

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

**YENİLİKÇİ HELİKOPTER YATAY KUYRUK HÜCUM KENARI
TASARIMI VE KUŞ ÇARPMASI DAYANIKLIK ANALİZİ**

HAZIRLAYAN

EYÜP PELİT

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ANKARA – 2024

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

**YENİLİKÇİ HELİKOPTER YATAY KUYRUK HÜCUM KENARI
TASARIMI VE KUŞ ÇARPMASI DAYANIKLILIK ANALİZİ**

HAZIRLAYAN

EYÜP PELİT

YÜKSEK LİSANS TEZİ

TEZ DANIŞMANI

DOÇ. DR. EBRU SARALOĞLU GÜLER

ANKARA – 2024

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

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

Tez Savunma Tarihi: 12 / 07 / 2024

Tez Adı: Yenilikçi Helikopter Yatay Kuyruk Hücüm Kenarı Tasarımı ve Kuş Çarpması Dayanıklılık Analizi

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

İmza

Doç. Dr. Ebru SARALOĞLU GÜLER, Başkent Üniversitesi

.....

Doç. Dr. Uğur KEMİKLİOĞLU, Başkent Üniversitesi

.....

Doç. Dr. Erkan KONCA, Atılım Üniversitesi

.....

ONAY

Prof. Dr. Dilek ÇÖKELİLER SERDAROĞRLU

Enstitü Müdürü

Tarih: ... / ... /

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU

Tarih: 23/07/2024

Öğrencinin Adı, Soyadı: Eyüp Pelit

Öğrencinin Numarası: 22110197

Anabilim Dalı: Makine Mühendisliği

Programı: Makine Mühendisliği Tezli Yüksek Lisans Programı

Danışmanı Unvanı / Adı, Soyadı: Doç. Dr. Ebru SARALOĞLU GÜLER

Tez Başlığı: Yenilikçi Helikopter Yatay Kuyruk Hücüm Kenarı Tasarımı ve Kuş Çarpması Dayanıklılık Analizi

Yukarıda başlığı belirtilen Yüksek Lisans tez çalışmamın; Giriş, Ana Bölümler ve Sonuç Bölümünden oluşan, toplam 58 sayfalık kısmına ilişkin 23/07/2024 tarihinde şahsım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 3'tür.

Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça Hariç

2. Alıntılar Hariç

3. Beş (5) kelimedenden daha az örtüşme içeren metnin kısımları hariç "Başkent Üniversitesi Enstitüleri Tez Çalışması Orijinallik Raporu Alınması ve Kullanılması Usul ve Esaslarını" inceledim ve bu uygulama esaslarında belirtilen azami benzerlik oranlarına tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğine; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğruluğunu beyan ederim.

Öğrenci İmzası:

ONAY

Öğrenci Danışmanı

Doç. Dr. Ebru SARALOĞLU GÜLER

Tarih: ... / ... /

TEŞEKKÜR

Bu tez çalıőması sűresince desteğini esirgemeyen, yoluma ıőık tutan ve beni her zaman destekleyen değerli tez danıőman hocam Doç. Dr. Ebru SARALOęLU GÜLER' e teőekkürlerimi sunarım.

Ayrıca hayatımın her anında beni asla yalnız bırakmayan sevgili aileme teşekkür ederim.

ÖZET

Eyüp PELİT

YENİLİKÇİ HELİKOPTER YATAY KUYRUK HÜCUM KENARI TASARIMI VE KUŞ ÇARPMASI DAYANIKLILIK ANALİZİ

Başkent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

2024

Kuş çarpması kazaları tarih boyunca havacılık sektöründe sıklıkla karşılaşılan durumlardan birisidir. Yetkili havacılık otoriteleri tarafından hava araçları için kuş çarpması kazaları sonuçlarına yönelik bir takım sertifikasyon gereksinimleri mevcuttur. Hava platformu üreticileri bu gereksinimleri sağlayabilmek adına çeşitli tasarım çözümleri sunmaktadır. Bu tez çalışmasının amacı, bir helikopter yatay kuyruğu için kuş çarpması olayına dayanıklı bir tasarım çözümü oluşturmaktır.

Karmaşık sayısal hesaplamalar nedeni ile havacılık endüstrisinde kuş çarpması olayları deneysel olarak gerçekleştirilmeyi amaçlamıştır. Ancak yüksek maliyet ve deneylerin tekrarlanabilirliğinin güçlüğü sebebi ile bu tür çarpışma olayları bilgisayar destekli paket programlar aracılığı ile yapılmaktadır. Tez çalışması kapsamında belirlenen kuyruk profili Siemens NX 1855 programı ile katı modellenmiştir. Elde edilen geometri ile LS-Dyna PrePost modülü kullanılarak sonlu elemanlar modeli oluşturulmuştur.

Analizlerde kuş modelini temsil etmesi adına literatürde sıkça tercih edilen SPH (Düzgün parçacık hidrodinamiği) metodu ile silindirik bir geometri kullanılmıştır. Kuş modelinin ve girdilerin doğrulanması adına mevcut deneysel veriler ile doğrulamalar gerçekleştirilmiştir.

Önerilen yenilikçi tasarım modeli, termoplastik matrisli karbon fiber takviyeli bir kompozit malzeme ile 2024 serisi bir alüminyum malzemenin hibrit katmanlı olarak kullanılmasını amaçlamaktadır. Sınır şartları aynı tutularak gerçekleştirilen analizlerde gerilme, yer değiştirme ve soğurulan enerji miktarları karşılaştırılmıştır.

Elde edilen sonuçlara göre katmanlı termoplastik matrisli karbon fiber takviyeli – alüminyum hibrit tasarımın, tamamen alüminyum olan yapı ile aynı yer değiştirme değerine sahipken kütlece daha hafif bir yapı oluşturduğu gözlemlenmiştir.

ANAHTAR KELİMELELER : Kuş çarpması, Hücüm kenarı, SPH yöntemi, Termoplastik Matrisli Karbon Fiber Takviyeli Kompozit, Hibrit Kompozit, Sonlu elemanlar metodu

ABSTRACT

Eyüp PELİT

ADVANCED DESIGN AND BIRD STRIKE ANALYSIS OF HELICOPTER HORIZONTAL TAIL LEADING EDGE

Başkent University Institute of Science and Engineering

Department of Mechanical Engineering

2024

Bird strike accidents have been a persistent challenge in the aviation industry. Aviation authorities have established certification requirements for aircraft to mitigate the risks and consequences associated with these events. In response, aircraft manufacturers have developed a range of design solutions to comply with these requirements. The aim of this thesis is to develop a innovative bird strike resistant design solution for a helicopter tail leading edge. Due to the complexity of numerical calculations, the aviation industry aims to conduct experimental bird strike tests. However, the high costs and challenges associated with replicating experiments led to the adoption of computer-aided simulation programs. The airfoil was solid modeled using the Siemens NX 1855 program in this thesis. The resulting geometry was then utilized to develop a finite element model using the LS-Dyna PrePost module, enabling detailed analysis of bird strike impacts.

A cylindrical geometry was used with the smoothed particle hydrodynamics (SPH) method, frequently preferred in the literature to represent bird models. Verifications were performed with existing experimental data to validate the bird model and inputs.

The innovative design model of the thesis aims to use a hybrid layered structure of a thermoplastic matrix carbon fiber reinforced composite and a 2024 series aluminum material. Stress, displacement, and absorbed energy values were compared in analyses performed under identical boundary conditions.

According to the results obtained, it was observed that the layered thermoplastic matrix carbon fiber reinforced - aluminum hybrid design achieved a lighter structure while maintaining the same displacement value as the all-aluminum structure.

KEYWORDS : Bird strike, leading edge, hybrid layered structure, thermoplastic matrix carbon fiber composite, aluminum, SPH method, finite element analysis

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR.....	i
ÖZET.....	ii
ABSTRACT	iv
TABLolar LİSTESİ.....	viii
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	ix
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ.....	xi
1. GİRİŞ.....	1
2. GENEL BİLGİLER.....	2
2.1. Hava Araçlarında Kuş Çarpması Tarihçesi	2
2.2. Sertifikasyon Gereksinimleri.....	5
2.3. Kuş Çarpması Fiziksel Teorisi	6
2.3.1. Çarpışma sınıflandırmaları	6
2.3.2. Çarpışma fazları	7
2.3.3. Hugoniot basıncı	8
2.4. Kuşlara Ait Matematiksel Modeller	10
2.4.1. Lagrange yöntemi	10
2.4.2. Euler yöntemi.....	11
2.4.3. ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) yöntemi.....	12
2.4.4. CEL (Coupled Eulerian Lagrangian) yöntemi	13
2.4.5. SPH (Smoothed Particle Hydrodynamic) yöntemi.....	14
2.4.6. Matematiksel modellerin karşılaştırılması.....	15
2.5. Hal Denklemleri (EOS – Equation of State)	16
3. LİTERATÜR TARAMASI	17
4. MODEL DOĞRULAMA ÇALIŞMASI.....	26
4.1 Malzeme Özellikleri.....	26
4.2 Analiz Sonuçları.....	28
5. NÜMERİK MODELLEME ÇALIŞMALARI	31
5.1 Tasarımlara Ait Geometrik Özellikler	31
5.2 Tasarımlara Ait Sonu Elemanlar Modelleri	33
5.3 Çarpışmada Kullanılan Kuş Modeli Özellikleri	34
5.4 Malzeme Özellikleri.....	35
5.5 Kompozit Hasar Kriterleri.....	37
6. KUŞ ÇARPMASI ANALİZLERİ.....	39
6.1 Analiz Sonuçları : 1. Tasarım	39

6.2 Analiz Sonuçları : 2. Tasarım	42
6.3 Analiz Sonuçları : 3. Tasarım	45
6.3.1 Alüminyum Plaka Kalınlığı – 2,61 mm	46
6.3.2 Alüminyum Plaka Kalınlığı – 2,63 mm	47
6.3.3 Alüminyum Plaka Kalınlığı – 2,64 mm	48
6.3.4 Alüminyum Plaka Kalınlığı – 2,65 mm	50
6.3.5 Alüminyum Plaka Kalınlığı – 2,67 mm	51
6.4 Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılması.....	54
7. SONUÇ VE ÖNERİLER	57
KAYNAKLAR.....	59
EKLER	
EK 1: KUZAY GÜMÜŞ MARTISI KUŞ MODELİ İÇİN GERÇEKLEŞTİRİLEN ANALİZ SONUÇLARI	

TABLULAR LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 2.1 - Kuş Çarpması Olayında Sık Rastlanan Kuş Özellikleri [7].....	4
Tablo 2.2 – FAR Uçuşa Elverişlilik Kriter Örnekleri 1 [8].....	5
Tablo 2.3 – FAR Uçuşa Elverişlilik Kriter Örnekleri 2 [8].....	6
Tablo 2.4 – Kuşların Matematiksel Model Yaklaşımlarının Karşılaştırılması.....	15
Tablo 4.1 – Kompozit Yapıya Ait Malzeme Özellikleri [52].....	27
Tablo 4.2 – Fırlatılan Cisme Ait Malzeme Özellikleri [52]	27
Tablo 5.1 – Tasarımlara Ait Katman Bilgileri.....	32
Tablo 5.2 – Çalışmada Kullanılan Birimler	33
Tablo 5.3 – Kuş Sonlu Elemanlar Modeli Özellikleri	35
Tablo 5.4 – Alüminyum (Al 2024 T3) Malzeme Kartı Parametreleri [53]	36
Tablo 5.5 – Kompozit (LMPAEK) Malzeme Kartı Parametreleri [55]	37
Tablo 6.1 – Alüminyum Tasarıma Ait Kalınlık ve Yer Değiştirme Sonuçları	52

ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 – Airbus A320 Kuş Çarpması Kazası Görseli [3]	2
Şekil 2.2 – Kuş Çarpması Hasar Bölgeleri [5]	3
Şekil 2.3 – Kuş Çarpması Kazalarının Uçuş Fazlarında Dağılımı [6].....	4
Şekil 2.4 – Çarpma Teorisi Aşamaları [12].....	7
Şekil 2.5 – Yumuşak Cisim Çarpışması Şok ve Reaksiyon Dalgaları (a) Şok Fazı, (b) Serbest Kalma Fazı, (c) Durağan Akış Fazı, (d) Çarpma Sonlanma Fazı [12] ..	8
Şekil 2.6 – Kuş Çarpması Olayı için Örnek Bir Basınç Grafiği [16]	9
Şekil 2.7 – Lagrange Yaklaşımı Hareket Gösterimi [17]	10
Şekil 2.8 – Lagrange Çözüm Ağı Bozulma Örneği [18]	11
Şekil 2.9 – Euler Yöntemi Deformasyon Örneği [12].....	12
Şekil 2.10 – ALE Metodu Çözüm Model Örneği [17]	12
Şekil 2.11 – CEL Metodu Çözüm Model Örneği [20]	13
Şekil 2.12 – SPH Metodu Çözüm Model Örneği [21]	14
Şekil 2.13 – SPH Metodu Bilgi Tarama Alanı Örneği [21]	14
Şekil 3.1 – Çalışmada Kullanılan Sonlu Elemanlar Modelleri [40]	20
Şekil 3.2 – Hava Aracı Kanadındaki Farklı Katman Sayısındaki Yapılar [44].....	22
Şekil 3.3 – Bal Peteği Yapı Örneği [52].....	24
Şekil 3.4 – Hücum Kenarı İçerisinde Kullanılan Destek Parçaları 1 [52].....	24
Şekil 3.5 – Hücum Kenarı İçerisinde Kullanılan Destek Parçaları 2 [52].....	25
Şekil 4.1 – Model Doğrulama Çalışması Sonlu Elemanlar Modeli	28
Şekil 4.2 – Doğrulama Çalışmasında Kullanılan Hal Denklemi Kartı.....	28
Şekil 4.3 – Deneysel Çalışmaya Ait Deplasman Dağılımları [52]	29
Şekil 4.4 - Model Doğrulama Çalışması Deplasman Dağılımları	29
Şekil 5.1 – Yatay Kuyruk CAD Model	31
Şekil 5.2 - Tasarım 1 Detay Kesit Görüntüsü (a), Tasarım 2 Detay Kesit Görüntüsü (b), Tasarım 3 Detay Kesit Görüntüsü (c)	32
Şekil 5.3 - Tasarım 1 Sonlu Elemanlar Modeli (a), Tasarım 2 Sonlu Elemanlar Modeli (b), Tasarım 3 Sonlu Elemanlar Modeli (c).....	34
Şekil 5.4 – Kuş Modeli Malzeme Kartı	35
Şekil 6.1 – 1. Tasarıma Ait Deformasyon Fazları (a) Çarpışma Öncesi Faz, (b) Çarpışma Başlangıç Fazı, (c) Ayrılma Başlangıç Fazı, (d) Ayrılma Tamamlanma Fazı .	39

Şekil 6.2 – 1. Tasarıma Ait En Yüksek Maksimum Gerilme Bölgesi.....	40
Şekil 6.3 – 1. Tasarıma Ait Maksimum Yer Değiştirme Görseli	41
Şekil 6.4 - 1.Tasarıma Ait Sönümlenen Enerji – Zaman Grafiği	41
Şekil 6.5 – 2.Tasarıma Ait Deformasyon Fazları (a) Çarpışma Öncesi Faz, (b) Çarpışma Başlangıç Fazı, (c) Ayrılma Başlangıç Fazı, (d) Ayrılma Tamamlanma Fazı .	42
Şekil 6.6 – 2. Tasarıma Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi	43
Şekil 6.7 – 2. Tasarıma Ait Maksimum Yer Değiştirme Görseli	44
Şekil 6.8 - 2.Tasarıma Ait Sönümlenen Enerji – Zaman Grafiği	45
Şekil 6.9 – 2,61 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait Maksimum Yer Değiştirme Görseli	46
Şekil 6.10 – 2,61 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi	47
Şekil 6.11 – 2,63 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait Maksimum Yer Değiştirme Görseli	47
Şekil 6.12 – 2,63 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi	48
Şekil 6.13 – 2,64 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait Maksimum Yer Değiştirme Görseli	49
Şekil 6.14 – 2,64 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi	49
Şekil 6.15 – 2,65 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait Maksimum Yer Değiştirme Görseli	50
Şekil 6.16 – 2,65 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi	51
Şekil 6.17 – 2,67 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait Maksimum Yer Değiştirme Görseli	51
Şekil 6.18 – 2,67 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi	52
Şekil 6.19 – 3. Tasarıma Ait Deformasyon Fazları (a) Çarpışma Öncesi Faz, (b) Çarpışma Başlangıç Fazı, (c) Ayrılma Başlangıç Fazı, (d) Ayrılma Tamamlanma Fazı .	53
Şekil 6.20 – 3.Tasarıma Ait Sönümlenen Enerji – Zaman Grafiği.....	54
Şekil 6.21 – Tasarımlara Ait Maksimum Stres – Zaman Grafiği.....	55
Şekil 6.22 – Sönümlenen Enerji – Zaman Grafiği	56

SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

ALE	Değişken Lagrange-Euler Metodu
C	Cowper-Symonds Parametresi
CAD	Bilgisayar Destekli Tasarım
CEL	Birleşik Euler-Lagrange Metodu
CEROD	Basma yönündeki hacim oranı
CF	Karbon Fiber
CFRP	Karbon Fiber Takviyeli Plastik
CS	Sertifikasyon Gereksinimleri
CT	Bilgisayarlı Tomografi
c_0	Sesin yayılma hızı
etan	Tanjant modülü
EA	Fiber yönündeki elastisite modülü
EB	Fiber yönüne dik ekseninde elastisite modülü
e_c	Fiber yönü için basma gerilmesi – zaman değişkeni
e_d	Matris yönü için basma gerilmesi – zaman değişkeni
e_f	Fiber yönü için çekme gerilmesi – zaman değişkeni
e_m	Matris yönü için çekme gerilmesi – zaman değişkeni
EOS	Hal Denklemi
EOSID	Hal denklemi kartı numarası
E_{11}	Uzunlamasına elastisite modülü
E_{22}, E_{33}	Enine elastisite modülü
FAA	Federal Havacılık Kurulu
FAR	Federal Havacılık Gereksinimleri
Fail	Kopma gerinimi
FE	Sonlu Elemanlar
ft.	Fit
g	Gram
GAB	AB eksenindeki kesme modülü
GBC	BC eksenindeki kesme modülü
GFRP	Cam Fiber Takviyeli Plastik

G_{Ic}	Katmanlar arası Mod 1 kırılma enerji seviyesi
G_{IIc}	Katmanlar arası Mod 2 kırılma enerji seviyesi
$G_{Ic ft}, G_{Ic fc}$	Uzunlamasına fiber yönünde katmanlar arası tek yönlü kompozitler için çekme ve basma katman kırılma enerjileri
$G_{Ic mt}, G_{Ic mc}$	Fiberlere dik yönde katmanlar arası tek yönlü kompozitler için çekme ve basma katman kırılma enerjileri
G_{12}, G_{13}, G_{23}	Kayma modülleri
Ib	Libre
ICAO	Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü
J	Joule
kg	Kilogram
kj	Kilojoule
LMPAEK	Düşük Erime Sıcaklığına Sahip Poliarileterketon
m	Metre
MAT	Malzeme
mm	Milimetre
Mpa	Megapascal
ms	Milisaniye
MU	Dinamik viskozite
N	Newton
NACA	Ulusal Havacılık Danışma Komitesi
P	Cowper-Symonds Parametresi
Pa	Pascal
PAEK	Poliarileterketon
PC	Basınç düşürme katsayısı
PEEK	Polietereterketon
PMMA	Polimetil Metakrilat - Pleksi
PR	Poission oranı
PRBA	AB eksenindeki poission oranı
RO	Yoğunluk
s	Saniye

S_C	AB ekseninde kesme mukavemeti
σ_y	Akma mukavemeti
SPH	Düzgün Parçacık Hidrodinamiği
S_1, S_2, S_3	Çarpışma sırasında sıkışan parça denklemleri deneysel katsayıları
u_0	Çarpışma öncesi kuş hızı
u_s	Kararlı haldeki kuş hızı
u_p	Çarpışma anındaki kuş hızı
P_2	Çarpışma sonrası basınç
P_1	Çarpışma öncesi basınç
P_H	Hugoniot Basıncı
P_S	Kararlı haldeki basınç
TEROD	Çekme yönündeki hacim oranı
t_i^0	Katmanlar arası normal ve kayma yapışma mukavemetleri
X_C	Fiber yönündeki basma mukavemeti
X_T	Fiber yönündeki çekme mukavemeti
Y_C	Matris yönündeki basma mukavemeti
Y_T	Matris yönündeki çekme mukavemeti
YM	Elastisite Modülü
ρ_0	Başlangıç yoğunluğu
μ	$\rho/\rho_i - 1$
γ_0, Γ	Grüneisen katsayısı
ν	Poission oranı
μ_{BK}	Benzeggagh – Kenane hata katsayısı
σ_{aa}	Fiber yönündeki gerilme
σ_{bb}	Fiber yönüne dik eksenindeki gerilme
σ_{ab}	Kayma yönündeki gerilme

1. GİRİŞ

Bir hava aracının hareket halinde iken uçan bir kuş ile çarpışması olayı kuş çarpması olarak tanımlanmaktadır. Kuş çarpması olayı uçuş güvenliği açısından büyük bir sorun oluşturmaktadır. Çarpan kuşun büyüklüğü ve konumuna bağlı olarak bu durum hava araçlarında yüksek hasarlar ve bu hasarlardan kaynaklı kazalara neden olabilmektedir. Bu nedenle son yıllarda hava araçlarında kuş çarpması olayına yönelik yenilikçi tasarımlar giderek artmaktadır [1].

Kuş çarpması olayları genellikle hava araçlarının burun, kanat, kuyruk ve motor bölümlerinde gerçekleşmektedir. Deneysel çalışmaların yüksek maliyetleri nedeni ile günümüzde hava araçlarının kuş çarpması riski bulunduran bölgeleri için kuş çarpması nümerik analizleri sıklıkla tercih edilmektedir. Çeşitli sonlu elemanlar paket programları ile hava araçlarında kuş çarpması etkilerinin azaltılmasına yönelik çalışmalar gerçekleştirilmektedir.

Havacılık endüstrisinde artan piyasa rekabeti ışığında üreticiler gün geçtikçe ağırlık azaltılması ve yakıt tasarrufu konularında avantajlı olan kompozit malzemelerin kullanımına daha çok yönelmektedir.

Bu çalışmada kuş çarpması etkisinin ve hava aracının ağırlıklarının azalmasına yönelik yenilikçi bir tasarım için nümerik analizler gerçekleştirilmiştir. Tasarımın amacı, alüminyum ve karbon fiber takviyeli termoplastik matrisli kompozit yapıların hibrit kullanılması ile ağırlık azaltılması ve minimum yapı hasarı optimizasyonudur. Hücüm kenarı yapısal tasarımında Siemens NX 1855 programı kullanılmıştır. LS-Dyna PrePost ile sonlu elemanlar modeli oluşturulmuş ve LS-Dyna ile analizler gerçekleştirilmiştir. Yapılan analizlerde deplasman, gerilme ve enerji dağılımları gözlemlenmiştir.

2. GENEL BİLGİLER

2.1. Hava Araçlarında Kuş Çarpması Tarihçesi

Kuş çarpmaları, çarpmanın olduğu bölgeye ve çarpan kuşun büyüklüğüne göre kazalara ve can kayıplarına yol açabilmektedir. Kanat, kuyruk veya pal gibi hava araçlarının temel bölümlerinde kuş çarpmaları sonucu ciddi yapısal hasarlar oluşmakta ve uçuş güvenliğini tehlikeye sokmaktadır. Yapılan araştırmalar sonucunda Federal Havacılık Otoritesinin kayıtlarına göre 1988-2019 yılları arasında kuş çarpması kazalarında dünya çapında 292 kişinin hayatını kaybettiği görülmüştür [2].

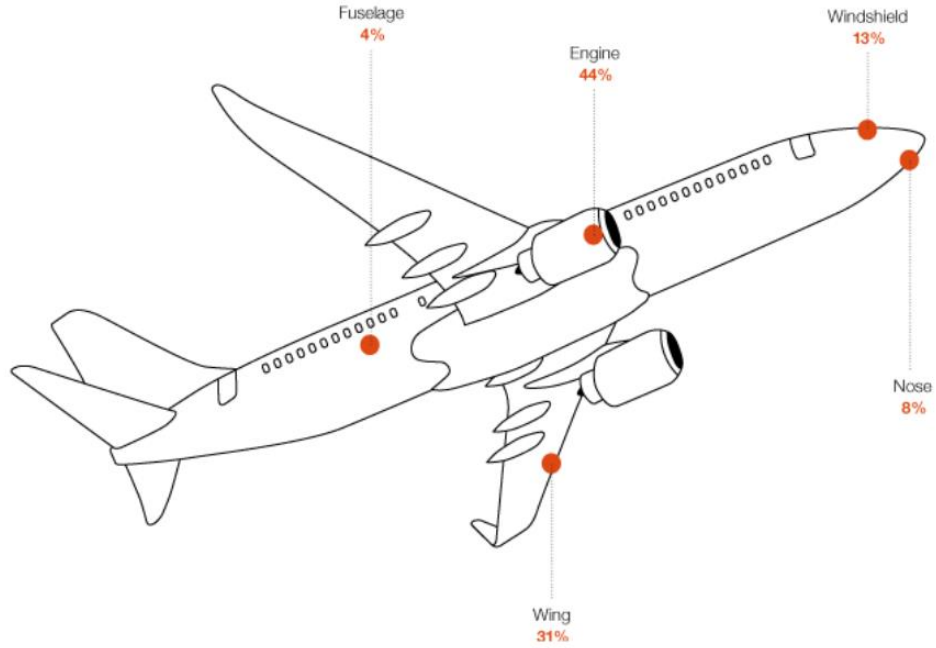
Havacılık tarihinde bilinen en büyük kuş çarpması olaylarından birisine, 2009 yılında Airbus A320 uçağının motorlarına giren “Kanada kazları” neden olmuştur. Hasar gören uçak, pilot tarafından Hudson nehrine indirilmiştir, ilgili görsel Şekil 2.1’de mevcuttur [3].



Şekil 2.1 – Airbus A320 Kuş Çarpması Kazası Görseli [3]

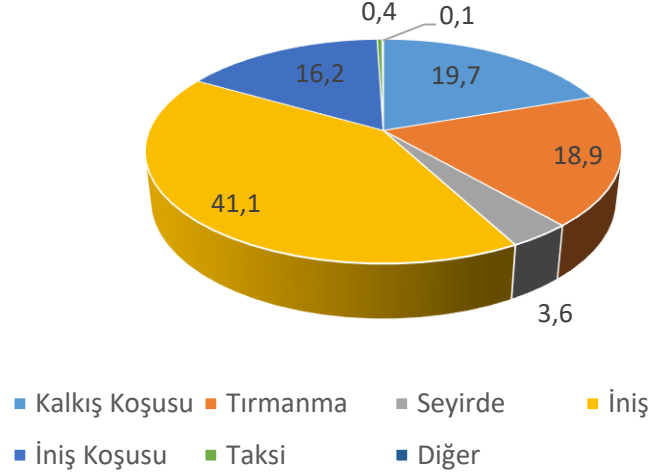
Federal Havacılık Otoritesi'nin (FAA - Federal Aviation Administration) 2020 tarihinde yayınladığı rapora göre 1990-2020 tarihleri arasında kaydedilen toplam 238.652 kuş çarpması olayı gerçekleşmiş ve bu çarpmaların 17.435 tanesi hasar oluşturuca çarpma olarak kaydedilmiştir [4].

Boeing firması tarafından açıklanan verilere göre sabit kanatlı hava araçlarında gerçekleşen kuş çarpması olaylarının genellikle motor ve kanatlarda gerçekleştiği gözlemlenmektedir. İstatistiksel olarak sabit kanatlı hava araçlarında kuş çarpması oranları Şekil 2.2’de gösterilmiştir [5].



Şekil 2.2 – Kuş Çarpması Hasar Bölgeleri [5]

Uluslararası Sicil Havacılık Örgütü’nün (ICAO – International Civil Aviation Organization) 2008-2015 yılları arasında yaptığı araştırmaya göre kuş çarpması vakalarının hava araçlarının en yüksek olarak %35 iniş ve %33 kalkış hareketleri esnasında gerçekleştiğini göstermektedir [6]. Kuş çarpması vakalarının uçuş fazlasına göre gerçekleşme oranları Şekil 2.3’te gösterilmiştir [6].



Şekil 2.3 – Kuş Çarpması Kazalarının Uçuş Fazlarında Dağılımı [6]

Hava araçları için kuş çarpması olayında, çarpan kuşun hava aracının hangi bölümüne çarptığı kadar, çarpan kuşun türü de önem arz etmektedir. Bu alanda yapılan çalışmalar için temel bir referans ve standartlar geçmişte yaşanan kazalardaki istatistiksel verilerle toplanarak oluşturulmuştur. Tablo 2.1’de kuş çarpması kazalarında en sık rastlanan kuşlara ait kütle ve hız değerleri verilmiştir.

Kuş Türleri	Kütle (kg)	Maksimum Uçuş Hızları (m/s)
Yaban Ördeği	0,72 – 1,6	60
Kel Kartal	3 – 6,3	40
Martı	0,068 – 0,16	13
Siyah Akbaba	1,6 – 2,8	13
Kanada Kazı	3,2 – 6,5	40
Kırmızı Kuyruklu Şahin	0,7 – 1,5	54
Pelikan	2,8 - 15	16

Tablo 2.1 - Kuş Çarpması Olayında Sık Rastlanan Kuş Özellikleri [7]

Uluslararası havacılık örgütleri tarafından yapılan araştırmalar ile yukarıda bahsedilen istatistiksel verileri gözeterak kuş çarpması olayı için uçuş emniyetinin sağlanabilmesi adına belirli standartlar geliştirilmiştir. Hava aracı üreticileri ilgili sertifikasyonlara sahip olabilmek için bu standartlara uygunluk sağlamak zorundadırlar.

2.2. Sertifikasyon Gereksinimleri

Uluslararası havacılık otoriteleri tarafından kuş çarpması olayıyla karşılaşan bir hava aracının uçuşu başarıyla tamamlayarak iniş yapabilecek kapasiteye sahip olmasını zorunlu kılar. Farklı hava aracı tipleri ve farklı hava aracı bölümlerine yönelik belirlenen kuş büyüklükleri mevcuttur. Otoriteler hava aracı üreticilerinden ürünlerinin bu standartlara uygunluğunu beyan edecek test ve analizler istemektedir. Federal Havacılık Yönetmeliğine (Federal Aviation Regulations - FAR) göre kuş çarpması olayında uçuşa elverişlilik şartlarının sağlanmasına yönelik ilgili yönetmeliğin bir bölümü Tablo 2.2’de mevcuttur [8].

Hava Aracı Bölümü	FAR Kriteri	Gereksinimler
Ön Cam	25.775(b)	Hava aracının seyir hızı ve deniz yüksekliğindeki uçuşunda, ön cama çarpacak 1.8 kg ağırlığındaki bir kuşun, uçuş emniyetini bozmaması gerekmektedir.
	25.775 (c)	Hava aracını kullanan pilotlara seyir halinde iken herhangi bir kuş çarpması olayında hayati risk oluşturulmamalıdır.
Genel Yapısal	25.571	8000 ft yükseklik ve seyir hızının %85’ine sahip olan bir hava aracı yaşanılabilir herhangi bir kuş çarpması olayı sonrasında uçuş emniyetini kaybetmeden seyrini tamamlayabilmelidir.
Kuyruk	25.631	8 Ib kütleyle sahip bir kuşun hava aracına çarpması sonucunda hava aracı uçuş emniyetini kaybetmeden seyrini tamamlayabilmelidir.

Tablo 2.2 – FAR Uçuşa Elverişlilik Kriter Örnekleri 1 [8]

Çift Pitot Tüpleri	25.1323 (j)	Pitot tüpleri yükseklik, hız veya kuş kütlesinden bağımsız olarak yaşanan herhangi bir kuş çarpması olayında hasar almamalıdır.
--------------------	-------------	---

Tablo 2.3 – FAR Uçuşa Elverişlilik Kriter Örnekleri 2 [8]

2.3. Kuş Çarpması Fiziksel Teorisi

Kuş çarpması olayında çarpışma genellikle çok yüksek hızlarda gerçekleşir. Çarpışma anında çarpışan geometrilerin hızları ve rijitlikleri, çarpışma mekaniğini doğru açıklayabilmek önem taşımaktadır. Kuşlar fiziki yapısından ötürü bu tarz yüksek hızlı çarpışmalarda elastik katı modele benzer şekilde davranmazlar. Çarpışmadaki kuş davranışını açıklayabilmek ve gerekli yapısal hesaplamaları gerçekleştirebilmek adına birçok çalışma gerçekleştirilmiş ve farklı modelleme tipleri oluşturulmuştur. Ortaya koyulan çözüm tekniklerini analitik olarak çözmek olanaksızdır. Bunun temel sebebi çarpışma esnasında kuş yapısının çok yüksek oranda deformasyona uğramasıdır. Ancak gelişen bilgisayar teknolojisi, nümerik yaklaşımlar ile problemlerin çözümlenmesine olanak sağlamıştır [9].

2.3.1. Çarpışma sınıflandırmaları

Temel olarak kuş çarpışması olayı esnasında 4 ana çarpışma fazından söz edilebilir;

- Elastik
- Plastik
- Hidrodinamik
- Sonik ve Patlayıcı

Elastik çarpışma genellikle çarpan malzemenin iç gerilmelerinin çarptığı yapıdan düşük olduğu durumlarda gerçekleşmektedir. Bu durumun temel sebepleri çarpan malzemenin mukavemet olarak çarptığı yapıdan zayıf ve görece çarpma olayının düşük hızlarda gerçekleşmesidir. Bu çarpışmaların sonucunda çarpan yapı enerjisinin bir kısmını kaybederek çarptığı yüzeyden uzaklaşır. Bir çarpışma olayının “Elastik Çarpışma” olarak

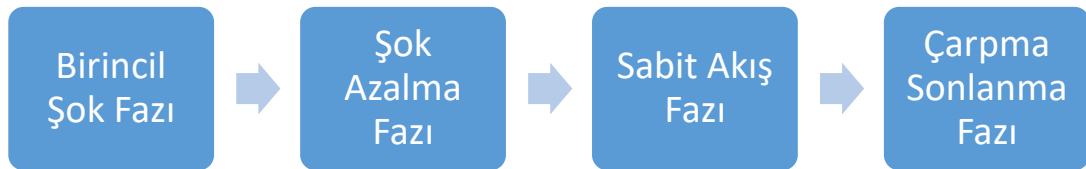
adlandırılabilmesi için temel gerekçe yapıların plastik deformasyona uğramamasıdır. Çarpışma hızları, elastisite modülleri ve yapı boyutları önem taşımaktadır [9].

Daha yüksek hızlarda gerçekleşen çarpışmalarda, parçalar üzerinde oluşan gerilmeler elastik sınırların üzerine çıkar ve yapılarda şekil değişikliği görülür. Bu tarz çarpışmalarda (Plastik Çarpışma) yapıların mukavemet değerleri, şekil değişiklikleri için önem arz etmektedir [10].

Hidrodinamik sınıflandırmaya giren daha yüksek hızlı çarpışmalarda ise çarpan cisim artık bir katı olarak davranamaz. Yüksek hız ve mukavemet değerleri arasındaki baskın farklardan ötürü bir sıvı gibi davranmaya başlar. Çarpan malzemesinin yoğunluğu, mukavemet değerlerinden çok daha baskın hale gelir [10].

2.3.2. Çarpışma fazları

Yapılan araştırmalar ve deneysel çalışmalar ile kuş çarpması olayı için bir çarpma teorisi oluşturulmuştur [11]. Geliştirilen çarpma teorisine göre, çarpma Şekil 2.4'te gösterilen 4 aşamadan oluşmaktadır [12].

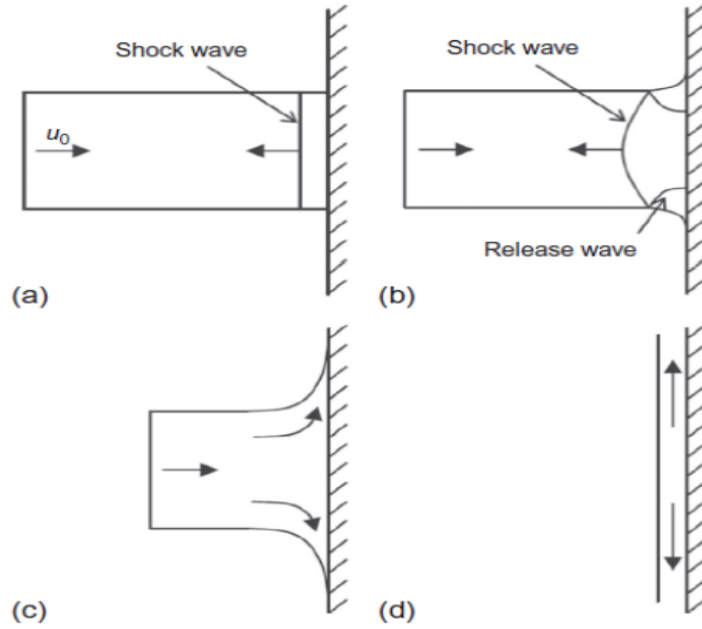


Şekil 2.4 – Çarpma Teorisi Aşamaları [12]

Kuş çarpması olayında, kuşun yapısı bu denli yüksek hızlı çarpışmalarda bütünlüğünü koruyabilecek dayanıma sahip değildir. Çarpışma sırasında kuşun temas eden parçacıkları, çarptığı yapıyla ilk temas noktalarında yarı statik (quasi-static) olarak kalır. Ön parçacıkların oluşturduğu yarı statik durum, kuş yapısının içerisinde bir şok dalgası oluşturur [12].

Kuş yapısının henüz herhangi bir çarpışmaya maruz kalmayan partikülleri hareketine devam ederken, oluşan şok dalgasının yansıması hareket yönüne ters yönde ilerlemeye başlar. Bu aşamada radyal basınç dalgaları oluşur ancak yapının içerisinde birbirini

sönümler. Harekete zıt yöndeki şok dalgası, temas etmeyen partiküllere ulaşır ve şok dalgası sönümlenir. Kuş yapısının partiküllerinin hareketi devam eder ve çarpışma sonlanır. Çarpışma teorisi Şekil 2.5'te görselleştirilmiştir. Burada u_0 kuşa ait ilk hızı temsil etmektedir.



Şekil 2.5 – Yumuşak Cisim Çarpışması Şok ve Reaksiyon Dalgaları (a) Şok Fazı, (b) Serbest Kalma Fazı, (c) Durağan Akış Fazı, (d) Çarpma Sonlanma Fazı [12]

2.3.3. Hugoniot basıncı

Şok dalgaları durum değişkenlerinde süreksiz sıçramaların olduğu bir adyabatik süreç olarak tanımlanabilmektedir [13]. Çarpışan iki parçada sabit bir şok dalgası için kütle, momentum ve enerjinin korunumunu kullanarak şok bölgesindeki basınç farkı Hugoniot basıncı olarak tanımlanır [14]. Denge durumu için korunum yasaları;

Kütle Korunumu Kanunu:

$$\rho_1 u_s = \rho_2 (u_s - u_p) \quad 2.1$$

Enerjinin Korunumu Kanunu:

$$P_1 + \rho_1 u_s^2 = P_2 + \rho_2 (u_s - u_p)^2 \quad 2.2$$

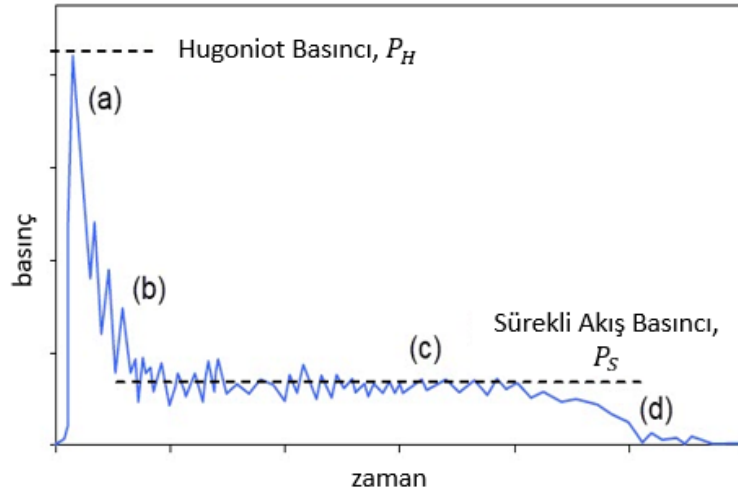
Eşitlik 2.1 ve Eşitlik 2.2'de gösterildiği gibidir.

İki korunum denklemi birleştirilerek;

$$P_2 - P_1 = \rho_1 u_s u_p \quad 2.3$$

Eşitlik 2.3 elde edilir. Bu denklem şok dalgaları arasındaki basıncı (Hugoniot) ifade etmektedir [15]. Bu eşitliklerde P_1 başlangıç basıncı, P_2 son basıncı, ρ_1 başlangıç yoğunluğu, ρ_2 son yoğunluk, u_s başlangıç hızı ve u_p son hızı belirtmektedir.

Örnek bir kuş çarpması durumu için basınç-zaman grafiği Şekil 2.6'da gösterilmiştir [16].



Şekil 2.6 – Kuş Çarpması Olayı için Örnek Bir Basınç Grafiği [16]

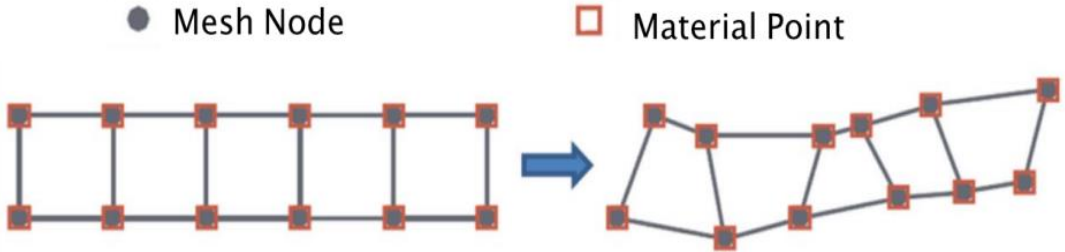
Çarpmanın ilk anında oluşan şok etkisi ile basınç maksimuma ulaşırken, çarpmanın düzenli rejime dönüşmesi ile birlikte kararlı rejime ulaşır.

2.4. Kuşlara Ait Matematiksel Modeller

Kuş çarpması olayında kuş kendisinden daha rijit bir cisim ile çarpışır. Yüksek hız ve kuşun sahip olduğu yumuşak yapıdan kaynaklı olarak çarpışma anında kuş, çarpıştığı cisim üzerine akma eğilimi gösterir. Bu çarpışma Bölüm 2.3'te açıklanan hidrodinamik çarpışmaya örnektir. Sonlu elemanlar analizinde bu yapının modellenmesi önem arz etmektedir. Çarpışma sırasında kuş üzerinde oluşan deformasyonların doğru tahlil edilmesi için literatürde farklı matematiksel modeller kullanılmaktadır. Bu bölümde kullanılan kuş matematiksel modelleri açıklanarak çalışma için ideal olan kuş modeli seçilecektir.

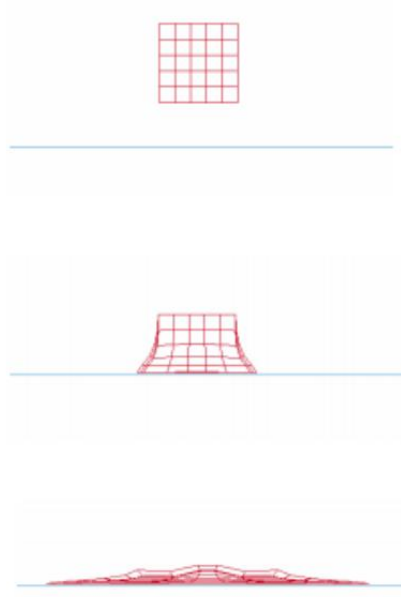
2.4.1. Lagrange yöntemi

Lagrange yaklaşımında modellenmek istenilen yapı eleman adı verilen çok sayıda küçük parçaya bölünür. Bu yaklaşımda elemanlar analiz boyunca köşelerinde bulunan her düğüm noktası ile malzemeye tutunur. Lagrange yaklaşımında elemanların hareketi Şekil 2.7'de gösterilmiştir [17].



Şekil 2.7 – Lagrange Yaklaşımı Hareket Gösterimi [17]

Bu yaklaşımda oluşturulan çözüm elemanları malzeme ile birlikte hareket eder. Bu birliktelik elemanlar üzerinde bilgilerin takibini kolaylaştırır. Ancak yüksek deformasyon oluşan problemler için birtakım sorunlar oluşturmaktadır. Çarpışma sırasında oluşacak yüksek deformasyonlar çözüm ağını bozarak yanlış sonuçlara yol açabilmektedir. Çözüm ağındaki bozulma örneği Şekil 2.8'de gösterilmiştir [18].

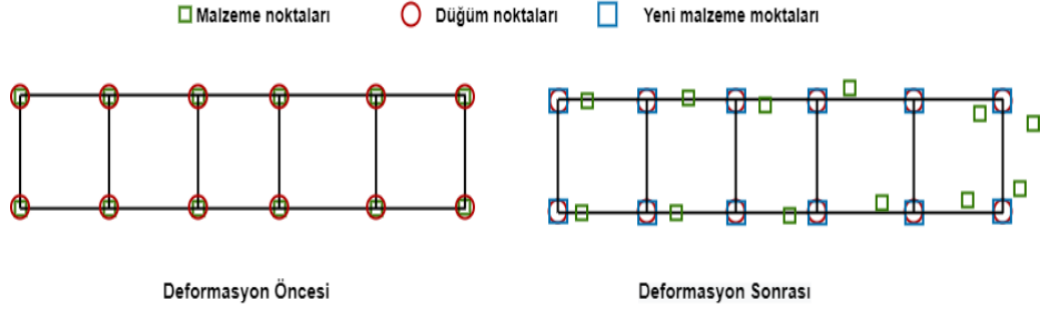


Şekil 2.8 – Lagrange Çözüm Ağı Bozulma Örneği [18]

Bu bilgiler ile Lagrange yönteminin rijit katı yapılar için uygun olsa da kuş çarpması gibi yüksek deformasyon oluşan çarpışmalar için uygun olmadığı gözlemlenmektedir. Çözüm hatalarının giderilebilmesi için eleman boyutlarının küçültülerek daha yüksek kaliteye ulaştırılması gerekmektedir. Bu da çözüm süresinin uzamasına ve işlem maliyetlerinin artmasına neden olmaktadır.

2.4.2. Euler yöntemi

Euler yönteminde Lagrange yönteminden farklı olarak malzeme ile çözüm ağı noktaları birlikte hareket etmez. Bu nedenle incelenen malzeme deforme olurken çözüm ağının üzerinden akar. Şekil 2.9’da Euler yöntemine ait bir deformasyon örneği gösterilmektedir [12].



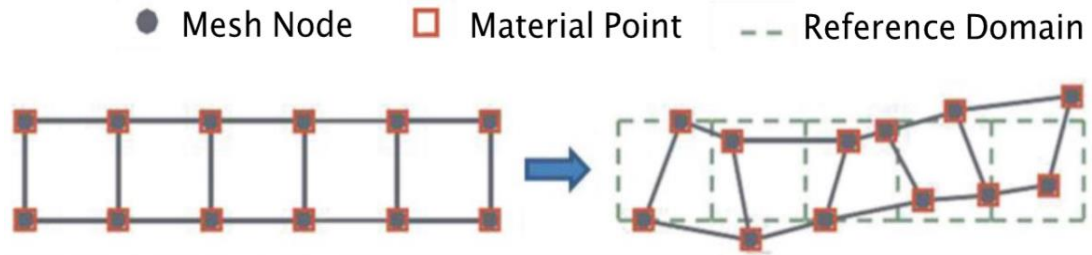
Şekil 2.9 – Euler Yöntemi Deformasyon Örneği [12]

Ağ örgüsü malzemedен daha büyük bir alanı kapsadığı için bu çözüm yöntemi büyük deformasyonlarda Lagrange yöntemine göre daha doğru sonuçlar verebilmektedir. Ancak belirtilen ayırık hareket nedeniyle bu yaklaşımda ise çözüm noktalarındaki bilgilerin takibi zorlaşmaktadır. Bu sorun çözüm ağının sıklaştırılması ile iyileştirilebilirken bu durum çözüm süresinin uzamasına ve çözüm maliyetlerinin artmasına neden olmaktadır.

2.4.3. ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) yöntemi

ALE çözüm yöntemi Euler ve Lagrange yöntemlerinin bir araya getirilmesi ile oluşturulmuştur. Bu yaklaşım temelinde Euler ve Lagrange yöntemlerinin avantajlarını kullanarak çözüm süresi ve çözüm doğruluğunu arttırmaktadır [19].

Bu yaklaşım aynı Euler yöntemi gibi çözüm ağı ile malzeme yapısının birbirinden ayrı hareket etmesine izin verir. Oluşturulan geniş çözüm ağı çözüm süresini optimize etmek amacı ile değiştirilebilmektedir [10]. ALE metodu kullanılarak gerçekleştirilen bir analiz modeli Şekil 2.10'da mevcuttur [17].

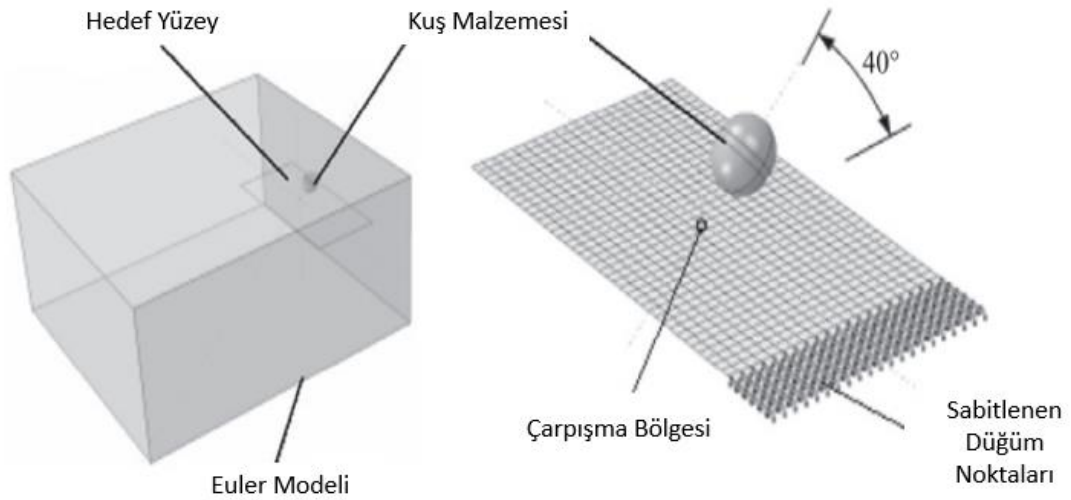


Şekil 2.10 – ALE Metodu Çözüm Modeli Örneği [17]

ALE metodu kullanılırken oluşturulacak çözüm ağı hem kuş modelini hem de çarpma olayında kuş yapısının akacağı alanı kapsamalıdır. Bu geniş bir çözüm ağı oluşturma durumunu mecbur kılar. Ağ örgüsü elemanlarının boyutuna bağlı olarak çözüm sonucunda yanlış sonuçlara ulaşılabilir. Bu nedenle geniş bir ağ örgüsü ve bu ağ örgüsü içerisinde küçük elemanlar kullanılması doğru çözüm için mecburidir. Artan çözüm alanı ve eleman kalitesi, çözüm süresi ve işlem maliyetlerini artırır [17].

2.4.4. CEL (Coupled Eulerian Lagrangian) yöntemi

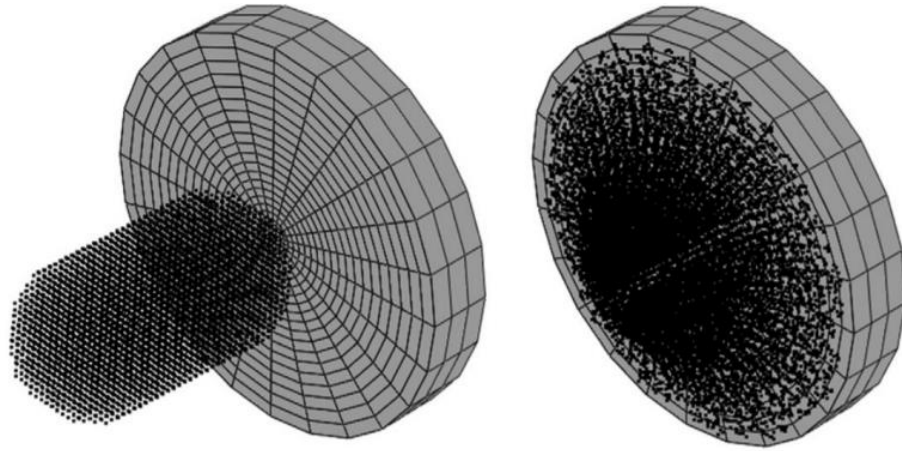
CEL yöntemi ilk kez Smojver ve arkadaşları tarafından 2011 yılında uygulanmıştır. Temelde ALE yöntemi ile benzerliklere sahip olan bu yaklaşım çözüm ağının, kuş modelinin ve çarpma alanının tamamını kapsayan bir küp oluşturmayı hedefler [20]. Bu sayede çarpma sırasında gerçekleşen yüksek deformasyonlar her zaman çözüm hacminin içerisinde kalması amaçlanır. Ancak ALE metodunda olduğu gibi küçük eleman ve geniş hacim gereksinimlerinden kaynaklı olarak yüksek maliyet ve çözüm süresi oluşturur. CEL metodu ile gerçekleştirilen bir çarpma analizinde oluşturulan model Şekil 2.11’de verilmiştir [20].



Şekil 2.11 – CEL Metodu Çözüm Model Örneği [20]

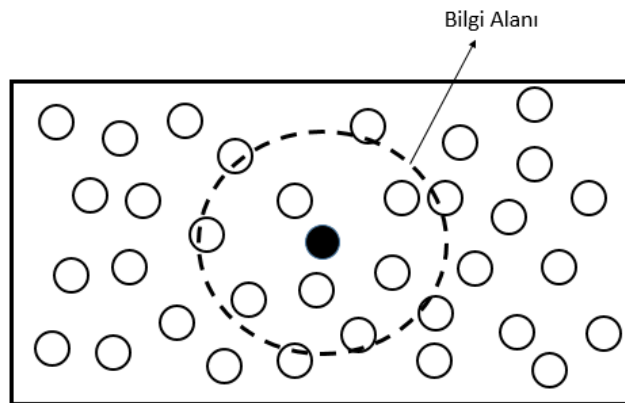
2.4.5. SPH (Smoothed Particle Hydrodynamic) yöntemi

SPH yöntemi ANSYS AUTODYN programı tarafından ilk kez 1995 yılında piyasaya sürülmüştür. Bu yaklaşım temelinde oranlanmış küçük partiküllerin çözüm ağı oluşturmaksızın birbirlerinden veri alarak çalışmasını amaçlar. Çözüm ağı ihtiyacı duyulmaması nedeni ile yüksek deformasyon içeren problemlerde yüksek doğrulukla ve düşük çözüm maliyetleri ile çalışabilmektedir. Şekil 2.12’de SPH yönteminin kullanımına ait örnek model mevcuttur [21].



Şekil 2.12 – SPH Metodu Çözüm Model Örneği [21]

Çarpma, patlama ve kırılma gibi birçok problemde literatürde kullanımına sıkça rastlanmaktadır. Ancak düşük çözüm ağı maliyetlerinin yanı sıra her hesaplama zamanında komşu partiküllerin birbirleri ile bilgi alışverişi yapmaları nedeniyle çözüm süresi kısmen uzamaktadır. Şekil 2.13’de SPH yönteminin partikülleri arasındaki bilgi ilişkisine ait görsel mevcuttur [21].



Şekil 2.13 – SPH Metodu Bilgi Tarama Alanı Örneği [21]

2.4.6. Matematiksel modellerin karşılaştırılması

Yukarıda değinilen 5 yaklaşımında kendine özgü avantajları ve dezavantajları bulunmaktadır. Kullanıcı problemini en doğru tanımlayacak ve en kısa çözüm süresine sahip olacağı modellemeleri gerçekleştirmelidir. Tablo 2.3'te kuş çarpması olayında kuşların matematiksel modelleme yöntemlerinin karşılaştırılması verilmiştir.

Çözüm Metodu	Avantaj	Dezavantaj
Lagrange	Sınır koşullarının malzeme yüzeylerine kolay tanımlanması [22]	Deformasyon ile malzeme elemanlarının birbirlerinden ayrılmaması [22]
Euler	Çözüm süresinde büyük zaman adımlarına olanak tanınması [23]	Analiz süresince malzeme adımlarının zor takip edilmesi [23]
ALE	Euler yöntemine göre daha düşük çözüm alanı, Lagrange yöntemine göre daha az eleman bozulması olması [24]	Yüksek deformasyon içeren durumlarda yüksek hata payına sahip olması [24]
CEL	Çözüm ağının hacimce oluşturulması [25]	Yüksek akma durumlarında uzun çözüm sürelerine ihtiyaç duyulması [25]
SPH	Yüksek deformasyon problemlerinde yüksek doğruluğa sahip olması [26]	Yüksek hesaplama maliyetleri [26]

Tablo 2.4 – Kuşların Matematiksel Model Yaklaşımlarının Karşılaştırılması

Bu çalışmada kuş çarpması olayında çarpan cismin (kuşun) sıvı gibi davranma eğiliminden kaynaklı olarak oluşan yüksek deformasyonları daha doğru açıklayabildiği için SPH çözüm yöntemi kullanılacaktır.

2.5. Hal Denklemleri (EOS – Equation of State)

Hal denklemleri genellikle basınç sıcaklık, iç enerji ve hacim gibi kavramları kullanarak, malzemenin içerisinde bulunduğu fiziksel koşullar ile ilişkisini doğru tayin etmekte kullanılır. Kuş çarpması analizlerinde de yüksek hız, kuş modelinin sadeleştirilerek kullanılması ve hidrodinamik çarpışma kuramının temel alınmasından ötürü hal denklemlerine ihtiyaç bulunmaktadır. Literatürde Linear, Polynomial, Tabulated ve Gruneisen hal denklemleri olmak üzere 4 ana denklem kullanılmaktadır [27].

Bu çalışmada kuş çarpması olayının basınç-yoğunluk ilişkisini fiziksel olarak anlamlandırabilmek adına Gruneisen hal denklemi kullanılmıştır.

Gruneisen hal denklemi çarpışma anındaki sıkışan ve sıkıştırılan parçaların basıncını Denklem 2.4 ve Denklem 2.5'teki gibi açıklar [27].

Sıkışan parçanın basıncı;

$$P = \frac{\rho_0 C^2 \mu \left[1 + \left(1 - \frac{\gamma_0}{2} \right) \mu - \frac{\alpha}{2} \mu^2 \right]}{\left[1 - (S_1 - 1)\mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^2} \right]^2} + (\gamma_0 + \alpha\mu)E \quad 2.4$$

Sıkıştırılan parçanın basıncı;

$$P = \rho_0 C^2 \mu + (\gamma_0 + \alpha\mu)E \quad 2.5$$

Şeklinde hesaplanır. Bu eşitliklerde P basınç, ρ_0 başlangıç yoğunluğu, C ses hızı, μ sıkıştırma oranı, γ_0 Gruneisen parametresi, α ikinci mertebeden Gruneisen parametresi, E iç enerji ve S_1, S_2, S_3 birimsiz basınç katsayılarını ifade etmektedir.

Yapılan literatür araştırmalarında kuş çarpması analizlerinde kuş matematiksel modeli olarak SPH kullanıldığında genellikle Gruneisen hal denklemi tercih edilmiştir. Yüksek çarpma hızından kaynaklı kuş yapısının hidrodinamik davranışı Gruneisen kartı su ile çalışma boyunca aynı katsayılar kullanılarak $C = 1480, S_1 = 1.92, S_2 = 0, S_3 = 0$ ve $\gamma_0 = 0.1$ olarak kullanılacaktır [27].

3. LİTERATÜR TARAMASI

Havacılık sektöründe yaşanan kazalar uluslararası havacılık otoritelerinin oluşmasında temel etken olmuştur. Otoriteler geçmişte yaşanan kazaları temel referans kabul ederek belirli standart ve sertifikasyonlar geliştirmiştir. Hava aracı üreticileri ürünlerinin istenilen standartlara uygunluğunu yüksek maliyetlerinden ötürü her zaman deney yaparak gerçekleştirmezler. Teknolojinin gelişimiyle çeşitli sonlu elemanlar paket programları kullanılarak sanal ortamda deneyler gerçekleştirilmektedir.

Paket programlar aracılığı ile yapılan kuş çarpması analizlerinde en kritik parametrelerden birisi ideal kuş modelinin oluşturulmasıdır. Literatürde yapılan araştırmalarda CEL, ALE, Lagrange ve SPH modelleme metotları kullanılmıştır. Farklı kuş modelleme metodu üzerine literatürde gerçekleştirilen kuş çarpması analizi ve model karşılaştırma çalışmaları incelenmiştir.

Feng, Qin, Lei, Ke (2019), yaptıkları çalışmada amfibi bir hava aracı için kuş çarpması olaylarında dayanıklı bir dikey kuyruk tasarımı ve bu tasarımın nümerik analizlerini gerçekleştirmişlerdir. LS_DYNA yazılımında gerçekleştirilen analizlerde yapısal parçalar iki boyutlu Shell elemanlar ile modellenmiş olup, çarpışmada kullanılan kuş matematiksel modeli SPH olarak belirlenmiştir. Analizde 3 farklı seviyede partikül yoğunluğuna sahip kuş modelleri 125 m/s sabit hızda hazırlanan modele çarptırılmıştır. Hazırlanan analiz modeli yapılan deneyler ile doğrulanmış ve SPH modelin kuş çarpmasını modellemek için ideal bir metot olduğu gösterilmiştir. Deney ve analiz sonuçlarına göre oluşturulan bindirmeli (iki kademli) bağlantının kuş çarpması olaylarında önleyici etkiye sahip olduğu bulunmuştur [28].

Dong ve Sang (2018), kompozit bir helikopter yakıt deposu için kuş çarpması analizleri gerçekleştirmişlerdir. Kuş SPH metodu ile modellenirken yakıt tankı içerisindeki sıvı modellenmesinde CEL metodu kullanılmıştır. Yapılan analizler ile yakıt tankı yüzeyinde bulunan kavisli bölgelerin, düz yüzeylerden daha hızlı deforme olduğu ve bu durumun lokal olarak stres konsantrasyonu yüksek bölümler oluşturduğunu göstermiştir. Ayrıca çalışmada ara kademeler için kullanılan köpük yapının çarpma enerjisinin emilimini arttırdığı ve oluşacak hasarı azalttığı belirtilmiştir [29].

Hassan ve Mohammad (2016), Taguchi ve gri ilişkisel metodu kullanarak bir hava aracı kanadının hücum kenarına kuş çarpması olayında kütle ve performans optimizasyonu gerçekleştirmişlerdir. Taguchi L18 ortogonal seri kullanılarak gerçekleştirilen deneylerde SPH metodu ile farklı yapısal tasarımlara sahip hava araçlarına kuş çarpması analizleri uygulanmıştır. Gri ilişkisel analiz ile kütle ve hava aracındaki deformasyon optimize edilmiştir. Analizler sonucunda hava aracının dış yüzeyindeki kalınlık %45,3 azaltılmıştır [30].

Sebastian, Ulrich, Willy ve Frederik (2017), askeri bir helikoptere ait arama feneri ve tutucusu için SPH matematiksel kuş modelini kullanarak çeşitli kuş çarpması analizleri gerçekleştirmişlerdir. Kuşun ilgili bölüme çarpma açısına göre %50 daha fazla hasar oluşturabildiği gözlemlenmiştir [31].

Dayong, Bin, Dongfang ve Zuyong (2016), tam ölçekli bir kompozit yapıdaki helikopter kokpiti için deneysel ve nümerik olarak kuş çarpması olayı etkileri üzerine çalışma gerçekleştirmişlerdir. Sonlu elemanlar analizi ve SPH metodu kullanılarak ANSYS ve LS-Dyna yazılımları ile nümerik analizler gerçekleştirilmiştir [32].

Yadong, Youchao ve Tianlin (2019), havacılıkta kullanılan farklı kompozit malzemeler için kuş çarpması analizleri gerçekleştirmişlerdir. Sonu elemanlar analizi yaklaşımı kullanılarak gerçekleştirilen çalışmalarda, SPH kuş modeli kullanılmıştır. Yapılan analizler aynı fiber malzemesini kullanan farklı kompozit malzemelerin, çarpan cismin deformasyonunda yüksek etkisi bulunmadığı gözlemlenmiştir [33].

Akhilesh, Sathyamoorthy ve Viswa (2019), ABAQUS/Explicit yazılımı ile kompozit bir insansız hava aracına kuş çarpması analizleri gerçekleştirmişlerdir. Kuş matematiksel modeli olarak CEL metodu kullanılmıştır. Çarpışmada 0,91 kg kütleyle, 960 kg/m³ yoğunluğa, 0.077 m çapa ve 0.146 m uzunluğa sahip silindirik bir kuş modeli 40 m/s ile 60 m/s aralığında değişken hızlara sahip bir kuş modeli kullanılmıştır [34].

Zeng, Jiang, Chai ve Shi (2015), bir motor pali için kuş çarpması olayı ile yapısal optimizasyon gerçekleştirmişlerdir. Çalışmada ANSYS yazılımı kullanırken kuş modeli

olarak ALE tercih edilmiştir. Kuş modelinin boyutları ve kuş modellemesine ait matematiksel girdiler değiştirilerek analizler tekrarlanmıştır [35].

Airolti ve Cacchione (2005), kuş çarpması olayını sonlu elemanlar paket programları yardımı ile analiz ederken çarpma sonucu oluşan kuvvet ve basınç dağılımlarının doğruluğunu iyileştirmeyi amaçlamışlardır. Bu doğrultuda Lagrange metodu kullanılmıştır. Farklı kuş modelleri kullanılarak geometrik etkiler gözlemlenmiştir. Literatürde yapılmış olan deneyler ile model doğrulaması yapılmıştır. Hidrodinamik çarpışma modeli ile yüksek hızlı yumuşak cisim çarpışmalarının elemanlar üzerinde bozulma oluşmasını engellediği açıklanmıştır [36].

Shmotin, Chupin, Gabov vd. (2009), hava aracı motorunun palinde gerçekleşebilecek kuş çarpması olayını nümerik olarak analiz etmişlerdir. Çalışmalarında çarpan kuşun matematiksel modellemesinde Lagrange ve SPH metodunu kullanmışlardır. Analizlerde 0,65 kg kütle ve 80 m/s hıza sahip bir kuş modeli, motor pervanesine çarptırılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre kuş modellemesinde malzeme olarak su kullanıldığında, deneysel veriler ile benzer sonuçlar alındığı vurgulanmıştır. Ayrıca tanımlanan sürtünme katsayısı ile parçada oluşan gerinimlerin doğrudan ilişkisi bulunmadığı öne sürülmüştür [37].

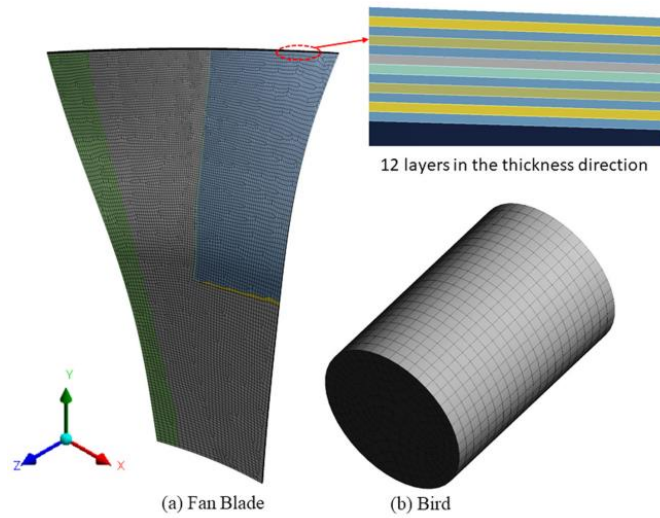
Vijayakumar, Gulbarga ve Ravindranath (2015), kompozit gövdeli bir döner kanat platformu için kuş çarpması olayına ait analizler gerçekleştirmişlerdir. Çalışmada Lagrange ve SPH metodu kullanılmıştır. Oluşturulan çarpışma modeli öncelikle bir plaka üzerinde test edilip model doğrulaması gerçekleştirilmiştir [38].

Çeşitli metal ve metal alaşımlarına yönelik literatürde kuş çarpması çalışmaları mevcuttur. Yüksek dayanım değerleri nedeni ile metal malzemeler çarpışma ihtimalinin yüksek olduğu bölgelerde tercih edilmektedir. Metal içerikli tasarımlar ile kuş çarpması olayları üzerine yapılan çalışmalar aşağıda mevcuttur.

Zhou, Liu, Zhang , Yan vd. (2019), havacılık malzemeleri kullanarak yüksek hızlı yumuşak cisim çarpışmalarına yönelik nümerik analizler gerçekleştirmişlerdir. Analizlerinde alüminyum plaka ve lamine cam hedeflerine balistik jelatin ve kauçuk çarpan cisimleri 110 – 170 m/s hızlarla fırlatmışlardır. Çarpan cisimleri nümerik olarak SPH metodunu kullanarak modellemişlerdir. Çalışma sonuçlarında balistik jelatin ve kauçuk

malzemenin aynı momentumda gerçekleştirilen çarpışma olaylarında, kauçuk malzemenin, balistik jelatine göre daha yüksek basınç oluşturduğu gözlemlenmiştir. Basınç farkına nazaran iki yapının da düzlem dışı yer değiştirmelerinin ve düzlem gerinimlerinin aynı olduğu bulunmuştur. Ayrıca aynı şartlarda gerçekleştirilen analizlerde lamine cam hedefin çarpma bölgesinde kırılmalar gözlemlenmiştir [39].

Gruhalakshmi, Prakash ve Chhaya (2023), hibrit kompozit yapılarda kuş çarpması olayına yönelik analizler gerçekleştirmişlerdir. Çalışmada kullanılan yapılara ait sonlu eleman modelleri Şekil 3.5'te mevcuttur [40].



Şekil 3.1 – Çalışmada Kullanılan Sonlu Elemanlar Modelleri [40]

Fan üzerinde farklı bölgelerde titanyum, karbon fiber takviyeli ve cam fiber takviyeli kompozit malzemeler kullanılmıştır. Çarpma yerine bağlı olarak gerilme ve enerji değerlerinin farklılıkları ortaya konulmuştur [40].

Michele, Andrea, Francesco ve Aniello (2019), yaptıkları çalışmalarda hafızalı metal alaşımlı hibrit kompozit yapıların çarpma analizlerini incelemişlerdir. Deneysel çalışmalarda karbon fiber takviyeli polimer matrisli kompozit yapılar ve karbon fiber takviyeli polimer matrisli hibrit şekil hafızalı metal alaşımlı malzemeler kullanılmıştır. Deneysel çalışmalar LS-Dyna programında tekrarlanmış ve model doğrulaması gerçekleştirilmiştir. Oluşturulan 2 konfigürasyon için hasar mekanizmaları, enerji absorbe miktarları ve çarpma sonrası seken parçanın hızı incelenmiştir. LS-Dyna yazılımında

doğrulanan modelde 180 m/s hız ve 1,8 kg kütleyle sahip bir kuş için kuş çarpması analizi gerçekleştirilmiştir [41].

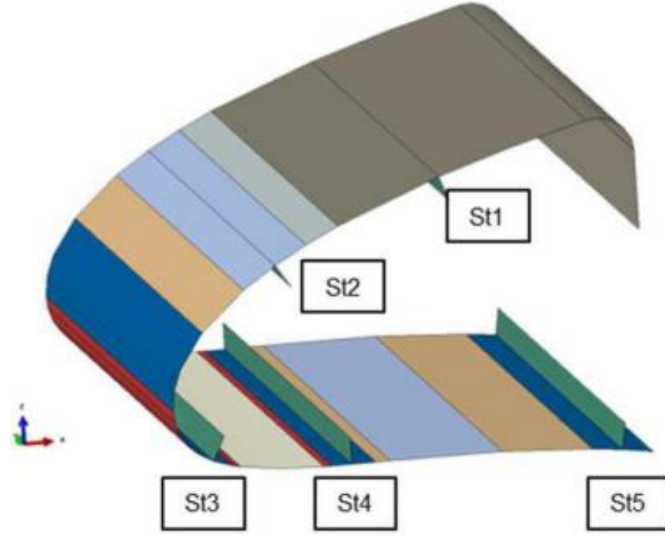
Çalışma kapsamında gerçekleştirilecek hibrit malzeme üzerine kuş çarpması olayının çarpışma mekaniğinin anlaşılması, analiz sonuçlarını yorumlayabilmek için önem arz etmektedir. Bu nedenle kompozit yapıları malzemelerin balistik özellikleri üzerine yapılan çalışmalar incelenmiştir.

Elamvazhudi ve Digvijay (2023), sonlu elemanlar analizi ile fiber takviyeli kompozit malzemelerin balistik özelliklerini incelemişlerdir. Farklı fiber dizilimine ve farklı fiber malzemelerine sahip modeller üzerine analizler gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçlarına göre fiber takviyeli polimer matrisli kompozit malzemelerin çarpma dayanımlarına etki eden temel özelliklerin fiber malzemesi, fiber yönü ve katman kalınlığı olduğu gözlemlenmiştir [42].

Mullaoğlu (2015), termoplastik plakaların çarpışma davranışları üzerine analizler gerçekleştirmiştir. Çalışmada 2 farklı termoplastik malzeme kullanılmıştır. Plaka kalınlığı, çarpışma bölgesi ve çarpışma hızı değişkenleri ile analizler tekrarlanmıştır. Seçilen kalınlık değerlerinde çelik bilye ile çarpışma analizleri yapıldığında polikarbonat levhalarda kırılma gözlemlenmeyen kalınlıklarda, PMMA malzemedeki oluşturulan levhada kırılma gözlemlenmiştir [43].

Havacılık sektöründeki rekabet ve malzeme bilimindeki gelişmeler ile birlikte yüksek dayanım ve düşük yoğunluğa sahip olan gelişmiş havacılık kompozitleri ortaya çıkmıştır. Günümüzde sivil ve askeri uçaklarda sıklıkla tercih edilen kompozit malzemelere yönelik gerçekleştirilen kuş çarpması çalışmaları aşağıda mevcuttur.

Micheal, Sonja, Volker, Dominik, Conchin ve Mathieu (2021), CFRP malzemeye sahip bir uçak kanadının hücum kenarı için 2 kg kütleyle sahip bir kuş ile kuş çarpması olayı LS-DYNA yazılımı ile gerçekleştirmişlerdir. Kuş çarpması etkilerinin ve yapının ağırlığını azaltmak adına, kanadın farklı bölümlerinde farklı katman sayılarına sahip malzemeler tercih edilmiştir. Kanat için yapılan bölümlerin ayrılmaya ilişkin görsel Şekil 3.1’de mevcuttur [44].



Şekil 3.2 – Hava Aracı Kanadındaki Farklı Katman Sayısındaki Yapılar [44]

Yapısal olarak farklı katman sayısı ve farklı açısız dizilime sahip lamine IM7/8552 kompozit malzeme tercih edilmiştir. Analiz sonuçlarında kullanılan kiriş elemanların kuşun ilerlemesini durdurduğu ancak yakıt tanklarının bütünlüğünün korunması adına çarpma olayı için kesici veya yansıtıcı bir tasarıma ihtiyaç bulunduğu aktarılmıştır [44].

Sarang, Kumar, Nikunj, Shivdayal ve Ravi (2022), karbon-bazalt hibrit kompozit kullanarak bir hava aracı kanadı için kuş çarpma analizi gerçekleştirmişlerdir. Yapılarında polianilin kullanarak elektromanyetik dalgaların emilimini engellemeyi amaçlamışlardır. Analiz sonuçlarında 1,2 mm kalınlığa sahip hibrit kompozit yapının en fazla deplansman değerinin 48,54 mm olduğunu gözlemlemişlerdir. Kalınlık 3,6 mm'ye yükseltildiğinde deplansman değeri 28,97 mm'ye kadar azalmıştır. Çalışmada ayrıca 2 kaburga, 1 kiriş ve 2 destek elemanına sahip olan bir kanat modeli için çarpma analizleri tekrarlanmıştır [45].

Irfan, V, Suvarana, G. M. ve Md. (2015), yaptıkları çalışmada GFRP kompozit lamineler için çarpma analizleri gerçekleştirmişlerdir. Analizler ANSYS yazılımı ile gerçekleştirilmiş olup deneyler ile model doğrulaması gerçekleştirilmiştir [46].

Rüdiger, Wolfgang ve Markus (2012), yaptıkları çalışmalar ile termoplastik matrisli tek yönlü karbon fiber takviyeli, PEEK matrisli kompozit malzemedeki bir hava aracının slat bölümü için kuş çarpması analizleri gerçekleştirmişlerdir. Deneysel çalışmalarda kullanılan kanat modeli direnç kaynak metodu ile oluşturulmuştur [47].

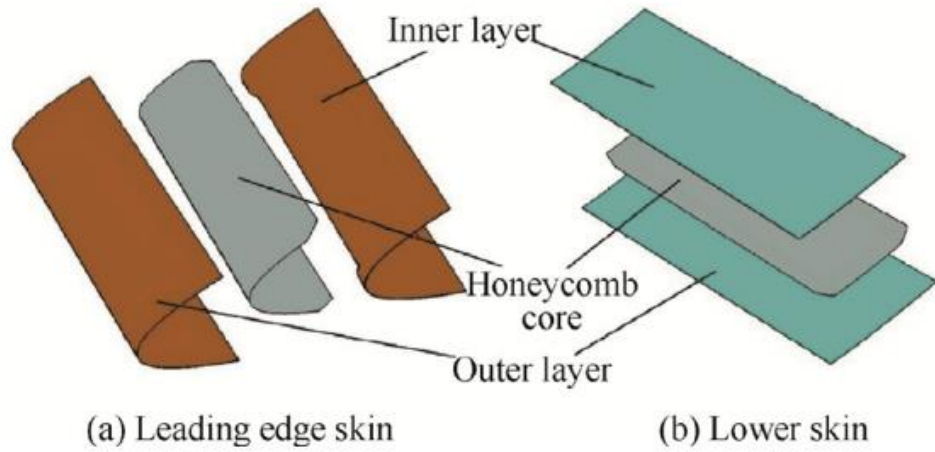
Arachchige, Ghasemnejad ve Yasae (2020), sandviç kompozit malzeme uygulamalı bir hava aracı kanat hücum kenarı için kuş çarpması analizi gerçekleştirmişlerdir. Bu uygulamada hücum kenarı bal peteği ve köpük uygulamaları ile güçlendirilmiştir. Analizler LS-Dyna yazılımında SPH kuş matematiksel modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Çarpma olayı 2 farklı fiber dizilimine sahip malzeme türü için yinelenmiş ve karşılaştırma yapılmıştır. Analiz sonuçlarında bal peteği ve çapraz fiber konfigürasyonunda en optimum sonuca ulaşılmıştır [48].

Sebastian ve Tim (2011), ön gerilmeye sahip olan kompozit plakalar için kuş çarpması analizleri gerçekleştirmişlerdir. Çalışmada hava araçlarına kuş çarpması olayını gerçekçi kılabilmek adına, çarpışma gerçekleşmeden önce plaka üzerinde çekme ve basma yükleri uygulanmıştır. Çekme ve basma yüklerinin, kuş çarpması olayının oluşturduğu hasar örgüsüne etkisi gözlemlenmiştir [49].

Dahai ve Qingguo (2016), jet motor palinde yaşanabilecek kuş çarpması olayında kuşun fiziksel modelinin ve kuşun çarpma yerinin etkilerini araştırmıştır. Geliştirdikleri kuş geometrisi ile deneysel çalışmaların sonuçları arasında fark olmadığı gözlemlenmiştir. Ayrıca çarpan yüzeyin ve kuşun çarpma yönüne bağlı olarak yapıda oluşan basınç yönlerinin ve kinetik enerji dağılımının değiştiği gözlemlenmiştir [50].

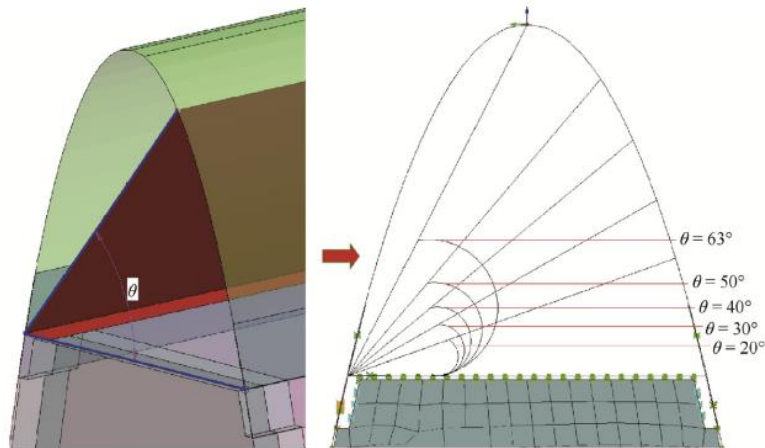
Liu vd. (2019), dokuma kumaş türü fiber takviyeli, termoset ve termoplastik matrisli yapılar için yüksek hızlarda sert ve yumuşak cisimlerin çarpışması olaylarını analiz etmişlerdir. Çalışmada fiber malzemesi olarak karbon, termoplastik olarak PEEK ve termoset olarak Epoxy kullanılmıştır. Yumuşak cisim çarpışması için jelatin kullanılırken, sert cisim çarpışmasında alüminyum tercih edilmiştir. Çarpma hızı 100 m/s olarak belirlenmiş, test ve analizlerde bu hız değeri kullanılmıştır. Yapılan testler ile analizde kullanılan modelin doğrulaması gerçekleştirilmiştir. Yapılan analiz ve deneylerde, CF/PEEK kompozitin yumuşak cisim çarpışmasında CF/Epoxy kompozite göre daha düşük deformasyon sergilediği gözlemlenmiştir. Yumuşak cisim çarpışmasına ait delaminasyon kontrolü C-Scan ile gerçekleştirilmiştir. Çarpışma sonrasında termoplastik matrisli kompozit yapıda delaminasyon gözlemlenmezken, termoset matrisli kompozit yapıda delaminasyon oluşmuştur. Sert cisim çarpışmasında termoplastik matrisli yapının termoset matrisli yapıya oranla daha yüksek darbe dayanımı olduğu ortaya konmuştur [51].

Jun, Yulong, Xiancheng, Xiaosheng ve Zongxing (2018), yaptıkları çalışmada kuş çarpması olayına dayanıklı bir hava aracı tasarlamayı amaçlamışlardır. Çalışmada kuş ve çarpma yüzeyi etkileşiminde sonlu elamanlar analizi kullanılırken, kuş matematiksel modeli olarak SPH kullanılmıştır. Tasarımda başlıca enerjinin yapı tarafından düzgün soğurulması ve emilen enerjinin uzaklaştırılması prensiplerine dayanan bir tasarım kullanılmıştır. Yapıda Nomex ve alüminyum bal peteği yapılar bulunmaktadır [52]. Yapısal panel parçalarında tercih edilen tasarım Şekil 3.2’de mevcuttur.

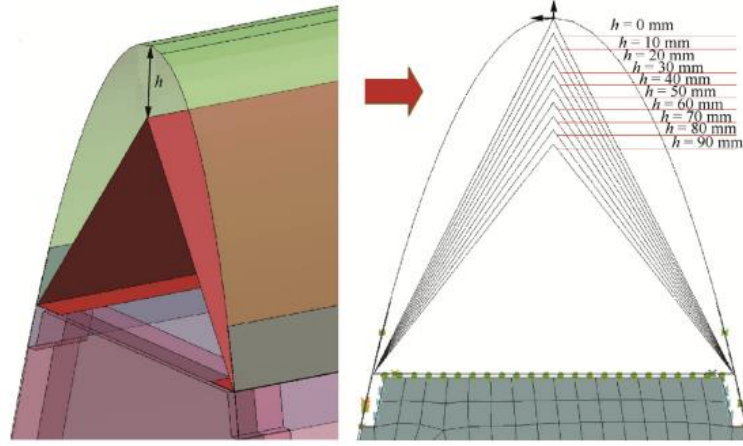


Şekil 3.3 – Bal Peteği Yapı Örneği [52]

Çalışmada gerçekleştirilen kuş çarpması testi ile nümerik model doğrulanmıştır. Gerçekleştirilen analizlerde yapısal elemanların hasar görmesini engellemek adına hücum kenarı içerisine farklı açılarda konumlandırılan destek parçaları kullanılmıştır. Destek elemanının tasarımına ait görsel Şekil 3.3 ve Şekil 3.4’te mevcuttur.



Şekil 3.4 – Hücum Kenarı İçerisinde Kullanılan Destek Parçaları 1 [52]



Şekil 3.5 – Hücüm Kenarı İçerisinde Kullanılan Destek Parçaları 2 [52]

Analiz sonuçlarında kullanılan destek parçalarının yapısal elemanların hasar görmesini engellediği, çarpma sonucu oluşacak enerjinin emilimini azalttığı belirtilmiştir [52].

Yapılan literatür araştırmasında kuş çarpması olayı üzerine analitik ve deneysel çalışmalar incelenmiştir. Gerçekleştirilen çalışmaların temel odak noktaları kuş modellerinin kıyaslanması, çarpan parçanın hız ve yoğunluk değişkenleri, çarpışma bölgeleri ve malzeme türleri üzerinedir. Kuş modeli olarak genellikle SPH tercih edildiği görülmüştür. Çarpışma hızı ve kuş boyutları çalışmalar arasında farklılık göstermektedir.

Plaka ve hava aracı komponenti modelleri üzerine yapılan çalışmalarda metal, monolitik kompozit yapılar veya bal peteği içerikli kompozit malzemeler tercih edildiği görülmektedir. Kullanılan kompozit malzemeler genellikle termoset matrisli fiber takviyeli kompozitler olup, termoplastik matrisli kompozitler tercih edilmemektedir. Ancak seri imalat uygunluğu ve yeniden şekillendirilebilme gibi özelliklerinden kaynaklı olarak termoplastik matrisli kompozit malzemeler havacılık endüstrisinde her geçen gün kullanım oranını arttırmaktadır.

Bu çalışmada termoplastik matrisli karbon fiber takviyeli alüminyum hibrit bir helikopter kuyruğu üzerine kuş çarpması olayı analizleri gerçekleştirilecektir.

4. MODEL DOĞRULAMA ÇALIŞMASI

Kuş çarpması olayı gibi yüksek hızlı çarpışmalarda durum denklemleri kartlarının eklenmesi zaruri bir ihtiyaçtır. Bu kartlar kuş çarpması analizlerinde, çarpışmada kuşu simüle eden yapının basınç-yoğunluk ilişkisinin gerçeği yansıtabilmesi adına kullanılmaktadır. Analiz programlarında bulunan durum denklemleri kartları genellikle birimsiz katsayılar içerir. Bu katsayılar deneysel veriler ile doğrulanarak paket programlarda kullanılmaktadır. Bu çalışma kapsamında Hugoniot şok durumunu temel alan Gruneisen kartı tercih edilmiştir.

Bu çalışma kapsamında durum kartı içerisindeki tanımlanan katsayılar olarak, Reza ve arkadaşlarının [27], kuş çarpması üzerine gerçekleştirdikleri nümerik, teorik ve deneysel çalışmalar sonucunda elde ettikleri katsayılar baz alınmıştır.

Ls-Dyna pre-post modülü ile oluşturulan kuş modeli ve kullanılan durum denklemleri kartları ile ortaya çıkan sonlu elemanlar modelini doğrulama amacıyla Jun Lui ve arkadaşlarının [52] dokuma kumaş termoplastik ve termoset yapılar üzerinde gerçekleştirmiş oldukları deneyler simülasyon ortamında tekrarlanmıştır.

4.1 Malzeme Özellikleri

Jun Lui ve ekibinin yaptığı deneysel çalışmada karbon fiber takviyeli termoplastikli matrisli bir dokuma kumaş yapı kullanılmıştır [52]. Önceden emprenye edilmiş kompozit katmanlar yaklaşık 390 °C sıcaklığında kalıplanmıştır. Aşındırıcı su jeti yardımı ile 140x140 mm boyutlarında oluşturulan test numuneleri 2 mm kalınlığa ulaştırılmıştır. Bu kalınlığa erişebilmek için 7 adet emprenye edilmiş kompozit katman kullanılmıştır. Kullanılan termoplastik matrisli fiber takviyeli kompozit yapının hacimce fiber oranı %50'dir. Kompozit yapıya ait mukavemet değerleri Tablo 4.1'de verilmiştir [52].

Mekanik Özellikler	Değerler
Elastisite Modülleri (GPa)	$E_{11} = 127; E_{22} = 10,3; G_{12} = 5,7$
Poission Oranı	$\nu_{12} = 0,3$
Dayanım Değerleri (MPa)	$X^T = 2070; Y^T = 85; X^C = 1360; Y^C = 276;$ $S^L = S^T = 186$
Katman Kırılma Enerjisi (kJ/m^2)	$G_{Ic} _{ft} = 218; G_{Ic} _{fc} = 104;$ $G_{Ic} _{mt} = 1,7; G_{Ic} _{mc} = 2,0$
Katmanlar Arası Ayrılma Enerjisi (kJ/m^2)	$G_{Ic} = 1,7; G_{Ic} = 2,0$
B-K Katsayıları	$\mu_{BK} = 1,09$
Yapıştırıcı Dayanımı (MPa)	$t_{33}^0 = 43; t_{31}^0 = t_{32}^0 = 50$
Yapıştırıcı Rijitliği (N/mm)	$k = 6,4 \times 10^{35}$

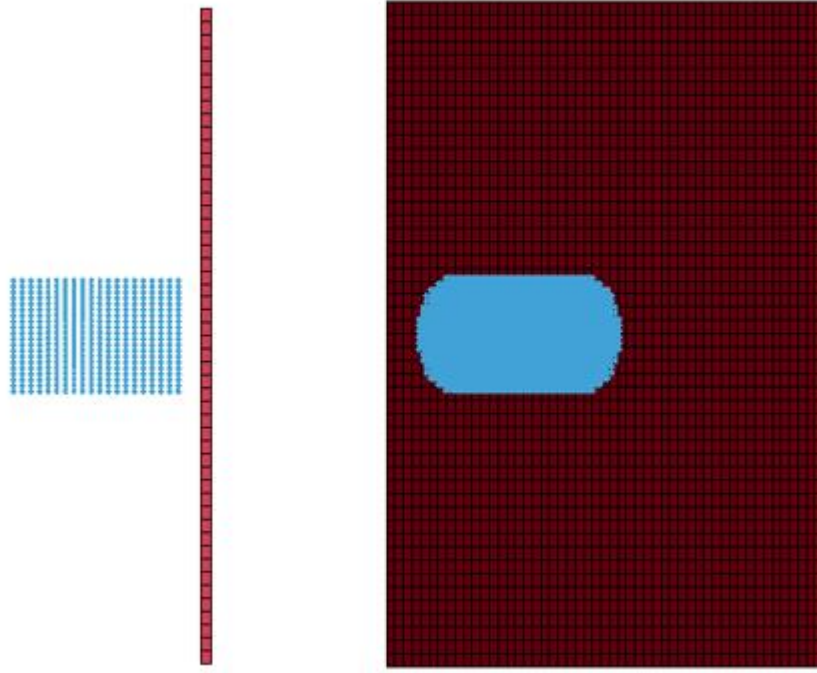
Tablo 4.1 – Kompozit Yapıya Ait Malzeme Özellikleri [52]

Numune üzerine çarpan yapı silindirik kesitli olup deneyde kuş modellemesinde jelatin malzeme tercih edilmiştir. Silindir yapı 24,9 mm çap ve 37,0 mm uzunluğa sahiptir. 20 g ağırlığa sahip olan yapı, numune üzerine 100 m.s^{-1} hız ile fırlatılmaktadır. Fırlatılan cisme ait malzeme özellikleri Tablo 4.2’de verilmiştir [52].

Mekanik Özellikler	Jelatin
Yoğunluk (g/cm^3)	1,06
Elastisite Modül	N/A
Poission Oranı	N/A
Dinamik Viskozite (MPa * s)	1×10^{-6}
Ses Hızı (mm/s)	$c_0 = 1,45 \times 10^6$
U_S / U_P	$S = 1,87$
Grüneisen Katsayısı	$\Gamma = 1,09$

Tablo 4.2 – Fırlatılan Cisme Ait Malzeme Özellikleri [52]

LS-Dyna yazılımı ile oluşturulan nümerik modellere ait görseller Şekil 4.1’de mevcuttur.



Şekil 4.1 – Model Doğrulama Çalışması Sonlu Elemanlar Modeli

Çalışmada paket program içerisinde kullanılan hal denklemi kartı Şekil 4.2’de verilmiştir. Model doğrulama analizi çıktılarının doğrulanması neticesinde, çalışma kapsamında gerçekleştirilen temel analizlerde de bu kart kullanılacaktır.

TITLE								
1	EOSID	C	S1	S2	S3	GAMAQ	A	E0
	1	1650.0000	1.0900000	0.0	0.0	0.5000000	0.0	0.0
2	V0							
	0.0							

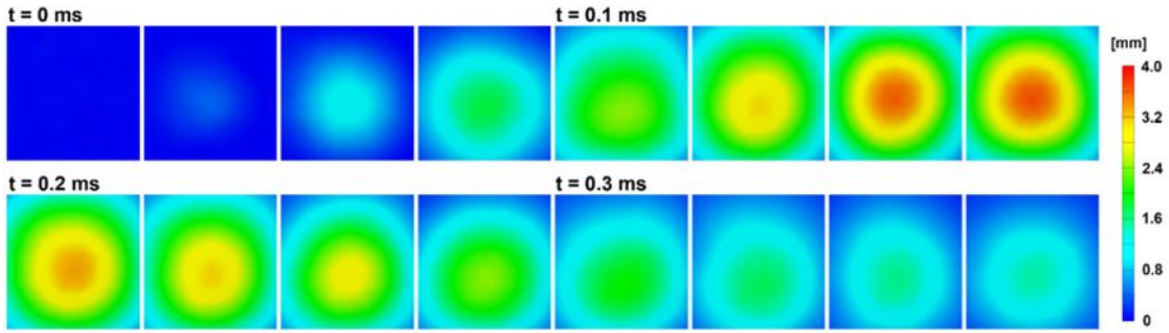
Şekil 4.2 – Doğrulama Çalışmasında Kullanılan Hal Denklemi Kartı

Hal denklemi kartı içerisinde yer alan C, S1, S2 ve GAMAQ değişkenleri deneysel olarak belirlenen hal denklemi katsayılarıdır [52].

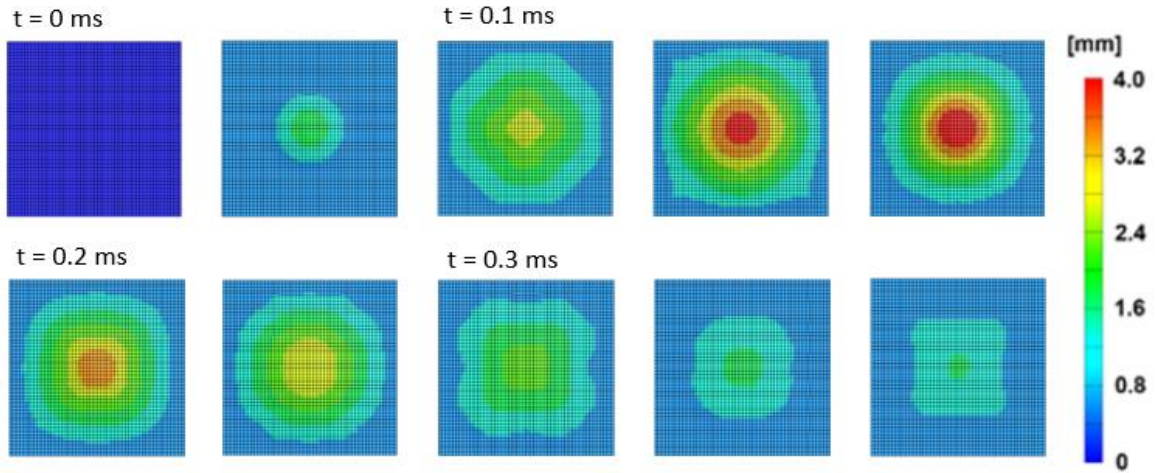
4.2 Analiz Sonuçları

Deneysel çıktılar ile gerçekleştirilen model doğrulama analizlerine ait sonuçlar incelendiğinde, çarpışma sırasında yapıda çarpışma doğrultusunda gerçekleşen deplasman

değerlerinin yaklaşık olarak %98 oranında aynı olduğu gözlemlenmiştir. Deneysel çalışmalarda jelatin modelinin 100 m. s^{-1} hız değeri ile fırlatıldığı koşulda numune üzerinde oluşan maksimum deplasman değeri 3,7 mm olarak ölçülmüştür [52]. Bu çalışma kapsamında gerçekleştirilen analiz çalışmalarında ise yapıda oluşan maksimum deplasman değeri 3,78 mm olarak gözlemlenmiştir. Şekil 4.3'te deneysel çalışma sırasında yapı üzerinden okunan deplasman değerlerine ait görsel mevcuttur [52]. Şekil 4.4'te ise doğrulama çalışmasına ait deplasman çıktıları mevcuttur.



Şekil 4.3 – Deneysel Çalışmaya Ait Deplasman Dağılımları [52]



Şekil 4.4 - Model Doğrulama Çalışması Deplasman Dağılımları

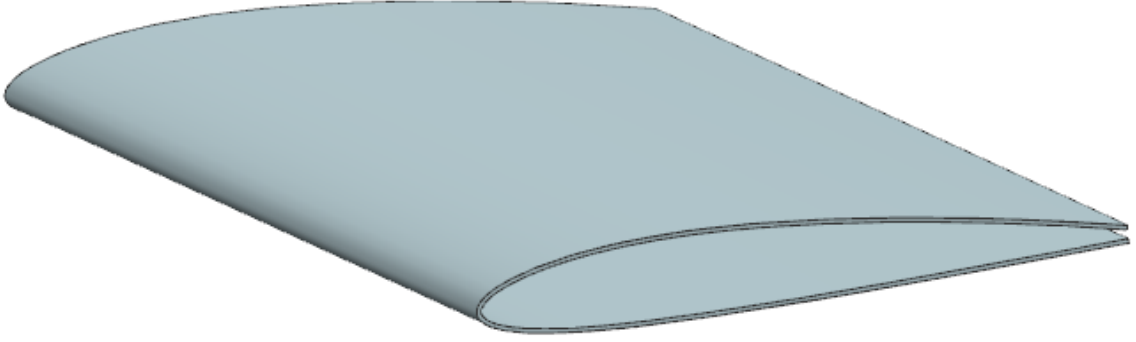
Çarpışma analizi süresince Bölüm 2.3.2 ve Bölüm 2.3.3'te anlatıldığı gibi birincil şok fazında yapı üzerinde oluşan deplasman değerleri maksimuma ulaşmıştır. SPH partiküllerinin plaka üzerinde oluşturduğu şok dalgasının, yapı tarafından kısmi yansıtılma ve kısmi soğurulma mekanizmasından kaynaklı olarak çarpışmanın ilerleyen aşamalarında

plaka üzerinde görülen deplasman miktarı azalırken şok dalgası genişlemeye devam etmektedir.

Doğrulama çalışması analizi ile deneysel veriler mukayese edildiğinde maksimum deplasman değerinin %98 oranda benzerlik gösterdiğinden bahsedilmişti. Çarpışma süresince numunede gerçekleşen deplasman dağılımları da deneysel veri ile yüksek doğruluk taşımaktadır. Bu sonuçlar neticesinde, çalışma kapsamında kullanılacak olan kuş modeli ve durum denklemleri kartları doğrulanmıştır.

5. NÜMERİK MODELLEME ÇALIŞMALARI

Çalışma kapsamında NACA 2412 kanat profiline sahip bir döner kanatlı hava aracının yatay kuyruğu üzerine kuş çarpması analizleri gerçekleştirilmiştir. Siemens NX 1855 programı ile oluşturulan yatay kuyruk tasarımı Şekil 5.1’de mevcuttur.



Şekil 5.1 – Yatay Kuyruk CAD Model

5.1 Tasarımlara Ait Geometrik Özellikler

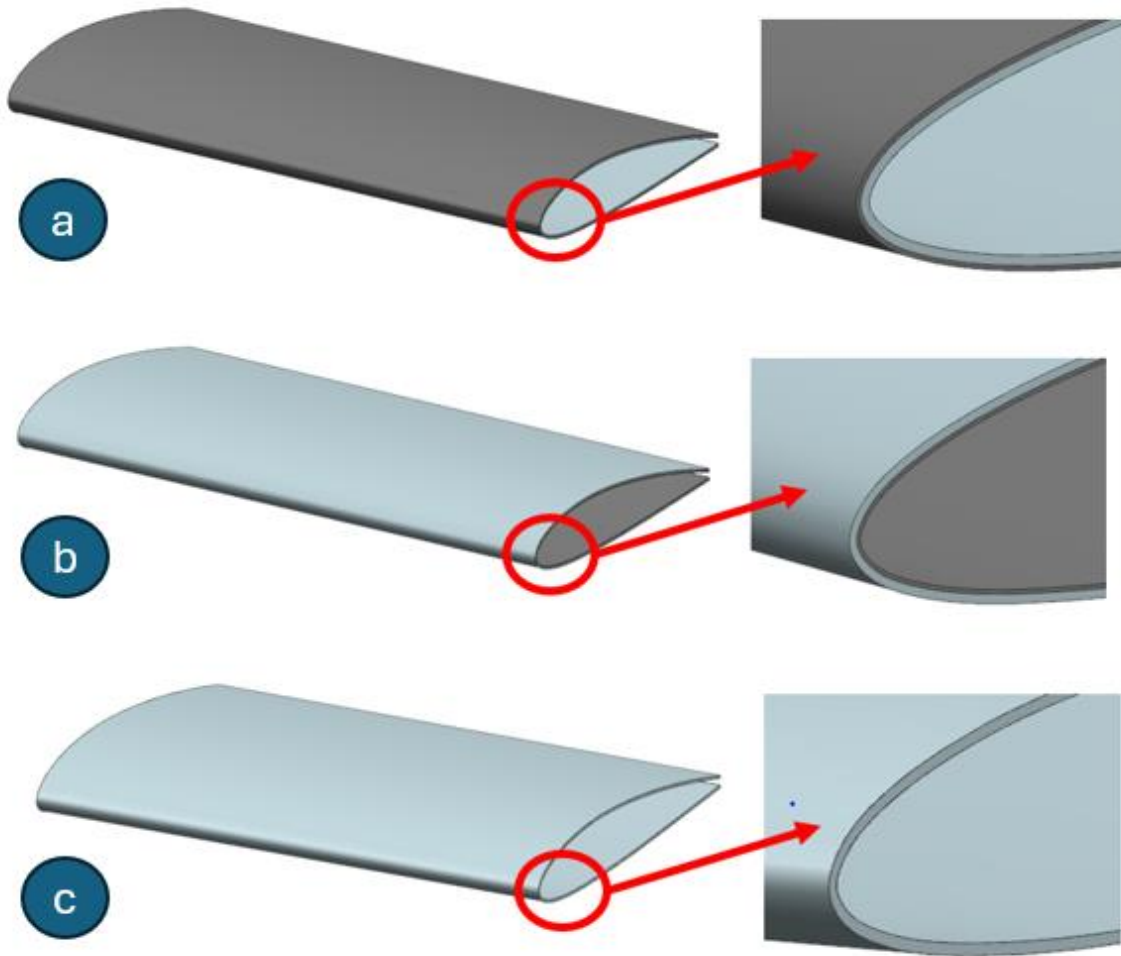
Yapılan analizlerde kuyruk genişliği ve kanat profili sabit tutularak 3 farklı tasarım oluşturulmuştur. Oluşturulan 2 yatay kuyruk tasarımında termoplastik matrisli karbon fiber takviyeli bir kompozit ile birlikte Al 2024 T3 malzeme hibrit bir yapı olarak beraber kullanılmıştır. Hibrit yapılar ile elde edilen sonuçların karşılaştırılabilmesi adına analizler alüminyum malzemedeki bir yatay kuyruk tasarımı için tekrarlanmıştır.

Hibrit tasarımlarda 2 mm kalınlığa sahip kompozit ve 1 mm kalınlığa sahip alüminyum malzemeler kullanılmıştır. Oluşturulan tasarımlardan ilki (Tasarım 1) dış yüzey panelinde alüminyum, iç yüzey panelinde kompozitten oluşturulmuştur. İkinci tasarımda (Tasarım 2) ise dış yüzey panelinde kompozit, iç yüzey panelinde alüminyumdan oluşturulmuştur. Tasarım 3’te kullanılan alüminyum plaka kalınlığı yinelemeli analizler ile belirlenmiştir. Bu yaklaşımın amacı, kompozit yapılar ile aynı deplasman değerlerine ulaşan alüminyum plaka kalınlığını elde ederek geliştirilen tasarım modeli ile ağırlık tasarrufu farkını gözlemlemektir. Yinelemeli alüminyum çalışma sonuçları ilerleyen bölümlerde

bahsedilecektir. Tasarımlara ait katman detayları Tablo 5.1’de mevcuttur. Oluşturulan tasarımlara ait kesit görüntüleri Şekil 5.2’de verilmiştir.

	1. Katman	2. Katman
Tasarım 1	1 mm Alüminyum	2 mm Kompozit
Tasarım 2	2 mm Kompozit	1 mm Alüminyum
Tasarım 3	2,64 mm Alüminyum	-

Tablo 5.1 – Tasarımlara Ait Katman Bilgileri



Şekil 5.2 - Tasarım 1 Detay Kesit Görüntüsü (a), Tasarım 2 Detay Kesit Görüntüsü (b), Tasarım 3 Detay Kesit Görüntüsü (c)

Çalışmada Ls-Dyna yazılımı içerisinde kullanılan birimler Tablo 5.2 'de verilmiştir.

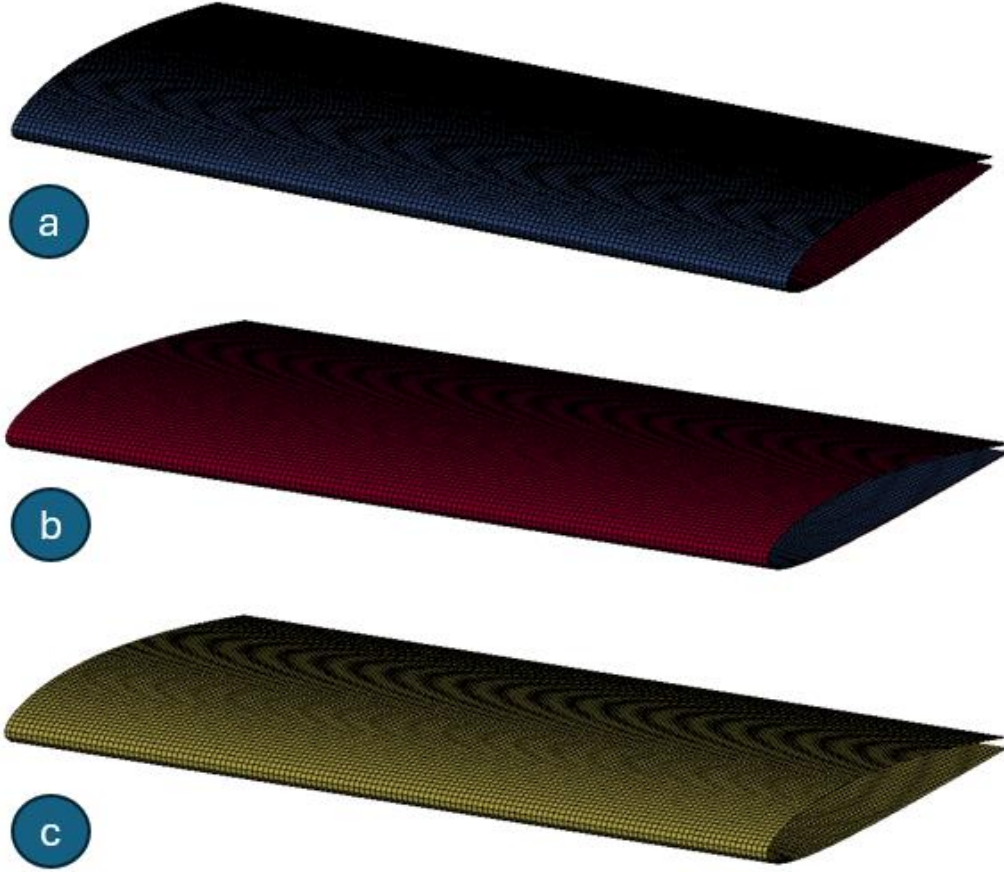
Kütle	Uzunluk	Zaman	Kuvvet	Gerilme	Enerji	Yoğunluk	Elastisite Modülü
Kg	m	s	N	Pa	N.m	Kg/m^3	N / m^2

Tablo 5.2 – Çalışmada Kullanılan Birimler

5.2 Tasarımlara Ait Sonlu Elemanlar Modelleri

Hücum kenarı tasarımı tamamlandıktan sonra, oluşturulan geometriler LS-Prepost programına aktarılarak sonlu elemanlar modeli hazırlanmıştır. Çözüm maliyetlerini düşürmek için ve hücum kenarı profillerinin kalınlık / genişlik oranının çok düşük olmasından kaynaklı olarak, oluşturulan tasarımların nümerik modellemesinde kabuk elemanlar tercih edilmiştir.

Tasarlanan katmanlı yapıların sonlu elemanlar modelinde toplam 37.914 adet kabuk eleman kullanılmıştır. Tasarımlara ait oluşturulan sonlu elemanlar modelleri Şekil 5.3'te mevcuttur.



Şekil 5.3 - Tasarım 1 Sonlu Elemanlar Modeli (a), Tasarım 2 Sonlu Elemanlar Modeli (b), Tasarım 3 Sonlu Elemanlar Modeli (c)

Gerçekleştirilen analizlerde kullanılan SPH partikülleri ile kabuk elemanlar arasındaki etkileşimde `*AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE` kartı kullanılmıştır. Katmanlı tasarımlarda, kompozit ve metal yapı arasındaki ilişki ise `*AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE` kartı ile tanımlanmıştır.

5.3 Çarpışmada Kullanılan Kuş Modeli Özellikleri

Oluşturulan kuş modelinde SPH metodundan yararlanılmıştır. Modelde oluşturulan kuş yapısı silindirik bir geometriye sahiptir. Sonlu elemanlar modelinde oluşturulan kuş yapısına ait özellikler Tablo 5.3'te verilmiştir.

Kuş Modeli Özellikleri	Değerler
Silindirik Kuş Modeli Çapı	90 mm
Silindirik Kuş Modeli Uzunluğu	180 mm
Kuş Kütlesi	2 kg
Kuş Hızı	120 m/s

Tablo 5.3 – Kuş Sonlu Elemanlar Modeli Özellikleri

Yüksek hızlı yumuşak cisim çarpışma olayı analizlerinde, literatürde çarpan cisim malzemesi olarak su kullanıldığında çarpışma olayının yüksek doğrulukta sağlandığı gösterilmiştir [37]. Bu sebeple Ls-Prepost modelinde hazırlanan SPH kuş modeli için MAT 009 – NULL kartı kullanılmıştır. Kullanılan malzeme kartı Şekil 5.4’te mevcuttur.

*MAT_NULL_(TITLE) (009) (1)

TITLE

Bird Material

1	MID	RO	PC	MU	TEROD	CEROD	YM	PR
	2	1000.00000	0.0	0.0	1.1000000	0.8000000	0.0	0.0

Şekil 5.4 – Kuş Modeli Malzeme Kartı

5.4 Malzeme Özellikleri

Çalışma kapsamında 2024 serisi alüminyum malzeme kullanılmıştır. Alüminyum malzeme Ls-Prepost programında MAT 19 – Piecewise Linear Plasticity malzeme modeli ile modellenmiştir. Bu modelin tercih edilme sebebi, gerilim tensörünün ikinci bileşeni olan sapma geriliminin hesaplamalarda kullanılmasıdır. Hidrostatik gerilimden farklı olarak bu ikinci bileşen, kesme gerilimlerini de açıklar. Çarpışma olayında gerçekleşmesi beklenen plastik şekil değiştirme bu kart ile oluşturulmaktadır. Yazılımda oluşturulan alüminyum malzeme kartı özellikleri Tablo 5.4’te mevcuttur. Alüminyum malzemeye ait mekanik özellikler literatürde yapılan araştırmalardan elde edilmiştir [53].

Parametreler	Değerler
Yoğunluk (kg/m^3)	2770
Elastisite Modülü (Pa)	7,3 E+10
Poission Oranı	0,33
sigy (Pa)	2,80 E+08
etan (Pa)	2,09 E+09
fail	0,11
C	6500
p	5

Tablo 5.4 – Alüminyum (Al 2024 T3) Malzeme Kartı Parametreleri [53]

Analizlerde kullanılan kompozit malzeme termoplastik matrisli karbon fiber takviyeli bir kompozit türüdür. Matris malzemesi olarak Toray Cetex TC1225 ürün kodlu [54] düşük ergime sıcaklığına sahip olan LMPAEK (Low-Melt PolyArylEtherKetone) tercih edilmiştir. LMPAEK düşük yoğunluk ve korozyon, yüksek mukavemet ve tokluk özelliklerinden dolayı havacılık endüstrisinde kullanılmaktadır [55].

Ls-Prepost modülünde kullanılan malzeme kartının (MAT 054 MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE) parametreleri Tablo 5.5'te mevcuttur. Kullanılan parametreler üreticiye ait veri sayfalarından alınmıştır [55].

Parametreler	Değerler
Yoğunluk (kg/m^3)	1300
EA (Pa)	5,9 E+10
EB (Pa)	5,9 E+10
PRBA	0,3
GAB (Pa)	3,9 E+09
GBC (Pa)	3,9 E+09
XC (Pa)	6,28 E+10
XT (Pa)	8,05 E+10
YC (Pa)	6,28 E+10
YT (Pa)	8,05 E+10
SC (Pa)	1,59 E+08

Tablo 5.5 – Kompozit (LMPAЕК) Malzeme Kartı Parametreleri [55]

5.5 Kompozit Hasar Kriterleri

Ls-Dyna yazılımında, kompozit malzemeler kullanılırken geçerli olan hasar kriterleri tercih edilen malzeme kartları ile belirlenmektedir. MAT 054 kompozit kartında, analizler sırasında oluşan gerilmeler sonucunda matris ve fiber yapısının maruz kaldığı çekme ve basma yüklemeleri ile hasar kriterleri belirlenmiştir. Kart içerisinde hasar kriteri olarak Chang-Chang [56] ve Tsai-Wu [56] kriterlerini seçim hakkı kullanıcıya bırakılmıştır. Bu çalışmada tercih edilen hasar kriteri Chang-Chang olup ilgili hasar kriterine ait hesaplamalar aşağıdaki gibidir;

(1) Matris Yönündeki Çekme Hasarı;

$$\sigma_{bb} > 0 \rightarrow e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{bb}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_C}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 \rightarrow \text{Hasar var} \\ < 0 \rightarrow \text{Hasar yok,} \end{cases} \quad 5.1$$

(2) Matris Yönündeki Basma Hasarı;

$$\sigma_{bb} < 0 \rightarrow e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{bb}}{2 S_C}\right) + \left[\left(\frac{Y_C}{S_C}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{bb}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_C}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 \rightarrow \text{Hasar var} \\ < 0 \rightarrow \text{Hasar yok} \end{cases} \quad 5.2$$

(3) Fiber Yönündeki Çekme Hasarı;

$$\sigma_{aa} > 0 \rightarrow e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_T}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_C}\right) - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 \rightarrow \text{Hasar var} \\ < 0 \rightarrow \text{Hasar yok} \end{cases} \quad 5.3$$

(4) Fiber Yönündeki Basma Hasarı;

$$\sigma_{aa} < 0 \rightarrow e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_C}\right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 \rightarrow \text{Hasar var} \\ < 0 \rightarrow \text{Hasar yok} \end{cases} \quad 5.4$$

Tsai-Wu ve Chang-Chang yaklaşımları fiber çekme / basma kriterleri için aynıdır. Aralarındaki farklılık matris çekme ve basma kriterlerinde görülmektedir. Tsai-Wu matris hasar kriterleri aşağıdaki gibidir;

$$e_{md}^2 = \frac{\sigma_{bb}^2}{Y_C Y_T} + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_C}\right)^2 + \frac{(Y_C - Y_T) \sigma_{bb}}{Y_C Y_T} - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 \rightarrow \text{Hasar var} \\ < 0 \rightarrow \text{Hasar yok} \end{cases} \quad 5.5$$

Bu eşitliklerde σ_{aa} fiber yönündeki gerilme, σ_{bb} fiber yönüne dik eksenindeki gerilme, σ_{ab} kayma yönündeki gerilme, e_c fiber yönü için basma gerilmesi – zaman değişkeni, e_d matris yönü için basma gerilmesi – zaman değişkeni, e_f fiber yönü için çekmesi gerilmesi – zaman değişkeni, e_m matris yönü için çekme gerilmesi – zaman değişkeni, X_C fiber yönündeki basma mukavemeti, X_T fiber yönündeki çekme mukavemeti, Y_C matris yönündeki basma mukavemeti, Y_T matris yönündeki çekme mukavemeti ve S_C düzlem gerilme durumu için kesme mukavemeti değerlerini ifade etmektedir.

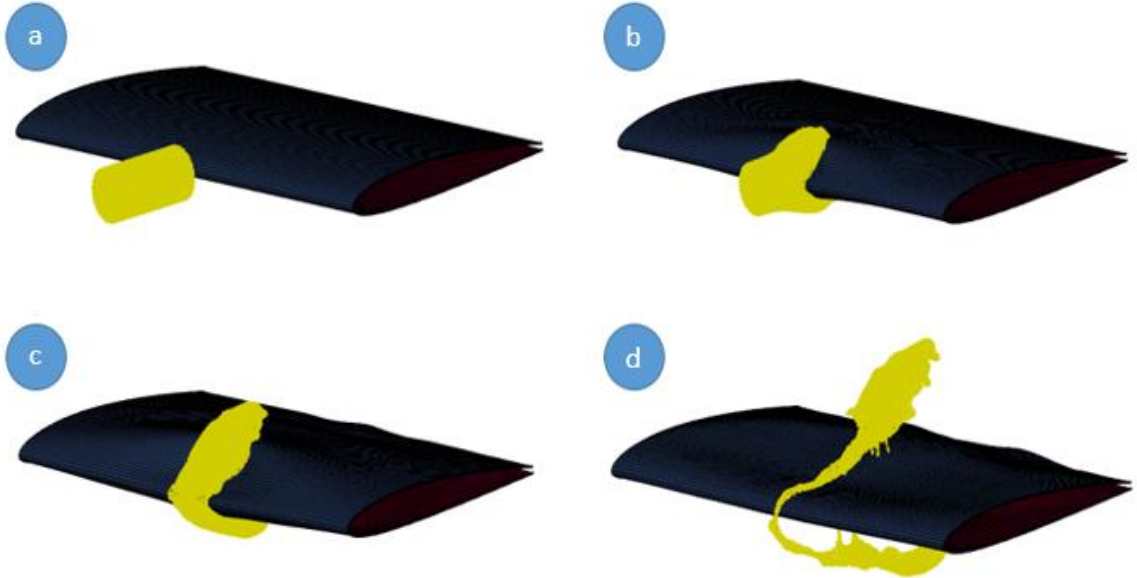
Yukarıda verilen hasar kriteri denklemleri sonucunda hesaplanan ≥ 0 olması durumunda, yapı üzerinde oluşan gerilmelerin plastik deformasyona neden olduğunu açıklar. Hesaplamaların < 0 olması durumunda ise, yüklemeler sonucunda deformasyonun elastik sınırlar içerisinde kaldığını göstermektedir.

6. KUŞ ÇARPMASI ANALİZLERİ

Analiz çalışmalarında sonlu elemanlar modeli hazırlanan hibrit tasarımlar üzerine, SPH metodu ile modellenen kuş yapısı 120 m/s hız ile çarpıtılmıştır. Analiz çıktıları olarak gerilme, yer değıştirme ve yapının absorbe ettiği enerji miktarları incelenmiştir. Analizlerde 16 GB RAM ve tek çekirdek özelliklerine sahip bir bilgisayar kullanılmıştır. Her bir tasarım için gerçekleştirilen analizler ortalama bir buçuk saat sürmüştür. Ayrıca oluşturulan yapılar için farklı bir kuş modeli ile analizler tekrarlanmıştır. Oluşturulan yeni kuş modelinde, kuş türü olarak kuzey gümüş martısı kullanılmıştır. Yeni kuş modeli silindirik olarak modellenmiştir. Silindirik kuş modelinin çapı 32 mm, uzunluğu 326 mm ve yoğunluğu 880 kg/m^3 olarak belirlenmiştir [61]. Elde edilen sonuçlar Ek 1’de mevcuttur.

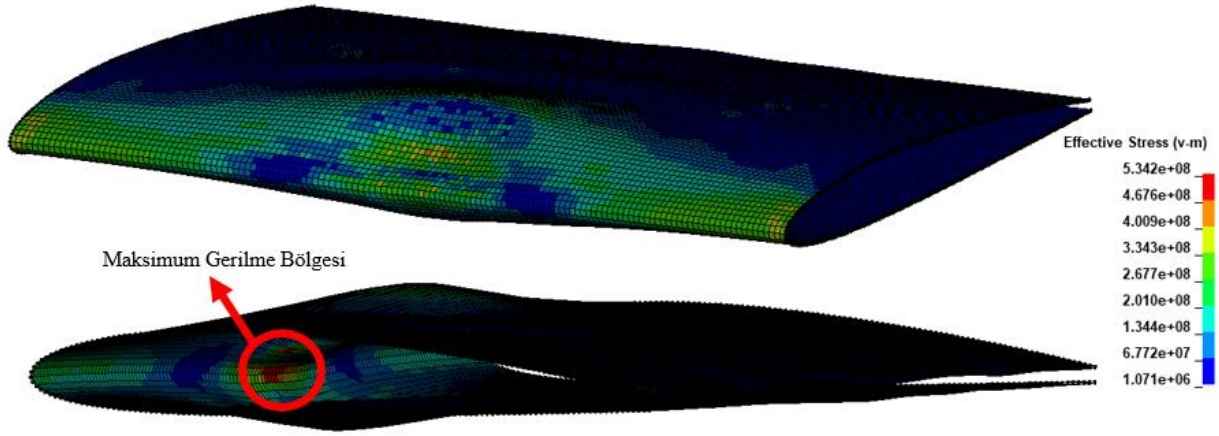
6.1 Analiz Sonuçları : 1. Tasarım

1. Tasarım üzerine gerçekleştirilen kuş çarpması simülasyonu esnasında kuyruk yapısında oluşan deformasyon fazlarına ait görseller Şekil 6.1’de mevcuttur.



Şekil 6.1 – 1. Tasarıma Ait Deformasyon Fazları (a) Çarpışma Öncesi Faz, (b) Çarpışma Başlangıç Fazı, (c) Ayrılma Başlangıç Fazı, (d) Ayrılma Tamamlanma Fazı

Çarpışma süresince 1. Tasarım üzerinde oluşan maksimum gerilme değeri 534 MPa olarak tespit edilmiştir. Yapı üzerinde oluşan en yüksek maksimum gerilmenin olduğu değer ve konuma ait görseller Şekil 6.2’de mevcuttur.



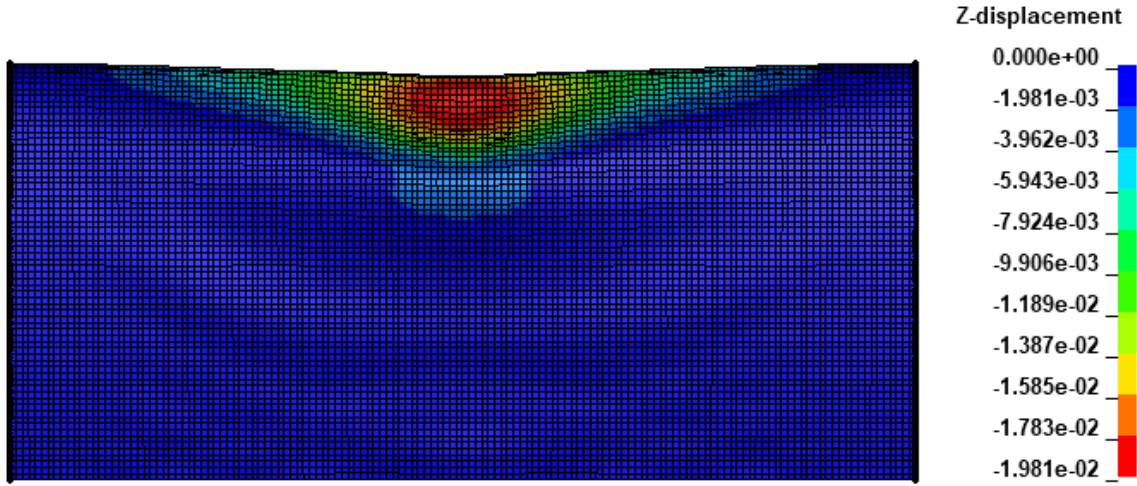
Şekil 6.2 – 1. Tasarıma Ait En Yüksek Maksimum Gerilme Bölgesi

Çarpışma bölgesinin merkezi olması sebebi ile en yüksek gerilme değerleri Şekil 6.2’de daire ile gösterilen bölgede oluşmaktadır. Tasarımda alüminyum malzemeye ait maksimum gerilme 480 MPa olarak oluşmaktadır. Termoplastik matrisli karbon fiber takviyeli kompozit plaka üzerinde oluşan maksimum gerilme değeri ise 534 MPa olarak ölçülmüştür.

Yapı üzerinde çarpışma esnasında oluşan kuvvetler, tasarım üzerinde plastik deformasyonlara yol açmaktadır. Kuyruk yapısının hücum kenarının keskin bir geometriye sahip olmasından ötürü, kuş yapısı çarpışma esnasında ayrılmaya uğrar (Şekil 6.1-d).

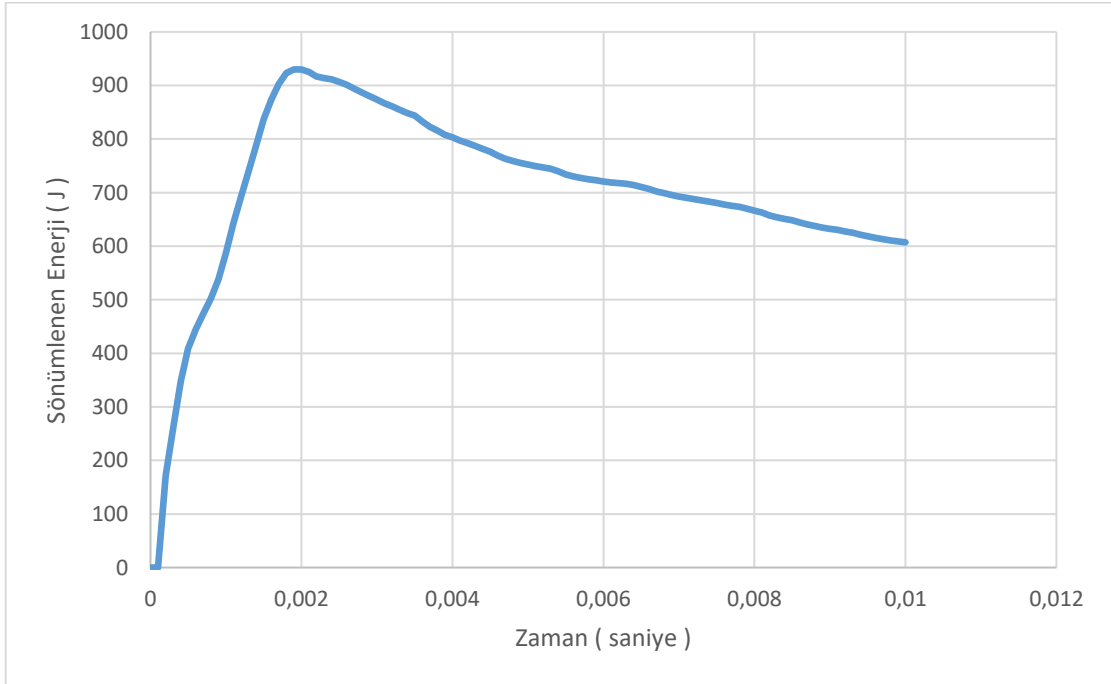
Çarpışma analizindeki bir diğer kritik parametre, hücum kenarı yapısında çarpışma doğrultusunda gerçekleşen yer değiştirme değeridir. Hava araçlarının kanat ve kuyruk yapılarının içerisinde bulunan taşıyıcı kolon ve kirişler birincil önem taşımaktadır. Çarpışma sırasında bu yapıların zarar görmemesi gereksiniminden ötürü, hücum kenarının çarpışma doğrultusunda oluşan yer değiştirme miktarının minimum olması istenmektedir.

Analiz sonuçlarına göre; çarpışma süresince oluşan maksimum yer değiştirme miktarı 19,81 mm olarak gözlenmiştir. 1. Tasarıma ait çarpışma sonucunda oluşan maksimum yer değiştirmeye ait görsel Şekil 6.3’te mevcuttur.



Şekil 6.3 – 1. Tasarıma Ait Maksimum Yer Değişirme Görseli

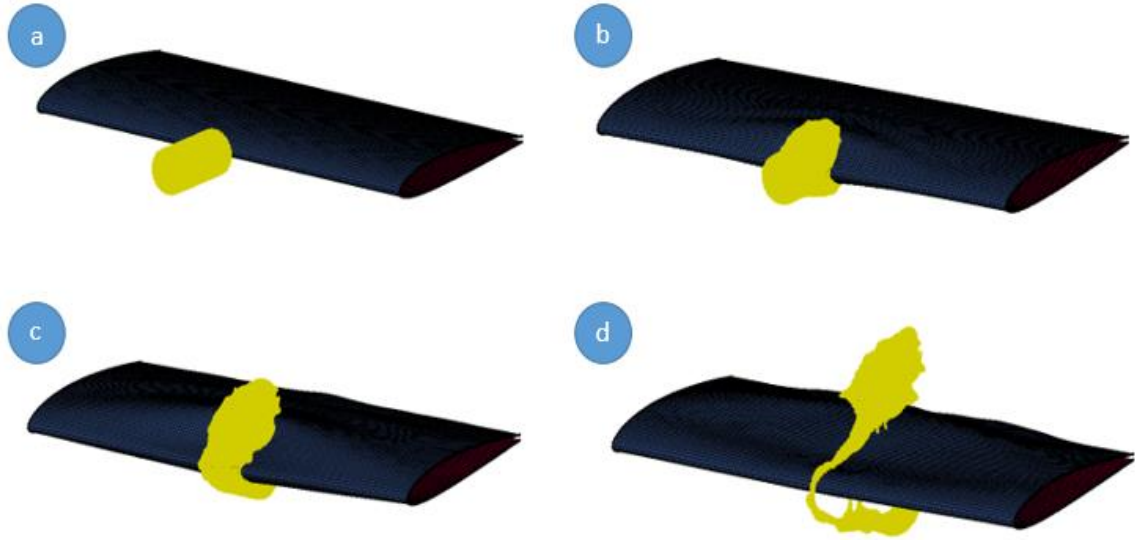
Çarpışma süresince 1.Tasarım'a kuş partiküllerinin çarpması sonucunda yüklenen en yüksek enerji seviyesinin 930 J mertebesine ulaştığı gözlemlenmiştir. Çarpışma sonunda yapının sahip olduğu toplam enerji, tasarımın geri esnemesi ile salınan enerji sonucunda 607 J seviyelerine gerilediği gözlemlenmiştir. 1.Tasarıma ait çarpışma süresince tasarımda oluşan toplam enerji – zaman grafiği Şekil 6.4'te mevcuttur.



Şekil 6.4 - 1.Tasarıma Ait Sönümlenen Enerji – Zaman Grafiği

6.2 Analiz Sonuçları : 2. Tasarım

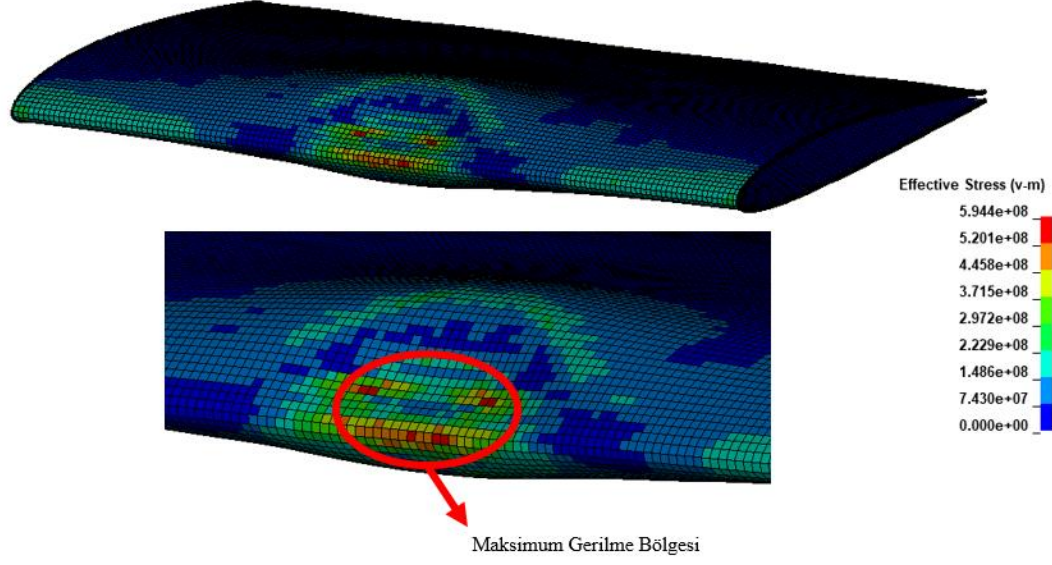
2.Tasarıma ait kuş çarpması olayı sonucunda yapı üzerinde oluşan deformasyona ait görseller Şekil 6.5’te mevcuttur.



Şekil 6.5 – 2.Tasarıma Ait Deformasyon Fazları (a) Çarpışma Öncesi Faz, (b) Çarpışma Başlangıç Fazı, (c) Ayrılma Başlangıç Fazı, (d) Ayrılma Tamamlanma Fazı

Termoplastik matrisli karbon fiber takviyeli ve alüminyum hibrit yapıdaki iki tasarım üzerine gerçekleştirilen çarpışma simülasyonlarında (Şekil 6.1 ve 6.5), çarpışma olayı süresince oluşan deformasyon yapılarının benzer olduğu gözlemlenmiştir.

2.Tasarım üzerine gerçekleştirilen analizlerde yapı üzerinde oluşan maksimum gerilme değeri 594 MPa’dır. Maksimum gerilmenin oluştuğu bölge Şekil 6.6’da mevcuttur.

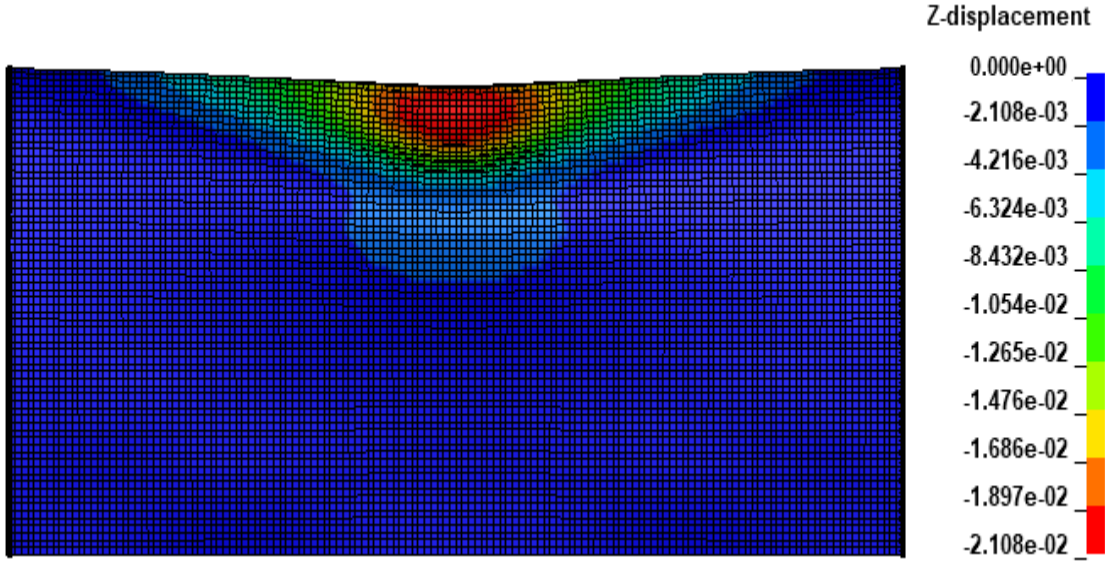


Şekil 6.6 – 2. Tasarıma Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi

Tasarımda alüminyum malzemeye ait maksimum gerilme 404 MPa olarak oluşmaktadır. Termoplastik matrisli fiber takviyeli kompozit plaka üzerinde oluşan maksimum gerilme değeri ise 594 MPa olarak ölçülmüştür.

Hibrit tasarımlarda, en yüksek gerilmeler termoplastik matrisli karbon fiber takviyeli kompozit yapılar üzerinde gerçekleşmiştir.

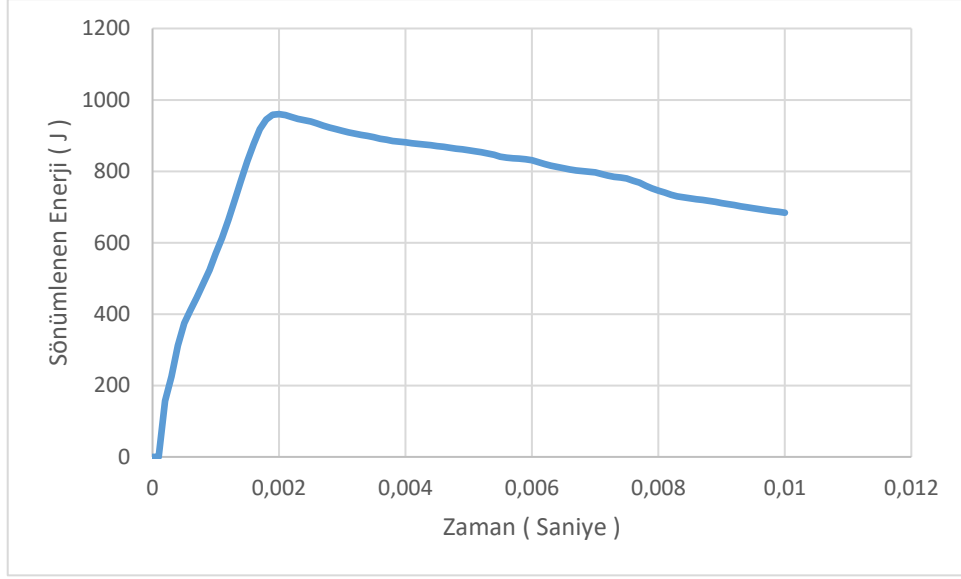
Çarpışma sırasında yapıda yaşanan yer değiştirmeye ait görsel Şekil 6.7'de mevcuttur.



Şekil 6.7 – 2. Tasarıma Ait Maksimum Yer Değişirme Görseli

Çarpışma esnasında simülasyon boyunca, yapıda çarpışma yönünde oluşan maksimum yer değiştirme miktarı 21,08 mm olarak ölçülmüştür.

Çarpışma süresince 2.Tasarım'a kuş partiküllerinin çarpması sonucunda yüklenen en yüksek enerji seviyesinin 960 J mertebesine ulaştığı gözlemlenmiştir. Çarpışma sonunda yapının sahip olduğu toplam enerji, tasarımın geri esnemesi ile salınan enerji sonucunda 680 J seviyelerine gerilediği gözlemlenmiştir. 2.Tasarıma ait çarpışma süresince tasarımda oluşan toplam enerji – zaman grafiği Şekil 6.8'de mevcuttur.



Şekil 6.8 - 2.Tasarıma Ait Sönümlenen Enerji – Zaman Grafiği

Termoplastik matrisli karbon fiber takviyeli ve alüminyum hibrit yapının ağırlık optimizasyonunun yapılabilmesi adına tamamen alüminyum bir yapı ile analiz sonuçlarının karşılaştırılması gerekmektedir. Kuş çarpması olaylarında kritik sonuç, hücum kenarının çarpışma yönündeki yer değiştirme miktarıdır. Bunun sebebi önceki bölümlerde bahsedildiği gibi, kanat ve kuyruk yapılarındaki ana taşıyıcı yapısal elemanların korunması isteridir. Bu nedenle oluşturulacak alüminyum yapının mukayese edilebilmesi adına, hibrit yapılara ait yer değiştirme sonuçları ile aynı yer değiştirmenin olduğu kalınlık parametresinin belirlenmesi gerekmektedir.

3.Tasarımın panel kalınlığının belirlenmesi ve nihai tasarıma ait analizler bölüm 6.3’de gösterilmiştir.

6.3 Analiz Sonuçları : 3. Tasarım

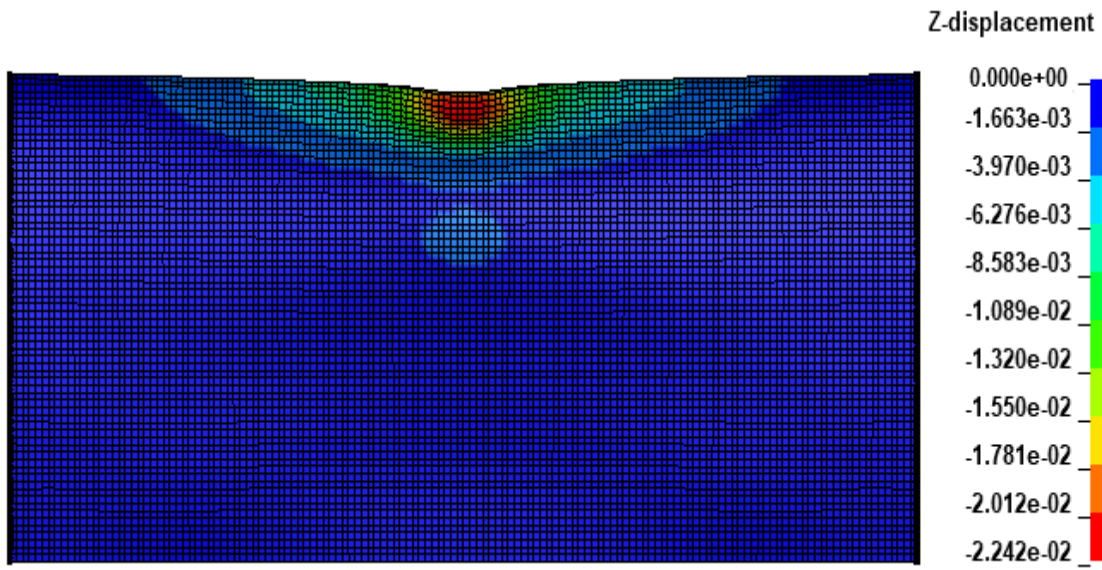
Geliştirilen hibrit tasarım yaklaşımının ortaya koyacağı ağırlık optimizasyonunu gözlemleyebilmek adına, kompozit yapılar ile metal yapı arasındaki yer değiştirme miktarlarının referans alınacağından önceki bölümde bahsedilmiştir.

Karşılaştırmanın yapılacağı alüminyum plaka kalınlığını belirlemek adına farklı kalınlıklara sahip olan 5 tasarım için analizler tekrarlanmıştır. Başlangıç kalınlık değeri

literatürde kullanılmış olan farklı değerlerin karşılaştırılması ile kararlaştırılmıştır [57, 58, 59, 60].

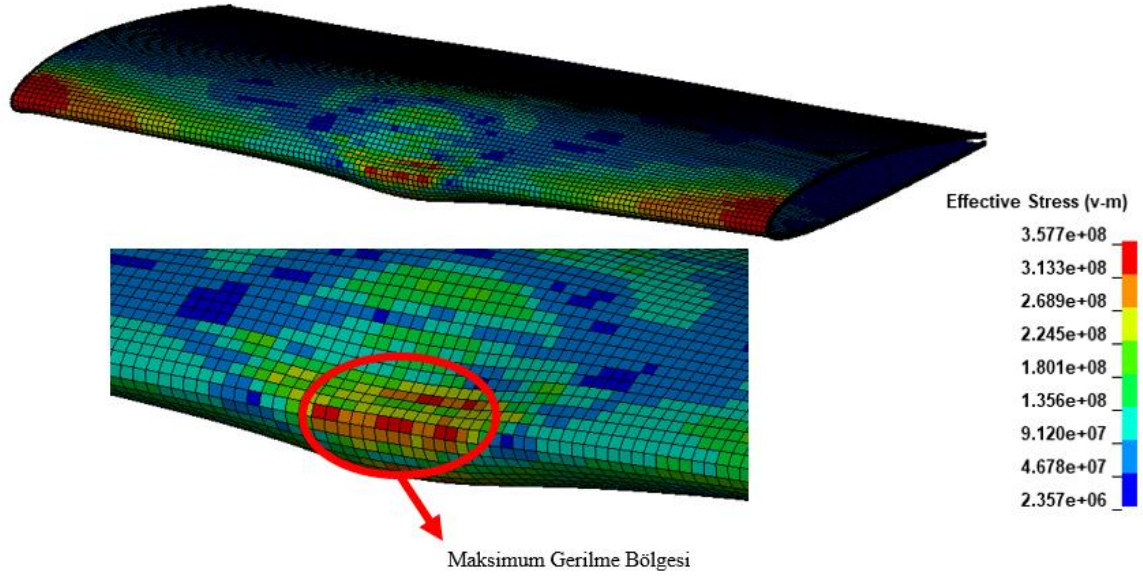
6.3.1 Alüminyum Plaka Kalınlığı – 2,61 mm

2,61 mm kalınlığa sahip olan yapı için gerçekleştirilen kuş çarpması analizinde, çarpışma doğrultusunda yapı üzerinde oluşan maksimum deplasman miktarı 22,42 mm'dir. Yapıda oluşan maksimum deplasman dağılımı Şekil 6.9'da mevcuttur.



Şekil 6.9 – 2,61 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait Maksimum Yer Değişirme Görseli

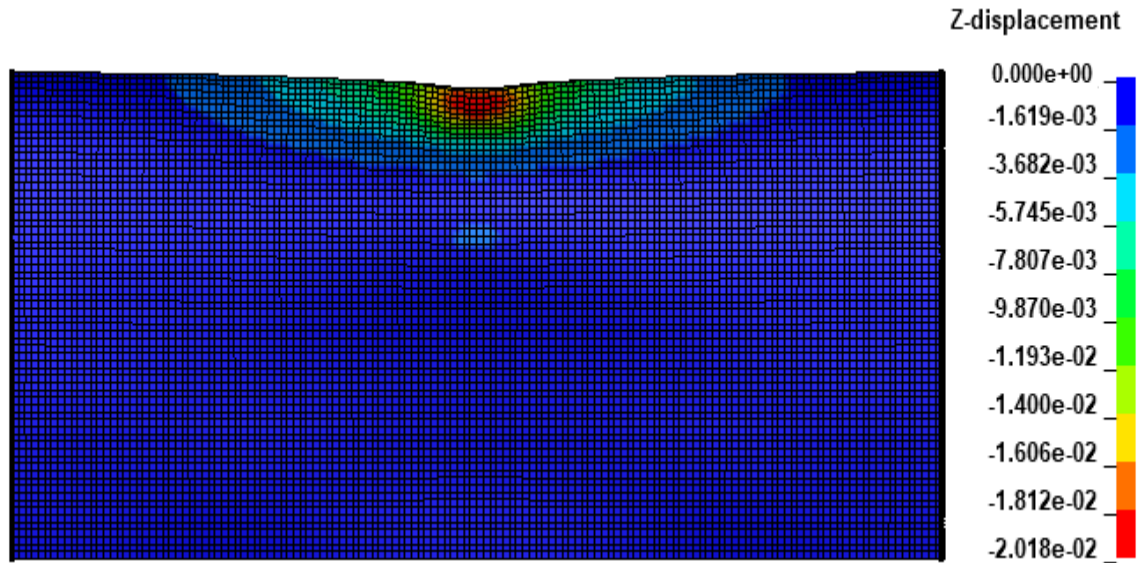
Çarpışma süresince yatay kuyruk tasarımı üzerinde oluşan maksimum gerilme miktarı yaklaşık 357 MPa olarak gözlemlenmiştir. Analize ait maksimum gerilme dağılımı Şekil 6.10'da mevcuttur.



Şekil 6.10 – 2,61 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi

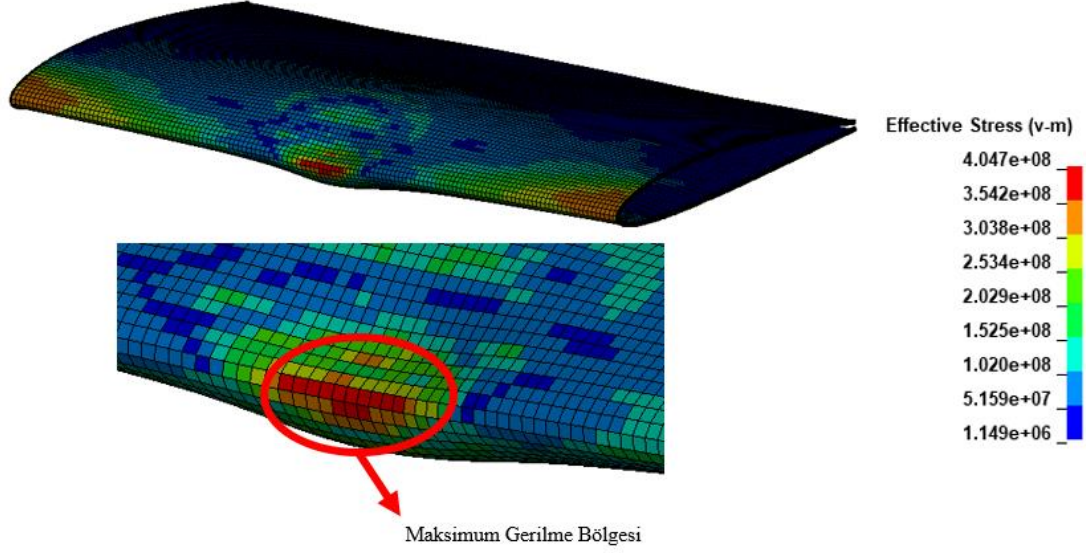
6.3.2 Alüminyum Plaka Kalınlığı – 2,63 mm

2,63 mm kalınlığa sahip olan yapı için gerçekleştirilen kuş çarpması analizinde, çarpışma doğrultusunda yapı üzerinde oluşan maksimum deplasman miktarı 20,18 mm'dir. Yapıda oluşan maksimum deplasman dağılımı Şekil 6.11'de mevcuttur.



Şekil 6.11 – 2,63 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait Maksimum Yer Değiştirme Görseli

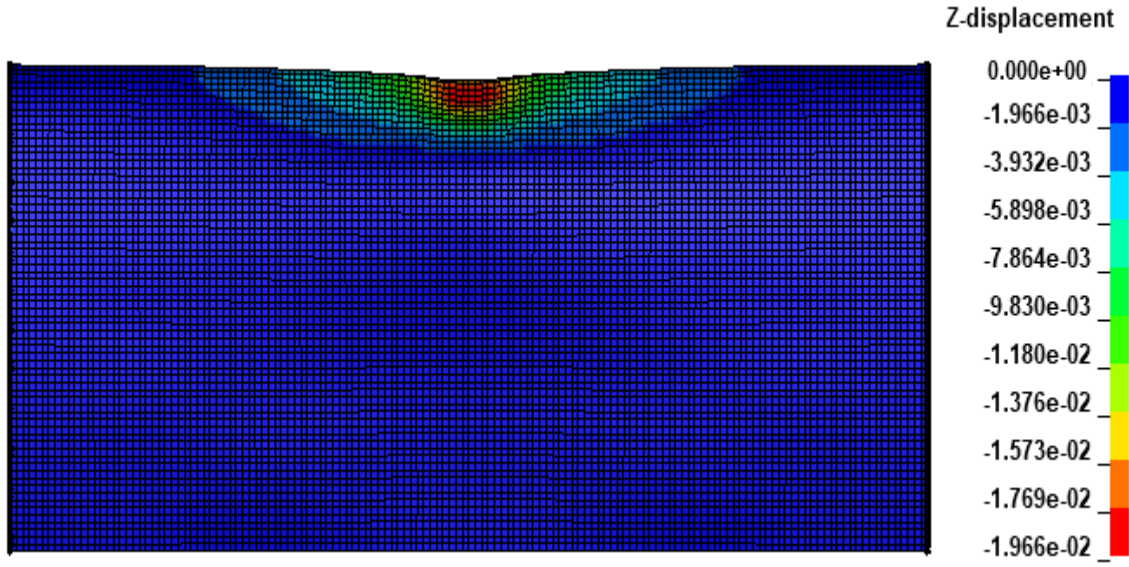
Çarpışma süresince yatay kuyruk tasarımı üzerinde oluşan maksimum gerilme miktarı yaklaşık 404 MPa olarak gözlemlenmiştir. Analize ait maksimum gerilme dağılımı Şekil 6.12’de mevcuttur.



Şekil 6.12 – 2,63 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi

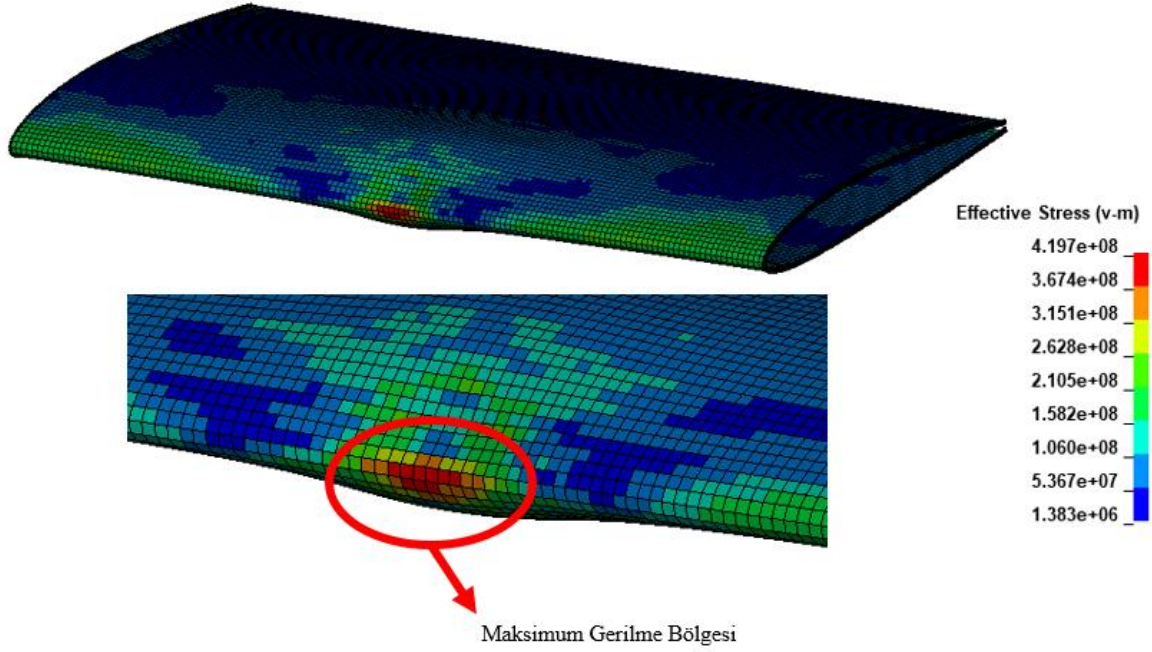
6.3.3 Alüminyum Plaka Kalınlığı – 2,64 mm

2,64 mm kalınlığa sahip olan yapı için gerçekleştirilen kuş çarpması analizinde, çarpışma doğrultusunda yapı üzerinde oluşan maksimum deplasman miktarı 19,66 mm’dir. Yapıda oluşan maksimum deplasman dağılımı Şekil 6.13’de mevcuttur.



Şekil 6.13 – 2,64 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait Maksimum Yer Değiştirme Görseli

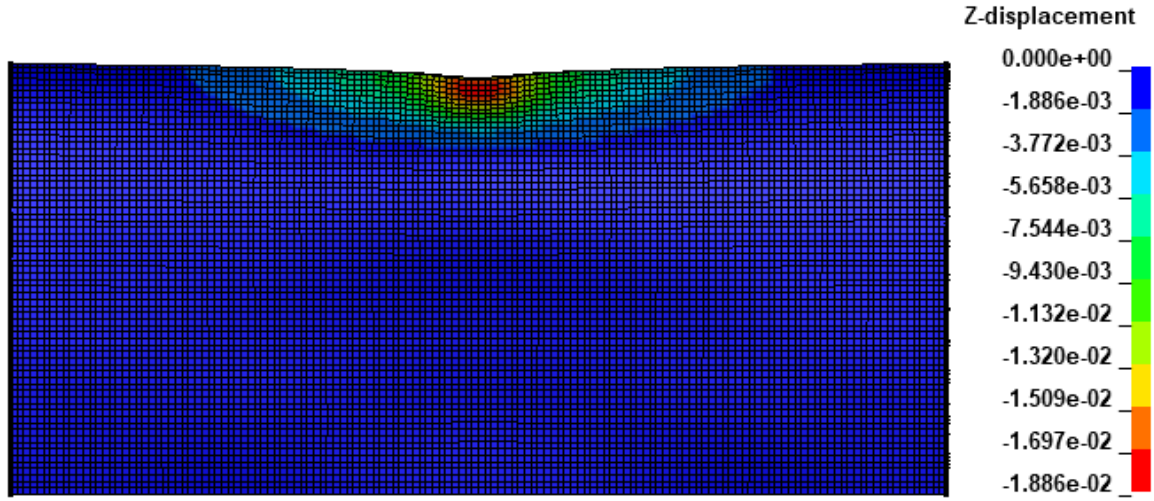
Çarpışma süresince yatay kuyruk tasarımı üzerinde oluşan maksimum gerilme miktarı yaklaşık 406 MPa olarak gözlemlenmiştir. Analize ait maksimum gerilme dağılımı Şekil 6.14’de mevcuttur.



Şekil 6.14 – 2,64 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi

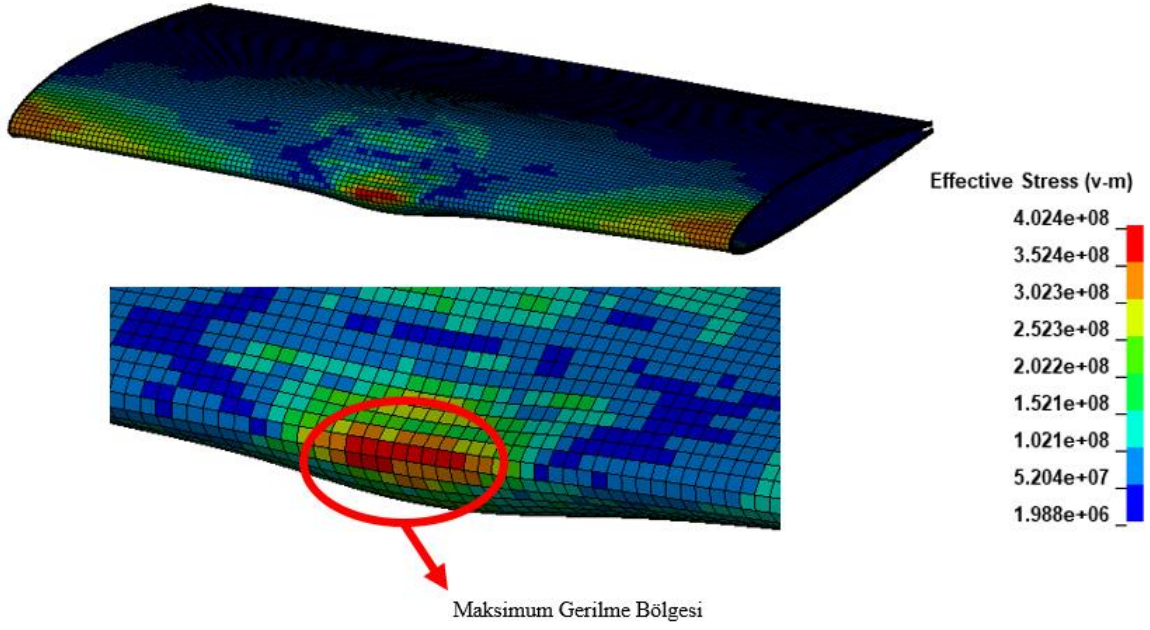
6.3.4 Alüminyum Plaka Kalınlığı – 2,65 mm

2,65 mm kalınlığına sahip olan yapı için gerçekleştirilen kuş çarpması analizinde, çarpışma doğrultusunda yapı üzerinde oluşan maksimum deplasman miktarı 18,86 mm'dir. Yapıda oluşan maksimum deplasman dağılımını Şekil 6.15'te mevcuttur.



Şekil 6.15 – 2,65 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait Maksimum Yer Değişirme Görseli

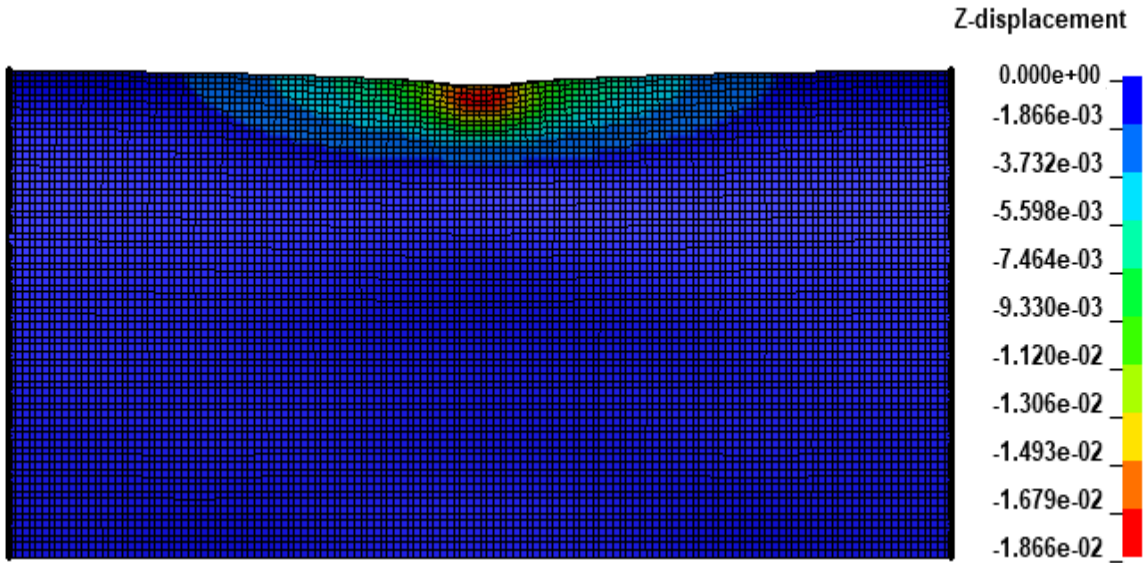
Çarpışma süresince yatay kuyruk tasarımı üzerinde oluşan maksimum gerilme miktarı yaklaşık 402 MPa olarak gözlemlenmiştir. Analize ait maksimum gerilme dağılımını Şekil 6.16'da mevcuttur.



Şekil 6.16 – 2,65 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi

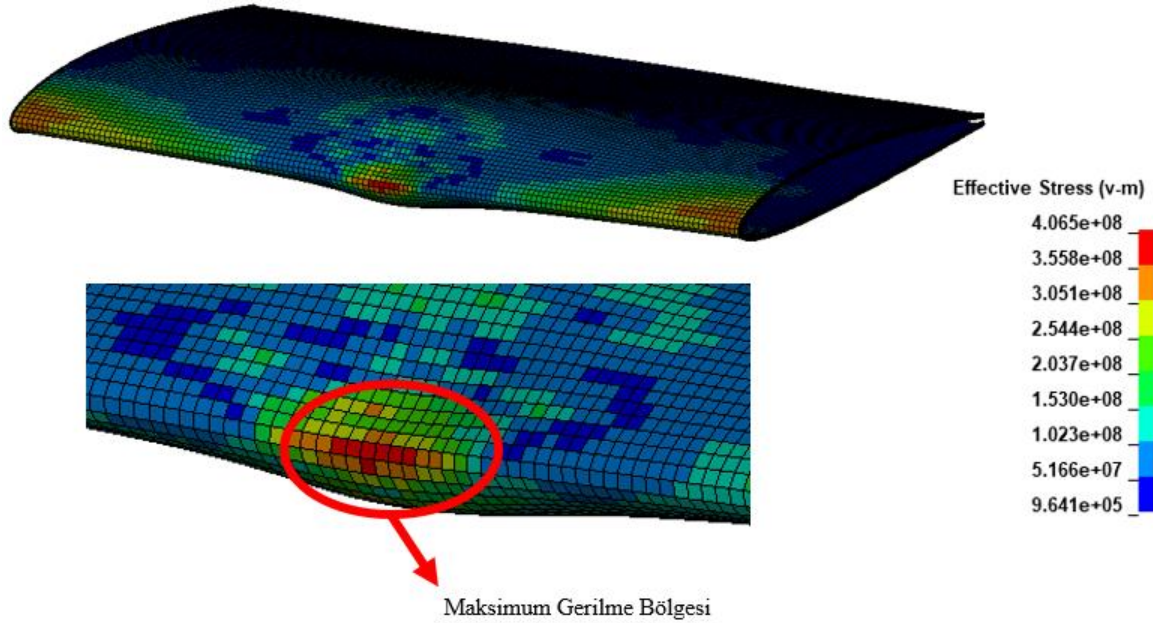
6.3.5 Alüminyum Plaka Kalınlığı – 2,67 mm

2,67 mm kalınlığa sahip olan yapı için gerçekleştirilen kuş çarpması analizinde, çarpışma doğrultusunda yapı üzerinde oluşan maksimum deplasman miktarı 18,66 mm'dir. Yapıda oluşan maksimum deplasman dağılımı Şekil 6.17'de mevcuttur.



Şekil 6.17 – 2,67 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait Maksimum Yer Değiştirme Görseli

Çarpışma süresince yatay kuyruk tasarımı üzerinde oluşan maksimum gerilme miktarı yaklaşık 406 MPa olarak gözlemlenmiştir. Analize ait maksimum gerilme dağılımı Şekil 6.18’de mevcuttur.



Şekil 6.18 – 2,67 mm Kalınlıktaki Yapıya Ait En Yüksek Gerilme Bölgesi

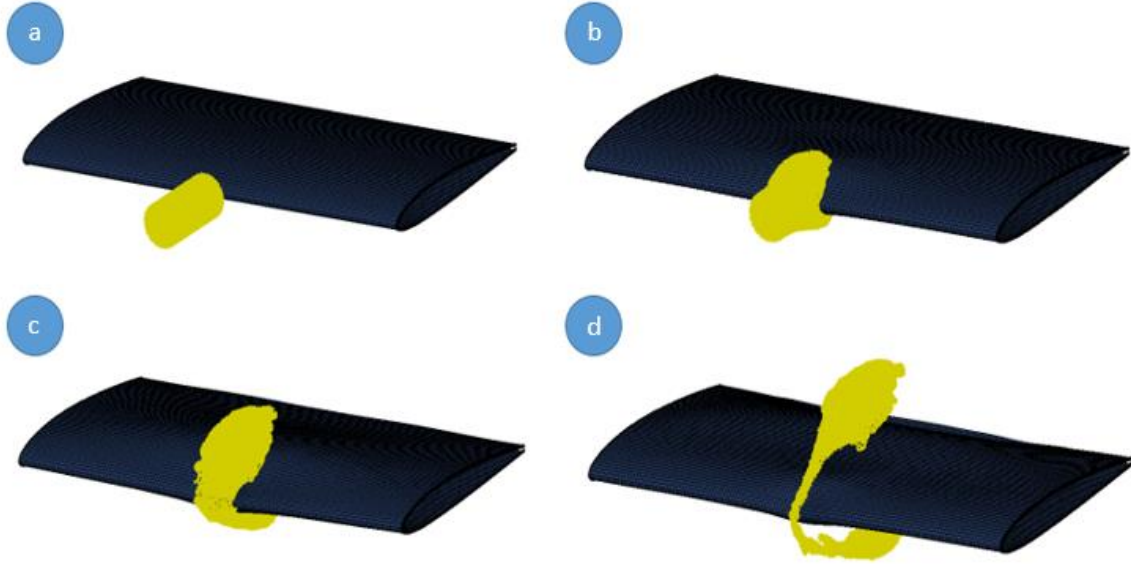
Referans yer değiştirme verisi, hibrit yapılar içerisinde daha az yer değiştirmenin olduğu 1. Tasarım olarak belirlenmiştir. Bu amaçla tamamen alüminyumdan oluşan farklı panel kalınlıklarına ait analizler tekrarlanmıştır. İdeal kalınlık verisine, 1.Tasarımda gerçekleşen 19,81 mm yer değiştirme referans verisine göre ulaşılmıştır. Tekrarlanan analizlere ait kalınlık ve yer değiştirme verileri Tablo 6.1’de mevcuttur.

Kalınlık (mm)	2,61	2,63	2,64	2,65	2,67
Yer Değiştirme (mm)	22,42	20,18	19,66	18,86	18,66

Tablo 6.1 – Alüminyum Tasarıma Ait Kalınlık ve Yer Değiştirme Sonuçları

Tekrarlanan analizlere göre, 1. Tasarıma göre en yüksek yer değiştirme benzerliğine 2,64 mm kalınlığa ait plakada ulaşılmıştır. 2,64 mm kalınlıktaki alüminyum tasarım ile 1. Tasarım arasındaki benzerlik oranı yaklaşık % 99 olarak belirlenmiştir.

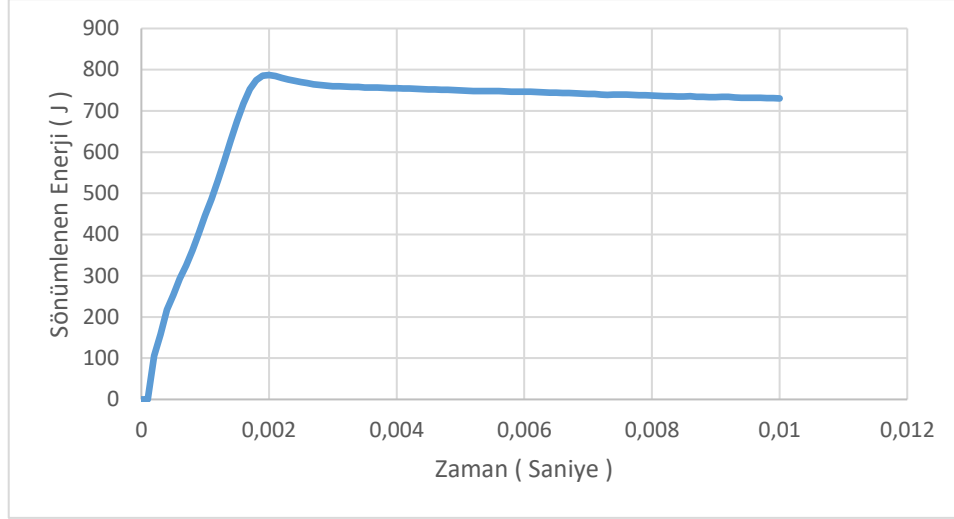
3. Tasarım için belirlenen kalınlık 2,64 mm’dir. Bu kalınlık değerine göre yapılan analizlere ait deformasyon fazlarına ait görseller Şekil 6.19’da mevcuttur.



Şekil 6.19 – 3. Tasarıma Ait Deformasyon Fazları (a) Çarpışma Öncesi Faz, (b) Çarpışma Başlangıç Fazı, (c) Ayrılma Başlangıç Fazı, (d) Ayrılma Tamamlanma Fazı

Tamamen alüminyum olan yapı üzerine gerçekleştirilen kuş çarpması analizlerinde, kuyruk yapısı üzerindeki dalgalanmaların hibrit tasarımlara göre daha az olduğu gözlemlenmiştir. Kuş yapısındaki çarpışma sonrasındaki ayrılma kompozit – alüminyum hibrit tasarıma benzer şekilde gerçekleşmiştir.

Çarpışma süresince 3.Tasarım'a kuş partiküllerinin çarpması sonucunda yüklenen en yüksek enerji seviyesinin 790 J mertebesine ulaştığı gözlemlenmiştir. Çarpışma sonunda yapının sahip olduğu toplam enerji, tasarımın geri esnemesi ile salınan enerji sonucunda 730 J seviyelerine gerilediği gözlemlenmiştir. 3.Tasarıma ait çarpışma süresince tasarımda oluşan toplam enerji – zaman grafiği Şekil 6.20'de mevcuttur.

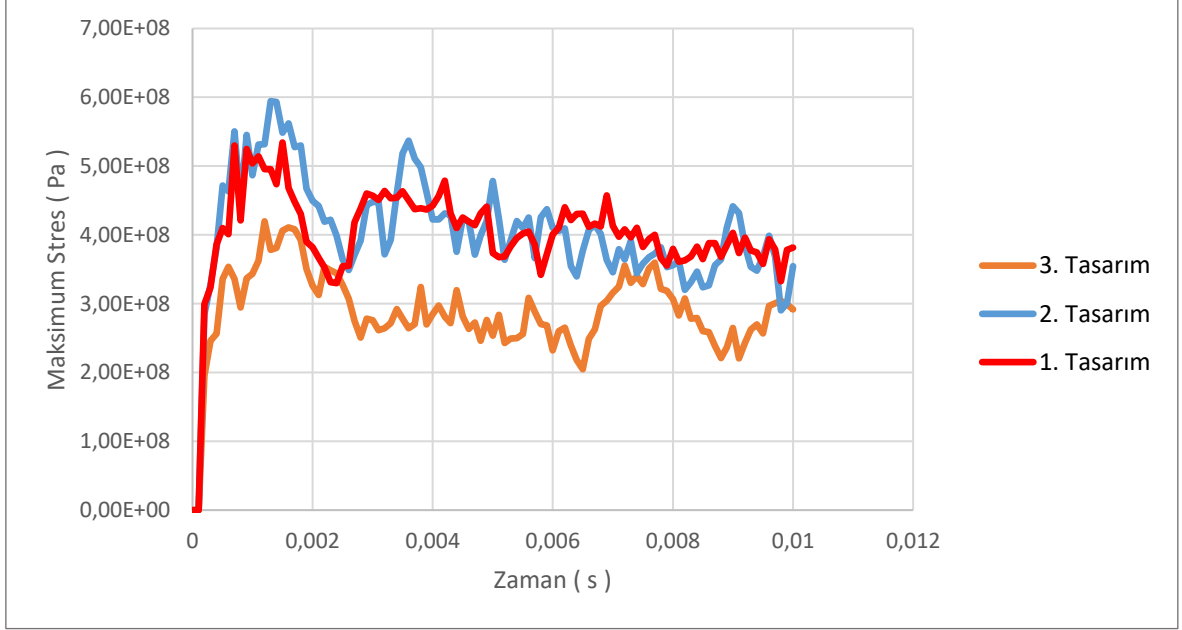


Şekil 6.20 – 3.Tasarıma Ait Sönümlenen Enerji – Zaman Grafiği

6.4 Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılması

Çarpışma analizleri 2 adet hibrit ve tamamen alüminyum olarak modellenen toplam 3 tasarım için tekrarlanmıştır. Hibrit tasarımlarda kullanılan kompozit plaka kalınlığı 2 mm ve alüminyum plaka kalınlığı 1 mm'dir. Tamamen alüminyum olarak tasarlanan yapının et kalınlığı ise 2,64 mm olarak belirlenmiştir. Bu kalınlık hibrit yapıların analizleri sonucunda elde edilen deplasman değerlerine uygun olarak, yapının ağırlık azalımı karşılaştırılmasının yapılmasına uygun olacak şekilde seçilmiştir.

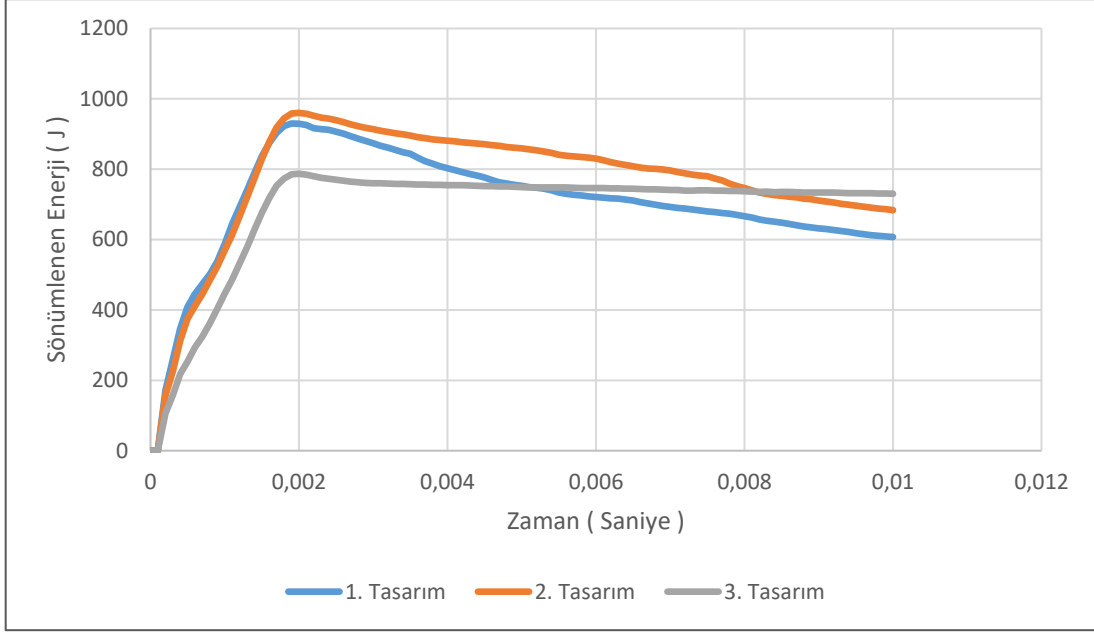
Helikopter yatay kuyruğuna ait tasarımlar Siemens NX 1855 paket programında oluşturulmuştur. Kullanılan yatay kuyruk profili NACA 2412 olarak belirlenmiştir. Tasarımda hücum kenarının arkasında kiriş ve kaburga olmadığı varsayılmıştır. 3 Tasarım için de aynı sınır şartları ile analizler tekrarlanmıştır. Çarpışmaların hiçbirinde, yatay kuyruk tasarımı üzerinde kırılma gözlemlenmemiştir. Kırılma gözlemlenmemesinin temel sebebi, yatay kuyruk tasarımlarında tercih edilen kanat profilinin yapısından kaynaklı olduğu belirlenmiştir. Kuş modelinin çarpışma düzlemindeki kesit alanın, yatay kuyruk kesit alanına oranla daha geniş olması kuş yapısının sahip olduğu enerjinin tamamının yapı üzerine aktarılmasını engellemektedir. Bu sebeple çarpan cisim enerjisinin tamamını yapıya aktarmamaktadır. Çarpışma sırasında tasarımlar üzerinde oluşan maksimum gerilme değerleri Şekil 6.21'de mevcuttur.



Şekil 6.21 – Tasarımlara Ait Maksimum Stres – Zaman Grafiği

Çarpışma esnasında elde edilen sonuçlara göre hibrit tasarımlar üzerinde oluşan maksimum gerilme değerleri, tamamen alüminyum olan yapıya göre daha yüksek oluşmuştur. SPH kuş partiküllerinin yapı ile ilk teması esnasında en yüksek gerilme değerleri oluşmuştur. Bu aşamada hibrit yapılar üzerinde oluşan gerilme değeri alüminyum yapının oldukça üzerinde olmasına karşın, çarpışma sonunda gerilme değerlerinin birbirine yaklaştığı gözlemlenmiştir.

SPH partiküllerinin çarpışma sırasında yatay kuyruk yapısı üzerine tahliye ettiği enerji miktarlarına ait Sönümlenen Enerji – Zaman grafiği Şekil 6.22’de mevcuttur.



Şekil 6.22 – Sönümlenen Enerji – Zaman Grafiği

Çarpışma sırasında hibrit yapıların absorbe ettiği miktarları, tamamen alüminyum olan yapıya göre daha yüksek olduğu gözlemlenmiştir. Elde edilen analiz çıktılarına göre oluşturulan hibrit tasarıma ait yapıların, tamamen alüminyum olarak imal edilen tasarımlar ile benzer sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. Tasarımlara ait ağırlık verileri Tablo 6.2 ‘de mevcuttur.

Yapı Toplam Ağırlığı			
	1. Tasarım	2. Tasarım	3. Tasarım
Yapı İçeriği	1 mm Alüminyum - 2 mm Kompozit	2 mm Kompozit - 1 mm Alüminyum	2,64 mm Alüminyum
Ağırlık (kg)	2,0163	2,0163	2,7528

Tablo 6.2 – Tasarımlara Ait Toplam Ağırlık Ölçümleri

Deplasman, gerilme ve enerji çıktılarının benzerliğinin yanı sıra hibrit tasarımlarda kullanılan kompozit malzemeler sayesinde yatay kuyruk tasarımında yaklaşık olarak % 27 ağırlık azalımı oluşmaktadır.

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Hava araçlarının seyirleri esnasında yabancı maddelerden dolayı oluşan hasar uçuş güvenliğini tehlikeye sokan olayların başında gelmektedir. Yabancı madde kaynaklı hasarların büyük kısmının kuş çarpması sonucu olduğu literatürde sıkça bahsedilmiştir. Hava araçlarında uçuş güvenliğinin sağlanabilmesi için yabancı madde hasarlarının, standartlarda belirtilen düzeyde olacak şekilde tasarımlar yapılması, havacılık firmaları tarafından önem arz etmektedir.

Bu çalışma kapsamında bir helikopter yatay kuyruğu üzerinde gerçekleştirilecek kuş çarpması kazalarına yönelik hasar düzeyinin minimize edilmesi ve aynı zamanda hava araçlarında büyük önem taşıyan minimum ağırlık için optimizasyon konularına çözüm getirecek yenilikçi bir tasarım ortaya konulmuştur.

Gerçekleştirilen analiz çalışmalarında, termoplastik matrisli karbon fiber takviyeli bir kompozit ile alüminyum malzeme hibrit kullanılarak yatay kuyruk tasarımı oluşturulmuştur. Tasarlanan yatay kuyruk modeline SPH metodu ile modellenen kuş parçacıklarının Ls-Dyna yazılımı üzerinde çeşitli çarpışma analizleri yapılmıştır.

Elde edilen sonuçlara göre 1. Tasarım (1 mm alüminyum – 2 mm kompozit) ve 2. Tasarım (2 mm kompozit – 1 mm alüminyum) hibrit tasarımlar aynı ağırlığa sahip olmalarına karşın, tasarım farklılıkları nedeni ile gerilme, yer değiştirme ve soğurulan enerji değerleri farklılıklar göstermektedir. Çalışmada belirlenen kritik parametre olan yer değiştirme sonuçlarına bakıldığında 1. Tasarım, 2. Tasarım'a oranla % 10 daha az yer değiştirmeye uğramıştır.

Tasarım 1 ile aynı yer değiştirme sonuçlarına iteratif deneyler sonucunda 2,64 mm kalınlığa sahip olan alüminyum panel tasarımında ulaşılmıştır. Yer değiştirme miktarları aynı olmasına karşın 3. Tasarıma ait toplam ağırlık, 1. Tasarımdan fazladır.

Oluşturulan yenilikçi tasarım ile metal yapılara göre daha hafif ve kuş çarpması kazasına dayanıklı bir yapı elde edilmiştir.

Bu çalışmalara ek olarak gelecekte hibrit model üzerine farklı geometrilerde ve farklı çarpışma açılarında kuş çarpması analizleri tekrarlanabilir. Ayrıca çalışmada oluşturulan hibrit modelde kompozit ve metal parçalar arasında bir yapıştırıcı bulunmamaktadır. Gelecek çalışmalarda katmanlar arasında kullanılacak bir yapıştırıcı ile daha yüksek dayanım değerlerine sahip bir yapı elde edilebilir. Diğer yandan, Hibrit yapı için tercih edilen kompozit türü termoplastik matrise sahiptir. Gelecek çalışmalarda termoset matrisli kompozitler kullanılarak çarpışma analizleri tekrarlanabilir. Bunlara ek olarak bu çalışmada yatay kuyruk paneli içerisinde kiriş ve kaburga modelleri bulunmamaktadır. Bir sonraki çalışmalarda hücum kenarını destekleyecek kiriş ve kaburga modelleri eklenerek kabuk panel desteklenerek analizler tekrarlanabilir.

KAYNAKLAR

- [1] “Certification Specifications And Acceptable Means Of Compliance For Large Rotorcraft”, *European Union Aviation Safety Agency*, 2020
- [2] J. Thorpe, “Update on fatalities and destroyed civil aircraft due to bird strikes with appendix for 2008 & 2009”, *Proceedings of the International Bird Strike Committee* vol. 29, pp. 1-9, September, 2010
- [3] “Loss Of Thrust In Both Engines After Encountering A Flock Of Birds And Subsequent Ditching On The Hudson River” *US Airways Flight 1549 Airbus A320-214*, N106US Weehawken, New Jersey January 15, 2009
- [4] Federal Aviation Administration, *National Wildlife Strike Database Serial Report Number 27*, Washington, 2021
- [5] A. Kamat, “Bird Strike On Aircrafts”, Central Campus, Ioe, Lalitpur, Tribhuwan University, 2016
- [6] “News And Developments From The International Civil Aviation Organization”, *Strengthening Regional Safety Oversight*, ICAO, 2018
- [7] R. Hedayati And M. Jahanbakhshi, “Finite Element Analysis Of An Aluminum Airplane Stabilizer Against Birdstrike,” *J Braz. Soc. Mech. Sci. Eng.*, vol. 38, pp. 317-326, 2016, doi: 10.1007/S40430-014-0305-1.
- [8] Kumar, Y.B., “Design And Analysis Of A New Type Of Aircraft Wing Leading Edge Against Bird-Impact”, *Research Journal Of Engineering Sciences*, vol. 6 no. 3, pp. 23- 47, 2017
- [9] B. Ciğercioğlu, “İnsansız Hava Aracına Kuş Çarpması Probleminin Modellenmesi Ve Sonlu Elemanlar Metodu İle Analizi”, Yüksek Lisans Tezi, İskenderun Üniversitesi, Makine Mühendisliği Departmanı, Hatay, Türkiye, 2023

- [10] K. Çayhan, “Analysis of Bird Strike on Metallic Panels”, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Departmanı, İstanbul, Türkiye, 2023
- [11] Wilbeck, J. Sidney, “Impact Behavior Of Low Strength Projectiles”, *Air Force Materials Lab Wright-Patterson AFB OH*, 1978
- [12] E. Güngör, “Tabakalı Kompozit Yapılarda Kuş Çarpmasının Nümerik Analizi”, Yüksek Lisans Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi, Makine Mühendisliği Departmanı, İstanbul, Türkiye, 2022
- [13] KT Ramesh, “High Rates And Impact Experiments”, *Inspringer Handbook Of Experimental Solidmechanics*, pp. 929–960. New York, 2008
- [14] R. Hedayati, , M. Sadighi, , “Bird Strike an Experimental, Theoretical and Numerical Investigation”, *Woodhead Publishing in Mechanical Engineering*, 2016
- [15] E. Takazawa, et al., "Hugoniot equation of state and high-pressure transformation of jadeite." *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, vol. 103.B6, pp. 12261-12268, 1998, doi: 10.1029/98JB00767
- [16] R. Hedayati , M. Sadighi, , “Bird Strike an Experimental, Theoretical and Numerical Investigation”, *Woodhead Publishing in Mechanical Engineering*, 2016
- [17] Ö. Işıkdöğün, “Analysis Of A Bird Strike On The External Fuel Tank Of A Jet Trainer Aircraft”, Yüksek Lisans Tezi, Makine Mühendisliği Departmanı, Hacettepe Üniversitesi, Ankara, Türkiye, 2022
- [18] M. F. Sarıbaş, S. Karadeniz, “Bir Uçak Kanadının Hücüm Kenarına Kuş Çarpmasının Düzgün Parçacık Hidrodinamiği Kuş Modeli Kullanarak Sayısal İncelenmesi”, *Gazi Journal of Engineering Sciences*, vol. 8, no. 3, pp. 547-566, 2022, doi:10.30855/gmbd.0705042

- [19] C. W. Hirt, B. D. Nichols, N. C. Romero, "A Numerical Method For Fluid Dynamics With Moving Boundaries", *Journal Of Computational Physics* vol. 3, pp. 10–20, 1968
- [20] Smojver, I., & Ivančević, D., "Bird Strike Damage Analysis In Aircraft Structures Using Abaqus/Explicit And Coupled Eulerian Lagrangian Approach". *Composites Science And Technology*, vol. 71(4), pp. 489–498, 2011, doi: 10.1016/j.compscitech.2010.12.024
- [21] S. Heimbs , "Computational Methods For Bird Strike Simulations: A Review", *Computers & Structures*, vol. 89(23-24), pp. 2093-2112, 2011, doi: 10.1016/J.Compstruc.2011.08.007
- [22] Goyal, K. Vijay, A. Carlos, Huertas, J. Vasko Thomas, "Bird-strike modeling based on the Lagrangian formulation using LS-DYNA", *American Transactions On Engineering & Applied Sciences*, vol. 2.2, pp. 57-81, 2013
- [23] K. C. Chuan, "Finite Element Analysis Of Bird Strikes On Composite And Glass Panels", Department Of Mechanical Engineering, National University of Singapore, 2006
- [24] V. K. Goyal, A. Huertas, T. J. Vasko. "Arbitrary Lagrange Eulerian approach for bird-strike analysis using LS-DYNA." *Am Trans Eng Appl Sci*, vol. 2.2, pp. 109-132, 2013
- [25] R. Katuka, "Comprehensive bird strike simulation approach for aircraft structure certification." *Cyient white paper*, 2014, doi: 10.13140/RG.2.1.2362.6404
- [26] V. K. Goyal, C. A. Huertas, T. J. Vasko, "Smooth particle hydrodynamics for bird-strike analysis using LS-DYNA" *American Transactions on Engineering & Applied Sciences*, vol. 2(2), pp. 59141, 2013
- [27] R. Hedayati, M. Sadighi, M. Mohammadi-Aghdam, "On The Difference Of Pressure Readings From The Numerical, Experimental And Theoretical Results In Different

- Bird Strike Studies”, *Aerospace Science and Technology*, vol. 32, pp. 260-266, 2014, doi: 10.1016/j.ast.2013.10.008
- [28] F. Suna, Q. Suna, L. Nib,, K. Lianga, “Numerical Analysis Of Anti-Bird Strike Performance In Structural Connection Design For A Vertical Tail Leading Edge”, *Thin-Walled Structures*, vol. 144, China, 2019, doi: 10.1016/j.tws.2019.106319
- [29] D. Kim, S. Kim, “Evaluation Of Bird Strike-Induced Damages Of Helicopter Composite Fuel Tank Assembly Based On Fluid-Structure Interaction Analysis”, *Composite Structures*, vol. 210, pp. 676-686, 2019, doi: 10.1016/j.compstruct.2018.11.086
- [30] H. Pahange, M. H. Abolbashari, “Mass And Performance Optimization Of An Airplane Wing Leading Edge Structure Against Bird Strike Using Taguchi-Based Grey Relational Analysis”, *Chinese Journal of Aeronautics*, vol.29, pp. 934-944, 2016, doi: 10.1016/j.cja.2016.06.008
- [31] S. Heimbs, U. Fischer, W. Theiler, F. Steenbergen, “Numerical Analysis Of Bird Strike Resistance Of Helicopter Searchlight”, *Procedia Structural Integrity*, vol. 5, pp. 689-696, 2017, doi: 10.1016/j.prostr.2017.07.044
- [32] D. Hu, B. Song, D. Wang, Z. Chen, “Experiment And Numerical Simulation Of A Full-Scale Helicopter Composite Cockpit Structure Subject To A Bird Strike”, *Composite Structures*, vol. 149, pp. 385-397, 2016, doi: 10.1016/j.compstruct.2016.04.035
- [33] Zhou, Y., Sun, Y., & Huang, T., “Bird-strike resistance of composite laminates with different materials”, *Materials*, vol. 13(1), pp. 129, 2019, doi: 10.3390/ma13010129
- [34] A. K. Jhaa, S. Sathyamoorthya, V. Prakash, “Bird Strike Damage And Analysis Of UAV’s Airframe”, *Procedia Structural Integrity*, vol. 14, pp. 416-428, 2019, doi: 10.1016/j.prostr.2019.05.051

- [35] Z. Chuanna, J. X. Huaa, C. X. Haib, S. T. Cheng, “TC4 Hollow Fan Blade Structural Optimization Based On Bird Strike Analysis”, *Procedia Engineering*, vol. 99, pp. 1385-1394, 2015, doi: 10.1016/j.proeng.2014.12.674
- [36] A. Airoidi, B. Cacchione, “Modelling Of Impact Forces And Pressures In Lagrangian Bird Strike Analyses”, *International Journal of Impact Engineering*, vol.32, pp. 1651-1677, 2006, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2005.04.011
- [37] Y.N. Shmotin, P.V. Chupin, D.V. Gabov, A.A. Ryabov, V.I. Romanov, S.S. Kukanov. “Bird Strike Analysis Of Aircraft Engine Fan”, 7th European LS-DYNA Conference, Salzburg, Austria, 2009
- [38] R. Vijayakumar, K. Gulbarga, R. Ravindranath, “Bird Strike Simulation On Composite Structures”, 41st European Rotorcraft Forum, Munich, Germany, 1-4 September, 2015.
- [39] J. Zhou, J. Liu, X. Zhang, Y. Yan, L. Jiang, I. Mohagheghian, J. P. Dear, M. N. Charalambides, “Experimental And Numerical Investigation Of High Velocity Soft Impact Loading On Aircraft Materials”, *Aerospace Science and Technology*, vol. 90, pp. 44-58, 2019, doi:10.1016/j.ast.2019.04.015
- [40] G. Yella, P. Jadhay, C. Lande, “Bird-Strike Analysis On Hybrid Composite Fan Blade: Blade-Level Validation”, *Aerospace* vol. 10.5, pp. 435, 2023, doi: 10.3390/aerospace10050435
- [41] M. Guida, A. Sellitto, F. Marulo, A. Riccio, “Analysis Of The Impact Dynamics Of Shape Memory Alloy Hybrid Composites For Advanced Applications”, *Materials*, vol. 12.1, pp. 153, 2019, doi: 10.3390/ma12010153
- [42] B. Elamvazhudi, D. Boodala, “Ballistic Impact Study On Fibre Reinforced Polymer Composites Using FEA”, *Materials Today Proceedings*, vol. 62, 2023, doi:10.1016/j.matpr.2023.02.135

- [43] F. Mullaoglu, "A Numerical Study On The Impact Behavior Of Thermoplastic Plates", Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Departmanı, İstanbul, 2015
- [44] M. Maya, S. A. Keifer, V. Landersheimb, D. Laveuve, C. C. Asins, M. Imbert, "Bird Strike Resistance Of A CFRP Morphing Leading Edge", *Composite Part C: Open Access*, vol. 4, 2021, doi: 10.1016/j.jcomc.2021.100115
- [45] S. Joshi, K. Maharshi, N. Goyal, S. Patel, R. Panwar, "Multifunctional Carbon-Basalt Hybrid Composites Against Bird Strike", *Materials Today: Proceedings*, vol. 74, pp. 736-743, 2023, doi: 10.1016/j.matpr.2022.10.301
- [46] S. I. Sadaqa, V. S. Kumarb, G. M. S. Ahmed, Md. Irfand, "Experimental Investigation And Impact Analysis Of GFRP Composite Laminates", *Materials Today: Proceedings*, vol. 2, pp. 2808-2016, 2015, doi: 10.1016/j.matpr.2015.07.291
- [47] Keck, Rüdiger, Wolfgang Machunze, Markus Kaden, "Design, Analysis and Manufacturing of a Thermoplastic UD CF-PEEK slat" 28th International Congress of The Aeronautical Sciences,. 2012
- [48] B. Arachchigel, H. Ghasemnejad, M. Yasaee, "Effect Of Bird-Strike On Sandwich Composite Aircraft Wing Leading Edge", *Advances in Engineering Software*, vol. 148, 2020, doi: 10.1016/j.advengsoft.2020.102839
- [49] S. Heimbs, T. Bergmann, "High-Velocity Impact Behaviour Of Prestressed Composite Plates Under Bird Strike Loading", *International Journal of Aerospace Engineering*, 2012, doi: 10.1155/2012/372167
- [50] D. Zhang, Q. Fei, "Effect Of Bird Geometry And Impact Orientation In Bird Striking On A Rotary Jet-Engine Fan Analysis Using SPH Method", *Aerospace Science and Technology*, vol. 54, pp. 320-329, 2016, doi: 10.1016/j.ast.2016.05.003

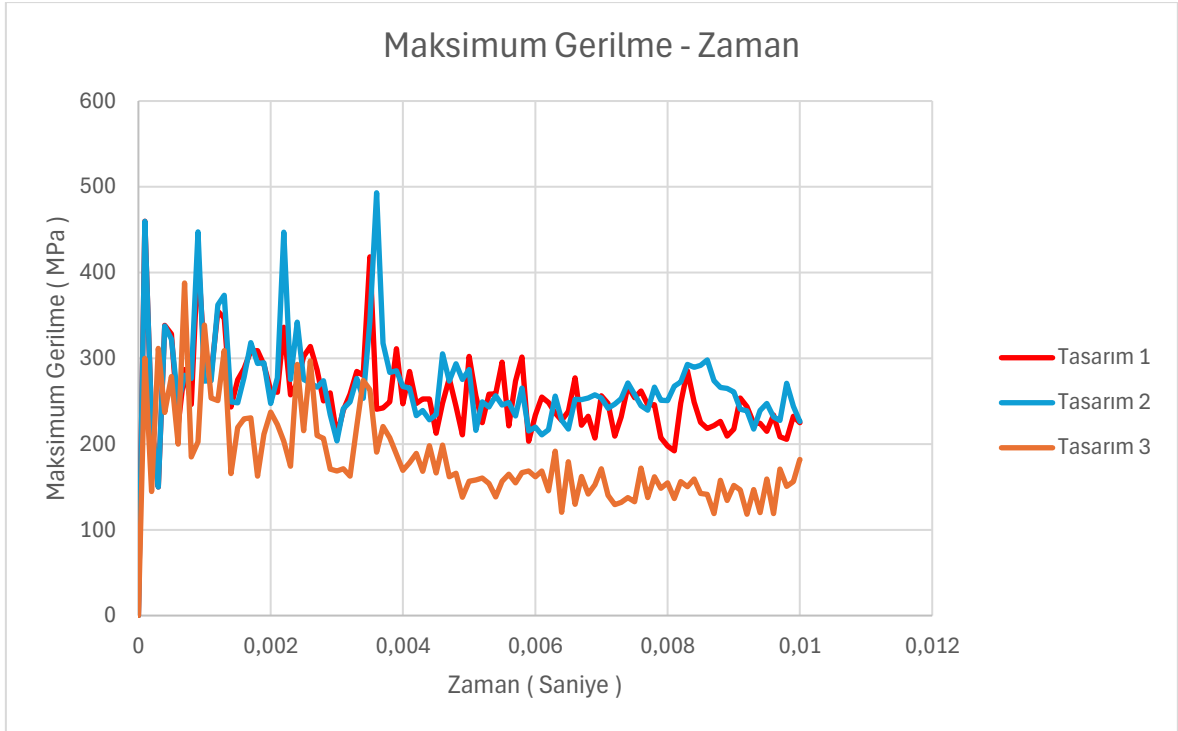
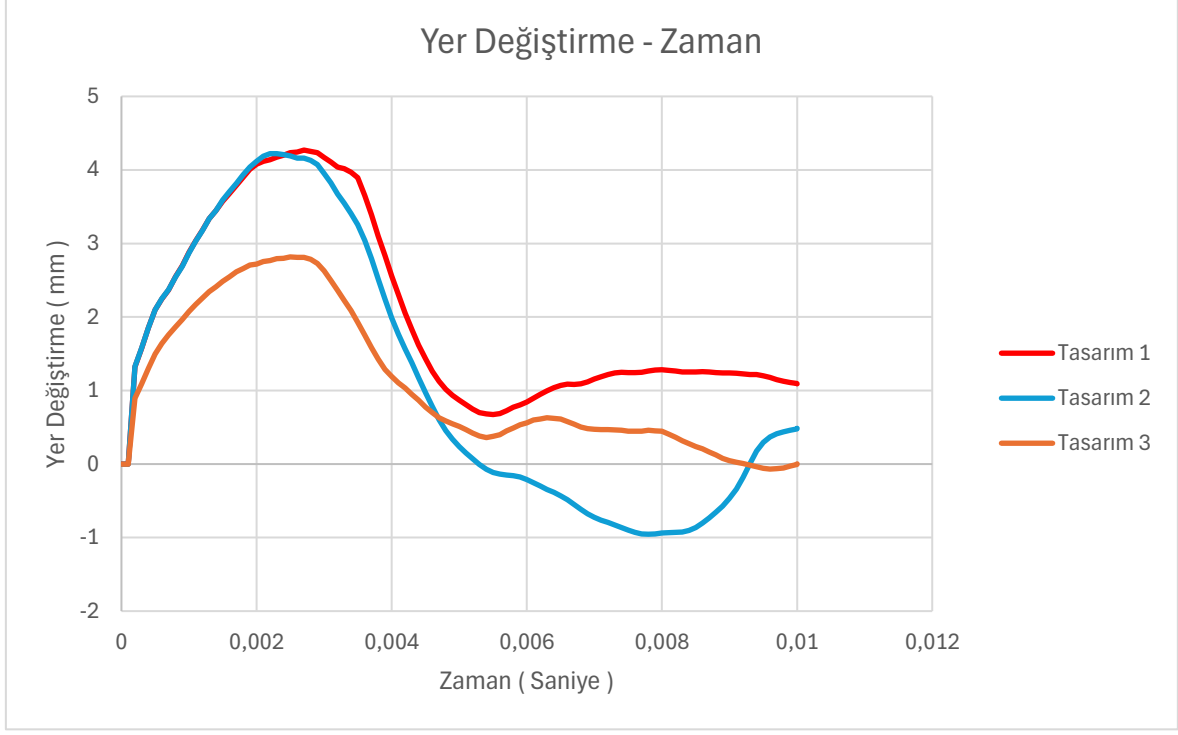
- [51] Liu, Jun, et al., "The impact performance of woven-fabric thermoplastic and thermoset composites subjected to high-velocity soft-and hard-impact loading". *Applied Composite Materials*, vol. 26, pp. 1389-1410, 2019, doi: 10.1007/s10443-019-09786-2
- [52] J. Liu, Y. Li, X. Yu, X. Gao, Z. Liu, "Design Of Aircraft Structures Against Threat Of Bird Strikes", *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 31, pp. 1535-1558, 2018, doi: 10.1016/j.cja.2018.05.004
- [53] M. Guida, A. Grimaldi, F. Marulo, M. Meo, G. Olivares, "Bird impact on leading edge wing with SPH formulation", 17th International Conference on Composite Materials, ICCM-17, Edinburgh, UK, 2009
- [54] Toray Advanced Composites, Morgan Hill, USA, TC1225 Ürün Sayfası, www.toraytac.com/product-explorer/products/gXuK/Toray-Cetex-TC1225 (accessed May 16, 2024).
- [55] Toray Advanced Composites, Morgan Hill, USA, TC1225 Datasheet, www.toraytac.com/media/3bd72fac-0406-48e4-bfc4-2ffd2398ac0c/fxj5OQ/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1225_PAEK_PDS.pdf
- [56] F. Paris, K. E. Jackson, "A study of failure criteria of fibrous composite materials", 2001. [Online] Ntrs.nasa.gov, Available: ntrs.nasa.gov/citations/20010035883i, Erişim Tarihi : May 16, 2024.
- [57] Hanssen, A. G., et al. "A Numerical Model For Bird Strike Of Aluminium Foam-Based Sandwich Panels." *International Journal of Impact Engineering* 32.7 (2006): 1127-1144.
- [58] Dar, Uzair Ahmed, Weihong Zhang, and Yingjie Xu. "FE Analysis Of Dynamic Response Of Aircraft Windshield Against Bird Impact." *International Journal of Aerospace Engineering* 2013.1 (2013): 171768.
- [59] Buyuk, Murat, Steve Kan, and Matti J. Loikkanen. "Explicit Finite-Element Analysis Of 2024-T3/T351 Aluminum Material Under Impact Loading For Airplane Engine

Containment And Fragment Shielding." *Journal of Aerospace Engineering* 22.3 (2009): 287-295.

- [60] Liu, Jun, Zongxing Liu, and Naidan Hou. "An Experimental And Numerical Study Of Bird Strike On A 2024 Aluminum Double Plate." *Acta Mechanica Sinica* 32 (2019): 40-49.
- [61] Hamershock, David M., Thomas W. Seamans, and Glen E. Bernhardt, "Determination of Body Density For Twelve Bird Species", No. WL-TR-93-3049, (1993)

EKLER

EK 1: KUZEY GÜMÜŞ MARTISI KUŞ MODELİ İÇİN GERÇEKLEŞTİRİLEN ANALİZ SONUÇLARI



Sönümlenen Enerji - Zaman

