat edilmelidir. 48-kat ikili yerleşim konfigürasyonlarında 134 m/s için minimum global deformasyona sahip istifleme sırası  $[-45_2/90_2/-45_2/90_2/-45_2/0_2/45_2/90_2/45_2/0_2/45_2/0_2]_s$  şeklindedir ve deformasyonu 33.09 mm'dir. Maksimum global deformasyona sahip istifleme sırası  $[0_2/-45_2/90_2/-45_2/90_2/-45_2/90_2/45_2/90_2/45_2/0_2/45_2]_s$  şeklindedir ve deformasyonu 152.60 mm'dir. Fark 119.51 mm'dir. Benzer şekilde, 48-kat üçlü yerleşim konfigürasyonlarında minimum global deformasyona sahip istifleme sırası  $[0_3/45_3/0_3/45_3/90_3/-45_3/90_3/-45_3]_s$  ve deformasyonu 33.64 mm'dir. Maksimum global deformasyona sahip istifleme sırası  $[90_3/45_3/0_3/45_3/0_3/-45_3/90_3/-45_3]_s$  ve deformasyonu 149.30

mm'dir. Fark 115.66 mm'dir. 48-kat ikili ve üçlü konfigürasyonlara sahip kompozit laminatların istifleme sıralarının global deformasyon üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğu görülmektedir. 48-kat ikili ve 48-kat üçlü konfigürasyonlara sahip kompozit laminatlar için toplam 2648 farklı istifleme sırası incelenir. Bunlar 48-kat ikili konfigürasyonlardan 2480 ve 48-kat üçlü konfigürasyonlardan 168 adet şeklindedir.

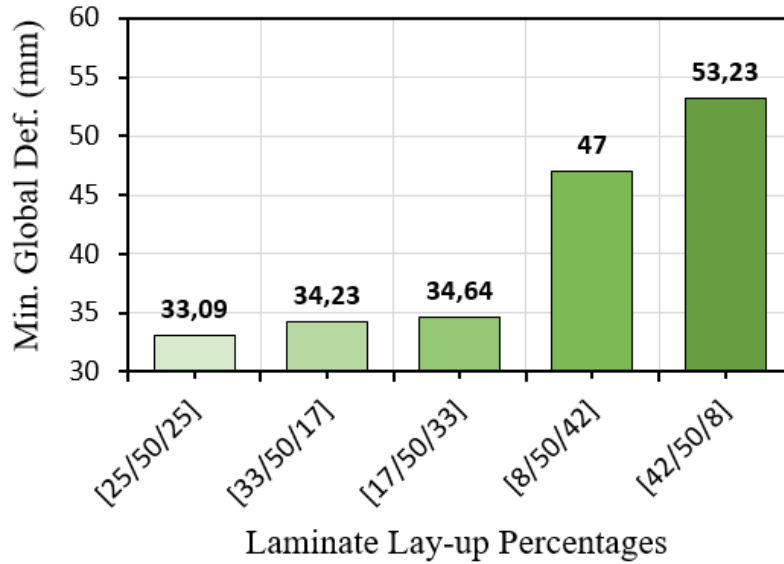


Şekil 6.3 Laminat oryantasyonunun global deformasyon üzerindeki etkisi (mm)

### 6.3 Laminat Oryantasyon Yüzdelerinin Global Deformasyona Etkisi

Bu bölümde, laminat oryantasyon yüzdesinin değişimine bağlı olarak kompozit laminatların global deformasyona etkisi incelenmiştir. Bir laminattaki kat yüzdeleri [X/Y/Z] ile gösterilir. X, Y ve Z sırasıyla  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  ve  $90^\circ$  açılı katların yüzdelik dağılımlarını temsil eder. Örneğin [25/50/25] oryantasyon yüzdesine sahip laminalı yapıda,  $0^\circ$  açılı kattan %25 oranında,  $\pm 45^\circ$  açılı kattan %50 oranında ve  $90^\circ$  açılı kattan %25 oranında kullanıldığı anlamına gelir. Şekil 6.4'de görüldüğü gibi, laminat oryantasyon yüzdesi, global deformasyon üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Daha önce belirtildiği gibi, minimum global deformasyon  $[-45_2/90_2/-45_2/90_2/-45_2/0_2/45_2/90_2/45_2/0_2/45_2/0_2]_s$  istifleme sırasında görülmektedir ve bu değer 33.09 mm'dir. Bu istifleme sırasının oryantasyon yüzdesi [25/50/25] şeklindedir.

[42/50/8] oryantasyon yüzdesinde, minimum global deformasyona sahip istifleme sırası  $[-45_2/0_2/-45_2/0_2/-45_2/90_2/45_2/0_2/45_2/0_2/45_2/0_2]$  şeklindedir ve bu plakanın deformasyonu 53.23 mm'dir. Aynı yüzde  $\pm 45^\circ$  katlar için  $0^\circ$  ve  $90^\circ$  kat yüzdeleri birbirine yakın olduğunda global deformasyonun azaldığı fark edilir. Kompozit tasarım yönergelerine uygun olarak tam faktöriyel deney tasarımına dayalı yapılan optimizasyon sonucunda, [25/50/25] oryantasyon yüzdesine sahip laminatların kuş çarpmasına karşı daha dayanıklı olduğu fark edilmiştir. Bu laminatlara yarı izotropik (quasi-isotropic) laminatlar denir. Katlar balanslı bir laminat oluşturduğundan (eşit sayıda  $+45^\circ$  ve  $-45^\circ$  açılı kat),  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $+45^\circ$  ve  $-45^\circ$  yönlerinde izotropik dağılımın olduğu (%25|%25|%25|%25) sezgisel olarak görülebilir. Bu tür laminatlar için  $A_{11} = A_{22}$ ,  $A_{16} = A_{26} = 0$  ve  $A_{11} - A_{12} = 2A_{66}$ .

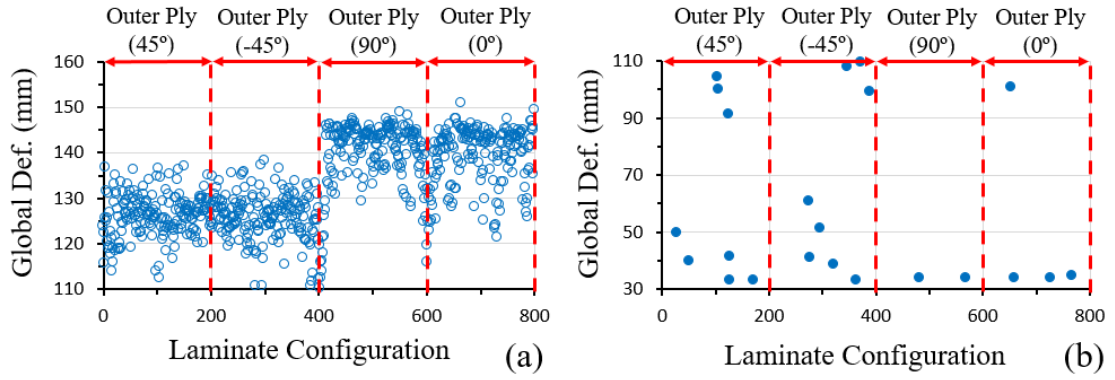


Şekil 6.4 Laminat oryantasyon yüzdesine karşılık min. global deformasyon

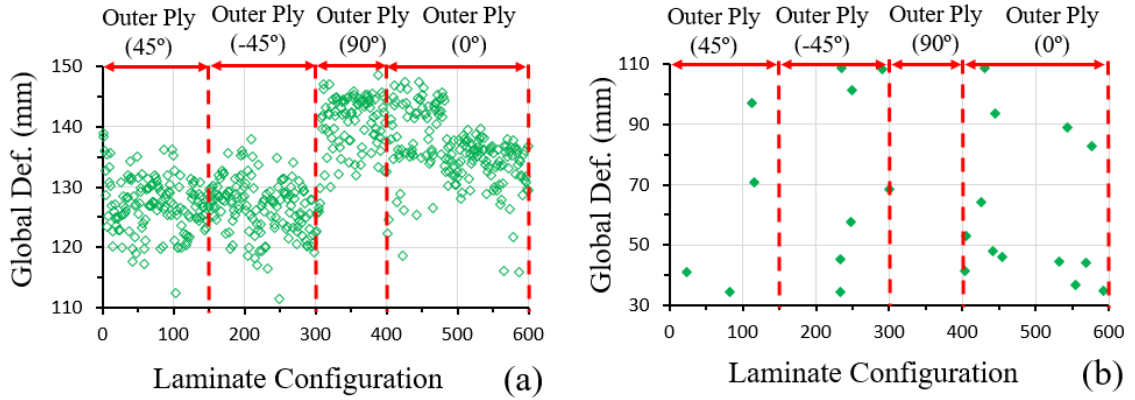
Ek olarak, Şekil 6.5 en dış katta bulunan oryantasyon açısına bağlı olarak [25/50/25] oryantasyon yüzdesine sahip istifleme sıralarının global deformasyonlarının dağılımını vermektedir. Şekil, bunu netleştirmek için dört farklı grubu göstermektedir. Laminatların ilk çeyreği, dış plyin  $45^\circ$ 'de, ikinci çeyreğin  $-45^\circ$ 'de, üçüncü çeyreğin  $90^\circ$ 'de ve laminatların geri kalanı, dış plyin  $0^\circ$ 'da olduğu durumlara karşılık gelir. Şekil 6.5 global deformasyon sonuçlarını daha net görebilmek için iki ayrı grafik olarak verilmiştir. [25/50/25] yerleşimli kompozit

plakaların 110 mm ile 155 mm arasındaki global deformasyonu Şekil 6.5 (a)'da, global deformasyonu 30 mm ile 110 mm arasında olanlar Şekil 6.5 (b)'de verilmiştir. Şekil 6.5'den, en dış katı  $+45^\circ$  veya  $-45^\circ$  oryantasyon açısına sahip laminatların, en dış katı  $0^\circ$  veya  $90^\circ$  oryantasyon açısına sahip laminatlara kıyasla daha düşük global deformasyona sahip olduğu görülebilir. Özellikle en dış katı  $+45^\circ$  veya  $-45^\circ$  oryantasyon açısına sahip laminatların global deformasyonlarının 120 mm ile 130 mm arasında yoğunlaştığı tespit edilmiştir. Bununla birlikte, en dış katı  $0^\circ$  veya  $90^\circ$  oryantasyon açısına sahip laminat konfigürasyonlarının global deformasyonları çoğunlukla 140 mm ile 150 mm arasındadır. En dış katı  $+45^\circ$  veya  $-45^\circ$  oryantasyon açısına sahip laminatlar için 5 farklı istifleme sırasında, en dış katı  $90^\circ$  oryantasyon açısına sahip laminatlar için 2 farklı istifleme sırasında ve en dış katı  $0^\circ$  oryantasyon açısına sahip laminatlar için 3 farklı istifleme sırasında 60 mm'den daha az global deformasyon görülmektedir.

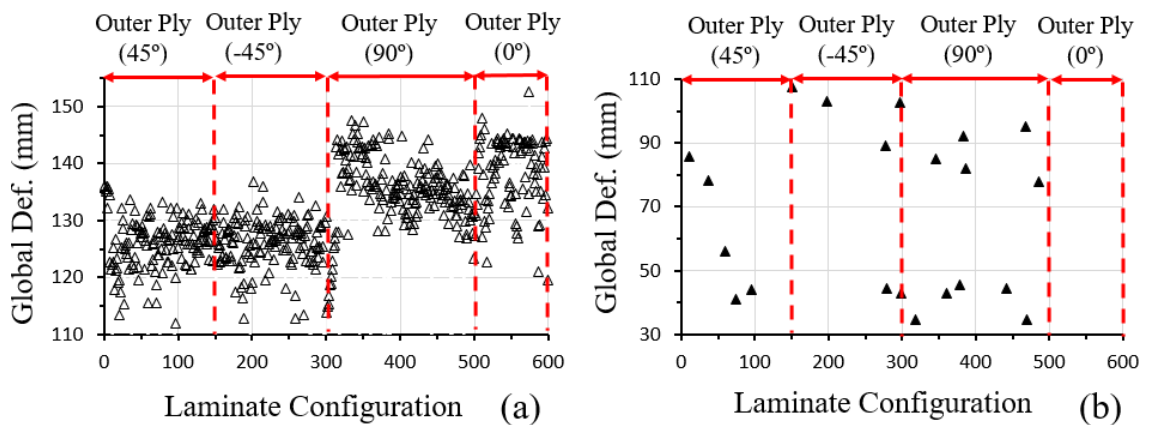
Şekil 6.6 ve 6.7 sırasıyla oryantasyon yüzdeleri [33/50/17] ve [17/50/33] olan laminatların global deformasyonlarını göstermektedir. Bu oryantasyon yüzdelerindeki laminatlar için [25/50/25] oryantasyon yüzdesindeki duruma benzer sonuçlar elde edilmiştir. [33/50/17] ve [17/50/33] oryantasyon yüzdelerinde ve en dış katı  $+45^\circ$  veya  $-45^\circ$  olan laminatların global deformasyonları çoğunlukla 120 mm ile 135 mm arasındadır. Bununla birlikte, en dış katı  $0^\circ$  veya  $90^\circ$  olan [33/50/17] veya [17/50/33] oryantasyon yüzdelerindeki dizilimlerin global deformasyonları çoğunlukla 130 mm ile 145 mm arasındadır. Dolayısıyla, kuş çarpmasına maruz kalan kompozit laminatların global deformasyonunun, yalnızca laminat oryantasyon yüzdelerinden değil, aynı zamanda dış katın kat açısından da etkilendiği sonucuna varılmıştır.



Şekil 6.5 [25/50/25]'deki dış katlara bağlı olarak global deformasyonlar



Şekil 6.6 [33/50/17]'deki dış katlara bağlı olarak global deformasyonlar



Şekil 6.7 [17/50/33]'deki dış katlara bağlı olarak global deformasyonlar

Bu çalışma, kuş çarpmasına maruz kalan kompozit laminatların global deformasyonunu ve optimum istifleme sırasını belirlemek için deneysel-nümerik bir yaklaşımı, otomatik veri üretim yöntemini ve FCNNs yöntemini kombine etmeye dayalı yeni bir metodoloji sunmaktadır. FCNNs gibi stokastik yöntemler kullanılarak kuş çarpmasına maruz kalan kompozit laminatların global deformasyonu üzerine istifleme sıralarının etkisi hakkında kapsamlı bir çalışma literatürde eksiktir. Bu kapsamlı nümerik araştırma, literatürde bu konudaki boşluğu doldurmaktadır. Bu çalışmanın ana çıktıları aşağıdaki gibidir:

- 1) Bu çalışmada hazırlanan kuş çarpma modeli literatürde 3 farklı deneysel kuş çarpma testi ile kalibre edilmiş ve doğrulanmıştır. Bu çalışmada elde edilen kuş çarpma simülasyon sonuçları, yaklaşık %10 sapma bandında doğrulanmıştır.
- 2) Kompozit tasarım yönergeleri göz önünde bulundurularak, kompozit laminatların istifleme sırasını optimize ederek kuş çarpmalarına maruz kalan kompozit laminatların direncini artırmak için yeni bir optimizasyon stratejisi geliştirilmiştir. Çalışma sonucunda homojenlik kısıtının göz ardı edilmesinin faydalı olacağı kanaatine varılmıştır. Bununla birlikte %10 kısıtını dikkate almak gerekmektedir.
- 3) Tasarım yönergelerine uygun tüm olası laminat istifleme sıraları, otomatik veri üretim yöntemi kullanılarak verimli bir şekilde hazırlanır. Kompozit laminatların global deformasyonunun tahmin modeli, kuş çarpmasına maruz kalan kompozit yapıların global deformasyonunu doğru ve hızlı bir şekilde tahmin etmek amacıyla FCNNs yöntemine dayanmaktadır.
- 4) Kompozit laminatların kuş çarpma direnci, katların oryantasyonundan, laminat oryantasyon yüzdesinden, dış katın oryantasyonundan ve kuş çarpma hızından önemli ölçüde etkilenir. Test edilen 9402 simülasyon veri setine dayanarak bu çalışma sırasında dikkat çeken bir nokta, [25/50/25]

laminat oryantasyon yüzdesine ve en dış katı  $+45^\circ$  veya  $-45^\circ$  oryantasyon açısına sahip laminatların kuş çarpmasına karşı daha dirençli olduğu bulunmuştur.

- 5) Ply sayısı arttıkça ve kuş hızı azaldıkça deformasyon azalır ve kompozit yapı kuş çarpmalarına karşı daha az deforme olur. Simülasyonlardan elde edilen diğer sonuçlar, kuştaki geri sekmenin 152 m/s'de azalmasıdır. Kuşun maksimum geri sekmesi 116 m/s'dir. Böylece hız arttıkça kuşun geri sekmesi azalır.
- 6) Bu araştırma, kuş çarpmasına maruz kalan kompozit laminatların tasarımına yeni bir bakış açısı sunmaktadır. Kuş çarpması problemlerinde FCNNs'i verimli bir şekilde kullanarak en iyi istifleme sıralarını belirlemek için yeni bir yöntem geliştirilmiştir. Kompozit laminatların global deformasyonları, FCNNs kullanılarak doğru ve hızlı bir şekilde tahmin edilir. FCNNs gibi derin öğrenme algoritmaları, bunları hibrit sistemlerin tasarımı ve optimizasyonu gibi daha büyük sistemlere uygulama potansiyeline sahiptir. Sonuç olarak, kullanılan derin öğrenme yönteminin kompozit tasarımında umut verici bir araç olduğu bulunmuştur.
- 7) Endüstriyel uygulamalarda, FCNNs yöntemine dayalı olarak geliştirilen nümerik simülasyon aracı, kompozit panel tasarımında zaman ve para kaybını önlemekte ve havacılık sektörünün rekabet gücünü artırmaya yardımcı olmaktadır.
- 8) Gelecekteki çalışmalarda farklı istifleme sıralarına sahip karbon fiberden yapılmış uçak komponentleri üzerine kuş çarpması testleri yapılacaktır.

- [1] R. A. Dolbeer, M. J. Begier, P. R. Miller, J. R. Weller, A. L. Anderson, Wildlife strikes to civil aircraft in the United States 1990-2018, Federal Aviation Administration FAA, 2019.
- [2] J. S. Wilbeck, Impact behavior of low strength projectiles, U.S. Air Force Report AFML-TR-77-134, 1978.
- [3] M. A. Lavoie, A. Gakwaya, M. N. Ensan, D. G. Zimcik, D. Nandlall, “Bird’s substitute tests results and evaluation of available numerical methods”, *Int. J. Impact Eng.*, vol. 36, pp. 1276–1287, 2009.
- [4] J. Hinrichsen, “Airbus A380 vertical tailplane”, *Praxis-Seminar Luftfahrt, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, DGLR, VDI Hamburg*, 2003.
- [5] S. T. Jenq, F. B. Hsiao, I. C. Lin, D. G. Zimcik, M. N. Ensan, “Simulation of a rigid plate hit by a cylindrical hemispherical tip-ended soft impactor”, *Comput. Mater. Sci.*, vol. 39, pp. 518–526, 2007.
- [6] I. Smojver, D. Ivančević, “Numerical simulation of bird strike damage prediction in airplane flap structure”, *Compos. Struct.*, vol. 92, pp. 2016–2026, 2010.
- [7] M. Guida, F. Marulo, M. Meo, A. Grimaldi, G. Olivares, “SPH – Lagrangian study of bird impact on leading edge wing”, *Compos. Struct.*, vol. 93, pp. 1060–1071, 2011.
- [8] S. Long, X. Mub, Y. Liu, H. Wang, X. Zhang, X. Yao, “Failure modeling of composite wing leading edge under bird strike”, *Composite Structures*, vol. 255, pp. 1–14, 2021.
- [9] Y. Zhou, Y. Sun, T. Huang, W. Cai, “SPH-FEM simulation of impacted composite laminates with different layups”, *Aerospace Science and Technology*, vol. 95, pp. 1– 10, 2019.
- [10] M. A. McCarthy, J. R. Xiao, C. T. McCarthy, A. Kamoulakos, J. Ramos, J. P. Gallard, V. Melito, “Modelling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates - Part 2: Modelling of impact with SPH bird model”, *Applied Composite Material*, vol. 11, pp. 317–340, 2004.
- [11] J. A. Artero-Guerrero, J. Pernas-Sánchez, J. Martín-Montal, D. Varas, J. López-Puente, “The influence of laminate stacking sequence on ballistic limit using a combined experimental / FEM / Artificial Neural Networks (ANN) methodology”, *Compos. Struct.*, vol. 183, pp. 299–308, 2018.
- [12] G. X. Gu, C. Chen, M. J. Buehler, “De novo composite design based on machine learning algorithm”, *Extrem. Mech. Lett.*, vol. 18, pp. 19–28, 2018.
- [13] B. Liu, A. Todoroki, R. T. Haftka, M. A. Akgün, “Permutation genetic algorithm for stacking sequence design of composite laminates”, *Comput. Methods. Appl. Mech. Engrg.*, vol. 186, pp. 357–372, 2000.



- [14] A. Ehsani, H. Dalir, “Multi-objective optimization of composite angle grid plates for maximum buckling load and minimum weight using genetic algorithms and neural networks”, *Compos. Struct.*, vol. 229, 2019.
- [15] M. Abouhamze, M. Shakeri, “Multi-objective stacking sequence optimization of laminated cylindrical panels using a genetic algorithm and neural networks”, *Compos. Struct.*, vol. 81, pp. 253–263, 2007.
- [16] C. H. Tho, M. R. Smith, “Accurate bird strike simulation methodology for BA609 tiltrotor”, *J. Amer. Helic. Soc.*, vol. 56, pp. 1–10, 2011.
- [17] R. Hedayati, S. Ziaei-Rad, A. Eyvazian, A. M. Hamouda, “Bird strike analysis on a typical helicopter windshield with different lay-ups”, *J. Mech. Sci. and Techn.*, vol. 28, pp. 1381–1392, 2014.
- [18] Artigerçek haberler, <https://artigercek.com/haberler/thy-ucagi-kus-surusune-carpti>, 13.12.2021.
- [19] Eurovizyon gündem, <http://www.eurovizyon.co.uk/gundem/thy-ucagi-kus-surusune-carpti-h31992.html>, 13.12.2022.
- [20] I. Maragakis, Bird population trends and their impact on aviation safety 1999-2008, European Aviation Safety Agency (EASA), 2009.
- [21] Federal Aviation Administration (FAA), Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States, 2016.
- [22] FAA Wildlife Strike Database, U.S. Department of Agriculture Animal and Plant Health Inspection Service, Some Significant Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States, 1990 – 2019, USA.
- [23] R. A. Dolbeer, S. E. Wright, FAA Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States, University of Nebraska - Lincoln, 1990 – 2007.
- [24] Airport haber, <http://www.airporthaber.com/havacilik-haberleri/ucagin-radomu-parcalandi.html>, 13.12.2021.
- [25] Telegraph Haber, <http://www.telegraph.co.uk/travel/news/Bird-strike-rips-bloody-hole-in-plane/>, 13.12.2021.
- [26] Telegraph Haber, <http://www.telegraph.co.uk/news/worldnews/europe/turkey/11590838/Turkish-Airlines-aircrafts-nose-cone-collapses-after-bird-hits-it.html>, 13.12.2021.
- [27] CNN International Edition, <http://edition.cnn.com/2011/US/04/01/arkansas.bird.strike/index.html>, 13.12.2021.
- [28] EASA (European Aviation Safety Agency), Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes, EASA / CS-25.631, Amendment 18, 2016.
- [29] FAA (Federal Aviation Administration), Bird strike requirement for transport category airplanes, FAA / FAR-25.571 and FAA/FAR-25.631, 2015.

- [30] European Aviation Safety Agency EASA/CS-29.631, Certification specifications and acceptable means of compliance for large rotorcraft, 2020.
- [31] Federal Aviation Administration FAA/FAR-29.631, Bird strike requirement for rotorcraft, Washington, 2015.
- [32] Bird Strike Requirements, AMC 25.631 Bird Strike Damage.
- [33] Bird Strike Requirements, AMC 20–29 Composite Aircraft Structure.
- [34] Bird Strike Requirements, FAA, Advisory Circular, No: 20 – 107B, Composite Aircraft Structure, 2009.
- [35] L. Ilcewicz, L. Cheng, FAA, Advisory Circular AC 20 – 107B Content Review, Wellington, New Zealand, 2016.
- [36] Sofema Aviation Services, <https://sassofia.com/blog/aircraft-turnaround-incidents-and-ground-damage/>, 13.12.2021.
- [37] T. Topaç, D. Çöker vd., “Katmanlı kompozitlerde düşük hızlı darbe davranış analizi”, V. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, 2014, pp. 1–12.
- [38] O. Dede, A. Kayran, Investigation of effects of bird strike on wing leading edge by using explicit finite element method, METU, Aerospace Engineering, Master Thesis, 2015.
- [39] LS-Dyna keyword user’s manual, Volume-I, Livermore Software Technology Corporation (LSTC), 2019.
- [40] H. Jeong, B. Jeon, S. Choi, S. Jeon, “Fracturing behavior around a blasthole in a brittle material under blasting loading”, *Int. J. of Impact Eng.*, vol. 140, pp. 1–15, 2020.
- [41] R. Hedayati, M. Sadighi, Bird strike an experimental, theoretical and numerical investigation, Woodhead Publishing in Mechanical Engineering, 2016.
- [42] A. Riccio, R. Cristiano, S. Saputo, A. Sellitto, “Numerical methodologies for simulating bird-strike on composite wings”, *Compos. Struct.*, vol. 202, pp. 590–602, 2018.
- [43] Ls-Dyna Aerospace Working Group, Modeling Guidelines Document, Version 19- 2, 2019.
- [44] ANSYS, Ls-Dyna in Mechanical APDL, Lecture 4 Material Definitions, 14.5 Release, 2013.
- [45] S. Heimbs, “Computational methods for bird strike simulations: A review”, *Comput. Struct.*, vol. 89, pp. 2093–2112, 2011.
- [46] A. F. Johnson, M. Holzapfel, “Modelling soft body impact on composite structures”, *Compos. Struct.*, vol. 61, pp. 103–113, 2003.
- [47] R. Hedayati, S. Ziaei-rad, “A new bird model and the effect of bird geometry in impacts from various orientations”, *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 28, pp. 9–20, 2013.

- [48] M. Lavoie, A. Gakwaya, M. N. Ensan, D. G. Zimcik, "Validation of available approaches for numerical bird strike modeling tools", *Int. Rev. Mech. Eng.*, pp. 380–389, 2007.
- [49] C. Chandra, T. Y. Wong, J. Bayandor, "Crashworthiness assessment in aircraft ditching incidents", *27th Congr. Int. Counc. Aeronaut. Sci., ICAS*, 2010, pp. 2375–2387.
- [50] A. S. Kalam, R. G. Janardhana, R. Vijayakumar, "Impact damage and failure response of aircraft composite structures", *Discovery*, vol. 48, pp. 82–89, 2015.
- [51] M. A. Lavoie, A. Gakwaya, M. N. Ensan, D. G. Zimcik, "Review of existing numerical methods and validation procedure available for bird strike modelling", *Int. Conf. Comput. Exp. Eng. Sci.*, vol. 2, pp. 111–118, 2007.
- [52] Z. Hasılıcı, M. E. Boğoçlu, "Determining the effect of bird parameters on bird strikes to commercial passenger aircraft using the central composite design method", *Int. J. Aero. and Astro. (IJAA)*, vol. 2, pp. 1–8, 2021.
- [53] M. H. Siemann, S. A. Ritt, "Novel particle distributions for SPH bird-strike simulations", *Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.*, vol. 343, pp. 746–766, 2019.
- [54] LS-Dyna keyword user's manual, Volume-II Material Models, Livermore Software Technology Corporation (LSTC), 2019.
- [55] I. Smojver, D. Ivančević, "Advanced modelling of bird strike on high lift devices using hybrid Eulerian-Lagrangian formulation", *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 23, pp. 224–232, 2012.
- [56] B. Langrand, A. S. Bayart, Y. Chauveau, E. Deletombe, "Assessment of multi-physics FE methods for bird strike modelling-application to a metallic riveted airframe", *Int. J. Crashworthiness.*, vol. 7, pp. 415–428, 2002.
- [57] H. Salehi, S. Ziaei-Rad, M. A. Vaziri-Zanjani, "Bird impact effects on different types of aircraft bubble windows using numerical and experimental methods", *Int. J. Crashworth.*, vol. 15, pp. 93–106, 2010.
- [58] I. Smojver, D. Ivančević, "Numerical Modelling of Impact Damage in Multi-Material Airplane Structure", *ResearchGate*, 2009.
- [59] K. C. Chuan, "Finite element analysis of bird strikes on composite and glass panels", Department of Mechanical Engineering, National University of Singapore, Contin. Educ. Cent., 2006.
- [60] H. Ortecho, C. Alberto, "Robust bird-strike modeling using LS-Dyna", Master's Thesis, University of Puerto Rico, 2006.
- [61] A. G. Hanssen, Y. Girard, L. Olovsson, T. Berstad, M. A. Langseth, "A numerical model for bird strike of aluminium foam-based sandwich panels", *Int. J. Impact Eng.*, vol. 32, pp.1127–1144, 2006.
- [62] Z. Yu, P. Xue, P. Yao, M. S. Zahran, "Analytical determination of the critical impact location for wing leading edge under birdstrike", *Lat. Am. J. Solids Struct.*, vol. 16, pp. 1–17, 2019.

- [63] C. Soutis, G. Mohamed, A. Hodzic, “Modelling the structural response of GLARE panels to blast load”, *Compos. Struct.*, vol. 94, pp. 267–276, 2011.
- [64] Military handbook, MIL-HDBK-17-3F, Polymer matrix composites materials usage, design and analysis, Volume-III, 2002.
- [65] M. Cavazzuti, *Optimization methods: from theory to design*, *Encycl. Comput. Sci.*, 2013.
- [66] S. Soffer, A. Ben-Cohen, O. Shimon, M. M. Amitai, H. Greenspan, E. Klang, “Convolutional neural networks for radiologic images: a radiologist’s guide”, *Radiology*, vol. 290, pp. 590-606, 2019.



## TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

---

### Makaleler

1. Z. Hasılıcı, M. E. Boğoçlu, A. S. Dalkılıç, A. Kayran, Development of a prediction model using fully connected neural networks in the analysis of composite structures under bird strike, Journal of Mechanical Science and Technology (JMST), Volume 36, No 2, 2022. <https://link.springer.com/article/10.1007/s12206-022-0119-5>

2. Z. Hasılıcı, M. E. Boğoçlu, Determining the effect of bird parameters on bird strikes to commercial passenger aircraft using the central composite design method, International Journal of Aeronautics and Astronautics (IJAA), Volume 2, Issue 1, 1 – 8, 2021. <https://dergipark.org.tr/en/pub/ijaa/issue/62592/945053>

### Konferans Bildirileri

1. Z. Hasılıcı, M. E. Boğoçlu, Determining the effect of bird parameters on bird strikes to commercial passenger aircraft using the central composite design method, ICENTE'20 International Conference on Engineering Technologies, Kasım 2020. E-ISBN: 978-625-44427-3-5.

### Projeler

1. Z. Hasılıcı, M. E. Boğoçlu, A. S. Dalkılıç, Yıldız Teknik Üniversitesi, Bilimsel Araştırma Projesi (BAP), Proje Numarası: FDK-2020-3851.