T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

TABAKALI KOMPOZİT YAPILARDA KUŞ ÇARPMASININ NÜMERİK ANALİZİ

Emre GÜNGÖR

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

İmal Usulleri Programı

Danışman

Doç. Dr. Bedri Onur KÜÇÜKYILDIRIM

HAZİRAN, 2022

T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

TABAKALI KOMPOZİT YAPILARDA KUŞ ÇARPMASININ NÜMERİK ANALİZİ

Emre GÜNGÖR tarafından hazırlanan tez çalışması 20.06.2022 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, İmal Usulleri Programı **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Doç. Dr. Bedri Onur KÜÇÜKYILDIRIM
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Doç. Dr. Bedri Onur KÜÇÜKYILDIRIM, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

DR.ÖĞR.ÜYE. Bora ŞENER
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Doç. Dr. Vedat TAŞKIN
Trakya Üniversitesi _____

Danışmanım Doç. Dr. Bedri Onur KÜÇÜKYILDIRIM gözetiminde tarafımca hazırlanan Tabakalı Kompozit Yapılarda Kuş Çarpmasının Nümerik Analizi başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Emre GÜNGÖR

İmza

TEŞEKKÜR

Tez çalışmam boyunca bilgi ve tecrübeleriyle beni her zaman destekleyen, yol gösteren ve yardımlarını esirgemeyen başta hocam Sayın Doç. Dr. Bedri Onur KÜÇÜKYILDIRIM olmak üzere tüm Makine Mühendisliği hocalarıma teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmalarım sırasında benden yardımlarını hiçbir zaman esirgemeyen ve nümerik analizlerin gerçekleştirilmesi konusunda bilgi birikimini benimle paylaşan Sayın Ameen TOPA'ya çok teşekkür ederim.

Çalışma süresince kompozit malzemelerin hasar davranışının incelenmesi konusunda paylaştığı derin bilgilerinden dolayı Özge ÇOŞUT'a teşekkürü bir borç bilirim. Ayrıca tüm eğitim hayatım boyunca yanımda olan ve beni her zaman destekleyen sevgili aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Emre GÜNGÖR

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ vi
KISALTMA LİSTESİ vii
ŞEKİL LİSTESİ viii
TABLO LİSTESİ xi
ÖZET xii
ABSTRACT xiv
1 GİRİŞ 1
1.1 Literatür Özeti 4
1.2 Tezin Amacı ve Kapsamı 11
1.3 Özgün Değer 13
1.4 Hipotez 13
2 KUŞ ÇARPMASI STANDARTLARI VE KUŞ ÇARPMASI PROBLEMİ TEORİSİ 15
2.1. Kuş Çarpması Standartları 15
2.2. Problemin Tanımı 17
2.3.Kuş Çarpması Hidrodinamik Teorisi 20
2.3.1 Şok Fazı 22
2.3.2 Serbest Kalma Fazı 24
2.3.3 Durağan Akış Fazı 29
2.3.4 Çarpma Sonlanma Fazı 29
2.4 Momentum Transferi 30
2.5 Çarpma Süresi 31
2.6 Ortalama Çarpma Kuvveti 31
2.7 Eğik Çarpmalar 33
2.7.1 Fırlatılan Cismin Sapması 33
2.7.2 Eğik Çarpma 35
2.8 Rijit Olmayan (Esnek) Hedefler 38
2.9 Kuş Çarpmasında Gözeneklilik Etkisi 40
3 ÇARPMA MODELLEME METODOLOJISI 44
3.1 Doğrusal Olmayan Analizlerin Temeli 44
3.1.1 Geometri Kaynaklı Doğrusal Olmayan Davranış 46
3.1.2 Malzeme Kaynaklı Doğrusal Olmayan Davranış 47

3.1.3 Yükleme ve Yer Değiştirme Sınır Şartı Kaynaklı Doğrusal Olmayan Davranış 47
3.2 Sonlu Elemanlar Yöntemi (SEY) Zaman İntegrasyon Teorisi 48
3.2.1 Kapalı (Implicit) Zaman İntegrasyon Teorisi 48
3.2.2 Açık (Explicit) Zaman İntegrasyon Teorisi 49
3.3 Yumuşak Gövde Çarpma Çözüm Teknikleri 50
3.3.1 Lagrange Çözüm Tekniği 50
3.3.2 Euler Çözüm Tekniği 52
3.3.3 ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) Çözüm Tekniği 54
3.3.4 CEL (Coupled Eulerian Lagrangian) Çözüm Tekniği 56
3.3.5 SPH (Smoothed Particle Hydrodynamic) Çözüm Tekniği 57
3.4 Durum Denklemi (EOS) 60
4 NÜMERİK ÇALIŞMALAR 63
4.1 Kuş Modeli ve Çözüm Tekniği Seçimi 63
4.1.1 Problemin Tanımı 63
4.1.2 Çözüm Yöntemlerinin (Lagrange, ALE ve SPH) Karşılaştırılması 64
4.2 Uçak Gövdesi İçin Malzeme Modelleme 67
4.2.1 Kompozit Laminat Hasar Kriteri 68
4.2.2 Malzeme Modelinin Hazırlanması ve Doğrulanması 71
4.3 Sandviç Kompozit Uçak Radomu Kuş Çarpması Analizi 87
5 BULGULAR VE TARTIŞMA 92
6 SONUÇ VE ÖNERİLER 96
KAYNAKÇA 97
TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR 103

SİMGE LİSTESİ

X_C	Basma Dayanımı – Boyuna Yönde
Y_C	Basma Dayanımı – Enine Yönde
P	Basınç
p_0	Başlangıç Yoğunluğu
X_T	Çekme Dayanımı – Boyuna Yönde
Y_T	Çekme Dayanımı – Enine Yönde
e_c	Fiber Hasar Kriteri – Basma Modu
e_f	Fiber Hasar Kriteri – Çekme Modu
σ_{ij}	Gerilme Tensörü
$\acute{e}_{ij}$	Gerinim Oranı
δ_{ij}	Gerinim Tensörü
Γ_0	Gruneisen Parametresi
P_H	Hugoniot Basıncı
E_H	Hugoniot Enerjisi
d	Kuş Modelinin Çapı
l	Kuş Modelinin Uzunluğu
S_C	Kayma Dayanımı
G_{ab}	Kayma Modülü – AB Düzleminde
β	Kayma Sabiti Ağırlık Faktörü – Elyaf Çekme Modu
γ	Malzeme Sabiti
e_m	Matris Hasar Kriteri – Çekme Modu
e_d	Matris Hasar Kriteri – Basma Modu
σ_{bb}	Normal Gerilme – Enine Fiber Yönünde
σ_{aa}	Normal Gerilme – Fiber Yönünde
σ_{ab}	Normal Gerilme – Kayma Yönünde
v_{ab}	Poisson Oranı – AB Düzleminde
v_{ba}	Poisson Oranı – BA Düzleminde
c_0	Referans Ses Hızı
s	$U_s - U_p$ Eğrisinin Eğimi
E_a	Young Modülü – Boyuna Yönde
E_b	Young Modülü – Enine Yönde

KISALTMA LİSTESİ

ALE	Arbitrary Lagrangian-Eulerian
AOA	Angle of Attack
CEL	Coupled Eulerian-Lagrangian
CFL	Courant-Friedricks-Lewy
CS	Certification Specification
DHD	Düşük Hızlı Darbe
EASA	European Aviation Safety Agency
EOS	Equation of State
EVF	Eulerian Volume Fraction
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
FE	Finite Element
FEA	Finite Element Analysis
FEM	Finite Element Method
FOD	Foreign Object Damage
FSI	Fluid-Solid Interaction
JAR	Joint Aviation Requirements
SATCOM	Satellite Communication
SPH	Smoothed Particle Hydrodynamic
TAT	Total Air Temperature
VC	Design Cruise Speed
YHD	Yüksek Hızlı Darbe

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1 Kuş çarpması riskine maruz olan uçak bileşenleri 2

Şekil 1.2 Kuş çarpması fiziksel test ve nümerik hesaplama deformasyon şekilleri [8].....5

Şekil 1.3 Kuş çarpmasının yapıda oluşturduğu deformasyon [8] 6

Şekil 1.4 100 m/s darbe hızında kanat kesitlerinin toplam deformasyonu (t = 4 ms) [9].....6

Şekil 1.5 Önerilen kuş modeli ve nümerik SPH modeli [10] 7

Şekil 1.6 Sol: Lagrangian, ALE ve SPH kuş modellerinin deformasyonu, Sağ: Farklı kuş tiplerini temsil eden SPH modelleri [10].....7

Şekil 2.1 Yumuşak gövdeli bir çarpma tertibatında oluşan şok ve serbest kalma dalgaları [29] 21

Şekil 2.2 Tek boyutlu şok akışı: (a) hareketsiz bir sıvıya yayılan şok; (b) şok boyunca durdurulan akış; (c) durağan şok [7] 23

Şekil 2.3 Su için sıkıştırılabilirliğin Hugoniot basıncı üzerindeki etkisi [27].....24

Şekil 2.4 Akışkan malzemenin çarpma sürecindeki şok ve serbest kalma dalgaları [28].....25

Şekil 2.5 Şok bölgesindeki şok hızı (Us) ve ses hızının (Cr) karşılaştırılması [7]26

Şekil 2.6 Farklı silindir yarıçapları için darbe süresi ve darbe hızı [7].....27

Şekil 2.7 Momentum transferi 30

Şekil 2.8 Açılı çarpma durumundaki efektif kuş modeli uzunluğu 31

Şekil 2.9 Sapmış merminin katı bir hedefe normal çarpması [28] 34

Şekil 2.10 Fırlatılan cismin sapma açısının kritik sapma açısı ile eşit olması 35

Şekil 2.11 Sapan merminin sert bir levha üzerindeki açılı çarpması 36

Şekil 2.12 Farklı çarpma hızlarındaki çarpma açısının Hugoniot basıncının değişimine etkisi [28] 36

Şekil 2.13 Eğik çarpma olayının durağan akış fazı [27] 37

Şekil 2.14 Düzlemsel hedefe 30° açıyla çarpan su jeti için durağan akış basıncı dağılımı.....37

Şekil 2.15 Erken şok fazı sırasında elastik hedef üzerindeki çarpma olayı [27] .38

Şekil 2.16 Plaka üzerine fırlatılan poroz olmayan ve poroz yapılı jelatinlerin Hugoniot basınç farkı [33].....40

Şekil 2.17 Farklı darbe hızlarında şok hızı ve şok basıncı değişimleri 43

Şekil 3.1 a) Düzlem içi sıkıştırma yükü altındaki plaka b) Plakanın sonlu elemanlar modeli.....45

Şekil 3.2 Yumuşak gövdeli fırlatılan cisimler için Lagrange sonlu elemanlar modelleme yöntemi. 50

Şekil 3.3 Deformasyon Sonrası fiziksel olmayan negatif hacim oluşumu 50

Şekil 3.4 Yumuşak gövdeli fırlatılan cisimler için Euler sonlu elemanlar modelleme yöntemi 53

Şekil 3.5 Yumuşak gövdeli fırlatılan cisimler için ALE sonlu elemanlar modelleme yöntemi 54

Şekil 3.6 Farklı modelleme tekniklerinin deformasyon öncesi ve sonrası eleman ve referans hacim yapısı....55

Şekil 3.7 Hacmin ayrıklaştırılması a) FEM b) SPH 57

Şekil 3.8 SPH yönteminde bir parçacık etrafında aktif etki alanı [42]....59

Şekil 4.1 Kiriş probleminin şematik gösterimi [47] 63

Şekil 4.2 Lagrange nümerik yöntemi ile kiriş problemi simülasyonu....65

Şekil 4.3 ALE nümerik yöntemi ile kiriş problemi simülasyonu....65

Şekil 4.4 SPH nümerik yöntemi ile kiriş problemi simülasyonu 66

Şekil 4.5 Geleneksel sandviç kompozit yapısı 68

Şekil 4.6 Matris içerisinde gerçekleşen hasar tipleri [52]....68

Şekil 4.7 Kompozit sandviç yapı tasarımları a) 2C1H b) 3C2H c) 4C3H 73

Şekil 4.8 Kompozit sandviç tasarımları tarafından sönümlenen enerji miktarı...75

Şekil 4.9 Kuş modelinin çarpışma etkisiyle değişen hız profili 75

Şekil 4.10 Kompozit sandviç tasarımlarında oluşan tepki kuvvetleri....76

Şekil 4.11 Maksimum yer değiştirme anındaki hasar oluşumu a) 2C1H b) 3C2H c) 4C3H 77

Şekil 4.12 2C1H'nin çekme modu matris hasarı (a) Ön yüz katı #1 (b) Arka yüz katı #1 (c) Ön yüz katı #2 (d) Arka yüz katı #2 78

Şekil 4.13 2C1H'nin elyaf hasarı (a) Ön yüz katı #1 çekme modu (b) Arka yüz katı #1 fiber basma modu (c) Ön yüz katı #2 çekme modu (d) Arka yüz katı #2 fiber basma modu....79

Şekil 4.14 Ortotropik malzeme yönelimlerinin gösterimi [73] 80

Şekil 4.15 (a), (b) ve (c) sırasıyla L, W ve T yönündeki basma eğrileri iken (d), (e) ve (f) sırasıyla L-T, W-T ve L-W düzlemlerindeki kayma eğrileridir ..82

Şekil 4.16 2C1H Aramid (Nomex) çekirdekli düz plakanın sönümlediği enerji miktarının zamanla değişimi....83

Şekil 4.17 Kuş modelinin çarpışma etkisiyle değişen hız profili 83

Şekil 4.18 2C1H Aramid (Nomex) çekirdekli düz plakanın tepki kuvetlerinin zamanla değişimi 84

Şekil 4.20 Elyaf hasar davranışı (a) Arka yüz kat #1 çekme modu, (b) Arka yüz kat #1 basma modu, (c) Ön yüz kat #1 çekme modu ve (d) Ön yüz kat #1 basma modu.....86

Şekil 4.21 Radom modelinin önden ve isometrik görünüşü 86

Şekil 4.22 Radom yapısı üzerindeki deformasyonun zamanla değişimi.....87

Şekil 4.23 2C1H radom tasarımının sönümlediği enerji miktarının zamanla değişimi 88

Şekil 4.24 Kuş modelinin çarpışma etkisiyle değişen hız profili 88

Şekil 4.25 2C1H radom tasarımının tepki kuvetlerinin zamanla değişimi 88

Şekil 4.26 Matris hasar davranışı (a) Arka yüz kat #1 çekme modu, (b) Arka yüz kat #2 çekme modu, (c) Ön yüz kat #1 çekme modu ve (d) Ön yüz kat #2 çekme modu.....89

Şekil 4.27 Elyaf hasar davranışı (a) Arka yüz kat #1 çekme modu, (b) Arka yüz kat #1 basma modu, (c) Ön yüz kat #1 çekme modu ve (d) Ön yüz kat #1 basma modu.....90

TABLO LİSTESİ

Tablo 1.1 ABD'de1990-2018 yılları arasında kuş çarpması kazasına karışan ve hasar alan sivil uçaklara ait parça bazındaki veriler [2] 2

Tablo 1.2 Geçen on yıl içerisinde ABD'de havalimanlarında rapor edilen kuş çarpması vakaları.....3

Tablo 2.1 FAR standardına göre uçağın farklı parçalarının sertifikalandırılması için testlerde kullanılacak kuş kütlesi 16

Tablo 3.1 Kuş çarpması uygulamasında Lagrange formülasyonunun avantajları ve dezavantajları [33] 52

Tablo 3.2 Kuş çarpması uygulamasında Euler formülasyonunun avantajları ve dezavantajları [42] 53

Tablo 3.3 Kuş çarpması uygulamasında ALE formülasyonunun avantajları ve dezavantajları [33] 56

Tablo 3.4 Kuş çarpması uygulamasında ALE formülasyonunun avantajları ve dezavantajları 60

Tablo 4.1 Kiriş ve fırlatılan cisim malzeme özellikleri [47] 64

Tablo 4.2 Lagrange, ALE ve SPH teknikleri için çarpışma süreleri 64

Tablo 4.3 Lagrange, ALE ve SPH teknikleri için analitik ve nümerik sonuçların karşılaştırılması 66

Tablo 4.4 Karbon-fiber takviyeli polimer malzeme özellikleri 72

Tablo 4.5 Maksimum yer değiştirme anındaki hasar boyutları.....78

Tablo 4.6 Aramid (Nomex) bal peteği malzemesinin mekanik özellikleri [73] ..82

ÖZET

Tabakalı Kompozit Yapılarda Kuş Çarpmasının Nümerik Analizi

Emre GÜNGÖR

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Doç. Dr. Bedri Onur KÜÇÜKYILDIRIM

Çalışma kapsamında ticari uçak gövdelerinde kullanılan kompozit sandviç panel yapılarının kuş çarpmasına karşı dayanımı araştırılmıştır. Çarpışma modelleme tekniğini belirlemek amacıyla Lagrange, Euler, Arbitrary Lagrangian-Eularian (ALE), Coupled Eulerian-Lagrangian (CEL) ve Smoothed Particle Hydrodynamic (SPH) teknikleri incelenmiştir. Modelleme tekniğini seçebilmek amacıyla deforme olmayan kübik bir yapının kiriş üzerine çarpmasını esas alan fiziksel bir problem tanımlanmıştır. Fiziksel problemin analitik ve nümerik çözüm sonuçları karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma sonucunda Lagrange, ALE ve SPH yöntemleri kullanılarak elde edilen sonuçların analitik hesaplara göre hata oranı sırasıyla %3.74, %2.43 ve %2.73 olarak hesaplanmıştır. Sonraki aşamada yapılacak çalışmalarda kullanılacak teknik olarak SPH yöntemi tercih edilmiştir.

Kuş çarpmasına karşı dayanımını araştırmak ve iyileştirmek amacıyla iki farklı tasarım tipi (3C2H ve 4C3H) modellenmiş ve geleneksel sandviç kompozit panel yapısı (2C1H) modeli ile sonuçlar karşılaştırılmıştır. Her tasarımın kalınlığı 6,2 mm olarak belirlenmiştir ve her tasarım toplam sekiz elyaf katmanından oluşmaktadır.

2C1H, 3C2H ve 4C3H tasarımları kullanılarak deforme olabilir kompozit sandviç plaka yapıları modellenmiştir ve çekirdek malzemesi olarak alüminyum bal peteği yapısı kullanılmıştır. *MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE (MAT-54) malzeme kartı kullanılmıştır. Hasar sonuçları karşılaştırıldığında 4C3H modelinin 263.4 *J* ile en düşük enerjiyi sönümlerken, 2C1H modelinin 317.1 *J* yani %21.35 daha fazla, 3G2H modelinin ise 359.0 *J* yani %36 daha fazla enerji sönümlemiştir. Ancak çarpışma sonrası fırlatılan cismin son hızları karşılaştırıldığında 2C1H modelinde bu hızın 19.3 m/s iken 3G2H modelinde bu hızın 39.9 m/s yani yaklaşık iki kat fazla olduğu görülmüştür. Aramid esaslı bal peteği kullanarak modellenen plaka modeli için 2C1H tasarımı seçilmiştir. Aramid esaslı bal peteğini modellemek için *MAT_HONEYCOMB (MAT-26) malzeme kartı kullanılmıştır. Bu sandviç yapının 248 *J* enerji sönümlediği, bu değerin alüminyum çekirdekli sandviç yapıya kıyasla %21.5 daha az olduğu görülmüştür. Çarpışma sonrasında kuşun son hızı ise 34.9 m/s olarak kaydedilmiştir, diğer modele kıyasla %80 daha yüksek bir hızı temsil etmektedir.

Ticari uçaklarda kullanılan SATCOM radom kompozit sandviç yapısı modellenerek kuş çarpmasına karşı dayanımı araştırılmıştır. Aramid esaslı çekirdek malzemesi ile modellenmiş SATCOM radom yapısının kuş çarpması sonucunda 244 *J* enerji sönümlediği ve kuş modelinin son hızını ancak %35.5 mertebesinde azaltabildiği kaydedilmiştir. Radom modelinde kullanılan 2C1H tasarımının kuş çarpmasına karşı uçuşa elverişliliği sürdürebilecek nitelikte olduğu tespit edilmiştir. Farklı modelleme tekniklerinin yüksek hızlı çarpma benzetim çalışmalarındaki çözümleme kabiliyeti, sandviç kompozit yapıların darbe/çarpma altındaki davranışı ve hasar oluşumu hem plaka ölçeğindeki modellerde ve hem de makro ölçekteki ticari bir SATCOM anten radom yapısında araştırılmıştır. Böylece kuş çarpmasına karşı dayanımı geliştirilecek kompozit sandviç yapılar için önemli olan parametreler ortaya konmuştur.

Anahtar Kelimeler: Sandviç Kompozit, hasar mekaniği, kuş çarpması, SPH, nümerik analiz

ABSTRACT

Numerical Analysis of Bird Strike Impact on Composite Sandwich Structures

Emre GÜNGÖR

Department of Mechanical Engineering

Master of Science Thesis

Supervisor: Assoc. Prof. Bedri Onur KÜÇÜKYILDIRIM

In this thesis, the resistance of composite sandwich panel structures used in commercial fuselage against bird strike was investigated. In order to determine the impact modeling methodology, Lagrangian, Eulerian, Arbitrary Lagrangian-Eulerian (ALE), Coupled Eulerian-Lagrangian (CEL) and Smoothed Particle Hydrodynamic (SPH) techniques were investigated. In order to choose the modeling technique, a physical problem based on the impact of a rigid cubic structure on the beam was defined. Analytical and numerical solution results of the physical problem are compared. As a result of this comparison, the error rate of the results obtained using Lagrange, ALE and SPH methods compared to the analytical calculation was calculated as 3.74%, 2.43%, and 2.73%, respectively. The SPH method was preferred as the technique to be used in the studies to be carried out in the next stage.

In order to investigate and improve the resistance of sandwich composite structures, two different design types (3C2H and 4C3H) were modeled and the results were compared with the traditional sandwich composite panel structure (2C1H). The thickness of each design is set at 6.2 mm, and each design consists of a total of eight fiber layers. Deformable composite sandwich plate structures were modeled using 2C1H, 3C2H, and 4C3H designs, and an aluminum

honeycomb structure was used as the core material. The material card *MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE (MAT-54) was used to define the mechanical material constants of the fiber layer. It is observed that the 4C3H model has absorbed the lowest energy with 263.4 J, 2C1H model has absorbed 317.1 J which is 21.35% more than the 4C3H, and the 3G2H model has absorbed 359.0 J energy which is 36% more than 4C3H. However, when the final speeds of the virtual bird model after the impact are compared, it was observed that this speed is 19.3 m/s in the 2C1H model, while this speed is 39.9 m/s in the 3G2H model, which is about twice. Based on these results, the 2C1H design was chosen for the deformable flat plate model modeled using an aramid-based honeycomb. *MAT_HONEYCOMB (MAT-26) material card was used to simulate the mechanical properties of aramid-based honeycomb in different axes. It was observed that the composite sandwich structure modeled with aramid-based honeycomb absorbs 248 J energy, and this value is 21.5% less than the aluminum core sandwich structure. The final velocity of the bird model after the impact was recorded as 34.9 m/s, this value representing an 80% higher speed compared to the other model.

The resistance to bird strike was investigated by modeling the SATCOM radome composite sandwich structure with aramid-based core material used in commercial aircraft. It has been noted that the SATCOM radome structure absorbs 244 J of energy, and it can only reduce the final velocity of the bird model by 35.5%. It has been determined that the 2C1H design used in the radome model is capable of maintaining airworthiness against bird strikes. As a result of the numerical studies carried out, the parameters that are significant for composite sandwich structures that need to be resistant to bird strikes have been revealed.

Keywords: Sandwich Composite, damage mechanics, bird strike, SPH, numerical analysis

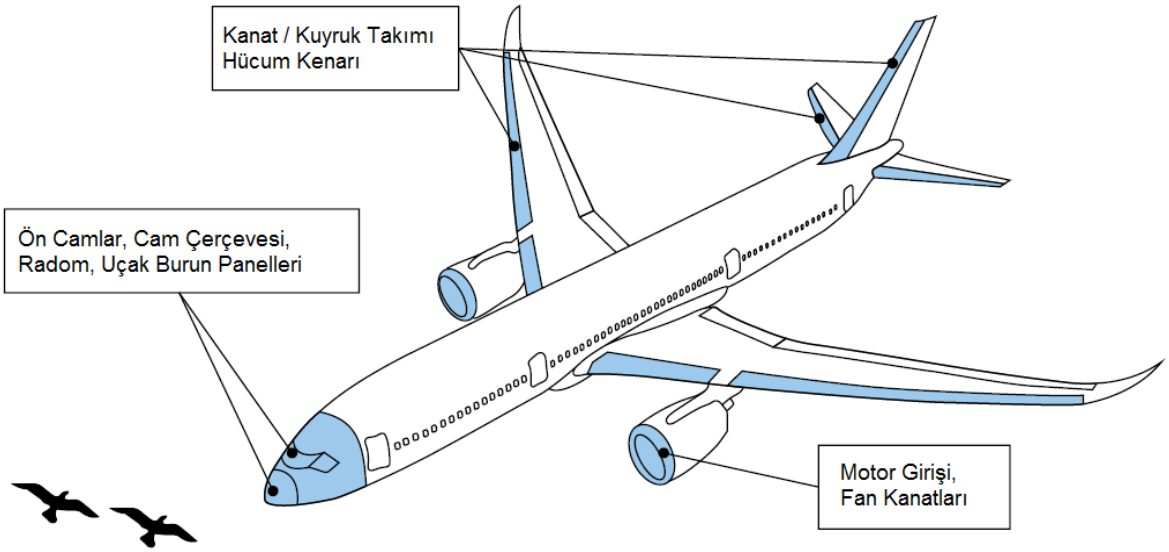
---

1
GİRİŞ

Hareketli bir hava taşıtı ile bir kuş veya kuş sürüsü arasındaki herhangi bir temasa kuş çarpması denir. Bu ifade genellikle karada yaşayan memeli canlılar dahil olmak üzere diğer yaban hayat türlerini kapsayacak şekilde çeşitlendirilebilir. Kuş ve benzeri kütleye sahip canlılar için böyle bir çarpışmanın neticesi genellikle ölümcüldür. Bununla birlikte, bir hava aracı için kuş çarpması vakası, hava taşıtının gövdesindeki bir girinti/çökme veya küçük delik sebebiyle uçak parçalarında ciddi hasar veya genellikle motorların devre dışı kalmasından kaynaklı tüm uçağın tahribatı şeklinde sonuçlanabilir.

Kuş saldırısı, uçak yolculuğunun güvenliği için önemli bir tehdit olabilir. Yabancı cisim (veya yabani canlı) hasarlarının (FOD) % 90'ından fazlası uçan canlıların sebep olduğu kazalar olarak rapor edilmiştir. Sonuç olarak, kuş çarpması havacılık endüstrisindeki en önemli güvenlik sorunlarından biridir. Kuş çarpmaları, uçak hasarına ve can kayıplarına yol açan sayısız kazaya neden olmuştur. Kaydedilen raporlar değerlendirildiğine, hava taşıtları ile yapılan seyahatlerin istatistiksel olarak en güvenli yolculuk seçeneklerinden biri olarak kabul edildiği görülmüştür [1].

Kuş çarpması vakası havacılık endüstrisi için artan bir sorundur. Uçaklar, seyir, kalkış veya iniş esnasında kuşlarla karşılaşma riski taşır. Bu nedenle motorlar, kanat hücum kenarları ve kokpit bölgesi gibi uçuş güvenliği açısından kritik olan parçaların güvenli bir uçuş sağlamak için, bir veya birkaç kuş çarpmasından sonra işlevselliğini sürdürmesi gerekir.



Şekil 1.1 Kuş çarpması riskine maruz olan uçak bileşenleri

Bildirilen ilk kuş çarpması olayı, Orville Wright 1905'te Ohio'da bir mısır tarlası üzerinde uçarken yaşanan kaza sonucu kayıtlara geçmiştir [2].

Tablo 1.1 ABD'de1990-2018 yılları arasında kuş çarpması kazasına karışan ve hasar alan sivil uçaklara ait parça bazındaki veriler [2]

Uçak Parçaları	Kuş Çarpması Vaka Sayısı	Toplam Çarpma Vakaları İçindeki Oranı (%)	Hasar Oluşturan Kuş Çarpması Vaka Sayısı	Toplam Hasarlı Çarpma Vakası İçindeki Oranı (%)
Ön Cam	27882	16	1140	6
Burun	25134	14	1249	7
Kanat/Rotor	24440	14	4457	24
Radom	21115	12	1736	10
Motor(lar)	20408	11	4925	27
Uçak Gövdesi	20222	11	805	4
İniş Takımı	7735	4	590	3
Diğer	31049	18	3329	19

*Kuş çarpması bildirilen "diğer" parçalar arasında 3611 Pervane, 2196 Kuyruk, 685 Pitot tüpü, 441 silecek lastiği, 235 anten (iletişim, radar veya global konum), 126 Toplam Hava Sıcaklığı (TAT) probları ve 122 Saldırı Açısı (AOA) sensörleri bulunmaktadır.

Kuşlar, uluslararası korumayı hak eden çevrenin ekolojik, ekonomik ve estetik üyeleri olmakla birlikte, bazen havacılık gibi insan faaliyetleri ile karşı karşıya kalabilirler. Kuşlarla ve diğer vahşi yaşam canlılarıyla yaşanan uçak çarpışmaları, son yıllarda havacılık güvenliği için artan bir endişe haline gelmiştir. Bu artan tehdide katkıda bulunan faktörler, daha sessiz turbofan motorla çalışan uçaklarla artan hava trafiği ve artan büyük kuş nüfusu oranıdır. Küresel olarak, yaban hayatı saldırıları 1988-2018 yılları arasında 282'den fazla insanın hayatını kaybetmesine sebep oldu ve 263'ü aşkın uçağın kullanılmaz hale gelmesine yol açtı [3].

Tablo 1.2. Geçen on yıl içerisinde ABD'de havalimanlarında rapor edilen kuş çarpması vakaları

Rapor Edilen Yıl	Çarpma Vakası Sayısı	Hasara Neden Çarpma Vakası Sayısı	Toplam Vakalar İçindeki Hasarlı Vaka Oranı
2010	9905	597	6,0%
2011	10119	542	5,4%
2012	10918	612	5,6%
2013	11417	609	5,3%
2014	13694	584	4,3%
2015	13808	619	4,5%
2016	13454	596	4,4%
2017	14664	658	4,5%
2018	16020	697	4,4%

Kuş ve diğer vahşi yaşam saldırılarının maliyeti her yıl sadece ABD'de 900 milyon dolardan fazla kaynak harcamasına sebep olmaktadır. Can kayıpları ve ekonomik maliyetin nedeniyle kuş çarpması vakaları dikkate alma ihtiyacı ortaya çıkmıştır.

İstatistiklere göre rapor edilen çarpışmaların % 71'i ve hasar meydana gelen tüm çarpışmaların % 55’i 150 metre veya altındaki irtifalarda, 150 metre veya üzerindeki irtifalarda ise tüm çarpışmaların % 29'u ve hasar meydana gelen çarpışmalarınsa % 45’i meydana gelmektedir. Belirtilen istatistiki veriler ışığından kalkış ve inişin süreçlerinin kuş çarpması bakımından en kritik uçuş koşulları olduğu söylenebilir [3].

Yaşanan vakaların genel anlamdaki fiziksel tanımı ise belirli bir kütlesi olan cisimlerin sahip olduğu enerjinin dahil olduğu çarpışmalar olarak nitelendirilmiştir. Çarpışma olaylarındaki enerjinin rolüne örnek vermek gerekirse, 360 km/sa kalkış hızındaki bir Boeing 747 ile çarpışan 1.7 kg'lık martı, vakumlanmış ortamda on metreden atlayan 86 kg ağırlığındaki yetişkin bir insanla aynı kinetik enerjiye sahiptir [4]. Bu tip yüksek enerji aktarımı olan vakaların hesaplanması için analitik yöntemler mevcut olsa da ortamdaki diğer unsurları senaryoya dahil etmek ve hesaplama süresinden kısaltmak adına bilgisayar programları kullanılmaktadır.

Günümüzde, karmaşık ve yüksek dereceden doğrusal-olmayan problemler, geliştirilmiş bilgisayar ve yazılım teknolojileri ile birlikte modellenebilir. Sonlu elemanlar yazılım paketlerinin artan kullanımı ile tasarım metodolojisi ticari yazılımlar arası farklılıklar gösterir. İlk olarak, kuş çarpmasına dayanıklı tasarımlar bilgisayar simülasyonları kullanılarak doğrulanır ve ardından nihai tasarım test edilir. Bu yöntemi takip ederek ürün geliştirmek, azaltılmış tasarım süresi, düşük test bütçesi ve daha güvenli tasarımlar gibi bazı avantajlar getirir.

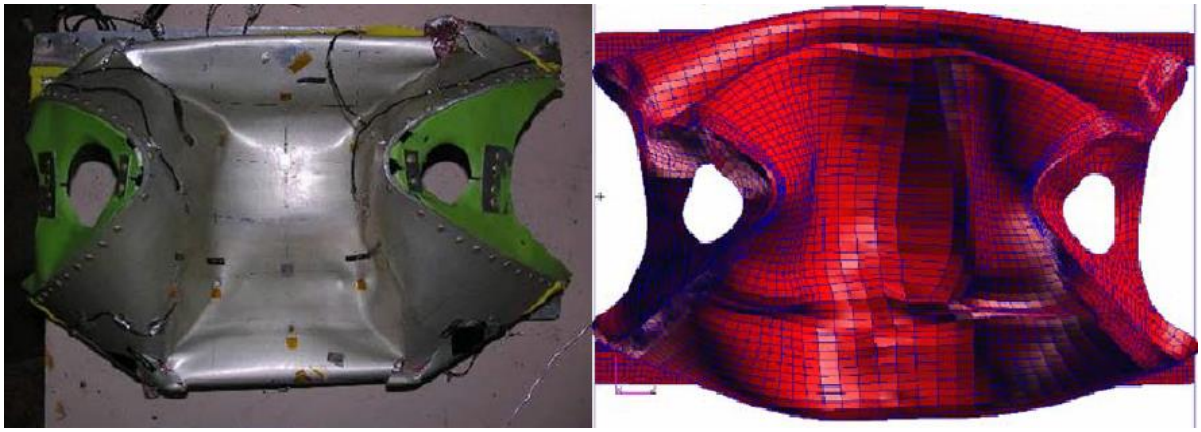
1.1 Literatür Özeti

Geleneksel kuş çarpması tasarım yöntemlerinde, kuş çarpmasına karşı koyabilmek için yapısal parçaların kalınlığını belirlemek için ampirik hesaplamalar kullanır. Ancak gelişen teknoloji ve artan güvenlik ihtiyaçları nedeniyle uçuşa elverişlilik gereksinimleri giderek artmaktadır. Artan gereksinimleri karşılayabilecek daha karmaşık uçak yapıları tasarlamak, tasarım yaşam döngüsü süresini ve maliyetlerini azaltma ihtiyacı ise gelişmiş nümerik hesaplama kabiliyetine sahip programlar kullanarak aşılmaya çalışılmaktadır. Son yıllarda birçok araştırmacı bilimsel araştırmalarını çarpışma olayına odakladı, ancak cisimlerin çarpma fenomeni 50 yıldan fazla bir süredir inceleniyor.

1955 yılında Parkes, darbe yükü altında yapısal elemanların plastik deformasyonunu inceleyen ilk araştırmacı olmuştur [5]. 1975 yılında, Barbers, Taylor ve Willbeck rijit bir plakaya karşı kuşların darbe etkisi karakterizasyonunu inceleyerek ve pik basınçları belirleyerek, ilk kez kuş çarpması olayını yumuşak gövde çarpma problemi olarak değerlendiren araştırmacılar oldular. Ayrıca çalışmalarında rijit plaka üzerindeki kuş

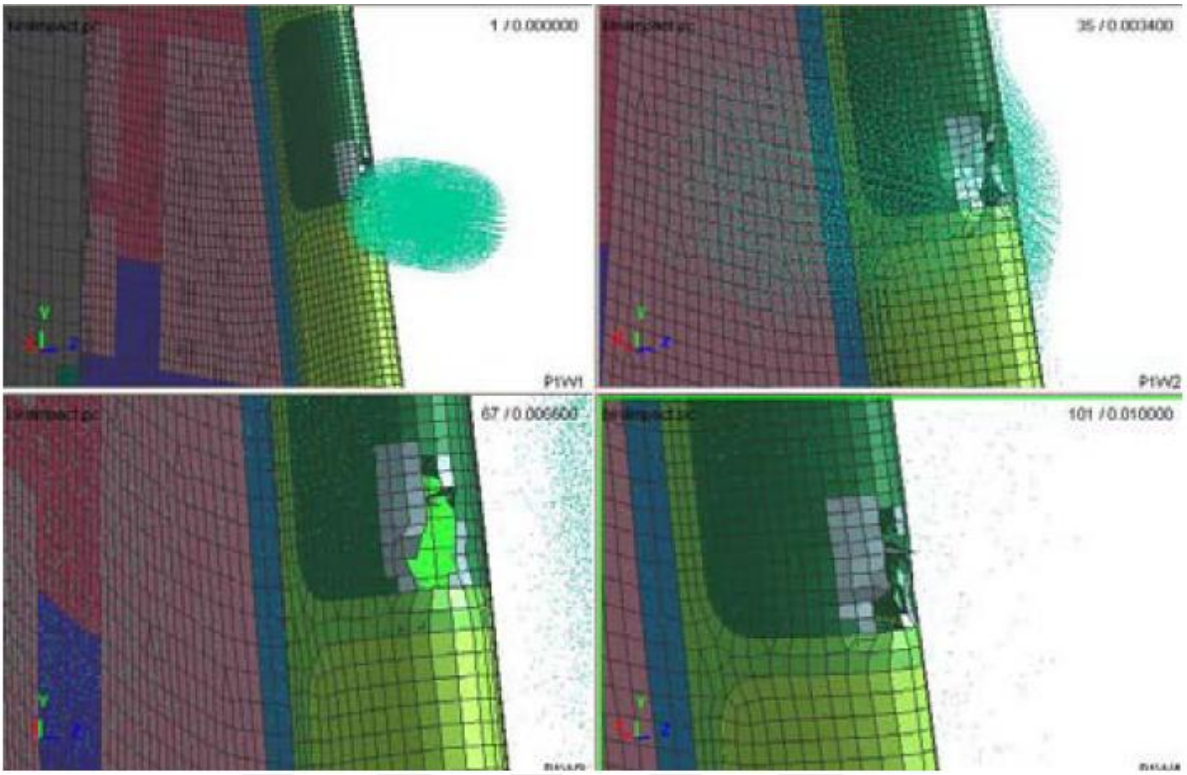
çarpması neticesinde oluşan pik basınçların, kuş büyüklüğünden bağımsız ve çarpma hızının karesiyle orantılı olduğunu tespit etmişlerdir [6].

Uçağın kuyruk takımı hücum kenarı üzerindeki kuş çarpması ve etkileri Guida ve arkadaşları tarafından yapılan çalışmada araştırılmıştır. Çalışma yeni bir kuyruk kanat takımı tasarımı yapmak amacıyla nümerik ve fiziksel testlerin korelasyonunu kapsayacak şekilde yapılmıştır. Kuş modelini doğrulamak için Wilbeck'in 1977'de doktora tezi kapsamında yaptığı çalışma referans olarak kullanılmıştır [7]. Ayrıca nümerik modellemeler için Lagrangian çözüm tekniği kullanılmıştır. Nümerik ve test çalışmaları arasında %5'den daha düşük hata oranları tespit edilmiştir. Test ve simülasyon karşılaştırması Şekil 1.1'de verilmiştir [8].



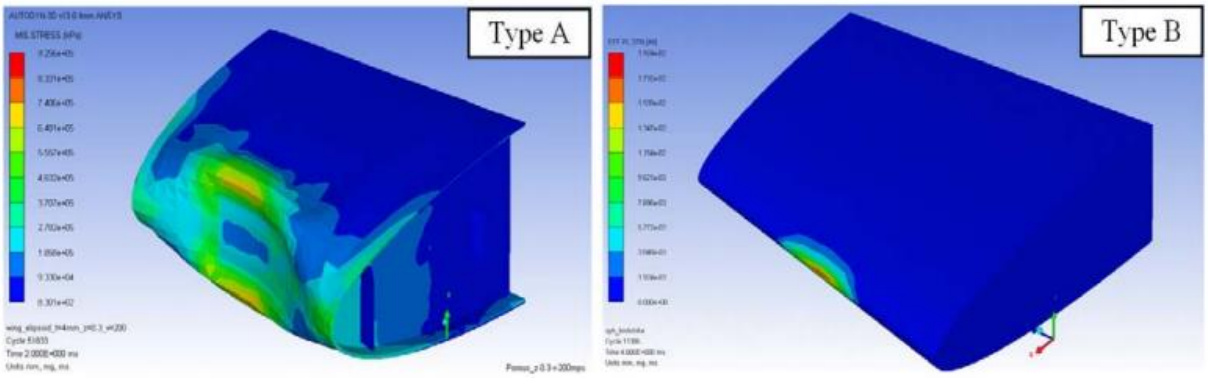
Şekil 1.2 Kuş çarpması fiziksel test ve nümerik hesaplama deformasyon şekilleri [8]

Çin havacılık standardı HB7084-94 dikkate alınarak 4.6 kg'lık, her iki ucu küresel biten silindirik yapıda modellenmiş 180 mm çapındaki 114m/s hıza sahip kuş modelinin kompozit kuyruk hücum kenarına kuş çarpması analizi Guo'nun çalışmasında gerçekleştirilmiştir. Kuş modeli için Smoothed Particle Hydrodynamic (SPH) çözüm tekniği kullanılmıştır. Ayrıca çarpışma esnasında akışkan benzeri bir davranış sergileyen kuş yapısını tanımlamak için Murnaghan EOS (equation of state) kullanılmıştır. İlk tasarımda kompozit kuyruk takımı hücum kenarının elyaf dizilimi [45/45/0/0/45/45] iken, yapılan optimizasyon çalışmalarında yapının kuş çarpmasında hasara uğramayacak şekilde yeniden tasarlanması sonunda yeni elyaf dizilimi [0/-45/90/45/-45/90/45/0/-45/45/0/0] olmuştur. Ancak bu yapısal optimizasyonun ağırlıkta 2.957 kg artışa, maliyetlerde ise %8.43'lük bir artışa neden olduğu sonucu çıkarılmıştır [9].



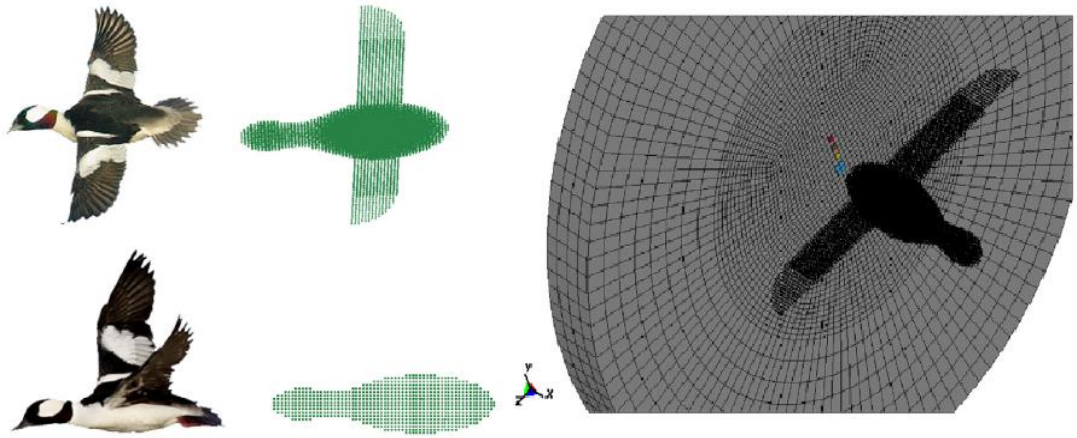
Şekil 1.3 Kuş çarpmasının yapıda oluşturduğu deformasyon [8]

Maksimović'in çalışmasında kanat hücum kenarı profili künt ve daha keskin olmak üzere iki farklı kanat tipi tasarımı üzerinde FAR 25.571 standardını dikkate alarak kuş çarpması nümerik hesaplamalarını yapmıştır. SPH çözüm tekniğinde, kuş modeli hareket edebilen bir grup parçacık tarafından temsil edilir. Burada her bir parçacık interpolasyon noktası olarak kabul edilir. Başlangıçta bu parçacıklar birbirine göre sabit konumsal bir mesafeye sahiptir ve 'parçacık mesafesi' (smoothing length) olarak bilinir. Hesaplamalarda SPH kuş modelini oluşturan parçacıklar arası mesafenin sonuçlara olan etkisini araştırmak için parçacıklar arası mesafe 0,2 ve 2 olarak kullanılmıştır [10].



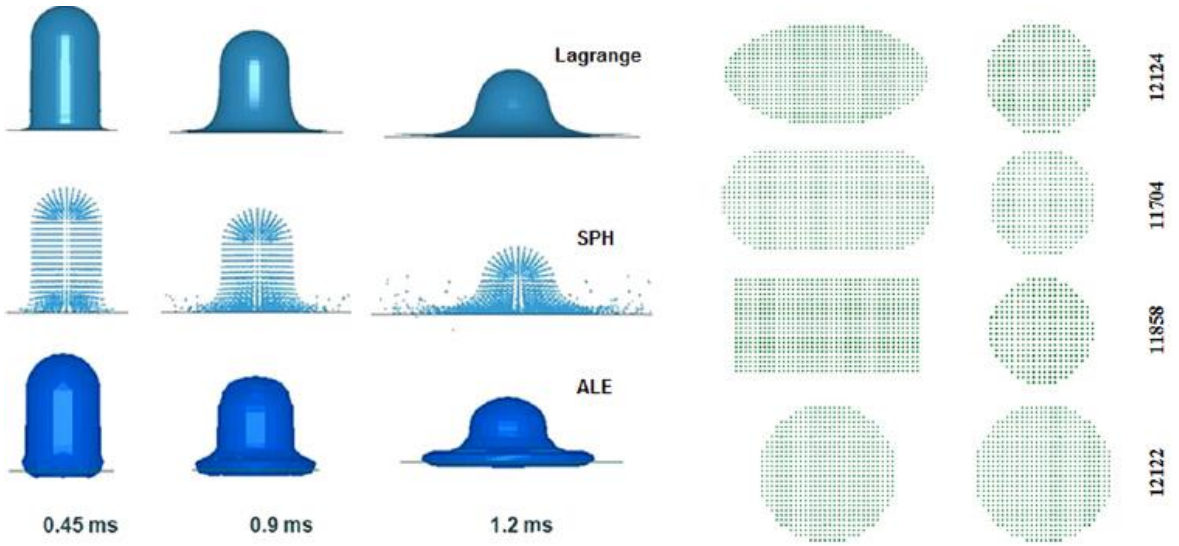
Şekil 1.4 100 m/s darbe hızında kanat kesitlerinin toplam deformasyonu (t = 4 ms) [9]

Hedayati tarafından kapsamlı bir çalışma yapılmış ve daha doğru sonuçlar elde edebilmek amacıyla gerçekçi bir kuş modeli sunulmuştur. Wilbeck'in gerçekleştirdiği fiziksel test çalışmaları ve sonuçları hem önerdiği kuş modelini doğrulamak hem de gerçekleştirilen nümerik analiz sonuçlarıyla karşılaştırmak amacıyla referans alınmıştır [11].



Şekil 1.5 Önerilen kuş modeli ve nümerik SPH modeli [10]

Analizlerde uygun çözüm tekniğini seçmek için ALE, Lagrangian ve SPH modellerine ait simülasyonlar yapılmıştır. Ayrıca çözüm tekniklerinde kuşun akışkan benzeri davranışını modellemek için kullanılan Polinomial, Tabular ve Gruneisen EOS eşitlikleri değerlendirilmiştir. Her model için parametrik çalışma yapıldıktan sonra kuş modelinin çarpma esnasındaki davranışını en iyi tahmin eden eşitliğin Gruneisen olduğu bulunmuştur [11].



Şekil 1.6 Sol: Lagrangian, ALE ve SPH kuş modellerinin deformasyonu, Sağ: Farklı kuş tiplerini temsil eden SPH modelleri [10]

Çalışmada önerilen gerçekçi kuş modeli ve literatürde en çok karşılaşılan dört farklı kuş modeli (küresel, düz başlı silindirik, yarı-küresel başlı silindirik ve eliptik) için nümerik hesaplamalar yapılarak elde edilen sonuçlar Wilbeck'in çalışması ile karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak fiziksel testlerde yaşanan çarpma esnasındaki ilk temas alanına benzer alana sahip olduğu için en iyi pik basınç değeri sonucunu önerilen kuş modelinin verdiği tespit edilmiştir [11].

Doğrusal olmayan kuş çarpması simülasyonu Ls-Dyna kullanarak Guo ve arkadaşları tarafından gerçekleştirilmiştir. Kuş modelinin çarpacağı hedef malzeme olarak dört parçadan oluşan ve tamamı Al 7075 malzemeden oluşan kanat hücum kenarı modellenmiştir. SPH modeli parçacık sayısı ve çarpma hızları değiştirilerek kuş modelinin kalibrasyonu yapılmıştır. Ayrıca kalibrasyon çalışması esnasında hedef malzemenin deformasyonunun doğru tanımlanması üzerinde ağ-örgüsü boyutunun etkisini tespit etmek için 3-6-8-10 ve 15 mm ağ-örgüsü boyutlarındaki çarpma simülasyonları için hourglass enerjinin iç enerjiye oranı hesaplanmıştır. Buradan elde edilen hedef ağ-örgüsü boyutu ile hücum kanat kenarı modeli sonlu elemanlara ayrıklaştırılmış ve üç farklı bölgeden 85° lik geliş açısı ile gerçekleşen çarpma durumları analiz edilmiştir [12].

Grimaldi'nin çalışmasında, SPH çözüm tekniğinin kuş çarpması gibi yüksek hızlı çarpma olayı dinamiklerini simüle etmek için en uygun ve uygulanabilir yöntem olduğunu savunulmuştur. Avrupa ve ABD havacılık standartları kuş çarpması gereksinimlerini karşılamak için uçak ön camı çevre yapısının sonlu eleman analizi üzerine odaklanmıştır. Nümerik hesaplamalarda ön cam modeli, 155 m/s hıza sahip 1.8 kg kuş modelinin 90° derecelik geliş açısı ile çarpma etkisine maruz bırakılmıştır Analiz sırasında elde edilen sonuçlar, çarpma sırasında ön cama aktarılan enerjinin çarpma açısına büyük ölçüde bağlı olduğunu göstermiştir [13].

Kuş çarpması vakalarında uçak yapılarının dinamik tepkilerini tahmin etmek, SPH ve sonlu eleman (FE) yöntemini birlikte kullanma potansiyelini incelemek için, Jun ve arkadaşları tarafından bir uçak burnunun yan duvar yapısı üzerinde deneysel kuş çarpması testleri gerçekleştirilmiş ve sayısal olarak simüle edilmiştir. Kuş gövdesi uçak burnunun yan duvarına 150 m/s hızla çarpacak şekilde testler yapılmış ve yüksek hızlı

bir kuş etkisinin davranışının SPH yöntemi ile doğru bir şekilde simüle edilebileceğini bulunmuştur [14].

Kuş çarpması modellemesi için Langrangian, ALE ve SPH çözüm teknikleri Salem ve ark. tarafından yaptıkları çalışma kapsamında değerlendirilmiştir. Kuş çarpması modellemesi için Lagrangian yaklaşımı denendi, ancak ağ-örgüsünde büyük bozulmalara neden olduğu tespit edildi. ALE yaklaşımında ise 1 ms'lik çarpma olayının çözümü için 36 saatlik bir süre harcandığına değinilmiştir. SPH modeli ile hesaplanan basınç dağılım özelliklerinin, literatürde Wilbeck tarafından bildirilen deneysel verilerle daha yakın korelasyonlar gösterdiği bulunmuştur. Bu nedenle 115 m/s hıza sahip kuş modelinin kanat hücum kenarı üzerindeki çarpma davranışını karakteristiği ve deformasyon simülasyonu, SPH kuş modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir [15].

Goyal ve ark. tarafından yapılan çalışmada, SPH kuş modelinin Lagrangian kuş modelinden çok daha karmaşık olduğunu ve SPH modelini etkileyen değişken sayısının Lagrangian modelinden daha fazla olduğu bulunmuştur. Kuş çarpması vakası problemi üç ayrı başlık altında; rijit düz plakadaki ön darbe, deforme olabilir kademeli plakaya 0° ve 30° derecelik geliş açısı çarpan kuştan kaynaklı darbe sonuçları şeklinde incelenmiştir. Çalışma sonuçlarına dayanarak, SPH yönteminin, model oluşturmada daha karmaşık olmasına rağmen, kuş çarpması olaylarını simüle etmek için iyi bir alternatif olarak kabul edilebileceğini bulmuşlardır [16]. Kuş modelinin doğrulamasını yapmak için Barber, Taylor ve Wilbeck tarafından yapılan deneysel çalışmaları referans almıştır. Bunun yanında Ls-Dyna'da ki analizlerde kullandığı SPH ve Lagrangian yaklaşımlarını doğrulamak için kiriş darbe problemini analitik ve nümerik olarak karşılaştırmıştır. SPH modeli ile elde edilen değerler, Lagrangian modeli kullanılarak elde edilen değere kıyasla % 3 farklılık gösterdiği bulunmuştur [16] [17].

Orlando ve ark. tarafından gerçekleştirilen çalışma tam ölçekli bir CFRP flap modelinin FAR 25.571'e göre 1.81 kg'lık bir kuşun 100 m/s hızla çarpması durumundaki olayın nümerik simülasyonunu ve test çalışmalarını içermektedir. Çalışmada gerçekleştirilen analiz faaliyetlerindeki esas zorluğun kuş çarpması tarafından oluşan hasar neticesinde, özellikle kompozit tabakalarda yaşanan ayrılma hasarı konumu ve büyüklüğünü tahmin etmek oldu vurgulanmıştır. Analizlerin sonuçları, deneysel verilerden elden edilen 'gerinim-zaman' ve 'kuvvet-zaman' sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Nümerik

hesaplamalar için Ls-Dyna yazılımı kullanılırken, ortotropik karakteristiğe sahip malzemeler için MAT54 ve izotropik karakteristiğe sahip malzemeler için MAT24 kullanılmıştır. Bu malzeme kartları için gereken tüm mühendislik sabitleri ve değerleri için uygun ASTM testleri yapılmıştır. Kuş modelini doğrulamak için 1975'de Barber, Taylor ve Wilbeck tarafından yapılan deneysel testler tekrarlanmıştır. Hedef olarak 4340 çelik malzeme özellikleri alınarak (kalınlık 1 mm ve çap: 152.5 mm) dairesel geniş plaka olarak modellenmiştir. Ayrıca SPH kuş modeli için kütle: 0.074 kg ve hız: 198 m/s olarak kabul (%10 porozite dahil) edilmiştir. Sonuç olarak nümerik ve deneysel sonuçlar arasındaki karşılaştırma, genel yapısal davranış ve test modelinde oluşan hasarın tahmini açısından çok iyi bir korelasyon gösterdiği ve yaklaşımın geçerliliğini doğrulanmıştır [18].

Lavoie ve ark. endüstriyel havacılık alanındaki bir uçak yapısı üzerindeki kuş çarpması nümerik analizlerini gerçekleştirmiştir. Çalışmada SPH yöntemi önce basit rijit bir plaka üzerinde literatür çalışmalarına dayanarak doğrulanmış, ardından karmaşık kuş çarpması problemi ele alınmıştır. Çalışma neticesinde karmaşık sıvı-katı etkileşimi içeren sonraki çalışmalarda SPH yönteminin kullanılmasının uygun olduğu önerilmiştir [19]. Deneylerde kullanılan temsili jelatin kuş modelinin hazırlama tarifinin Lavoie ve ark. tarafından verildiği bir başka çalışmada ise ALE ve SPH yaklaşımları ile nümerik hesaplamaları yapmışlardır. Fiziksel testlerden elde edilen veriler ve nümerik hesaplama sonuçları Wilbeck'in çalışma sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak, basıncın oluşturduğu eğriler teori ile uyumlu, ancak aktarılan enerji başlangıç enerjisinden çok daha büyük olduğu için deneysel değerlerin güvenilir olmadığı kanıtlanmıştır. Öte yandan, nümerik hesaplamalardan elde edilen basınç verileri teori iyi bir uyum göstermiş ve kabul edilebilir bir enerji seviyesi verdiği bulunmuştur. Deneysel veriler ve sayısal modellerin tüm sonuçlarının eşleşmesinin henüz mümkün olmasa bile, nümerik modellerin iyi sonuçlar verdiği tespit edilmiştir [20]. Lavoie ve ark. kuş modeli için Lagrangian, ALE ve SPH yaklaşımları kullanılarak nümerik hesaplamalar yapmıştır. Sonuç olarak elde edilen verileri literatür ile karşılaştırarak, ALE ve SPH modellerinin teorik tahminlerle uyumlu olduğu ancak radyal basınç dağılımının ve darbe ölçümü için fiziksel testlere ihtiyaç olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca Lagrangian yöntemi ile çözüm süresinin ALE ve SPH yöntemine kıyasla otuz kat fazla olduğu belirtilmiştir [21].

Araştırmacılar kuş çarpması etkisinin başarılı olarak tahmin edebilmek amacıyla, SPH çözüm tekniği kullanılarak nümerik hesaplamalar gerçekleştirmiş, elde edilen sonuçların literatürdeki çalışmalar ve fiziksel testlerle karşılaştırarak doğrulamaları sunmuştur. Ancak farklı çözüm tekniklerini kullanarak başarılı sonuçlar elde eden çalışmalara da literatürde rastlanmaktadır. Smojver ve ark. çalışmalarında, kuş çarpmasından kaynaklanan hasarı tahmin etmek için modern sayısal hesaplama yaklaşımını kullanmıştır. Abaqus paket programında, Coupled Eulerian Lagrangian (CEL) çözüm tekniğini kullanılarak kuş çarpması senaryosu modellenmiştir. Bu teknik sayesinde, kuş çarpması vakasının meydana geldiği hız aralığındaki çarpma etkisinin kuş modeli üzerinde oluşturduğu sıvı benzeri davranışın daha iyi yakalanmasını sağladı tespit edilmiştir. Sonuç olarak CEL yaklaşımı ile modellenmiş kuşun, fiziksel gaz tabancası deneyleri ile makul bir uyum gösterdiği, her iki yöntemden elde edilen maksimum plaka yer değiştirmesi farkının % 7 olduğu bulunmuştur [22]. Nagaraj ve ark., tipik bir yolcu taşıma uçağının gövdesinde kuş çarpmasına bağlı darbe hasarını tahmin etmek için açık sonlu eleman analizini kapsayan çalışmayı gerçekleştirmiştir. Kuşu modellemek için Arbitrary Lagrange - Eulerian (ALE) kullanılmıştır. ALE yaklaşımının, uçak gövdesi üzerindeki gibi gerçek bir çarpma olayını simüle etmek için hala çok iyi bir çözüm tekniği olduğu bulunmuştur [23]. Heimbs tarafından yapılan çalışmada kompozit plakaların yumuşak gövde çarpmaları altındaki hasar mekanizmaları, ön yükleme olmadan, çekme ve basma ön yüklemelerinin olduğu durumlar altında incelenmiştir. Nümerik hesaplamalarda CEL çözüm tekniği kullanılmıştır. Düz plakalar ve kanat hücum kenarı üzerinde gerçekleştirilen test ve nümerik hesaplama sonuçlarının birbirleriyle çok uyumlu olduğu bulunmuştur [24].

1.2 Tezin Amacı ve Kapsamı

Çalışma kapsamında gerçekleştirilen faaliyetlerle, kuş çarpması probleminin araştırılmasında mevcut bilimsel ve metodolojik yaklaşımlar değerlendirilerek havacılıkta kullanılan elyaf takviyeli sandviç kompozit yapı tasarımlarının geliştirilmesi amaçlanmıştır. Bununla birlikte yolcu uçaklarındaki kritik yapıların uluslararası havacılık standartlarına ve gereksinimlerine göre doğrulanması ve tasarımı üzerine odaklanılmıştır. Deneysel testler pahalı ve gerçekleştirilmesi zor olduğu için ve çarpmaya dayanıklı sandviç yapıların tasarımında hızlı, ucuz ve tekrarlanabilir bir yol sağlayabilmek amacıyla çalışma kapsamındaki kuş çarpması problemi ve malzeme

doğrulama ihtiyacını karşılamak amacıyla bilgisayar destekli gelişmiş nümerik hesaplama araçları kullanılmıştır.

İlk olarak, rijit cisim çarpmasına maruz kalan basit kiriş analiz sonuçlarıyla, literatürdeki fiziksel ve nümerik çalışmaların sonuçları arasındaki doğrulama faaliyetleri gerçekleştirilmiştir. Bunu takiben ticari yolcu uçaklarında kullanılan sandviç kompozit yapıların kuş çarpmasına karşı davranışını modellemek için literatürden faydalanılarak plaka ölçeğindeki analiz çalışmalarına ait sonuçlar farklı tasarım modelleri için değerlendirilmiştir. Kompozit malzemelerin mekanik özellikleri ve hasar oluşma kriter değerleri için literatürden faydalanılmıştır.

LSTC / Ls-Dyna açık çözücü kodu kullanılarak, kuş modeli için Lagrange, ALE ve SPH çözüm tekniği yaklaşımını benimseyen sonlu eleman (FE) modelleri oluşturulmuş ve elde edilen sonuçlar karşılaştırmalı olarak irdelenmiştir. Sandviç kompozit bir yapının çarpma etkisi altındaki yapısal tepkisini değerlendirmek üzere parametreler belirlenmiştir.

a) Hedef geometri yapısı

b) Darbe açısı ve darbe hızı

c) Kuş modeli ve durum denklemi (EOS)

Yukarıdaki parametrelerin etki edeceği durumlar göz önüne alınarak, çalışma kapsamında aşağıdaki geliştirme faaliyetleri hedeflenmiştir.

Hedef geometri yapısının enerji emme yeteneğini geliştirmek: Hedef geometri yapısı (uçak burnu, radom veya kanat gibi) kuş çarpması yönüne dik olduğunda, tüm darbe enerjisi yapıya aktarılacaktır. Bu gibi durumlarda, yapının enerji emme kabiliyeti, kuş çarpmasına karşı direnme performansını belirlemek açısından kritik önem taşıyacaktır. Çalışma kapsamında bal peteği çekirdek malzemeler kompozit sandviç yapının enerji sönümleme yeteneğini geliştirmek amacıyla kullanılmıştır.

Çoklu katman tasarımını benimseyerek darbeye karşı korumayı geliştirmek: Burun ve dikey kuyruk gibi bazı bileşenler önemli kablaj hatları, haberleşme ekipmanları ve uçuş kontrol sistemleri içerir, bu nedenle bu parçalar üzerindeki kuş çarpması hasarı son derece tehlikeli sonuçlara yol açabilir. Bu bileşenler, genellikle kuş çarpmasına karşı direnç geliştirmek için çok katmanlı yapılar olarak tasarlanır.

Kompozit yapının enerji yayma yeteneğini geliştirmek: Hedef üzerindeki darbe yüklerini, yapının kalınlığını değiştirmeden daha homojen dağıtabilmek ve fırlatılan cismi saptırabilmek amacıyla farklı kompozit sandviç tasarım teknikleri değerlendirilmiştir. Bu, yeni yapısal tasarım teknikleri sayesinde ve kuş çarpmasına karşı dayanabilecek ve uçuşa elverişliliğini sürdürebilecek yapıların geliştirilmesi amaçlanmıştır.

1.3 Özgün Değer

Uçak içi eğlence ve iletişim sistemlerinin yaygınlaşması SATCOM anten radom yapılarının uçak gövdesi üzerindeki uygulamalarını yaygınlaştırmaktadır. Artan bu ihtiyaçla birlikte FAA ve EASA gibi havacılık otoriteleri radom ve benzeri yapılar için kuş çarpması özelinde sertifikasyon gereklilikleri tanımlamıştır. Bu gereksinimleri sağlayabilmek adına farklı tasarımlar geliştirilmiş ve bu tasarımları yoğun fiziksel testler ve/veya nümerik hesaplamalar ile doğrulanmaya çalışılmıştır. Bu tez çalışması kapsamında kuş çarpması neticesinde oluşan enerjiyi sönümleme, hasar oluşumu, kuş modelini saptırma ve darbeye karşı dayanımı artırmak için üç farklı kompozit sandviç yapı tasarımı modellenmiş ve analiz edilmiştir. Ayrıca bu çalışma kapsamında analitik el hesaplarıyla elde edilen sonuçlar ile nümerik sonuçlar arasındaki hata oranları kıyaslanarak nümerik çözüm tekniğinin doğrulaması yapılmıştır. Bu doğrulama neticesinde kuş çarpması problemlerinin plaka yapıları ve kompleks radom yapısı üzerindeki etkisini incelemek için tekrar edilebilir bir çözüm yönteminin kullanılabilirliği açıklanmıştır.

1.4 Hipotez

Çalışmanın amacı genel olarak “Kompozit sandviç yapıların kuş çarpmasına karşı dayanımını artırmak için hangi tasarım parametreleri araştırılmalıdır?” sorusunun özelinde şekillenmiştir. Bu düşünceye yanıt aramak amacıyla gerekli literatür araştırması yapılmıştır. Hasar oluşumu ve enerji sönümleme kabiliyeti gibi kritik olguları doğrudan etkileyen, tasarımın ana unsurlarından olan çekirdek malzemesi ve çekirdek yapının kuş çarpması sonucu üzerindeki etkileri ilk adımda incelenecek parametre olarak seçilmiştir. Sonraki adımda farklı kompozit sandviç katman dizilimlerini kullanarak, çarpma neticesinde kuş modelinin yarattığı eğilme etkisini iyileştirmeyi ve kuş modelinin yapıya olan nüfuziyetini engellemeyi hedefledim.

Çalışma amacını gerçeklemek için bu iki bağımlı değişken ilerleyen bölümlerde detaylı olarak sayısal sonuçlar ışığında incelenmiştir. Literatürde ki veriler ışığında enerji sönümleme kabiliyeti ve kalınlık artışı ile birlikte kuş çarpması neticesinde oluşan hasarın azaldığı görülmüştür.

2

KUŞ ÇARPMASI STANDARTLARI VE KUŞ ÇARPMASI PROBLEMİ TEORİSİ

Kuş çarpması fenomeni oldukça karmaşık bir fiziksel problem olduğu için havacılık otoriteleri bu olaydaki darbe enerjisine karşı dayanım gösterecek yapılara özgü, uçak tipi ve komponentlerine göre farklılık gösteren test ve doğrulama kısıtları belirlemiştir. Havacılık otoritelerin belirlediği bu test ve doğrulama kısıtlamalarının anlaşılması kuş çarpması probleminin nümerik hesaplama çalışmasında yapılacak modelleme açısından önem taşımaktadır.

2.1. Kuş Çarpması Standartları

Kuşlar veya diğer uçan cisimler, turbofan motorlarının hava alığı kısmındaki çekim kuvvetine karşı savunmasızdırlar. Kuşların motorun emiş gücü tarafından yutulması, küçük hasarlara veya birden fazla motor kanadının kalıcı deformasyonuna kadar çok çeşitli sonuçlara neden olabilir. Uçak veya helikopter gibi taşıtların motorunda meydana gelecek çatlak ve benzeri küçük hasarlar motorun gücünden azalmaya veya motorun tamamen kullanılmaz hale gelmesine neden olabilir. Sertifikasyon gereksinimlerini karşılamak için, uçak motorları genellikle tam ölçekli testlerde gerçekleştirilerek incelenir, testlerde motor sabit bir fikstüre bağlanır ve aşırı sıcak veya soğuk sıcaklıklar da dahil olmak üzere farklı koşullar altında çalıştırılır ve yabancı cisim hasarına (FOD) maruz bırakılır. FOD testindeki en önemli senaryo örneği, belirli bir kütleye ve başlangıç hızına sahip ölü kuş gövdesinin çalışan motora ateşlendiği kuş çarpması testleridir.

Günümüzde uçak sertifikasyonu için en çok kullanılan standartlar, Federal Havacılık İdaresi (FAA -Federal Aviation Administration) ve Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı (EASA -European Aviation Safety Agency) tarafından oluşturulmuş ve uçak üreticileri tarafından bu standartlar takip edilmektedir.

Federal Havacılık İdaresi kuş türlerini ağırlıklarını ve boyutlarını referans alarak bir sınıflandırma yapar. Bu sınıflandırma neticesinde küçük, orta ve büyük kuşlar türleri

olmak üzere üç ana grup belirlenmiştir. Daha ağır yani büyük olarak nitelendirilen kuşlar dışındaki kuşların sürü halinde uçtuğu varsayılır. Bu varsayımdan yola çıkarak küçük ve orta büyüklükteki kuşların çarpışma esnasındaki etkileri değerlendirilirken birden fazla çarpma senaryosu dikkate alınır. Küçük bir kuşun kütlesi 0.085 kg olarak kabul edilir Küçük bir kuş sürüsü çarpması, maksimum on altı (16) kuşa kadar ve 0.032 m^2 motor giriş alanı başına bir (1) kuş denk gelecek şekilde kabul edilir [25].

Orta büyüklükteki veya büyük bir kuşun tanımı ve karşılaşılacak sürüdeki kuş sayısı, çarpma olayındaki motorun büyüklüğüne bağlıdır. Küçük kuş sürüsünün motorun emiş gücü tarafından yutulması, % 25'ten fazla güç veya itme kaybına yol açmamalıdır. Giriş alanı 3.90 m^2'den büyük bir motor için, büyük bir kuşun ağırlığı 3.65 kg olmalıdır. Aynı giriş alanına sahip motor, kütlesi 1,15 kg olan üç orta büyüklükteki kuşun çarpmasına karşı dayanmalıdır. Giriş alanı 4.50 m^2'den fazla olan en büyük motorların yarattığı emiş gücü kütlesi 1,15 kg olan dört orta büyüklükteki kuşu yutabilmelidir [25].

Büyük kuşların gruplar halinde hareket etmedikleri varsayılır; bu nedenle, büyük bir kuşun uçak motoru tarafından yutulması durumunda oluşacak senaryoyu gözlemlemek için yapılan fiziksel test esnasında bir adet büyük kuş kullanılmalıdır. Büyük bir kuş motorun emme gücü etkisiyle yutulmasından sonra, motor alev almamalı ve motor gövdesine nüfuz ederek zarara veya daha önceden belirlenmiş olan nihai yüklerin aşılmasına neden olacak parça veya parçacıklar motordan kopmamalıdır. Federal Havacılık Yönetmeliklerine (FAR) göre bir uçağın farklı kısımlarındaki test sertifikasyon gereksinimleri için kuş kütlesi Tablo 2.1'de belirtilmiştir.

Tablo 2.1 FAR standardına göre uçağın farklı parçalarının sertifikalandırılması için testlerde kullanılacak kuş kütlesi

Uçak Parçaları	Kuş Kütlesi	FAR Bölümü
Motor	1.8 kg	25.571, 33.77
Motor (Çalışmaya Devam Edecek)	3.6 kg	25.571, 33.77
Kanat Hücum Kenarı	1.8 kg	25.571
Kuyruk Takımı Hücum Kenarı	3.6 kg	25.631
Ön Cam	1.8 kg	25.775

Havacılık otoriteleri, ileriye dönük tüm bileşenlerin, sertifikasyon testlerinde operasyonel kullanıma izin verilmeden önce belirli bir seviyedeki kuş çarpmasına karşı dayanımı kanıtlaması gerektiğini belirtmektedir. Bu gereksinimler FAR, Müşterek Havacılık Gereksinimleri (JAR) ve son zamanlarda Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı'nın (EASA) Sertifikasyon Spesifikasyonlarında (CS) derlenmiştir. Belirtilen sertifikasyonlar incelendiğinde aşağıdaki maddeler uyarınca kuş çarpması hasarının sertifikasyon detayları görülmektedir.

§ JAR 25.631: Kuş çarpması hasarı ve FAR/JAR 25.571: Yapının hasar - toleransı ve yorulma değerlendirmesi:

Uçak, uçağın hızı deniz seviyesindeki tasarım seyir süratine (VC) veya 2438 m (8000 ft) irtifadaki 0.85 VC'ye eşit olduğunda, 4 lb'lik (1.8kg) bir kuşa çarptıktan sonra uçağın sürekli güvenli uçuşu ve iniş kabiliyetini sağlayacak şekilde hangi durum daha kritik ise o referans alınarak tasarlanmalıdır[26]. Kuş çarpmasına karşı bir yapının uygun olduğu, ancak kritik unsurlarının benzer veya aynı olduğu bir tasarım için yapılan test çalışmaları referans alındığında bilgisayar ortamında gerçekleştirilen bir analiz çalışması ile doğrulanabilir. Çalışma kapsamında yapılacak simülasyon faaliyetleri süresince sertifikasyon için belirlenen bu kısıtlar dikkate alınacaktır.

2.2. Problemin Tanımı

Kuş çarpması olayı, kısa bir zaman dilimi içinde gerçekleşen, sıvı-katı etkileşimi (FSI) ile alakalı karmaşık bir problemdir. Bu fiziksel problemle alakalı doğru sonuçları elde etmek için birçok farklı fenomenin doğru bir şekilde tanımlanması gerekir. İlk olarak, kuş modelinin çarpma etkisi kuvvetlerini, kompozit sandviç malzemeden üretilmiş hedef yapıya doğru aktarmasını sağlamak için gerçekçi şekilde deformasyona uğraması ve parçalanması gerekir. İkinci olarak, çarpma etkisi ile sandviç kompozit yapıda delaminasyon oluşması muhtemel olduğu için hedef yapının geri kalanına çarpma kuvvetlerin düzgün bir şekilde aktarılması amacıyla hedef fiziksel çarpma testindeki ile şekilde hasara uğramalıdır. Tüm parçaların aynı anda dahil edildiği eksiksiz bir simülasyon gerçekleştirmeden önce, bu fenomenlerin her birini, fiziksel test sonuçları ve ilgili mekanik teorilerle doğrulamak için oldukça fazla efor gösterilmelidir.

Kuş çarpması etkilerine dayanıklı yapıların tasarımları üzerine ilk çalışılmaya başlanan günlerde bugün sahip olunan, hızlı ve düşük maliyetli çözüm sunan sahip bilgisayar

teknolojisi mevcut değildi. Bu nedenle çalışmaların ilk yıllarında kuş çarpmasının ve kuşun hedefe uyguladığı yükler ve basınç, kuş gövdesinde oluşan deformasyonlar, çarpmadan etkilenen yapının ve yapıdaki ilgili bileşende oluşan hasarın da dâhil olduğu mekanik etkiler için sadece analitik ve deneysel yaklaşımlar kullanılmıştır. Deneysel testler maliyetlidir ve zaman alıcı prosedürler gerektirir. Kuş çarpması testlerinde maliyetli test ekipmanlarına, çok hassas ölçüm cihazlarına ve testte kullanılmak üzere sağlam bir uçak parçasına ihtiyaç duyulur. Kullanılan parçalar çok pahalı ve testlerde hasar gördükten sonra işe yaramaz hale gelmesi dezavantajlarını değerlendiren araştırmacılar pratik testlerin yüksek maliyetlerini azaltmak için kuş çarpması probleminin çözümü için teorik olarak çalışmaya başladı.

Kuş çarpması probleminin analitik olarak çözülebilmesinin sınırları vardır. Hedefe çarpan bir kuş, ilk temas anından sonra ciddi şekilde deforme olur. Kuşun ve hedefin deformasyonları ve etkileşimleri eş zamanlı olarak bir "çarpma senaryosu" oluşturmak için hareket eder. Kuş modeli ile etkileşime girecek hedef yapısına ait iç yapıdaki ağ-örgüsü basit değilse veya hedef çarpma neticesinde doğrusal olmayan bir davranış sergiliyor ise incelenen problem daha zorlu bir hal alır. Bununla birlikte, malzemenin plastik davranış eğiliminin neticesinde çarpma etkisiyle hedefte meydana gelebilecek kalıcı hasar, problemin çözümünü daha da zorlaştırır. Farklı uçak yapılarının mimarisi, boyutları, yüzey eğriliği, iç bağlantı parçalarının geometrisi vb. bakımından değişkenlik gösterebilir. Sonuç olarak, her uçak tipi, her bileşen ve her malzeme için (seramikler, kompozitler veya metaller) özel analitik formüller türetmek için uzun yorucu prosedürleri tekrarlamak gerekir. Bu nedenle, formüllerin türetilmesinden gelen karmaşık nedeniyle, gerçekçi kuş çarpması olayları için analitik formülasyonların türetilmesi sınırlı kalmıştır.

Kuş çarpması probleminde oluşan yükler hem hedefin hem de kuşun deformasyonuna bağlı olduğundan, Barber, Taylor ve Wilbeck kuş çarpması probleminin teorisini basitleştirmek amacıyla oluşan yükleri hedefin tepkisinden ayırmayı önermiştir. Bu öneri üzerine yapılan çalışmalar, rijit yüzeylere karşı gerçekleştirilen kuş çarpmaları etkileri incelenerek değerlendirilmiştir.

"Kuş ve rijit hedef" arasındaki çarpma olayının teorik olarak araştırılması, kuş çarpması probleminde yer alan parametreleri anlamak ve en etkili değişkenleri bulmak için çok

faydalı olmuştur. Kuş çarpması vakasındaki kuşların çarpma etkisiyle sıvı benzeri davranış sergilemeleri nedeniyle, kuş çarpması problemi hidrodinamik teori kullanılarak analitik olarak çözülebilir. Barber ve ark. tarafından yapılan ve kapsamlı fiziksel test çalışmalarını içeren teorik çalışma test sonuçlarıyla oldukça yakın neticeler sunmuştur [6]. Özellikle, Wilbeck tarafından gerçekleştirilen teorik çıkarımlar ve sonuçlar bugün bile kuş çarpması problemini nümerik olarak çalışan araştırmacılar tarafından kullanıldığı görülmektedir ve bu nedenle literatür için oldukça önemli bir kaynaktır.

Bir kuşun bir hedef üzerine çarpması sırasında, kuş oldukça fazla miktarda deforme olabilir ve netice olarak hedefin üzerinde aynı bir sıvı gibi (kuş yerine hedefe aynı ölçekteki yağmur damlasının fırlatılması düşünülebilir) akma eğilimi gösterir. Darbe sırasında oluşan gerilme, çarpma tertibatının akma gerilimini büyük ölçüde aşarsa çarpma tertibatı (kuş gibi) hedefin üzerinde akar. Çelik veya alüminyum mermi gibi sert bir malzeme metal bir plakaya çarptığında, oluşan gerilmeler, çarpma tertibatının genel şeklinin bozulmasına neden olmayacak kadar küçük, ancak hedefte lokal delikler veya hasar oluşturacak kadar büyüktür. Ancak katı çarpma tertibatının mukavemetinin hedef plakaya göre çok daha az olduğu durumlarda, çarpma tertibatı çok ciddi bir şekilde deforme olur. Bu tür malzemelere “yumuşak gövde” malzemeleri denir. Yumuşak gövde etkilerine örnek olarak otomobil ön camına çarpan böcekler, jet-motorlara çarpan kuşlar, uçak gövdesine çarpan buz parçacıkları veya lastik parçaları ve pencerelere düşen kartopları verilebilir.

Bir malzemenin darbe olayındaki mekanik tepkisine hakim olan mekanizmalar, esas olarak hızına bağlıdır. Hız aralığı ve etki mekanizmasına bağlı olarak tüm çarpma (darbe) olayları;

- Elastik,
- Plastik,
- Hidrodinamik,
- Sonik ve
- Patlayıcı etki sonunda gerçekleşen çarpma

olmak üzere yukarıdaki ana gruplara ayrılmıştır. Malzemenin elastik dayanım sınırları içerisinde gerçekleşen çarpma olaylarında, enerjinin dağılmadığı görülür. Bu tip

çarpmalarda, oluşan gerilmeler sadece elastisite modüllerine, malzeme yoğunluklarına ve malzemelerin dalga hızlarına ve çarpma gövdesinin başlangıç hızındaki farka bağlıdır. Çarpma hızını artırmak, çarpışma etkisiyle ortaya çıkan gerilmelerin malzemenin akma gerilmesi sınırının aşılmasına ve netice olarak plastik bölgede deformasyonun meydana gelmesine neden olur. Plastik bölgede gerçekleşen bu durumda bile malzemenin elastik özellikleri hala çarpma olayına yön veren esas parametrelerdir. Çarpma hızını daha da artırmak, oluşan gerilmelerin malzemenin akma gerilimini büyük ölçüde aşmasına ve malzemenin bir akışkan gibi davranmasına neden olur. Malzemelerin akışkan davranışının (örneğin, kuş çarpması etkisindeki kuşun davranışı) görüldüğü olaylarda çözüm yöntemi olarak hidrodinamik yaklaşımın kullanılması önerilmektedir. Yüksek hızlı çarpma olaylarında çarpmaya dayanım açısından malzeme yoğunluğu malzeme elastisite modülüne göre sonuçlar üzerinde daha fazla etkili olduğu görülmüştür.

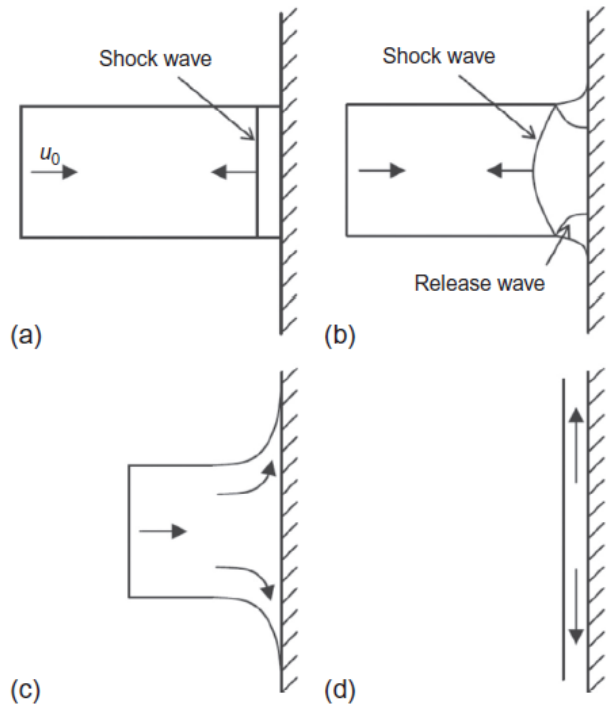
2.3.Kuş Çarpması Hidrodinamik Teorisi

Çok sert bir hedefe çarpan kuş üzerinde oluşan gerilmeler kuşun fiziksel dayanım sınırlarının ötesindedir. Bu tipteki çarpışma problemleri kütlesi düşük kuş ve benzeri cisimler çarpışma etkisi neticesinden sıvı benzeri bir davranış sergiledikleri için hidrodinamik teoriden yola çıkılarak çözümleme yapılabilir. Hidrodinamik teoride kuş sıvı benzeri bir davranış sergilediği için kuşun dayanımı ve akışkanlık direnci hesaba katılmaz. Çarpışma olayının herhangi bir zaman diliminde kuş üzerinde oluşan gerilmeler iç ve dış enerjiler, kuşun ilk hızı ve yoğunluğu gibi parametreler kullanılarak hesaplanabilir.

Kuş nispeten sert bir yüzeye çarptığında, çarptığı yüzey ve kuşun temas eden ön parçacıkları anlık olarak asılı (beklemede) kalır ve bu nedenle o konumda bir “şok dalgası” oluşturur. Şok dalgası, kuşun çarpışmanın ters yönündeki kısmına ilerlemeye devam eder. Aksi istikamette ilerleyen bu şok dalgasının hızı oldukça yüksektir. Yüksek hız nedeniyle kuşun çarpışmaya henüz maruz kalmamış kısmının sınır koşulları olaya etki edemez. Araştırmacılar, buradaki davranışı düzlem-gerinim durumunda deforme olan yarı-sonsuz ortamın davranışına benzettiği için ilk şokun, bir düzlem-şekil değiştirme sürecinde kuş malzemesini etkilediği varsayılmaktadır [27].

Kuşun yüksek başlangıç hızı nedeniyle oluşan sıkıştırma dalgasının basıncı büyüktür ve ilk çarpışma anında her bir katman boyunca sabittir. Şok dalgası, yaklaşmakta olan kuş modelin parçacıklarına yayıldıkça, her katmanın çevresinde bulunan malzeme çok yüksek bir basınç gradyanına (değişimine) maruz kalır; iç kısımdaki oluşan basınç sıkıştırma şok dalgasının basıncı iken basınç seviyesi dış yüzeydeki atmosfer basıncıdır. Bu büyük basınç gradyanı çevresindeki parçacıkları radyal olarak yayar, böylece radyal basınç gradyanını hafifletir [28]. Basma kuvvetlerinin etkisi ve çarpmanın merkezinden dışarı doğru yayılan basınç etkisiyle karmaşık bir gerilme hali meydana gelir. Çarpma etkisiyle kuş modelinin herhangi bir noktasında meydana gelen gerilme miktarı, kuş gövdesinin dayanım limitlerini geçtiğinde gövdede akma oluşur. Bu fenomen çarpma işlemi boyunca devam ettiği için akan malzeme çarpmanın son anına kadar devam eder. Yüksek hızlı çarpışma olaylarında kuşun dayanım değeri ihmal edilebilir olduğundan, kuş akışkan olarak kabul edilebilir. Çarpmayla birlikte oluşan basma kuvvetlerinden meydana gelen dalga kuşun çarpışmaya maruz kalmamış kısmının sonuna vardığında, çarpışmanın başladığı ilk noktaya kadar tekrar giden bir salınım hareketi yapar. Bu salınım hareketi çok hızlı bir şekilde birkaç defe gerçekleştikten sonra enerji aktarımı tamamlandığı için şok dalgası zayıflar ve etkinliğini kaybeder. Bundan sonra, akışkan davranış gösteren kuş veya yapay kuş modelinin kararlı durum kondisyonu oluşmaya başlar. Son olarak, tüm kuş parçacıkları akış çizgilerinden geçtiğinde, darbe neticesinde meydana gelen fiziksel etki-tepki olayı tamamlanır [29]. Kuş çarpmasının rijit bir yapıya çarpması neticesinden gözlemlenmiş olan bu fazlar ve her bir faz özelinde belirtilen fiziksel davranış (tepki) detaylarına göre, kuş çarpması Şekil 2.1'de gösterildiği gibi dört ana aşamaya ayrılabilir;

a) Şok Fazı: İlk sıkıştırma dalgası oluştuğu ve kuş malzemesine geri yayıldığı fazdır.
b) Serbest Kalma Fazı: Kuş gövdesi (malzemesi) içerisinde bulunan parçacıkların radyal olarak serbest kalma eğilimi gösterdiği fazdır.
c) Sabit Akış Fazı: Kuş parçacıkları uzayda sabit akış çizgilerinde aktığı fazdır.
d) Çarpma Sonlanma Fazı: Tüm kuş parçacıkları hedef yüzeye ulaştığında ve basıncın sıfıra ulaştığı faz olarak tanımlanır.

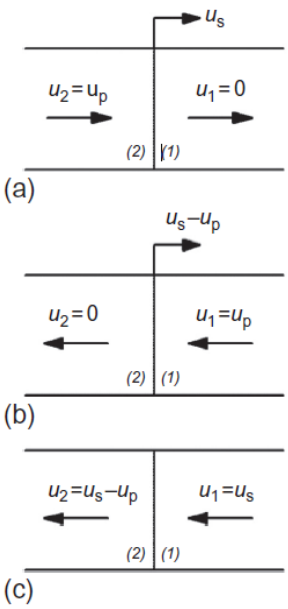


Şekil 2.1 Yumuşak gövdeli bir çarpma tertibatında oluşan şok ve serbest kalma dalgaları [29]

2.3.1 Şok Fazı

Bir silindirin sert bir plaka üzerindeki normal darbe etkisinden dolayı oluşan şok boyunca, akış tek boyutlu ve geri döndürülemez olarak kabul edilebilir [28]. Şekil 2.2-a, bekleme halindeki sıvıya yayılan bir şok dalgasını gösterir; burada u_s, bekleme halindeki akışkana yayılan şokun hızı olarak tanımlanır ve u_p, küresel referans sisteminde şok dalgasının arkasındaki parçacıkların hızıdır. Bu şekilden, parçacık hızının aslında şok hızındaki değişikliğe karşılık geldiği görülebilir.

Şekil 2.2-b, şok durumundaki sıvıya göre tüm fiziksel hızların ölçüldüğü durumu göstermektedir. Bu aşama, silindirik bir yapının deforme olmayan bir yapı üzerindeki çarpma olayı ile aynı durumu temsil etmektedir. Fırlatılan cismin başlangıç hızının u_0 olduğu görülüyor ve şokun arkasında durduruluyor.



Şekil 2.2 Tek boyutlu şok akışı: (a) hareketsiz bir sıvıya yayılan şok; (b) şok boyunca durdurulan akış; (c) durağan şok [7]

Kütle (süreklilik) ve momentum korunumu yasalarını şok boyunca yazmak için durağan durum şok durumu dikkate alınmalıdır. Korunum yasalarının yazılacağı denge durumu Şekil 2.2-c'de gösterilmektedir. Buradan yola çıkarak aşağıdaki şekilde ifade edilebilirler.

$$\rho_1 u_s = \rho_2 (u_s - u_p) \tag{2.1}$$

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

Bu iki denklemi birleştirerek, şok dalgası arkasındaki basınç değeri elde edilir:

$$P_2 - P_1 = \rho_1 u_s u_p \tag{2.3}$$

Denklem (2.3) ile ifade edilen şok bölgesindeki basınç farkı Hugoniot basıncı olarak bilinir ve P_H ile temsil edilir. Bir silindirin sert bir plakaya çarpması esnasındaki davranış için $u_p = u_0$ eşitliğinin geçerli olduğu görülebilir. Bu durumda, denklem (2.3) aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

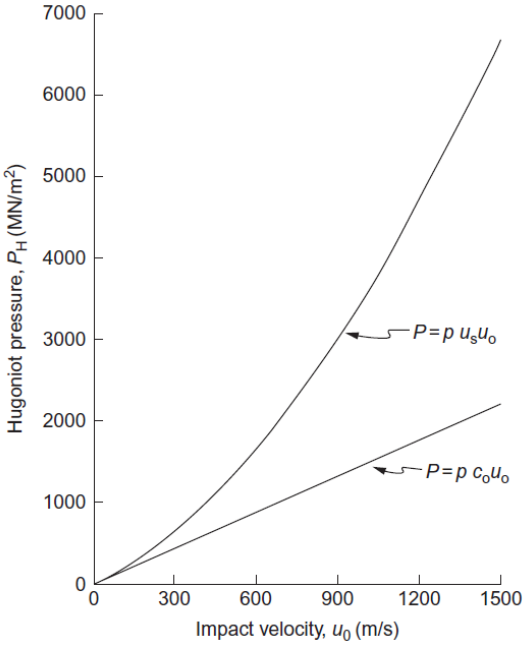
$$P_H = \rho_1 u_s u_0 \tag{2.4}$$

Çok düşük darbe hızları için, şok hızı u_s, malzemedeki sabit entropiye sahip dalga hızı ile yaklaşık olarak tahmin edilebilir ve c_o ile gösterilir. Bu nedenle, düşük darbe hızları

için denklem (2.4), aşağıdaki eşitlik ilişkisinden faydalanılarak yaklaşık olarak tahmin edilebilir:

$$P_H = \rho_1 c_0 u_0 \qquad (2.5)$$

Bu ilişki çok düşük hızdaki çarpma etkilerinin ifade edilmesi için yeterli olsa da, daha yüksek hızlarda denklem (2.4) ile arasında belirgin şekilde sapmalar görülmektedir. Şekil 2.3'te su için, denklem (2.4) ve denklem (2.5) kullanılarak elde edilen basınç farklılıklarını göstermektedir.



Şekil 2.3 Su için sıkıştırılabilirliğin Hugoniot basıncı üzerindeki etkisi [27]

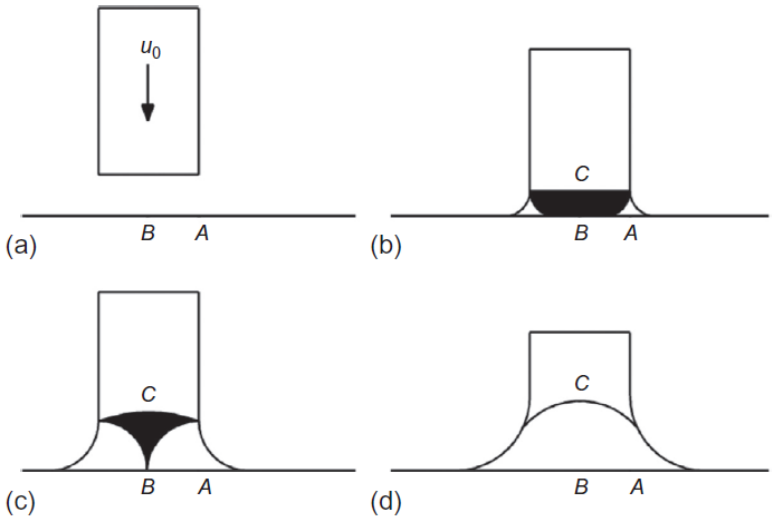
2.3.2 Serbest Kalma Fazı

Bir kuşun rijit hedef üzerine ilk çarptığı anda çok yüksek basınç değerleri oluşmasına rağmen, bu durum sadece birkaç yüz mikro-saniye sürer. Çarpışmanın etkisi ile kuş modelinin iç cidarında çok yüksek basınç değerleri okunurken dış cidarda basınç sıfıra yakındır, bu durum yüksek basınç değişimini oluşturur. Bu ani ve yüksek basınç değişiminden kaynaklı olarak kuş modeli çarpışmanın merkezinden dışarıya doğru, hızlanma eğilimi gösterir.

Bu hızlanma, malzemede merkezden dışarı doğru bir vektörü takip eden serbest kalma dalgasını oluşturur. Tek boyutlu olarak kabul edilen ilk fazın aksine, bu fazda kuş malzemesi deformasyonu iki boyutlu ve eksenel simetriktir. Zamanla serbest kalma

dalgasının takip ettiği yayılma hareketi sayesinde, kuş modelindeki basınç miktarlarında ciddi bir düşüş gözlemlenir.

Yukarıda bahsedilen serbest kalma fazındaki bu değişim ve neticeleri, uzunluğu (L) çapının (D) iki katı olan bir silindirdik yapının serbest kalma dalgalarının meydana gelişini temsil eden Şekil 2.4'te açık bir şekilde gösterilmiştir. Çarpmadan hemen sonra fırlatılan cisim için neredeyse 2-Boyutlu şok dalgasına benzer oluşum Şekil-2.4-b'de gösterilmektedir. Bu fazdaki basınç değerini hesaplamak için denklem (2.4)'te kullanılabilir. Başlangıçta ihmal edilebilir olan üretilen serbest kalma dalgaları (Şekil-2.4-b), hedef B'nin orta noktasında birleşene kadar içeri doğru ilerler (Şekil-2.4-c). Serbest kalma dalgalarının daha da yayılmasıyla, malzeme içinde tamamen şok olan bölge giderek çözülür. Radyal şok dalgalarının kesişmesi C noktasına ulaştığında, azalan basınç ve hız değerleri şok bölgesini ciddi şekilde zayıflatır (Şekil-2.4-d). Zaman ilerledikçe, çarpışma merkezinden dışa doğru yayılan basınç değişiminin etkisi azaldıkça, serbest kalma dalgalarının etkisinin yok olduğu ve sabit bir akış davranışı meydana gelir.



Şekil 2.4 Akışkan malzemenin çarpma sürecindeki şok ve serbest kalma dalgaları [28]

Durağan fazın varlığı fırlatılan cismin uzunluğuna bağlıdır. Bu nedenle çarpışmaya maruz kalan cismin uzunluğu, çarpma olayı, serbest kalma dalgaları durağan faza geçmeden kaybolmayacak kadar uzun olmalıdır. Serbest kalma fazının karmaşık davranışı için analitik çözümler olmasa da, Barber ve ark. bu faz için birkaç etkili parametre elde etmiş ve formüle etmiştir [30]. En yüksek basınç değerinin etkin olduğu süre dalgaların Şekil-2.4-c'de A'dan B'ye olan mesafeyi ne kadar sürede tamamladığı

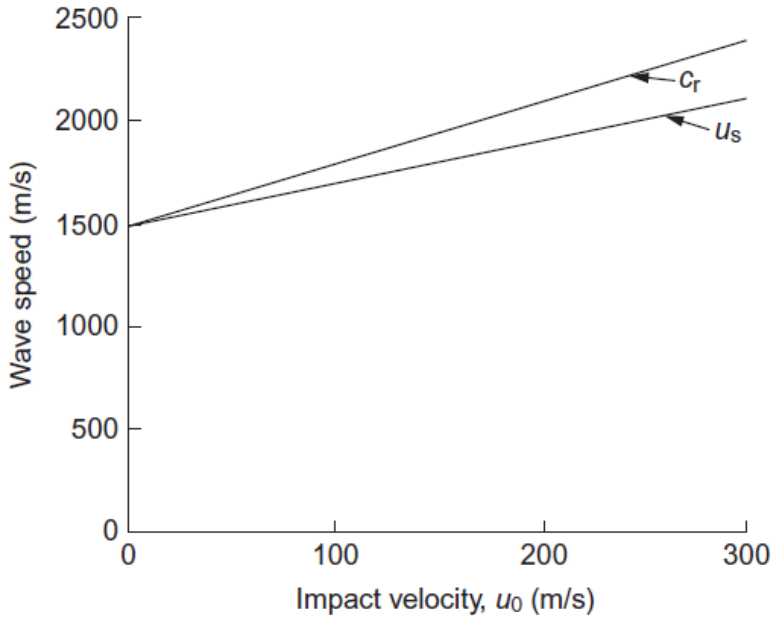
hesaplanarak bulunabilir. Bu aşamadan sonra, ilk şok dalgası yok olur ve basınç değerinde ani bir düşüş meydana gelir, bu durum en yüksek basınç fazının bittiğine işaret etmektedir. Serbest kalma dalgalarının hızı, aşağıdaki denklemde ifade edilen şok bölgesindeki ses hızına eşittir.

$$c_r^2 = \left(\frac{dP}{d\rho}\right)_{P_H} \tag{2.6}$$

Şok bölgesindeki ses hızı c_r, Hugoniot basıncının oluştuğu fazda sabit entropiye sahip malzemenin basınç-yoğunluk eğrisinin eğimidir. Denklem (2.6) kullanılarak, serbest kalma dalgalarının darbe merkezine ulaşması için gereken süre hesaplanabilir.

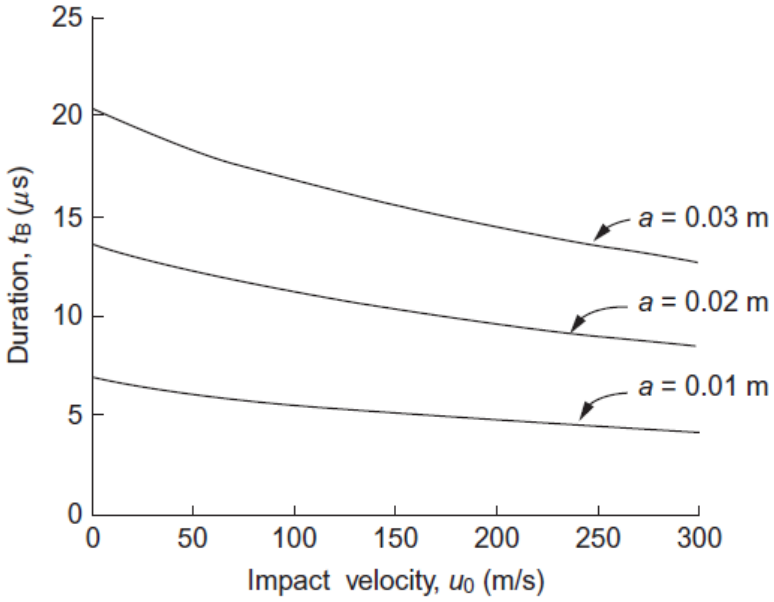
$$t_B = \frac{a}{c_r} \tag{2.7}$$

Denklemdeki a çarpışmadan önceki kuş yarıçapını temsil eder. Şekil-2.5, şok ve sıkıştırılmamış bölgelerdeki dalga hızlarını göstermektedir.



Şekil 2.5 Şok bölgesindeki şok hızı (Us) ve ses hızının (Cr) karşılaştırılması [7]

Şok bölgesindeki yoğunluk artışı, özellikle daha büyük darbe hızlarında dalga hızını kısmen arttırır. Şekil-2.5'de verilen değerlerden yola çıkılarak ve Denklem (2.7) ve kullanılarak, farklı yarıçaptaki fırlatılan cisimler için en yüksek (tepe) basınç fazının etkin olduğu zaman dilimi Şekil 2.6'daki gibi hesaplanabilir.



Şekil 2.6 Farklı silindir yarıçapları için darbe süresi ve darbe hızı [7]

Serbest kalma dalgaları fazının süresi, serbest kalma dalgalarının şok dalgasını tamamen yakalaması için geçen süreye eşittir. Şok rejimindeki, serbest kalma dalgalarının hızı şok dalgalarının hızından daha yüksek olduğundan, serbest kalma dalgaları nihayetinde şok dalgalarını yakalar. Geometrik boyutları ve dalga hızlarını göz önünde bulundurarak, şok zayıflama zamanını elde etmek mümkündür. Başlangıçta A noktasında oluşan serbest kalma dalgası, önce yarıçap AB mesafesini kat etmelidir ve sonrasında C noktasına ulaşmak için eksenel BC mesafesi boyunca hareket etmelidir (Şekil-2.4). Kesişme meydana geldiğinde, şok dalgaları x_s mesafesi boyunca yayılmış demektir.

$$x_s = (u_s - u_0)t_c \tag{2.8}$$

Denklemdeki $u_s - u_0$, hedef plakaya göre şok dalgasının göreceli hızıdır (Şekil-2.2-b). Denklem (2.8) kullanılarak, serbest kalma dalgasının başlangıç yeri (Şekil-2.4-b'de ki A noktası) ile sabit rejimin başladığı yerdeki konumu (Şekil-2.4-d'de ki C noktası) arasındaki toplam mesafe aşağıdaki şekilde hesaplanabilir.

$$x_r = \sqrt{(x_s^2 + a^2)} \tag{2.9}$$

Bu mesafe, aşağıda ifade edilen zaman içinde serbest kalma dalgası ile ilerler.

$$t_c = \frac{x_r}{c_r} \tag{2.10}$$

Denklem 10'daki tüm bilinmeyenlerin değiştirilmesi aşağıdaki ifadeyi verir.

$$t_c = \frac{a}{\sqrt{c_r^2 (u_s - u_0)^2}} \tag{2.11}$$

Fırlatılan cismin uzunluğu çok kısaysa, durağan faz başlamadan önce çarpma prosesi sona erer. Fırlatılan cismin çarpma sürecinde, durağan fazın oluşması için gereken minimum uzunluğa kritik fırlatılan cisim uzunluğu L_C denir. Serbest kalma dalgasının C noktasına ulaşana kadar geçen zaman, şok dalgasının L_C uzunluğuna sahip fırlatılan cismin çarpışmadan uzak uç noktasına varması geçen zamanla aynıdır. Buradan yola çıkarak, şok dalgası hızı (u_s) ile şok bölgesindeki ses hızının (c_r) serbest kalma dalgasının başlangıç yeri ile sabit rejimin başladığı yerdeki konumu arasındaki mesafeyi kat etme süresinin çarpımının fırlatılan cisim uzunluğuna L_C eşit olduğu bulunabilir.

$$L_C = u_s t_C \tag{2.12}$$

Denklem (2.11)'in, denklem (2.12) içerisinde ifade edilmesiyle aşağıdaki boyutsuzlaştırılmış eşitlik elde edilir.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_C = \frac{u_s}{2\sqrt{c_r^2 (u_s - u_0)^2}} \tag{2.13}$$

$L/D < (L/D)_C$ olan fırlatılan cisimler için, serbest kalma dalgaları şok dalgasına ulaşmadan önce, şok dalgası kuş modelinin çarpışmanın ters yönündeki uç noktasından tekrar hareket geçer. Çarpmanın etkisiyle oluşan basma şoku kuş modelinin çarpışmanın ters yönündeki uç noktasına vardığında, daha sonra çekme-gerilmesi dalgası şeklinde ters istikamete doğru hareket eder. Çekme-gerilmesi dalgası çarpışmaya henüz dahil olan malzemelerdeki hızı düşürür ve merkezden dışarı doğru olan serbest kalma fazını etkisini bozar.

$L/D > (L/D)_C$ durumundaki fırlatılan cisimler için yukarıdaki durumlar yaşanmaz, çünkü serbest kalma dalgaları şok dalgalarına kuş modelinin çarpışmanın ters

yönündeki uç noktasına varmadan ulaşır. Daha sonra durağan durumda bir akışkan sıvı davranışı oluşturur. Farklı çarpma hızlarında su için hem u_s hem de c_r değerleri Şekil-2.5'de verilmiştir. Şekil-2.5'deki iki değerin denklem (2.13) içerisine yazılmasıyla kritik uzunluk kolayca hesaplanabilir.

2.3.3 Durağan Akış Fazı

Serbest kalma fazında, radyal serbest kalma dalgaları, kuş malzemesine radyal olarak dışarıya doğru kılavuzluk ederek kuş malzemesinin basıncını büyük ölçüde azaltır. Kuşun merkez eksenindeki dalgaların yakınsaması ve şok dalgalarıyla etkileşimi, yüksek başlangıç şok basınçlarında keskin düşüşün bir diğer kaynağıdır. Şok basıncının bozulması sırasında radyal basınçlar azaldıkça, fırlatılan cismin malzemesinde kayma gerilmeleri oluşur. Eğer malzemenin kayma mukavemeti bu kayma gerilmelerine dayanacak kadar yeterli ise, fırlatılan cismin radyal hareketi kısıtlanacaktır. Bununla birlikte, fırlatılan cismin kayma gerilmeleri malzemenin kayma mukavemetinden daha büyükse, malzeme akacaktır.

Genellikle, kuşların kayma mukavemeti oluşan basınçlar karşısında malzemenin akmasına neden olacak kadar düşüktür. Bu durumda fırlatılan (kuş) malzemesinin bir akışkan gibi davrandığı düşünülebilir. Serbest kalma dalgalarının birkaç yansımasından sonra, durağan akış koşulu oluşur ve sabit basınç ve hız alanları belirlenir.

Normal geliş açısındaki (dik) süpersonik bir kuş çarpması için potansiyel akış teorisini kullanarak durağan akış basıncını Wilbeck ve Rand tarafından hesaplandı [31]. Çarpma merkezindeki basıncın (durgunluk basıncı) yaklaşık olarak aşağıdaki ifade ile elde edilebileceği bulundu:

$$p_s = \frac{1}{2}\rho_0 v^2 \tag{2.14}$$

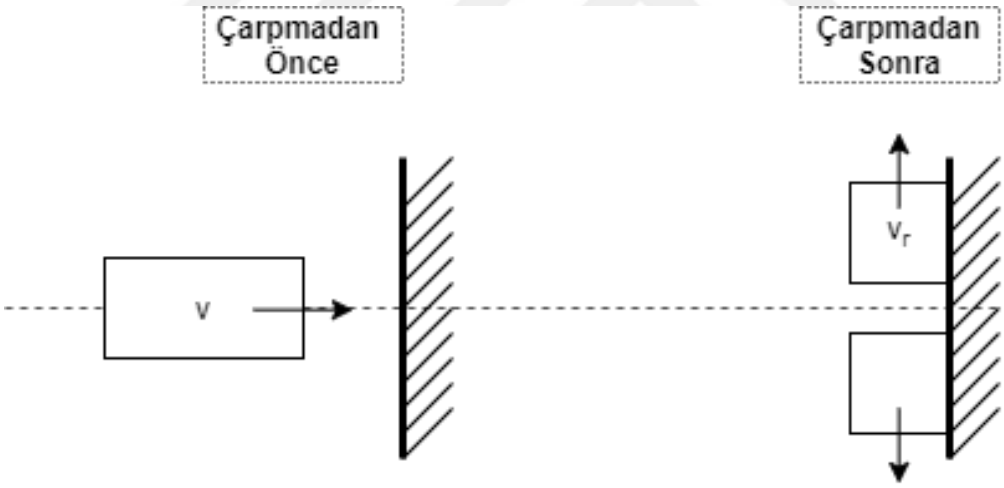
Eşitlikte ρ_0, sıfır gözenekliliğe sahip malzemenin yoğunluğunu ve v ise çarpma hızını (u_0) ifade eder. Bu, çarpma merkezindeki durağan akış basıncının gözeneklilikten neredeyse bağımsız olduğu anlamına gelir. Gözenekliliğe bağlı yoğunluktaki azalma görünüşe göre sıkıştırılabilirlikteki artışla dengelenir.

2.3.4 Çarpma Sonlanma Fazı

Çarpma sırasında, kuş malzemesi hedef yüzeye yakın konumlarda radyal olarak döner. Akışkan hedef yüzeye yaklaştıkça hız azalır ve lokal basınç artar. Durağan akış sırasında akışkan içinde bir basınç alanı oluşur. Fırlatılan cismin sonu bu basınç alanına girdiğinde, serbest bir yüzeyin (fırlatılan cismin sonu) girmesi nedeniyle bu alan dağılır. Durağan akış artık mevcut değildir ve çarpma yüzeyindeki basınçlar azalmaktadır. Basınç düşüşü, fırlatılan cismin sonu plakanın yüzeyine ulaşana kadar devam eder. Fırlatılan cismin son parçacıklarının hedefe ulaştığı anda ise çarpma olayı sonlanır.

2.4 Momentum Transferi

Yörünge boyunca kuşun modelinin ilk momentumu basitçe mv olarak ifade edilir. Bu ifade içerisinde m kuş modelinin kütlesini temsil ederken kuş modelinin ilk hızı v olarak verilmiştir. Kuş sadece radyal hıza sahip olduğundan, çarpışmadan sonra yörünge boyunca kuşun momentumu sıfırdır [32]. Bu nedenle, etki sırasında hedefe aktarılan momentum mv'ye eşittir. Şekil 2.7, kuşun çarpmadan önceki ve sonraki davranışını göstermektedir.



Şekil 2.7 Momentum transferi

Bu kavramı açılı çarpmalara olaylarına uyarlamak için sadece darbe yüzeyine normal olan momentum bileşeninin hedefe aktarıldığını ve momentum transferinin aşağıdaki eşitlik dikkate alınır.

$$I = mv\sin\theta \tag{2.15}$$

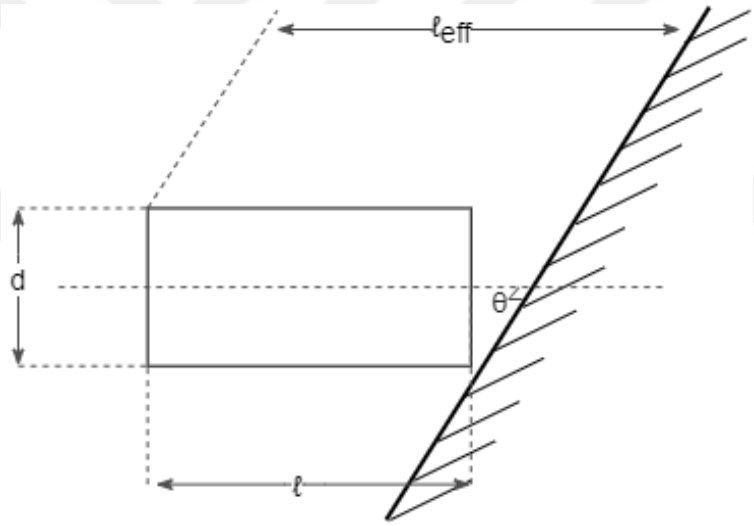
Denklem içerisinde verilen θ, fırlatılan cismin takip ettiği doğrultu ile çarptığı yüzey arasındaki açıyı temsil etmektedir. Denklem (2.15), kuşun sıvı bir cisim olarak varsayıldığı ve çarpışma sırasında sert bir hedefe uygulanan darbeyi tanımlar [32].

2.5 Çarpma Süresi

Çarpma süresi, kuş modeli fırlatıldıktan sonra kuşun ilk parçacıklarının hedefe dokunduğu andan itibaren hedefe doğru akış gösteren başka kuş parçacığı kalmayana kadar geçen süredir. Sıkışma (Squash-up) süresi olarak bilinir:

$$T_s = \frac{l}{v} \tag{2.16}$$

Bu eşitlikte l, kuşun uzunluğunu, v başlangıç çarpma hızını temsil eder. Şekil 2.8'de gösterilen açılı çarpma senaryolarında çarpma süresi biraz daha farklıdır.



Şekil 2.8 Açılı çarpma durumundaki efektif kuş modeli uzunluğu

Çünkü kuşun efektif uzunluğu (l_{eff}) değişiklik gösterir ve aşağıdaki eşitlikle ifade edilir.

$$l_{eff} = l + d\tan\theta \tag{2.17}$$

Bu eşitlikte d, fırlatılan kuş modelinin çapı ve θ, çarpma açısını temsil eder [32].

2.6 Ortalama Çarpma Kuvveti

Bir kuş çarpması olayının ana etkisi, çarpma etkisine maruz kalan yapıya enerjinin aktarılmasıdır. Bu durumda meydana gelen enerji transferi yaklaşık olarak basit

hesaplamalar ile tahmin edilebilir. Çarpma sonrasında bir kuşun kinetik enerjisindeki değişim aşağıdaki eşitlikle tanımlanabilir.

$$\Delta KE = W = Fd = \frac{1}{2}mv^2 \tag{2.18}$$

Bu eşitlikte, W yapılan işi, F çarpma etkisiyle oluşan darbe kuvvetini, d kuvvetin uygulandığı mesafeyi, m kuşun kütlesini ve v uçağın hızını temsil eder. Çarpmanın etkisi ile yapı üzerinde hissedilen kuvvet ise aşağıdaki gibi tanımlanabilir:

$$F = \frac{\Delta KE}{d} = \frac{mv^2}{2d} \tag{2.19}$$

Kuşun modelini, küresel bir cisim olarak kabul edersek, Denklem (2.19)'daki kuş modelinin çapı yerine küresel cismin yarıçapını yazarak eşitliği yeni bir formda ifade edebiliriz:

$$F = \frac{mv^2}{2r} \tag{2.20}$$

Bu eşitlikte r, küre yarıçapını temsil eder. Kuş modelinin büyüklüğü kütlesi ve çapına bağlı olduğuna göre aşağıdaki basit eşitliği yazabiliriz.

$$m = \rho V = \frac{4}{3}\pi r^3 \rho \tag{2.21}$$

Bu eşitlikte ρ kuş yoğunluğunu, V ise kürenin hacmini temsil eder. Denklem (2.20) ve (2.21)'in kombinasyonu çarpma kuvvetini basitçe hesaplayabileceğimiz aşağıdaki eşitliği verir.

$$F = \frac{2\pi r^2 \rho v^2}{3} \tag{2.22}$$

Bu eşitlikten yola çıkarak, fırlatılan cismin hedef yapı üzerinde meydana getirdiği darbe kuvveti için, kuş modelinin kütlesi ve çarpma hızının karesiyle orantılı diyebiliriz. Fırlatılan cismin deforme olabilen düz hedefe çarptığı durumlarda, kuş modelinden aktarılan kuvvet büyük ölçüde deformasyonun biçimine ve boyutuna bağlıdır. Kuş modelinin, akışkan bir silindir gibi davranacağı göz önüne alınırsa, ilk çarpma muhtemelen serbest kalma dalgalarının oluşumunu geciktirecek içbükey bir

deformasyon yaratacaktır. Oluşan bu deformasyon şekli aynı zamanda daha büyük bir momentum ve dolayısıyla daha fazla kuvvet aktarımı ile sonuçlanan akışı döndürme eğilimindedir.

$$F = \sum \frac{\Delta m \Delta v}{\Delta t} \tag{2.23}$$

Bu eşitlikteki $\Delta v = v_0 - v_1$ şeklinde tanımlanır. Ayrıca, rijit düz bir hedef için $v_1 = 0$ ve deforme olabilen düz bir hedef içinse $v_1 < 0$ olarak kabul edilir.

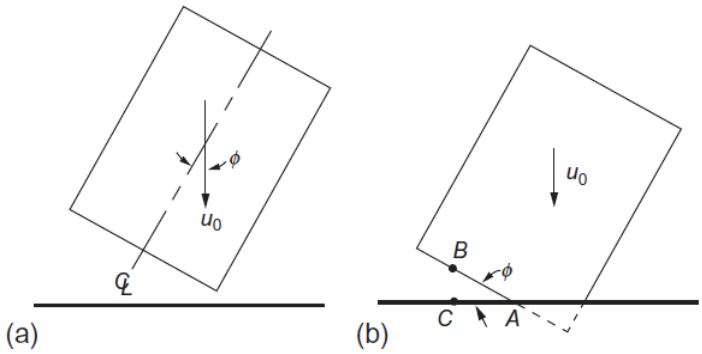
Potansiyel olarak daha büyük bir kuvvet aktarımı olmasına rağmen, hedefin daha fazla deforme edilmesin önemli miktarda enerji kullanılacaktır. Bu nedenle, deforme olabilen hedef cismin uç kısımlarındaki (veya reaksiyon noktaları) kuvvet, rijit hedef durumdakinden daha az olabilir [32].

2.7 Eğik Çarpmalar

Kuş çarpması olayları doğası gereği genellikle dik bir açıyla gerçekleşmez ve aslında çoğu durumda, kuşun merkez çizgisi ile hedef yüzeyin normali arasında bir açı vardır. Bu nedenle, bir kuş modelinin eğimli çarpma durumlarındaki davranışını ve oluşacak deformasyonları bilmek önemlidir. Eğimli çarpmaları anlamak için, ilk olarak, sapma gösteren bir fırlatılan cismin etkisi incelenir ve daha sonra sonuçlar eğik çarpma olayını incelemek için kullanılır.

2.7.1 Fırlatılan Cismin Sapması

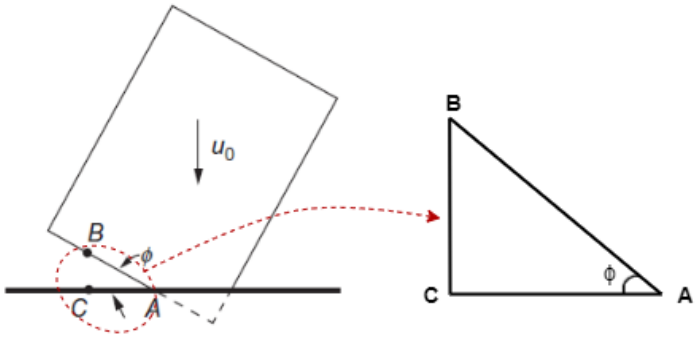
Rijit hedef yüzeyinin normaline paralel yönde başlangıç hızına sahip sapmış bir fırlatılan cismin çarpma olayı Şekil 2.9-a'da gösterilmektedir. Bu tip bir çarpma olayında, fırlatılan cismin eksen çizgisi ile cismin başlangıç hız vektörü arasında ϕ açısı kadar fark bulunur. Ayrıca bu tip sapmış fırlatılan cismin oluşturduğu şok basıncının genliği, aynı başlangıç hızındaki hedef yüzey normali ile fırlatılan cismin ekseninin birbirine paralel olduğu durumda gerçekleşe çarpma olayındakine yakındır. Ancak, ϕ açısı kritik açı ϕ_{cr} değerinden büyükse, bu şok basıncının hedefin farklı noktalarındaki süresi farklı olabilir.



Şekil 2.9 Sapmış merminin katı bir hedefe normal çarpması [28]

Şekil 2.9-b, sapmış merminin çarpmanın ilk safhasındaki, çarpmanın etkisiyle şok dalgasının yeni oluştuğu ve fırlatılan cisme yansıdığı anı göstermektedir. Fırlatılan cisim olarak silindir bir model kabul edersek ön yüzeyinde rastgele bir B noktası olduğunu varsayalım. Şok dalgası, B noktası hedef yüzeye ulaşmadan önce B noktasına ulaşırsa, bu noktada çok yüksek basınç gradyanının oluşması nedeniyle bir serbest kalma dalgası oluşur. B noktasındaki senaryoda olduğu gibi, silindirik yapının hedefe çarpan yüzeyinin tamamında serbest kalma dalgalarının meydan geldiği görülür. Yüzeyde oluşan bu serbest kalma dalgaları ve şok dalgaları birbirleriyle karşılaşır. Bunun neticesinde serbest kalma dalgaları ciddi ölçüde etkisini kaybeder. İşte bu etki kaybı nedeniyle, ilk Hugoniot basıncının görüldüğü yer, hedef yüzeydeki ilk çarpışmanın gerçekleştiği noktayı çevreleyen küçük bir kısımdır. Başlangıç çarpma noktasında bile, komşu parçacıklarda meydana gelen serbest kalma dalgalarının hızlı etkileri nedeniyle en yüksek basınç değerinin gözlemlendiği süre normal bir çarpma olayına kıyasla oldukça kısa gerçekleşir.

Öte yandan, eğer B noktası ilk şok dalgası, B noktasına ulaşmadan hedef yüzeye ulaşırsa, fırlatılan cismin toplam ön yüzeyi, normal bir darbede (fırlatılan cismin sapmadığı) meydana gelen süreye ve genliğe sahip olan tepe basınçları ile karşılaşır. $\phi = \phi_{cr}$ olduğu durumda, şok dalgasının AB mesafesi boyunca olan hareket (u_s hızı ile) süresiyle, B noktasının BC mesafesini (u_0 hızı ile) kat etmek için geçen süre birbirine eşit olur. Şekil 2.10'de ABC üçgeni için trigonometrik ilişkiler görülmektedir.



Şekil 2.10 Fırlatılan cismin sapma açısının kritik sapma açısı ile eşit olması

Aşağıdaki eşitlikte fırlatılan cismin sapma açısının kritik sapma açısı ile eşit olması durumunda, şok dalgası ve B noktasının hareket süreleri arasındaki ilişki verilmektedir.

$$\Delta t = \frac{BC}{AB} = \frac{u_0}{u_s} \tag{2.24}$$

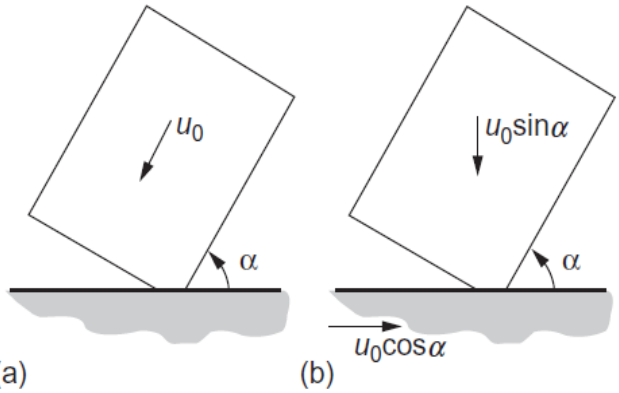
$$\sin(\phi_{cr}) = \frac{BC}{AB} \tag{2.25}$$

Eşitlik (2.25) kullanılarak kritik sapma açısı için aşağıdaki eşitlik yazılabilir.

$$\phi_{cr} = \sin^{-1}\left(\frac{u_0}{u_s}\right) \tag{2.26}$$

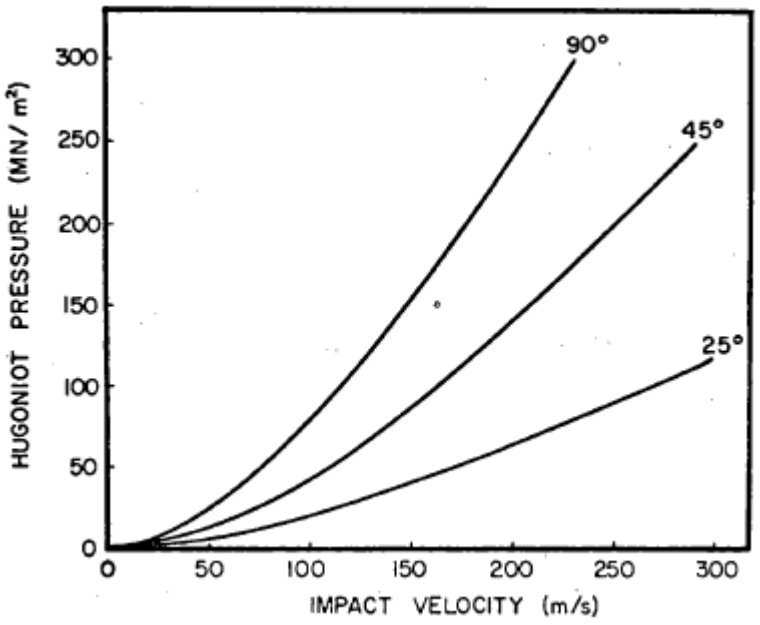
2.7.2 Eğik Çarpma

Başlangıç hız vektörü hedef yüzeyin normaline göre sapmış olan bir fırlatılan cismin sert bir hedef üzerindeki eğik çarpması Şekil 2.11-a'da gösterilmektedir. Bu tip çarpışma olaylarında, ilk hız vektörü silindirik yapıdaki fırlatılan cismin eksen doğrultusu birbirleriyle eştir.



Şekil 2.11 Sapan merminin sert bir levha üzerindeki açılı çarpması

Kuş ve hedef arasındaki sürtünme kuvvetleri ihmal edilirse, bu çarpma, sapmış bir silindirin rijit hedef üzerindeki $u_0 \sin(\alpha)$ başlangıç hızı ile normal çarpmasına eşdeğerdir. Buna karşılık olarak, tepe basıncı, başlangıçtaki hızı $u_0 \sin(\alpha)$ olan fırlatılan cismin normal çarpmasındakiyle aynıdır. Şekil 2.12, çarpma açısının, farklı hızlarda Hugoniot basıncının değişimi üzerindeki etkisini göstermektedir.

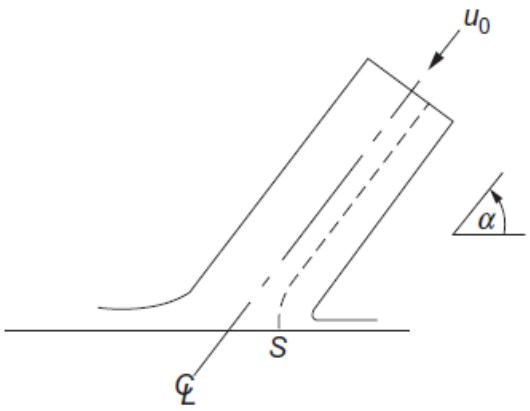


Şekil 2.12 Farklı çarpma hızlarındaki çarpma açısının Hugoniot basıncının değişimine etkisi [28]

Fırlatılan cismin hedef yüzeyle yaptığı açı, hedef yüzeyin normaliyle yaptığı açıyı tamamlayıcı niteliktedir, yani $\phi = 90° - \alpha$. Ekseninden sapan fırlatılan cismin çarpma olayındaki gibi, $\phi > \phi_{cr}$ ise eğik açıyla sert bir yüzeye çarpan silindirin ön yüzünde serbest kalma dalgaları oluşur. Bu şartlar altında, şok basıncı çarpışmanın ilk gerçekleştiği noktada gözlemlenir. $\phi < \phi_{cr}$ durumunda, Hugoniot basıncının fırlatılan

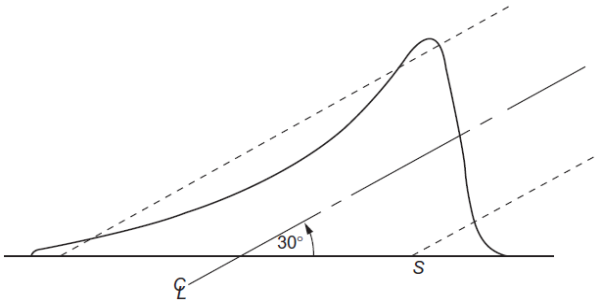
cismin çarptığı hedef üzerindeki yayılması ve yayılma zamanı normal çarpışma durumundakine denktir.

Eğik bir çarpma olayında durağan akış fazı Şekil 2.13'de gösterilmektedir. Bu durumda, durgunluk basıncı merminin ekseni boyunca oluşmaya devam etmez ve akış-yönüne ters olacak şekilde yön değiştirir (Şekil 2.13).



Şekil 2.13 Eğik çarpma olayının durağan akış fazı [27]

Durgunluk noktasındaki parçacıkların hızı ve basıncı, normal bir çarpmanın durgunluk noktasındaki değerlerle aynıdır. Bu nedenle, durgunluk basıncını hesaplamak için denklem (2.13) tekrar kullanılabilir. Fırlatılan cismin eğimli olarak hedefe çarptığı durumdaki çarpma olayının durağan akış durumu basınç yayılımı için analitik bir çözümleme tekniği verilmemiştir. Bununla birlikte, hedef yüzeye belirli bir açıyla çarpan ve 2-Boyutlu olarak temsil edilen bir su kütlesi için basınç yayılımı modeli oluşturulmuştur. Bu model Şekil 2.14'de temsili olarak gösterilmiştir.



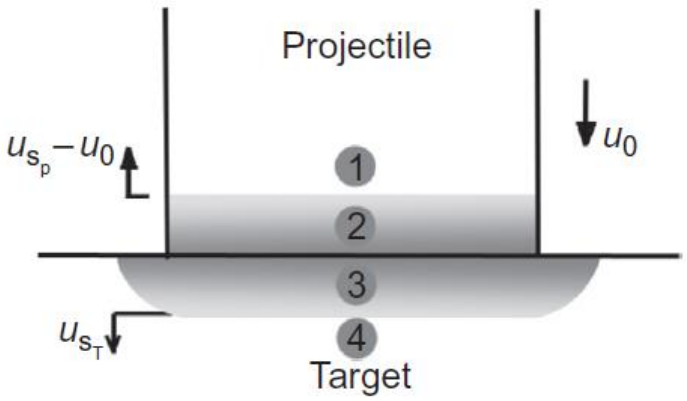
Şekil 2.14 Düzlemsel hedefe 30° açıyla çarpan su jeti için durağan akış basıncı dağılımı

Momentumun korunumu göz önüne alındığında, denklem (2.27)'den, hedef plakaya doğru eğimli olarak gelen fırlatılan cismin etkisiyle ortaya çıkan çarpma kuvvetini hesaplamak amacıyla yararlanılabilir.

$$F = \rho A u_0^2 \sin(\alpha) \tag{2.27}$$

2.8 Rijit Olmayan (Esnek) Hedefler

Kuş çarpmasındaki hedef yapıların rijit olduğunu kabul etmek, çarpma olayının analizini büyük ölçüde basitleştirir. Ancak, gerçekte yaşanan kuş çarpması olaylarını ele aldığımızda uçakta bulunan birincil ve ikincil tüm yapıların hiçbiri katı olarak ele alınmaz. Uçak üzerindeki tüm yapılar ve bağlantı elemanları, kuş çarpmasına farklı seviyelerde deformasyon gösterir. Çarpmaya maruz kalan yapıda oluşan gerilmeler akma gerilmesini aşmazsa, elastik olarak deforme olur. Çarpışma olayının ilk zaman dilimlerinde, sadece fırlatılan cisim ve hedef yüzeyi arasındaki malzeme çarpma neticesiyle oluşan basınç ve gerilmelerden ilk elden etkiye maruz kalır. Katı hedef yapısı için hali hazırda kullanılan eşitlikler, küçük parametrik ayarlamalar (iyileştirmeler) sayesinde deforme olabilir hedef yapılarındaki çarpma etkilerini hesaplamak amacıyla kullanılabilir. Hem hedef yapısının deforme olması hem de fırlatılan cismin deforme olması sonucunda çarpışma davranışı, bu fenomenin nümerik olarak analizini oldukça güç bir seviyeye taşır. Şekil 2.15'da gösterilen, bölge-2 fırlatılan cisim ve bölge-3 hedef için şok alanlarını temsil eder.



Şekil 2.15 Erken şok fazı sırasında elastik hedef üzerindeki çarpma olayı [27]

Deforme olabilir bir hedef üzerinde gerçekleşen kuş çarpmasında, parçacık hızı u_p, başlangıç hızı u_0 ile aynı değildir. Bu nedenle, deforme olmayan plaka üzerinde çarpma

etkisiyle oluşan Hugoniot basıncını veren eşitlik (2.4) aşağıdaki şekilde değiştirilmelidir.

$$P_H = \rho_1 u_s u_p \tag{2.28}$$

Bu eşitlikten sonra, deforme olamayan hedef yapı ve fırlatılan cisim üzerinde oluşan Hugoniot basınç değerlerinin eşit olmadığını vurgulamak gerekmektedir. Şekil 15'de görülen Bölge-2 ve Bölge-3 için denklem (2.28)'in uygulanması aşağıdaki ifadeleri verir.

$$P_2 = \rho_p u_{s_p} u_{p_p} \tag{2.29}$$

$$P_3 = \rho_t u_{s_t} u_{p_t} \tag{2.30}$$

Bu eşitlikteki u_{s_p} ve u_{p_p}, sırasıyla fırlatılan cisimdeki şok dalgası ve malzeme hızlarıdır. Benzer şekilde u_{s_t}ve u_{p_t} sırasıyla hedef plakanın 3. bölgesinde şok dalgası ve malzeme hızlarıdır. Malzemenin sürekliliği ve temas ara yüzündeki Newton'un ikinci yasasından yola çıkarak;

$$P_2 = P_3 \tag{2.31}$$

$$u_2 = u_3 \tag{2.32}$$

Wilbeck tarafından yapılan parçacık hızı tanımından faydalanarak, aşağıdaki ifadeleri kullanabiliriz.

$$u_{p_p} = u_0 - u_2 \tag{2.33}$$

$$u_{p_t} = u_3 - u_4 = u_3 \tag{2.34}$$

Denklem (2.34)'ü Denklem (2.30) içerisinde ifade ettikten sonra ardından Denklem (2.29) ve Denklem (2.30)'u birbirine eşitleyerek aşağıdaki ifade elde edilir.

$$\rho_p u_{s_p} u_{p_p} = \rho_t u_{s_t} \left(u_0 - u_{p_t}\right) \tag{2.35}$$

Bu eşitlikten fırlatılan cismin malzeme hızını bulmak için aşağıdaki ifadeyi yazabiliriz.

$$u_{p_p} = u_0 \left\{ \frac{\rho_t u_{s_t}}{\rho_p u_{s_p} + \rho_t u_{s_t}} \right\} \tag{2.36}$$

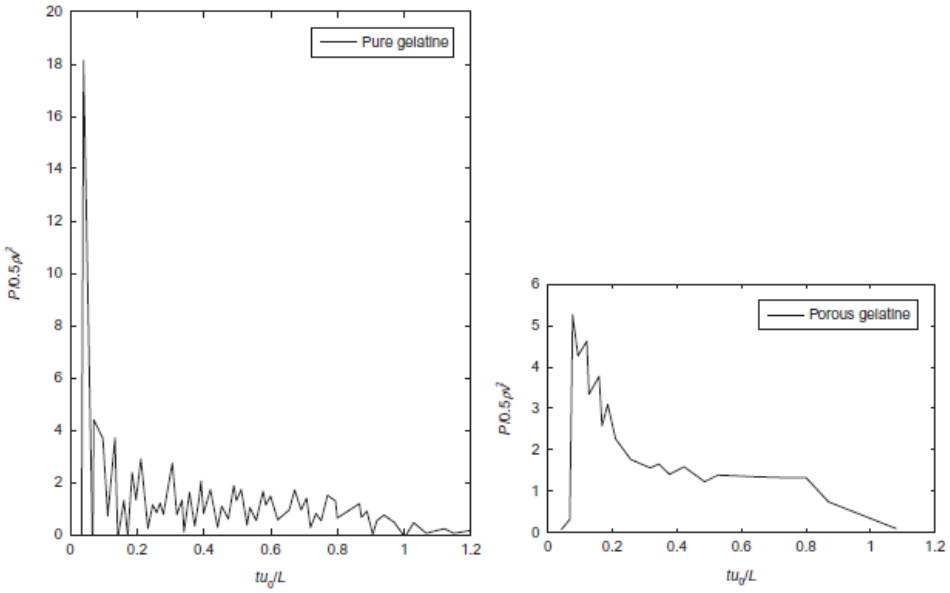
Denklem (2.36) denklem (2.29) içerisinde ifade edilerek, silindirik formdaki fırlatılan cisim için esnek hedef üzerindeki çarpma olayının Hugoniot basıncı aşağıdaki ifadeyle hesaplanabilir.

$$P_H = \rho_p u_{s_p} u_0 \left\{ \frac{\rho_t u_{s_t}}{\rho_p u_{s_p} + \rho_t u_{s_t}} \right\} \tag{2.37}$$

Esnek hedeflerde, hedefin kalınlığı Hugoniot basıncı üzerinde çok etkilidir. İnce hedeflerde, sıkıştırma dalgası, hedefin arka yüzeyinden çekme-gerilmesi dalgası şeklinde tersine hareket eder yani bir nevi yansır. Yansıyan çekme-gerilmesi dalgalarının ve gelen basınç dalgalarının etkileşimi Hugoniot basıncını büyük ölçüde azaltır. İnce bir hedef yapısı ve fırlatılan cisim arasındaki temas kuvvetleri, hedefin, yüksek bir hızda hareket etmesine neden olur, bu yüksek hızlı hareket fırlatılan cismin çarpmaya maruz kalan hedef yüzeye göre nispi hızını azaltır. Bu durum, deforme olabilir hedef yapıların yer aldığı senaryolarda Hugoniot basıncında düşüşe sebep olan bir parametredir.

2.9 Kuş Çarpmasında Gözeneklilik Etkisi

Deneysel sonuçlar, fırlatılan cismin gözenekliliğinin çarpma özellikleri üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğunu göstermiştir. Örneğin Şekil 2.16'de, % 10 gözeneklilik (porozite) miktarına sahip fırlatılan cismin Hugoniot basıncının, hiç gözenek yapısı bulunmayan jelatinden yapılmış fırlatılan cismin Hugoniot basıncına göre % 50 oranında azaldığı gösterilmektedir.



Şekil 2.16 Plaka üzerine fırlatılan poroz olmayan ve poroz yapılı jelatinlerin Hugoniot basınç farkı [33]

Wilbeck tarafından yapılan çalışmada da belirtildiği üzere, kuş çarpması çalışmaları için yararlı olabilecek şok sıkıştırması için geliştirilen basınç-yoğunluk ilişkileri Torvik tarafından geliştirilmiştir. Bu basınç-yoğunluk ilişkilerinde, malzemenin makroskopik ölçekte homojen ve izotropik olduğu varsayılmaktadır [34]. Gözenekli bir malzemenin tanımını için genel olarak, malzeme içerisinde bazı gözenekler veya küçük delikler içeren malzeme ifadesi kullanılır. Bir sıvının içindeki gözenekler sadece hava benzeri bir gazla doldurulursa varlık gösterebilir, aksi takdirde etrafındaki çok yüksek basınç farkı nedeniyle varlık gösteremez ve kaybolur. Malzeme gözenekliliği, yapıda bulunan gözeneklerin hacmen oranı kullanılarak tanımlanır ve z parametresi ile temsil edilir. Matris malzemesinin kütle yoğunluğu (gözeneksiz malzeme) ρ_f ile temsil edersek, malzeme ve gözenek karışımının makroskopik ortalama yoğunluğu şu şekilde ifade edilebilir:

$$\rho_z = z\rho_{air} + (1-z)\rho_f \tag{2.38}$$

Wilbeck tarafından yapılan çalışmaya göre, çarpma öncesi ve sonrası orta yoğunluklar arasındaki ilişki aşağıdaki şekilde tanımlanabilir:

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = (1-z)\left(\frac{P_2}{A}+1\right)^{-1/B} + z(1-q) \tag{2.39}$$

Bu eşitlikte;

$$A = \frac{\rho_1 c_0^2}{4k - 1}$$

$$B = 4k - 1 \tag{2.40}$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{1}{1 - q}$$

Bu eşitlikte k deneysel bir sabittir. ρ_1 ve ρ_2 darbe öncesi ve sonrası ortam yoğunluğunu, P_1 ve P_2 ise darbe öncesi ve darbe sonrası basıncı temsil etmektedir. $z(1 - q)$ ifadesi karışan havanın çarpma etkisiyle oluşan şok basıncına katkısını (ihmal edilebilir) ifade etmektedir [20]. Eşitlikteki q parametresi ise Wilbeck tarafından aşağıdaki şekilde tanımlanır:

$$q = 1 - \frac{\rho_1}{\rho_2} = q_1 - q_2 \tag{2.41}$$

Denklem içerisindeki q_1, q_2 ve $\bar{P}$ ise aşağıdaki ifadelerle elde edilebilir.

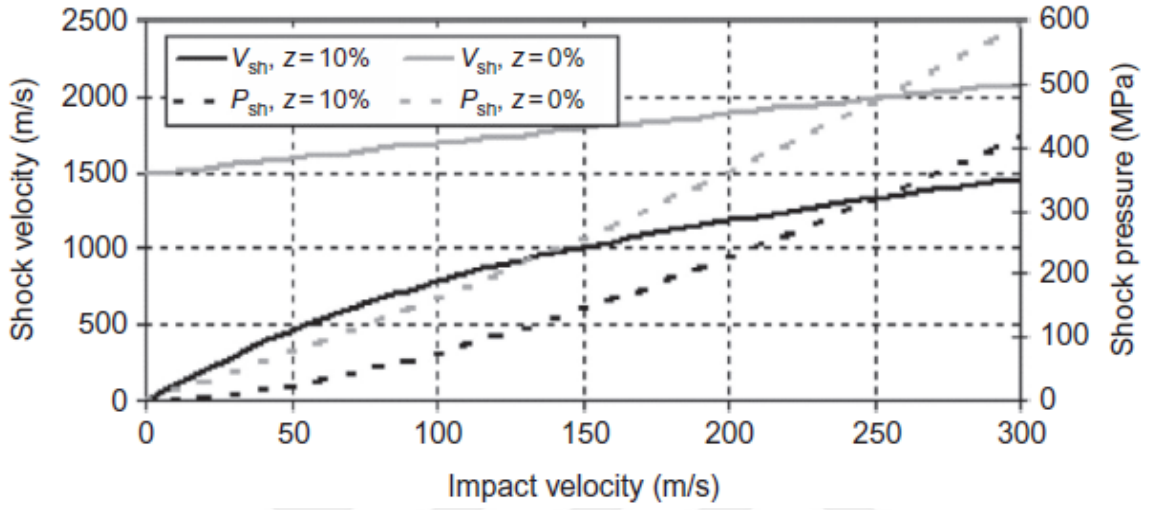
$$q_1 = \frac{\left(2\bar{P}k + \frac{\rho_1 c_0^2}{P_0}\right)}{2\bar{P}k^2}$$

$$q_2 = \frac{\sqrt{\left(2\bar{P}k\frac{\rho_1 c_0^2}{P_0}\right)^2 - 4\bar{P}^2k^2}}{2\bar{P}k^2} \tag{2.42}$$

$$\bar{P} = \frac{P_2}{P_1} = \frac{\rho_1 c_0^2}{P_0}\frac{q}{(1 - kq)^2}$$

Denklem (2.39), denklem (2.1) ve denklem (2.2) birlikte kullanılırsa, Hugoniot basıncı daha doğru tahmin edilebilir. Gözenekli bir malzeme için şok hızı, denklem (2.1) ve denklem (2.39)'da “ρ1 / ρ2” ifadesi yalnız bırakılarak ve denklemler eşitlendikten sonra, denkleme (2.39)’da ki diğer bilinmeyenler içinse denklem (2.40)’dan faydalanarak P_2 basıncını hesaplamak için kullanılır. Bu işlem sonunda elde edilen şok basıncı değeri ve denklem (2.5), Hugoniot basıncı hesaplanabilir. Farklı darbe

hızlarındaki şok hızı ve şok basıncı değişimleri, gözeneksiz ve %10 gözenekli su için Şekil 2.18'te gösterilmektedir. Şekil 2.17'de, daha yüksek çarpma hızlarında, gözenek yapısı oranı arttıkça şok basıncında düşüş olduğu gösterilmiştir. Kuş çarpması için 120 m/s'lik darbe hızında, gözenekli suyun Hugoniot basıncı, gözeneksiz su için olanın yaklaşık yarısı kadar olduğu Lavoie ve ark. tarafından tespit edilmiştir [20].



Şekil 2.17 Farklı darbe hızlarında şok hızı ve şok basıncı değişimleri

Kuş çarpması sonuçlarının etkisini hesaplamak için yapılacak nümerik ve deneysel çalışmalar için esas soru, belirli kütleye (m) sahip bir kuş modeli için hangi gözeneklilik oranının kullanılması gerekliliğidir. Tüyleri olmayan on iki farklı kuş modellerinin kütle yoğunluğu ve boy/çap oranı hesaplamaları için Seamans ve ark. tarafından yapılan çalışma sonucu elde edilen sonuçlar aşağıdaki şekilde ifade edilmiştir [35].

$$\rho_0 = 1148 - 63 \log_{10}(1000m) \tag{2.43}$$

Kuş kütlesi ve kuş modelinin gövde ölçüsüne denk gelen çap ölçüsü arasındaki ilişki ise Guida tarafından yapılan çalışmada aşağıdaki eşiklikle ifade edilmiştir [36].

$$\log_{10} d\, 0 - 1.095 + 0.335 \log_{10} m \tag{2.44}$$

Yukarıda verilen denklemler kullanılarak fırlatılan cismin kütlesi belirlendikten sonra, kuş modelinin çapı ve yoğunluğu hesaplanabilir.

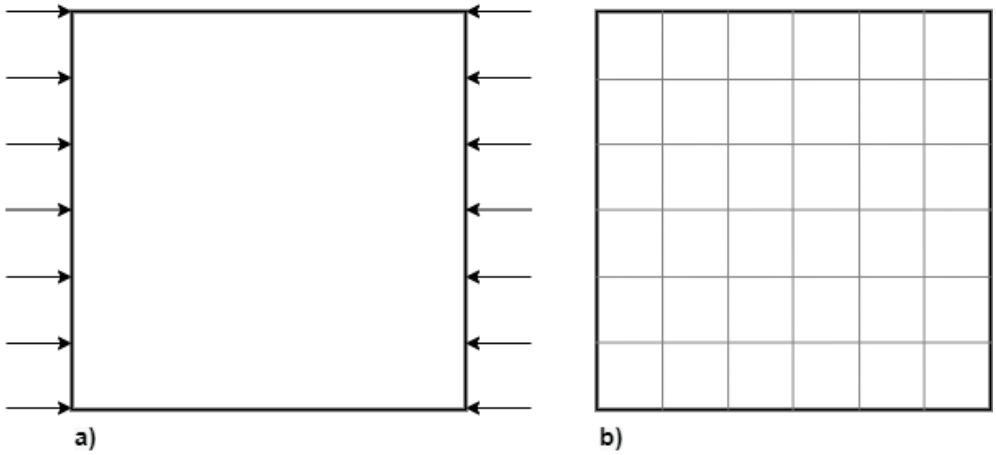
3
ÇARPMA MODELLEME METODOLOJISI

Kuş modelinin çarpma davranışı yumuşak bir merminin (atılan cisim) sergileyeceği davranışa benzer. Mermideki gerilmeler malzemenin mukavemetini aşarsa, mermi yani atılan cisim genellikle sıvı (akışkan) bir malzeme gibi akmaya başlar. Bu nedenle yüksek hızlar için, kuş modelinin davranışı hidrodinamik teorinin geçerli olduğu akışkan tipi davranışa daha çok benzeyecektir. Bununla birlikte, düşük ve orta hız için, kuş modelini oluşturan malzeme sıvı gibi akmaz ve bu gibi durumlarda oluşan deformasyonu tanımlamak için elasto-plastik malzeme özellikleri baskın olacaktır. Bu nedenle, kuş modeli ve kuş malzemesi özelliklerini içeren girdilerin modellenmesi, kuş çarpması problemlerinin doğru bir şekilde simüle edilebilmesi için çok önemlidir. Kuş çarpması davranışını modellemek için çeşitli araştırmacılar tarafından farklı modelleme yaklaşımları denenmiştir. Bazı modelleme yaklaşımları aşağıda tartışılmaktadır.

Kuş çarpmalarının etkilerini deneysel olarak incelemek çok pahalı olduğu için, ilgili deneyler ve testler yapılmadan önce bilgisayar ortamında modelleme ve analiz yazılımları kullanılarak testi simüle etmek en çok tercih edilen yöntemdir. Bu yöntem sayesinde test gereksinimlerindeki eksiklerin görülmesi, testte oluşacak problemlerin saptanması, problemler için çözüm geliştirilmesi ve fiziksel test ortamı için daha doğru tasarım oluşturulması neticesinde organizasyonel ölçekteki zaman ve maliyet kaybı oluşturacak risklerin önüne geçilir. Kuş çarpmalarının analizi/simülasyonu için LS-DYNA, HYPERWORKS/Radioss, ABAQUS, MSC/Dytran, ve ANSYS/Autodyn gibi yazılımlar kullanılmaktadır. Kuş çarpması probleminin sayısal modellenmesinde kullanılan çeşitli sonlu elemanlar yöntemi (FEM) çözüm teknikleri vardır; Lagrange çözüm tekniği, Euler çözüm tekniği, ALE (Arbitrary Lagrangian-Eulerian), CEL (Coupled Eulerian Lagrangian) ve Hidrodinamik Parçacık Metodu (Smoothed Particle Hyrodynamics, SPH). Bu yaklaşımlar kullanılarak kuş çarpması sonucunda hedefte oluşan basınç ve yükler başarılı bir şekilde hesaplanabilmektedir.

3.1 Doğrusal Olmayan Analizlerin Temeli

Bu bölümde kuş çarpması olayı ve çarpma esnasındaki doğrusal olmayan davranışın fiziksel temelleri incelenerek doğrusal olmayan yapısal problemler gözden geçirilmektedir. Sonlu elemanlar yöntemi (FEM) veya sonlu elemanlar analizi (FEA), basit bloklarla karmaşık bir nesne oluşturma ya da karmaşık bir nesneyi küçük ve hesaplanabilir parçalara (elemanlar ve düğümler) bölme fikrine dayanır. Şekil 3.1, düzlem için sıkıştırma yüküne maruz kalan bir plaka ve dörtgen elemanlar kullanılarak ayrıklaştırılmış plakanın sonlu elemanlar modeli göstermektedir.



Şekil 3.1 a) Düzlem içi sıkıştırma yükü altındaki plaka b) Plakanın sonlu elemanlar modeli

Bir problemin nümerik olarak çözümü için sonlu elemanlar (FE) paket programları kullanılarak gerçekleştirilecek çalışma üç adımdan oluşur:

1. Analiz Hazırlık İşlemleri: Sonlu eleman (FE) modeli hazırlanır. Malzeme verileri, sınır şartları, temas ilişkileri ve yükleme şartları belirlenir. Problem alanı sonlu elemanlara ayrıklaştırılır.
2. Çözüm: Hazırlanan FE modeli çözülür. Çözüm kararsızlıklarını önlemek için genellikle bu adımda ek kontrol parametreleri kullanılır.
3. Analiz Sonrası İşlemler: Gerilme, gerinim, yer-değiştirme, hız ve tepki kuvvetleri gibi ilgi sonuçların büyüklüğünün (miktarının) belirlenmesi ve sonlu elemanlar modelindeki tepkinin görselleştirilmesi.

İlk adımda, sonlu eleman modeli içindeki her bir elemana ait katılık matrisi ve kuvvet vektörü tanımlanarak çözüm oluşturulmaya başlanır. Genel katılık matrisi ve genel kuvvet vektörü, bütün lokalize olmuş katılık (sertlik) ve kuvvet matrisleri bir araya

getirilerek ifade edilir. Paket program daha sonra denklem kümesini çözerek düğümlerdeki yer değiştirmeleri bulur Temel sonlu elemanlar analiz (FEA) denklemi:

$$\{F\} = [K]\{u\} \tag{3.1}$$

Bu eşitlikte K katılık matrisini, u eleman yer değiştirmelerini ve F ise uygulanan yük miktarını teşmil etmektedir. Denklemin çözümü genellikle basit ve anlaşılırdır. F'nin uygulanmasıyla, K'nın ters çevrilmesiyle tek bir adımda ulaşılabilir. Ayrıca çözümü tamamladıktan sonra reaksiyon noktalarındaki gerilemeleri (σ) ve gerinimleri (ε) belirlemek mümkündür. Bununla birlikte, sistemdeki eleman sayısı ve serbestlik derecesi artışı neticesinde belirli bir noktadan sonra bu tarz problemlerin sonucuna ulaşmak, gelişmiş hesaplama araçları kullanılmandan zaman alıcı ve neredeyse imkansızdır. Problemlerin çözümünde zorluğa ve belirsizliklere sebep olan bir diğer faktör ise doğrusal olmayan davranışların fiziksel problem üzerindeki etkileridir. Bu tarz zorlukları aşmak için fiziksel problem senaryosunun sonlu elemanlar analizi yapılarak yakınsanmış bir tahmin gerçekleştirilir.

Doğrusal olmayan yapısal analiz, Sonlu Eleman Analizi (FEA) gibi doğrusal olmayan yapıların tepkisinin tahminidir ve göreceli denklemler genellikle kapalı (implicit) veya açık (explicit) artımlı yöntemlerle çözülür. Doğrusal olmayan davranış birçok nedenden dolayı meydana gelebilir. Yapısal analiz için doğrusal olmayan davranış kaynaklarını dört alt başlığa ayırabiliriz [37].

- Malzeme,
- Geometri,
- Sınır şartları (yük ve yer değiştirme)

3.1.1 Geometri Kaynaklı Doğrusal Olmayan Davranış

Geometrik olarak doğrusal olmayan davranışın fiziksel kaynağı, yapının deforme olmasıyla birlikte geometride meydana gelen değişiklikle ilişkilidir. Geometride gelen bu değişiklikler gerinim (ε)-yer değiştirme ve denge denklemlerinin oluşturulmasında nümerik hesaplama araçları tarafından hesaba katılır. Bu durumda bir yapı büyük deformasyonlar gösterir, gerininim (ε) ve yer değiştirme (u) arasında da doğrusal olmayan bir ilişki bulunuyorsa [37].

$$\varepsilon = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial U^T}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial x}\frac{\partial U^T}{\partial x}\right) = B(u_e)u_e \tag{3.2}$$

Geometrik doğrusal olmayan yapısal analizin mühendislik uygulamaları şunlar olabilir:

• Havacılık, inşaat ve makine konstrüksiyonlarındaki boyca uzunluğu diğer ölçülerine oranla oldukça fazla olan ince yapılar.

• Kablolar ve şişirilebilir membranlar gibi çekme yüküne maruz kalan yapılar

• Metal ve plastik şekillendirme prosesleri

• Her tür stabilite analizi.

3.1.2 Malzeme Kaynaklı Doğrusal Olmayan Davranış

Malzeme davranışı mevcut deformasyon durumuna bağlıdır ve muhtemelen deformasyon geçmişini ve ön-gerilme, sıcaklık ve zaman gibi diğer temel değişkenleri içerebilir. Malzemeye uygulanan yükler elastik dayanım sınırları içerisindeyken yapıya uygulanan gerilmeyle doğru orantılı olarak yapıda bir yer değiştirme gözlemlenir. Bununla birlikte, uygulanan stres akma gerilmesini aşarsa, hemen hemen tüm mühendislik malzemeleri doğrusal olmayan bir davranış sergiler. Yüksek hızda meydana gelen çarpışma olaylarında, malzemedeki şekil değiştirme oranı aynı zamanda gerilme-gerinim eğrisini üzerinde etkin bir rol oynayabilir. Bunun yanı sıra doğrusal olmayan davranışların diğer bir kaynağında malzeme elastisitesine etki eden sıcaklıktır. Bahsi geçen bu gibi senaryolarda, problemi tanımlamak ve çözmek için kullanılacak olan sonlu elemanlar yönteminde doğrusal malzeme tipleri tercih edilmez. Öncelikli olarak yükleme altındaki davranışlarına ait deneysel verilerin elde edileceği çalışmaların gerçekleştirilmesi ve sonrasında doğrusal olmayan davranışını temsil edecek malzeme modellerinin oluşturulması gerekmektedir [37].

3.1.3 Yükleme ve Yer Değiştirme Sınır Şartı Kaynaklı Doğrusal Olmayan Davranış

Küçük yer değiştirmelerle ilgili problemlerde, uygulanan yükler veya sınır koşulları genellikle incelenen yapının kenarlarına göre yönlerini korur. Bununla birlikte, sıvı-katı etkileşimleri (FSI) ya da yükün daha büyük yüzey alanına sahip bir aparatla aktarıldığı olaylarda, yükün vektörü ve şiddeti yüke maruz kalan yapının yükleme yönündeki ötelenme hareketine bağlıdır. Doğrusal olmayan yükleme koşulları ile ilgili

problemlere; bir uçağa uygulanan aerodinamik kuvvetler, denizde veya nehirde hareket eden bir tekne, iki otomobilin çarpışması, dolu çarpması ve kuş çarpması olayı gibi farklı örnekler verilebilir.

3.2 Sonlu Elemanlar Yöntemi (SEY) Zaman İntegrasyon Teorisi

Önceki bölümlerde temel korunum yasaları kısaca tanıtılmıştır. Bunlardan kütle ve enerjinin korunumu denklemleri skaler denklemlerdir. Açısal momentumun korunumu denklemi Cauchy stres tensörünü, gövde çiftlerinin yokluğunda simetrik olmaya zorlar, bu da stresin bağımsız bileşenlerinin sayısını dokuzdan altıya indirir. 3-B'ta doğrusal momentumun korunumu yasası üç kısmi diferansiyel denklemden oluşur. Bu kısmi diferansiyel denklemleri çözmek için sonlu elemanlar yöntemi kullanılabilir [38].

Sonlu elemanlar yöntemi, sürekli ve geometrik olarak karmaşık olan problem alanını sonlu sayıda basit ve ayrıklaştırılmış elemana böler. Bu elemanlar, eleman köşelerinde yer alan düğüm noktalarıyla, ağ-örgüsü olarak bilinen topolojik bir harita üzerinde birbirine bağlanır. İnterpolasyon fonksiyonları veya şekil fonksiyonları bu ağ-örgüsüne dayanarak oluşturulur. Yer değiştirme, gerilme ve gerinim gibi çeşitli ilgi miktarları daha sonra zamanın bir fonksiyonu olarak ayrıklaştırılmış elemanlardan faydalanılarak hesaplanabilir. Bu hesabı yapmak için implicit ve açık explicit zaman integrasyon teorisi olarak bilinen iki farklı zamansal çözüm türü bulunmaktadır.

3.2.1 Kapalı (Implicit) Zaman İntegrasyon Teorisi

Ağ-örgüsüne dayanan interpolasyon ve şekil fonksiyonlarını çözmek için kapalı zaman integrasyonu seçildiğinde, her denklemde (kütle matrisi, ivmelenme ve iç-dış nodal kuvvet vektörü için) birden fazla bilinmeyen belirir. Sonuç olarak, kapalı zaman integrasyonu, her zaman adımı için bir dizi eşzamanlı denklemin çözümünü gerektirir. Bu nedenle, kapalı çözüm yöntemi hesaplama açısından yoğundur. Bununla birlikte, açık zaman çözüm yönteminin aksine, çoğu kapalı zaman integrasyon şeması koşulsuz olarak kararlıdır. Sonuç olarak, her iterasyon için çok daha büyük zaman adımları seçilebilir ve bu nedenle daha kısa çözüm süreleri gerektirir. Bununla birlikte, çok büyük bir zaman adımının seçilmesi, sonlu fark formülasyonu ile ilişkili artan kesme hataları nedeniyle çözümün doğruluğunu bozmaktadır [38].

Zaman adımının ölçeği, yüksek derecede doğrusal olmayan davranış sorunu olan yakınsama ile ilgili konularla da sınırlandırılabilir. Kapalı çözüm yöntemi için zaman adımı boyutu, doğruluk gereksinimlerini karşılamak için açık çözüm yöntemi zaman adımı ile aynı kabul edilir [39]. Ayrıca, kapalı zaman adımının maliyetinin, açık zaman adımından on ila bin kat daha fazla olduğu bildirilmektedir [40]. Her kapalı zaman aşaması, açık zaman aşamasına kıyasla hesaplama açısından daha yoğun olduğundan, kapalı çözüm yönteminin kullanımı alanı belirli mühendislik problemleriyle sınırlıdır.

3.2.2 Açık (Explicit) Zaman İntegrasyon Teorisi

Açık çözüm yönteminde, her bir zaman adımında her sonlu fark denklemi için sadece bir bilinmeyen ortaya çıkar. Her denklem bağımsız olarak çözülebildiği için her zaman adımında bir dizi eşzamanlı denklemin bir araya getirilmesi ihtiyacı açık zaman integrasyon teorisinde ortadan kalkar.

Bu nedenle, açık çözüm yönteminde sonuca ulaşmak için gerekli olan hesaplama çabası, kapalı çözüm yöntemindekine göre çok daha azdır. Bununla birlikte, açık çözüm şemalarının büyük bir dezavantajı, zaman adımının boyutundaki sınırlamadır. Bunun nedeni, açık çözüm yöntemi için hesaplanan yanıtın, zaman adımının ölçeği kısıtlanmamışsa sınırsız büyümesidir. Bu nedenle, açık zaman integrasyon prosedürleri şartlı olarak kararlıdır; yani zaman adımının büyüklüğü, Courant-Friedricks-Lewy (CFL) kriteri olarak bilinen stabilite kriteri ile sınırlıdır [39]. Doğrusal problemler için CFL kriterlerine göre, açık çözüm yöntemi zaman adımı (Δt) aşağıdaki ifadeyle verilmiştir.

$$\Delta t \leq \frac{2}{\omega} \tag{3.3}$$

Eşitlikte ω, hesaplama ağ-örgüsünün en yüksek doğal frekansını temsil etmektedir. Doğrusal olmayan problemler için, zaman adımı (Δt) genel olarak aşağıdaki denklemden belirlenir.

$$\Delta t \leq \frac{kl}{c} \tag{3.4}$$

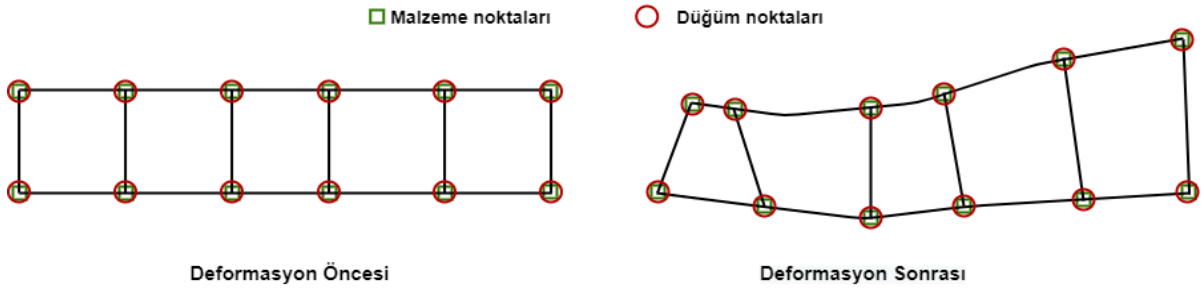
Yukarıdaki eşitlikte l, minimum ağ-örgüsü boyutunu ve c, ses hızını temsil eder. K değeri genellikle 0,6 ile 0,9 arasında seçilir [38].

3.3 Yumuşak Gövde Çarpma Çözüm Teknikleri

Kuş çarpması, uçakların hızlı hareketi nedeniyle 100 m/s'nin üzerindeki hızlarda meydana gelir. Bu, kuşların dayanım sınırının oldukça aşıldığı hızlı bir çarpışma olayını temsil eder. Bu durumda kuşun deformasyonunu tatmin edici bir şekilde tanımlamak için, sıvı benzeri bir modelin mevcut deneysel verileri iyi tahmin ettiği gösterilmiştir [41]. Kuş yapısında meydana gelen deformasyon aşırı büyük olduğu için, bu problemi çözmek amacıyla sonlu elemanlar yaklaşımı kullanılırken büyük ağ-örgüsü bozulması nedeniyle zorluklar yaşanmaktadır. Kuş çarpması probleminin nümerik çözümleme çalışmalarında hem ağ-örgüsü kullanılan hem de ağ-örgüsünden bağımsız çözüm teknikleriyle bu sorunun üstesinden gelmenin yolları vardır.

3.3.1 Lagrange Çözüm Tekniği

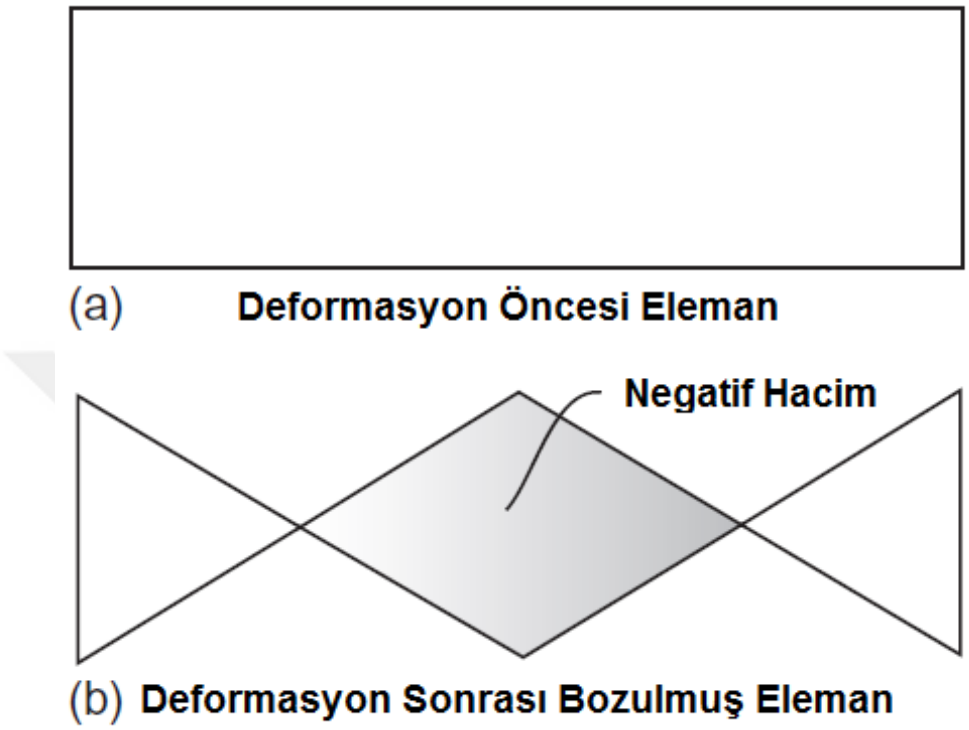
Lagrange metodu daha çok katı cisimlerin analizinde kullanılır. Çeşitli çözüm teknikleri arasındaki temel fark, hareketin açıklaması için referans koordinatların seçimindeki değişiklikten kaynaklanır. Bu çözüm tekniğinde malzemeye ait koordinatlar referans olarak seçilir. Lagrange metodunda, her bir düğüm noktası, simülasyon sırasında malzemenin konumunu belirleyen malzeme noktasına karşılık gelir. Dolayısıyla hareket sırasında düğüm noktaları Şekil-3.2'de gösterildiği gibi malzeme ile birlikte hareket eder. Ağ-örgüsü düğümleri malzeme deformasyonunu takip ettiği için sınır şartları üzerindeki düğüm noktaları malzemenin dış yüzeylerinde kalmaya devam eder, bu sayede bu yöntemde sınır şartlarını uygulamak basittir. Lagrange yönteminin diğer bir avantaj ise, her bir malzeme noktasının basit izlenebilirliğidir [29].



Şekil 3.2 Yumuşak gövdeli fırlatılan cisimler için Lagrange sonlu elemanlar modelleme yöntemi.

Fakat yüksek dereceli deformasyonların oluşacağı senaryolardaki malzemeler için Lagrange formülasyonunun kullanılması, elemanlarda büyük bozulmalara yol açabilir

ve bu da hesaplama süresini arttırır. Elemanlardaki büyük çarpıklıklar yanlış sonuçlara, ciddi hourglass hatasına ve Şekil 3.3'de görüldüğü gibi bazı elemanların kendi üzerine katlanarak negatif hacim elemanı oluşturmasına bağlı olarak hata sonlandırmasına yol açabilir [29].



Şekil 3.3 Deformasyon sonrası fiziksel olmayan negatif hacim oluşumu

Doğru sonuçlar elde etmek için, Δt zaman adımı, şok dalgasının ağ-örgüsündeki elemanın en küçük boyutu (l_{min}) boyunca ilerlemesi için gereken süreden az olmalıdır.

$$\Delta t = \frac{l_{min}}{c} \tag{3.5}$$

Bu eşitlikte c, malzemedeki şok dalgasının hızını temsil eder. Bir elemandaki aşırı bozulmanın sonucu olarak, elemanın boyutlarından biri büyük ölçüde artarken, diğer boyutu (l_{min}) çok küçük zaman adımlarına (Δt) yol açan kabul edilemez bir düşük değere düşer. Lagrange yönteminde eleman silme, lokal kütle ölçeklendirme, küçük gerinim basitleştirmeleri, düğüm noktası kütleleri (NM) ve uyarlanabilir ağ-örgüsü iyileştirme gibi aşırı ağ-örgüsü bozulmalarıyla başa çıkmak için çeşitli teknikler sunulmuştur. [42]. Lagrange çözüm tekniği ile alakalı avantajlar, dezavantajlar ve ilgili geliştirmeler Tablo 3.1'de verilmiştir.

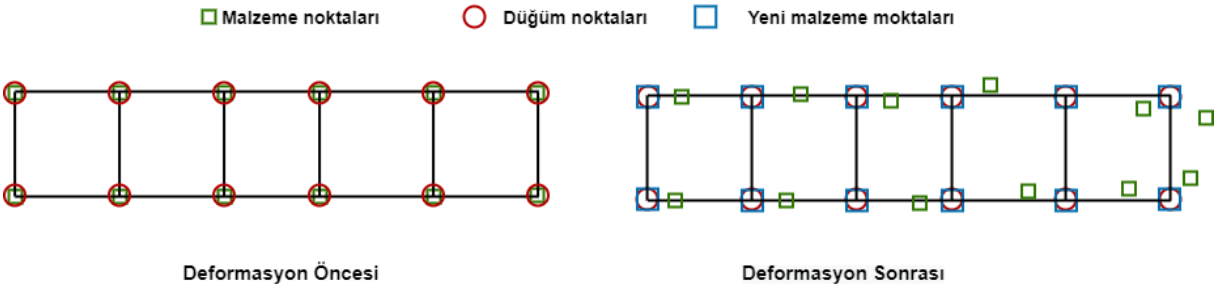
Tablo 3.1 Kuş çarpması uygulamasında Lagrange formülasyonunun avantajları ve dezavantajları [33]

Avantajlar	Dezavantajlar	Geliştirme Teknikleri
Her bir malzeme parçacığının zaman geçmişine ait bilgi sağlaması	Şiddetli eleman bozulması, gerekli zaman adımlarının sayısını artırabilir	Eleman silme, yeniden ağ-örgüsü oluşturma, kütle ölçeklendirme, küçük gerinim basitleştirme
Malzeme ara yüzlerine sınır koşullarının daha kolay uygulanması	Eleman bozulması, eleman karışıklığına/dolaşmasına (negatif hacim oluşmasına) neden olabilir	Eleman silme, yeniden ağ-örgüsü oluşturma, kütle ölçeklendirme, küçük gerinim basitleştirme
Düşük hesaplama maliyeti	Kuş malzemesi deformasyonla birlikte parçacıklara ayrılamaz	
Dayanım modellemek için ideal	Kayma ara yüzlerinin modellenmesi karmaşık	
Daha basit modelleme ve analize etki eden parametre sayısının az olması		

3.3.2 Euler Çözüm Tekniği

Euler metodu daha çok akışkan cisimlerin analizinde kullanılır. Euler hareketinin tanımı, Lagrange çözüm tekniğinin tersidir. Euler tekniği, malzeme koordinatlarını tanımlamak amacıyla konumsal koordinat sistemini referans alır. Şekil-3.4'de görüldüğü gibi Euler metodunda ağ-örgüsünü oluşturan düğüm noktaları uzayda sabit olup, malzeme noktaları bu ağ-örgüsünde ilerleyebilir. Diğer bir deyişle Euler yönteminde, malzeme yerine, problem uzayı ayrıklaştırılır. Nümerik ağ-örgüsü hem malzemenin o an içerisinde bulunduğu hem de hareketin etkisiyle birlikte ileride bulunacağı bölgeleri içerdiği için, geniş çaplı deformasyon problemlerinde Euler metodu iyi sonuçlar vermektedir. Bununla birlikte Bu nedenle, yapısal analiz için gereken hesaplama alanı Euler çözüm tekniğinde, Lagrange çözüm yaklaşımından çok daha büyüktür. Genel olarak, Euler çözüm tekniğinin hesaplama maliyeti, yüksek eleman sayısı ve eleman hacim oranları ve etkileşimlerinin maliyet-yoğun hesaplanması

nedeniyle nispeten yüksektir. Ağ-örgüsü hareket etmediğinden, ağ-örgüsü deformasyonları meydana gelmez ve açık çözüm yöntemi zaman adımı etkilenmez [29]. Aşırı eleman deformasyonu nedeniyle stabilite sorunları oluşmaz. Fakat kuş çarpması problemi, katı-sıvı etkileşimini içerdiği için Euler metodu tek başına istenilen sonuçları verememektedir. Ayrıca, Lagrange yönteminden farklı olarak, malzeme noktalarının ve malzeme ara yüzlerinin zaman geçmişini izlemek, Euler yönteminde gerçekleştirilmesi çok zordur [42].



Şekil 3.4 Yumuşak gövdeli fırlatılan cisimler için Euler sonlu elemanlar modelleme yöntemi

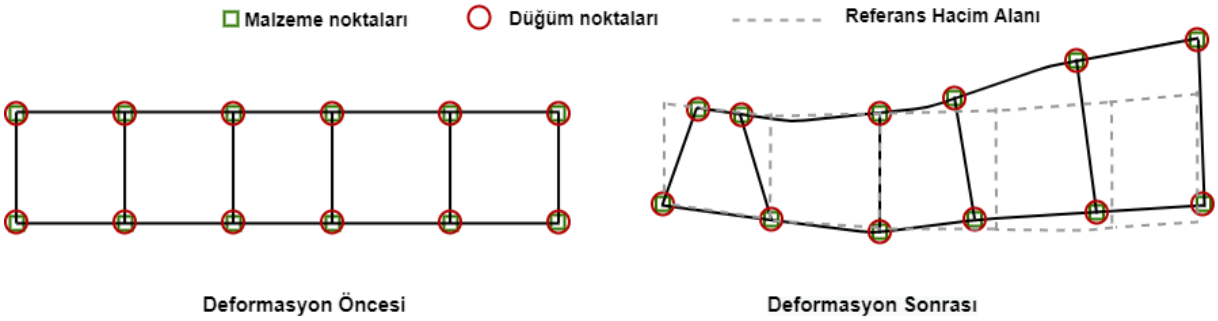
Bir kuş çarpması simülasyonunda tipik olarak sadece çarpma tertibatı (kuş modeli), Euler elemanları ile sıvı benzeri bir gövde olarak modellenir ve kuşun çarpacağı hedef Lagrange yaklaşımı kullanılarak katı bir yapı olarak modellenir. Buna benzer sıvı-katı etkileşim problemi içeren simülasyon senaryoları için Euler-Lagrange çifti yaklaşımı kullanılmıştır. Euler çözüm tekniğine ait detaylar karşılaştırmalı olarak Tablo 3.2'de verilmiştir.

Tablo 3.2 Kuş çarpması uygulamasında Euler formülasyonunun avantajları ve dezavantajları

Avantajlar	Dezavantajlar	Geliştirme Teknikleri
Elaman bozulması yok	Malzeme sınırlarında dağılma	Gelişmiş ara yüz izleme uygulamalarını kullanma
Büyük zaman adımları	Malzeme geçmişini takip etmek zor	Gerilme ve gerinim tensörlerinin bir hücreden diğerine aktarılması
	Nümerik ayrılma ve yayılma	Daha yüksek dereceli türev şemalarını kullanma
	Hesaplama süresini artıran geniş ağ-örgüsü gerekli	

3.3.3 ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) Çözüm Tekniği

ALE yaklaşımı, dezavantajları en aza indirirken iki yöntemin avantajlarını yakalamak için referansın kullanıcı tarafından değişken olarak ayarlandığı Lagrange ve Euler formülasyonlarının birleşimidir. ALE çözüm tekniğinde, ağ-örgüsü sıvı yapı ile birlikte hareket etmez. Sıvı yapı içerisinde ilerleyen ve referans koordinatlarını kullanan daha küçük bir cisim bu durumu için örnek olarak verilebilir. Bu bağımsız hareket kabiliyeti sayesinde, eleman bozulması meydana gelmez. Ancak, Şekil 3.5'de görüldüğü gibi ayrıklaştırılmış referans hacim sınır hareketlerini takip etmek için hareket edebilir veya daralıp/genişleyebilir. Ağ-örgüsü sıvı yapıyla eş bir hızda hareket gerçekleştirir, bu sayede bu yöntemde ağ-örgüsünün sahip olduğu alanının boyutu Euler çözüm tekniğine göre daha küçük miktarlarda olabilir.

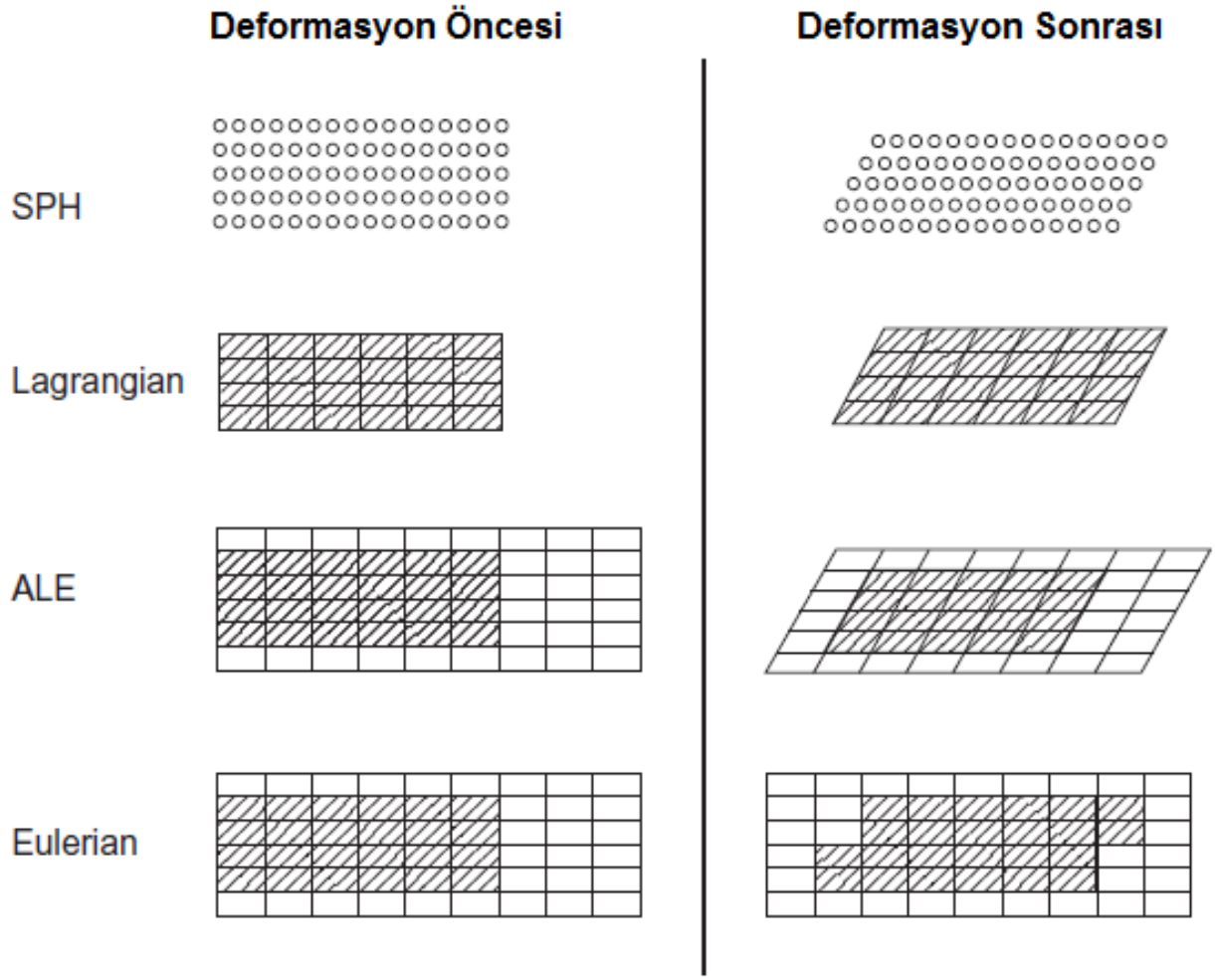


Şekil 3.5 Yumuşak gövdeli fırlatılan cisimler için ALE sonlu elemanlar modelleme yöntemi

ALE yönteminde, kuş malzemesinin yeri, her zaman adımda, kuş malzemesinin konumunun Euler ağ-örgüsü düğümlerine göre konumuyla karşılaştırılarak değerlendirilir. ALE yaklaşımıyla gerçekleştirilen simülasyonlarda her bir zaman adımı üç ana aşamadan oluşur: Lagrange fazı, Euler fazı ve ikisi arasındaki yumuşatma fazı. ALE çözüm tekniğinde de diğer tekniklerde olduğu gibi Ağ-örgüsü bozulması ve buna bağlı gerçekleşebilecek olan negatif hacim oluşumu gözlemlenebilir. Bununla birlikte, genel olarak, ALE yöntemi, yumuşatma fazı sayesinde Lagrange çözüm tekniğine göre daha fazla malzeme bozulmasını idare edebilir.

Şekil 3.6'da, yukarıda belirtilen sayısal yaklaşımların bir sıvıyı ve Euler veya ALE yöntemlerinin kullanılması durumda referans hacim ağ-örgüsünü farklılaştırması ve sıvının referans hacimdeki sayısal deforme şeklinin göstermektedir. Şekilden de açıkça anlaşılacağı üzere, ALE yöntemi malzeme sınırlarını Euler çözüm tekniğine göre daha

başarılı bir şekilde takip etmektedir. ALE yönteminde, referans hacim ağ-örgüsünün deformasyonu sıvının deformasyonuna göre belirlenir.



Şekil 3.6 Farklı modelleme tekniklerinin deformasyon öncesi ve sonrası eleman ve referans hacim yapısı

ALE referans hacim elemanlarının sayısı kuş deformasyonu boyunca sabit kaldığı için, kuş yapısı çarpmanın etkisi ile hedef yapı üzerine yayıldığında, ALE modelini oluşturan tüm unsurların bütün kuş parçacıklarını içerecek şekilde yanal olarak genişletilmesi gerektiği unutulmamalıdır. Euler çözüm tekniğinde (ve diğer yöntemlerde) olduğu gibi, ALE yönteminin başarılı bir sonuca ulaşma kabiliyeti ağ-örgüsü hassasiyetine bağlıdır. Bu nedenle, çarpma etkisiyle fırlatılan cismin hedef yapıdaki yayılmasından sonra, sonuçların doğruluğu, elemanların enine yönde şekil değiştirmesinden kaynaklanır. ALE formülasyonu ile ilgili avantajlar, dezavantajlar ve ilgili geliştirmeler Tablo 3.3'de özetlenmiştir.

Tablo 3.3 Kuş çarpması uygulamasında ALE formülasyonunun avantajları ve dezavantajları [33]

Avantajlar	Dezavantajlar	Geliştirme Teknikleri
Euler yöntemine göre daha küçük referans hacim boyutu	Negatif hacimlere neden olan eleman bozulması oluşabilir	Daha ince ağ-örgüsü
Lagrange yöntemine göre daha az eleman bozulması	Yüksek deformasyonlarda yanlış sonuçlar	Daha ince ağ-örgüsü
Euler yöntemine göre daha doğru temas modellemesi	Euler-Lagrange etkileşimlerinde bazı dinamik yükleme bölümlerinin filtrelenmesi	Daha ince ağ-örgüsü
İsteğe bağlı mesh hareketleriyle geniş uygulama alanı (otomatik yeniden-yerleştirme)	Ağ-örgüsü hareket kısıtlamalarının belirtilmesi gerekir	
Nispeten iyi zaman-geçmiş verileri elde edilebilir	İnce kesitler küçük zaman adımlarına ihtiyaç duyar	

3.3.4 CEL (Coupled Eulerian Lagrangian) Çözüm Tekniği

ALE yöntemine benzer bir yaklaşım olan Birleştirilmiş Euler Lagrangian (CEL) yöntemi Smojver ve arkadaşları tarafından sunulmuş ve uygulanmıştır [43]. CEL analizlerindeki sonlu elemanlar ağ-örgüsü, Euler malzemesinin hareket ettiği ve Lagrange yapısı ile etkileşimde bulunduğu sabit bir küpü temsil eder. Abaqus paket programıyla, EC3D8R hacim elemanları, tamamen veya kısmen kuş malzemesi ile doldurulabilen Euler problemlerini modellemek için kullanılırken, Euler referans hacminin geri kalanı boş malzeme ile doldurulur [43] [44]. Malzeme, her bir Euler elemanının malzeme ile doldurulma oranını temsil eden Euler Hacim Fraksiyonları (EVF) vasıtasıyla ağ-örgüsü boyunca hareket ederken izlenir. EVF değeri bire eşitken tamamen malzeme ile doldurulmuş elemanı, EVF değeri sıfıra eşitken tamamen boş elemanları temsil ediyor demektir.

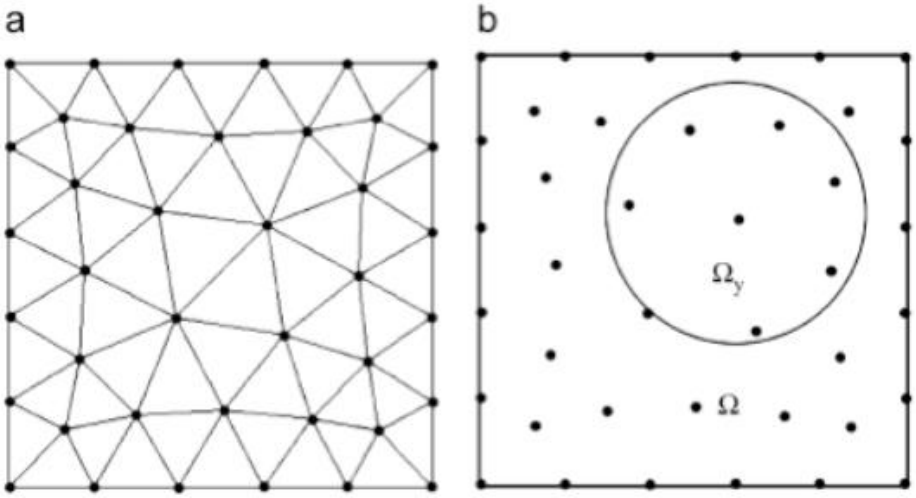
Euler malzemesinin sınırının analiz sırasında herhangi bir zamanda eleman geometrisiyle eşleşmesi gerekmez ve malzeme ağ-örgüsü boyunca akarken her zaman artışı ile yeniden hesaplanmalıdır. Abaqus paket programında, kullanımı kolay hacim oranı hesaplama modülü bulunmaktadır. Bu ara yüzle hacim oranlarının başlangıçta hesaplanabilir, böylece Euler elemanlarının kuş malzemesiyle doldurulmasını sağlar.

Euler elemanları içeren referans hacmin boyutları, çarpışmadan sonra kuş malzemesinin kaybını önlemek için yeterince büyük olmalıdır, çünkü aksi durumlarda bu değişken, kinetik enerjinin yapay kaybına yol açacak ve elde edilen sonuçların doğruluk seviyesini azaltacaktır [44].

3.3.5 SPH (Smoothed Particle Hydrodynamic) Çözüm Tekniği

İnterpolasyonlu Parçacık Hidrodinamiği (SPH) tekniği, ağ-örgüsü bulunmayan bir Lagrange tekniğidir ve 1970'lerin sonlarında Monaghan tarafından, hiper hız çarpmaları (~10 km/s) neticesinde malzemenin darbeyle parçalandığı astrofizik problemleri için geliştirilmiştir [45]. Bir sıvı, parçacık boyutunun yeterli sayıda molekül içerecek kadar büyük olması koşuluyla, birbiriyle etkileşim halindeki birkaç ayrı parçacık ile temsil edilebilir, böylece sıvı özellikleri her bir parçacıkta eşit ve makroskopik sıvı özelliklerinin kademeli değişimini gösterebilecek kadar küçük kabul edilebilir. Her bir SPH elemanı, toplam yoğunluğun partikül sayısına bölünmesiyle elde edilen bir kütlesi bulunmaktadır. Ayrıca, bir SPH elemanı bulunduğu noktadaki sıvı yapının hidrodinamik ve termodinamik bilgilerini de temsil etmektedir.

SPH yaklaşımı malzeme deformasyonunu modellemede hem etkili hem de doğrudur, ayrıca belirli malzeme modelleri açısından uyarlanabilir ve hesaplamalı akışkan dinamiği problemlerini çözmenin yanı sıra, çarpışma simülasyonları gibi büyük deformasyonlara sahip sürekli ortam mekaniği problemlerine de uygulanabilir. Klasik sonlu elemanlar (FE) yöntemi ve SPH tekniği arasındaki temel fark, Şekil 3.7'de gösterildiği gibi model ayrıklaştırma biçimidir.



Şekil 3.7 Hacmin ayrıklaştırılması a) FEM b) SPH

SPH yönteminde, parçacıklar aşağıdaki ifadeyle tarif edilir:

$$\left(x_i(t), m_i(t)\right)_{i\in P} \tag{3.6}$$

Eşitlikte P hareketli parçacıklar kümesini, $x_i(t)$ ve $m_i(t)$ sırasıyla hareketli parçacığın (i) konumu ve kütlesidir. SPH parçacığındaki, kütle değişimi ve hareketi arasındaki bağıntı aşağıda verilmiştir:

$$\frac{dm_i}{dt} = \nabla . V(x_i, t) m_i \tag{3.7}$$

Yukarıdaki denklemde V, i parçacığının hız vektörüdür. Karesel tümlev formülü şöyle yazılabilir:

$$\int_{\Omega} f(x)dx = \sum_{j\in P} m_j(t) f\left(x_j(t)\right) \tag{3.8}$$

SPH yaklaşımında, akışkan davranış gösteren malzeme veya sıvı, bir interpolasyon noktasını temsil eden ve her biri için tüm sıvı özelliklerinin bilindiği bir dizi hareketli parçacık olarak temsil edilir. Alan değişkenlerinin herhangi bir noktada tahmin edilmesine, kernel fonksiyonu adı verilen interpolasyon formülü tarafından izin verilir [33]. SPH çözüm tekniğinde kernel tahmini oldukça önemli bir noktadır. Kernel interpolasyonunun detaylarını sunmadan önce, ek kübik B-eğrisel işlevi tanıtılmalıdır:

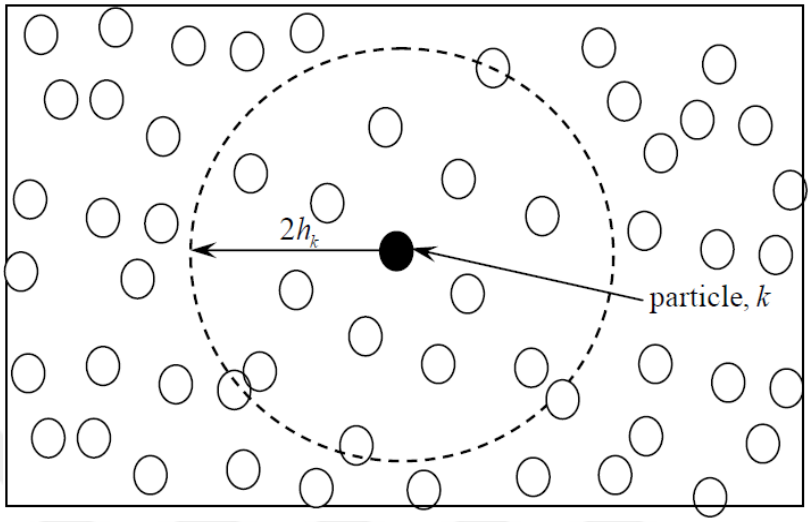
$$\theta(y) = \alpha_1 x \begin{cases} 1 - \frac{3}{2}y^2 + \frac{3}{4}y^3 & y \le 1 \\ \frac{1}{4}(2-y)^3 & 1 \le y \le 2 \\ 0 & y \ge 2 \end{cases} \tag{3.9}$$

Bu eşitlikte α_1, kernel fonksiyonunun boyutuna ve eğimine bağlı olarak sabittir. 2-Boyutlu problemlerde: $\alpha_1 = 10/7\pi$ olarak kabul edilmektedir. Lacome kernel interpolasyonu için aşağıdaki ifadeyi önermiştir [46]:

$$W\left(x_i - x_j, \bar{h}\right) = \frac{1}{\bar{h}}\theta\left(\frac{x_i - x_j}{\bar{h}}\right) \tag{3.10}$$

Eşitlikteki $\bar{h}$, Şekil 3.8'de görüldüğü gibi interpolasyon uzunluğunu temsil etmektedir. İlk SPH çalışmalarında, interpolasyon uzunluğu tüm parçacıklar için aynı kabul

edilmiştir ve sıvı yapıda meydana gelen deformasyon süresince bu uzunluğun sabit kaldığı varsayılmıştır. Fakat, yapılan daha yeni çalışmalarda, parçacık sayısına bağlı olarak farklı parçacıklar için farklı interpolasyon uzunluklarını değerlendirmenin daha başarılı sonuçlar verdiği gösterilmiştir [42].



Şekil 3.8 SPH yönteminde bir parçacık etrafında aktif etki alanı [42]

SPH metodolojisinin tanımında, komşu arama prosedürü çok önemli bir rol oynar. Bu prosedürde, hangi parçacığın diğerleriyle etkileşime gireceği adım adım değerlendirilir. Prosedür kapsamındaki her parçacığın etkisi, Şekil 3.9'da gösterildiği gibi h'nin interpolasyon uzunluğu olduğu, destek alanı Ω_h olarak adlandırılan $2h$ yarıçaplı bir kürenin içinde oluşturulur. Her parçacığın interpolasyon uzunluğu zamanla değişir. Parçacıklar ayrıldığında interpolasyon uzunluğu artar, birbirlerine yaklaştıklarında interpolasyon uzunluğu da aynı oranda azalır. Sürekli ortam değişkenlerinin yaklaşımını doğrulamak için merkez parçacık civarında yeterli sayıda parçacık bulundurmak gerekir.

SPH yaklaşımının referans hacmi ayrıklaştırmaması nedeniyle, Lagrange formülasyonunda olduğu gibi büyük deformasyon problemlerinde ağ-örgüsü karışıklığı dezavantajdan mustarip değildir. Ayrıca SPH yaklaşımında, ALE yönteminden daha az eleman kullanır, artan malzeme sayısı ilişkili olan malzeme ara yüz problemleri de bu sayede önlenmiş olur. Fırlatılan cisim ve hedef malzemesinin parçalanması ve kırılma fenomenlerinin modellenmesine izin verir. Lagrange çözüm tekniğinde olduğu gibi SPH yöntemi de, malzeme deformasyonu ve zamana bağlı malzeme geçmişinin iyi bir şekilde izlenmesine imkan tanır.

Tüm bu gelişmelere rağmen, SPH çözüm tekniğinin de kendine has dezavantajları bulunmaktadır. İlk olarak, SPH simülasyonlarında, her bir adımda büyük bir parçacık setinin etkileşimi kontrol edilmesi gerektiğinden, simülasyonlar ve hem yüksek bellek hem de CPU kaynakları gerektirir. SPH yöntemiyle ilişkili diğer sorun, özellikle deformasyonlar başladıktan ve parçacıklar yayıldıktan sonra sınır koşullarının uygulanmasını zorlaştıran keskin sınırların olmamasıdır. SPH çözüm tekniğinde belirli formda sınır koşulları mevcut olmadığı için bu durum sıvı-katı etkileşiminin tanımlanmasını zorlaştırabilir veya yanıltabilir. LS-DYNA paket programında, kuş modeli ve hedef arasındaki etkileşimi tanımlamak için SPH yaklaşımında genellikle, düğüm noktalarından (kuş modelini oluşturan SPH parçacıkları) yüzeye (hedef yapı) temas tipi kullanılır, burada kuşun parçacıklarına karşılık gelen düğüm noktaları işçi (slave) olarak hedef yüzeyi ise ana ana (master) olarak tanımlanır. SPH çözüm tekniği ile alakalı ayrıntılar Tablo 3.4'de özetlenmiştir.

Tablo 3.4 Kuş çarpması uygulamasında ALE formülasyonunun avantajları ve dezavantajları

Avantajlar	Dezavantajlar	Geliştirme Teknikleri
Eleman bozulması veya dolaşma ile ilgili sorun yaşanmaz	Yüksek hesaplama maliyeti	Paralel hesaplamayı kullanma
ALE ve Euler yöntemlerine kıyasla sıvı-katı etkileşimi (FSI) ile başa çıkma yeteneği iyidir	Keskin sınırların olmaması	
Parçalanma modelleme konusunda başarılıdır	Gerilme kararsızlığı	
Malzeme noktalarının özelliklerini izlemek basittir		

3.4 Durum Denklemi (EOS)

Çalışmada kullanılan sanal kuş modeli gerçek bir kuşun fiziksel özelliklerini (gövde, tüyler, kemikler) aynen taşımadığı için simülasyondaki kuş modeli için eş dağılımlı mekanik özellikler gösterdiğini söyleyebiliriz. Kuş çarpması gibi bir fenomeni nümerik çözümleme yöntemleri kullanan paket program aracılığıyla doğru bir şekilde

çözümlemek oldukça zorlayıcı bir efordur. Bu nedenle, literatüredeki çalışmalarda mekanik kurucu modelin daha gerçekçi ifade edilebilmesi amacıyla elastik, plastik, hidrodinamik, sonik hız ve patlayıcı dahil olmak üzere çeşitli eşdeğer malzeme modelleri önerilmiştir. Kuş çarpması analizlerinde çarpma hızı 100m/s'den büyük olduğunda, kuşun homojenliği ve homojen olmama durumunun, hedefe çarpan kuş modelinin homojen bir sıvı gibi davranması nedeniyle ihmal edilebilir olduğu teorik formüller ve geçmiş çalışmalar neticesinde ispatlanmıştır. Bu nedenle, bu çalışmada kuş modelinin davranışını daha gerçekçi hale getirmek için hidrodinamik akışkan malzeme modeli seçilmiştir.

Homojenize hidrodinamik akışkan malzemelerin kurucu malzeme yasası şu şekilde ifade edilebilir:

$$\sigma_{ij} = -P\delta_{ij} + 2\rho\gamma\dot{e}_{ij} \tag{3.11}$$

Çarpışma sırasında kuş modelinin hidrodinamik tepkisini doğru bir şekilde modellemek için aşağıdaki durum denklemi (EOS) kullanılmıştır.

$$P = f(\rho, E_m) \tag{3.12}$$

Yukarıdaki eşitlikte, Em birim kütle başına iç enerjidir. Literatürde yaygın olarak kullanılan EOS biçimleri, Polinom, Mie-Grüneisen ve Murnaghan biçimlerini içerir. Bu tez çalışması kapsamında, kuş etkilerinin davranışını tahmin etmedeki iyi performansı nedeniyle, Hugoniot şokuna dayalı olarak kurulan bir Mie-Grüneisen EOS kullanılmıştır.

$$P - P_H = \Gamma(E_m - E_H) \tag{3.13}$$

$$\Gamma = \Gamma_0\rho_0/\rho \tag{3.14}$$

$$E_H = P_H\eta/2\rho_0 \qquad (\eta = 1 - \rho_0/\rho) \tag{3.15}$$

Yukarıdaki eşitlikte P_H Hugoniot basıncıdır; Γ_0, Grüneisen parametresi olarak adlandırılan bir malzeme sabitidir; ρ_0 referans yoğunluğudur; E_H, Hugoniot enerjisidir. Denklem (2.3), Denklem (2.4), ve Denklem (2.5) birleştirildiğinde, finalize edilmiş eşitlik aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$P = P_H(1 - \Gamma_0\eta/2) + \Gamma_0\rho_0 E_m) \tag{3.16}$$

Şok ve parçacık hızları arasındaki doğrusal ilişkiyi tanımlamak için $U_S - U_P$ durum denklemi adı verilen doğrusal Mie-Grüneisen durum denklemi kullanılmıştır. Tipik bir $U_S - U_P$ denklemi ise aşağıdaki şekildedir:

$$P_H = \frac{\rho_0 c_0^2 \eta}{(1 - s\eta)^2} \tag{3.17}$$

$$P = \frac{\rho_0 c_0^2 \eta}{(1 - s\eta)^2}\left(1 - \frac{\Gamma_0\eta}{2}\right) + \Gamma_0\rho_0 E_m \tag{3.18}$$

Yukarıdaki eşitlikte c_0 sesin referans hızını ve s, $U_S - U_P$ eğrisinin eğimini temsil etmektedir; $U_S - U_P$ durum denkleminin malzeme özelliklerini tanımlamak için dört adet malzeme özelliğinin belirtilmesi gerekir. Kuş modelinin tüm parçalarında (gövde, kanatlar, kemikler gibi) $c_0 = 1483$ m/s, $\Gamma_0 = 0$, $s = 1.920$, $\rho = 950$ kg/m3 aynı EOS parametreleri kullanılmasına özen gösterilmelidir.

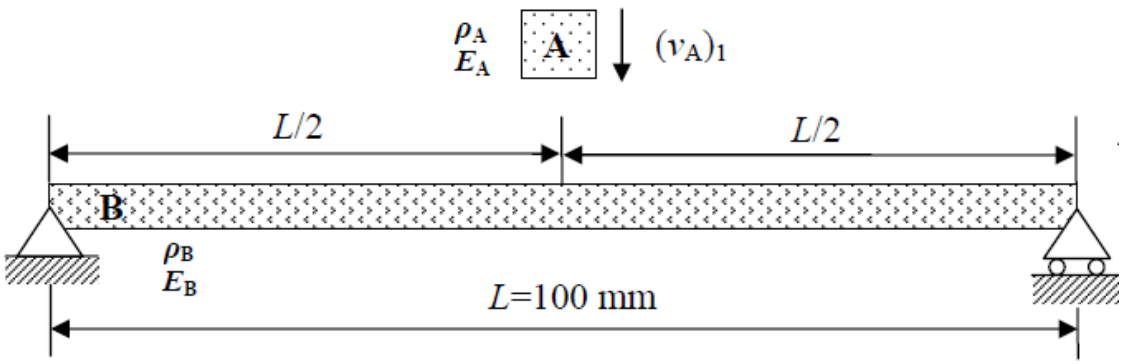
4
NÜMERİK ÇALIŞMALAR

4.1 Kuş Modeli ve Çözüm Tekniği Seçimi

Bu bölümde, kuş çarpması olaylarının simülasyonunda Lagrange, Değişken Lagrange-Euler (ALE) ve Pürüzsüz Parçacık Hidrodinamik (SPH) modelleri gibi farklı kuş modelleme yaklaşımlarının ve elde edilen sonuçlar arasındaki nümerik farklılıkların anlaşılması için çaba harcanmıştır. Kuş modelleme teknikleri hakkında karşılaştırmalı çalışma yapmak için deforme olabilen bir kiriş yapısına karşı kuş çarpması çalışmaları tekrar edilmiştir. Bu çalışmadan elde edilen sonuçlar içinde en umut verici metot, sandviç kompozit bir yapıdan oluşan uçak radomunun kuş çarpması davranışını simüle etmek için kullanılmıştır.

4.1.1 Problemin Tanımı

Çözüm yöntemlerinden hangisinin kuş çarpması simülasyonunda kullanılacağı belirleyebilmek için 5x5x5 mm'lik ölçülere sahip kübik bir yapının, 100 mm uzunluğa ve 4x4 mm'lik kesit alanına sahip basit bir kiriş yapısına olan çarpma problemi hem numerik hem de analitik olarak hesaplanmıştır. Fırlatılan cismin başlangıç hızı (v_a) 100 m/s' dir. Kiriş çarpma probleminin şematik gösterimi Şekil 4.1'de detaylı olarak gösterilmiştir.



Şekil 4.1 Kiriş probleminin şematik gösterimi [47]

Kiriş yapısına ve fırlatılan cisme ait malzeme özellikleri Tablo 4.1'de verilmiştir. Fırlatılan cisim için malzeme özellikleri verilmiş olsa bile nümerik hesaplama yapılırken rijit olarak tanımlanmıştır. *MAT020 malzeme kartı bu tip durumlarda sıklıkla kullanıldığı için tercih edilmiştir.

Tablo 4.1 Kiriş ve fırlatılan cisim malzeme özellikleri [47]

Malzeme Özellikleri	Fırlatılan Cisim	Kiriş
Elastisite Modülü (GPa)	EA= 400	EB=205
Yoğunluk (kg/mm^3)	1.787e-05	3.925e-06
Kütle (Kg)	2.233e-03	6.28e-03
Akma Sınırı (MPa)	Rijit Malzeme	1035

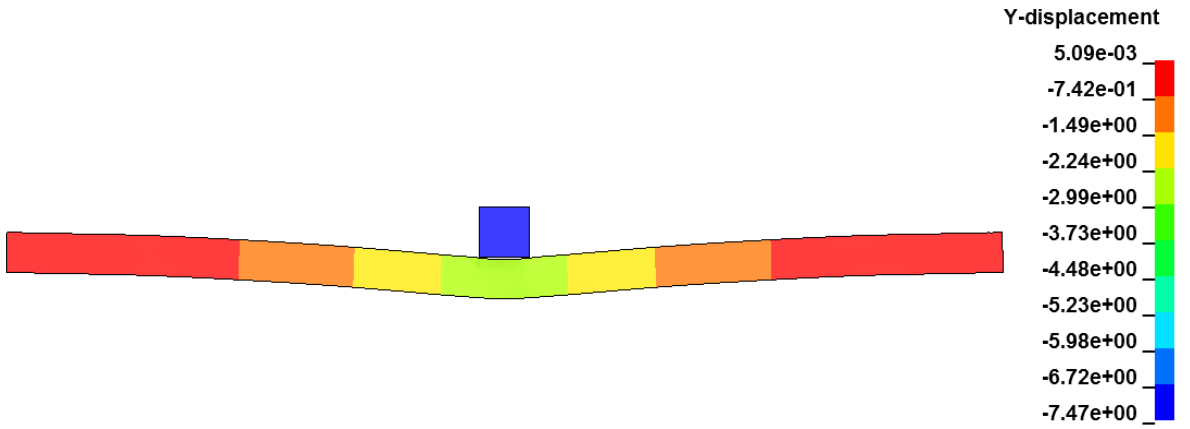
4.1.2 Çözüm Yöntemlerinin (Lagrange, ALE ve SPH) Karşılaştırılması

Fırlatılan cismin çarpmasından sonraki net kuvveti hesaplamak için denklem (2.23) bu probleme uygulanır. Denklemdeki zaman değişimi (Δt) her bir yöntem için gerçekleştirilen simülasyonlardan alınan çarpışmanın gerçekleştiği başlangıç bitiş süresi farkını işaret eder. Karşılaştırması yapılacak yöntemler için başlangıç zamanı (t_1), bitiş zamanı (t_2) ve zaman değişimi (Δt) Tablo 4.2'de verilmiştir.

Tablo 4.2 Lagrange, ALE ve SPH teknikleri için çarpışma süreleri

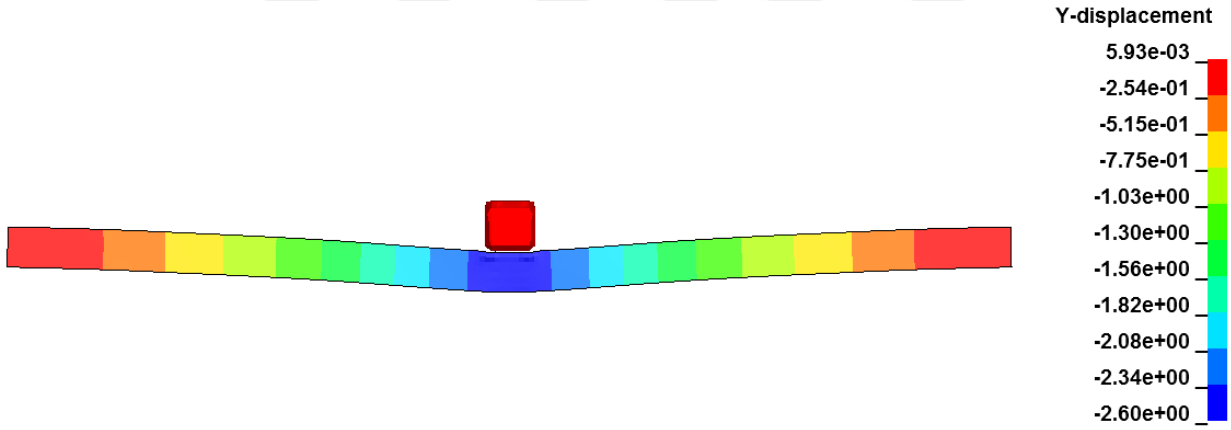
	Lagrange	ALE	SPH
Başlangıç zamanı (t_1)	0.050	0,04733	0,0499974
Bitiş zamanı (t_2)	0.0560	0,056206	0,05728
Zaman değişimi (Δt)	0.006	0,008876	0072826

Lagrange yöntemi kullanılarak yapılan nümerik hesaplama sonucunda çarpışma neticesinde elde edilen tepe kuvvet 33690,40 N bulunmuştur. Analitik hesaplama soncunda ise 32432,00 N bir sonuç elde edilmiştir. Nümerik çalışma neticesinde elde edilen yer değiştirme davranışı Şekil 4.2'de gösterilmiştir.



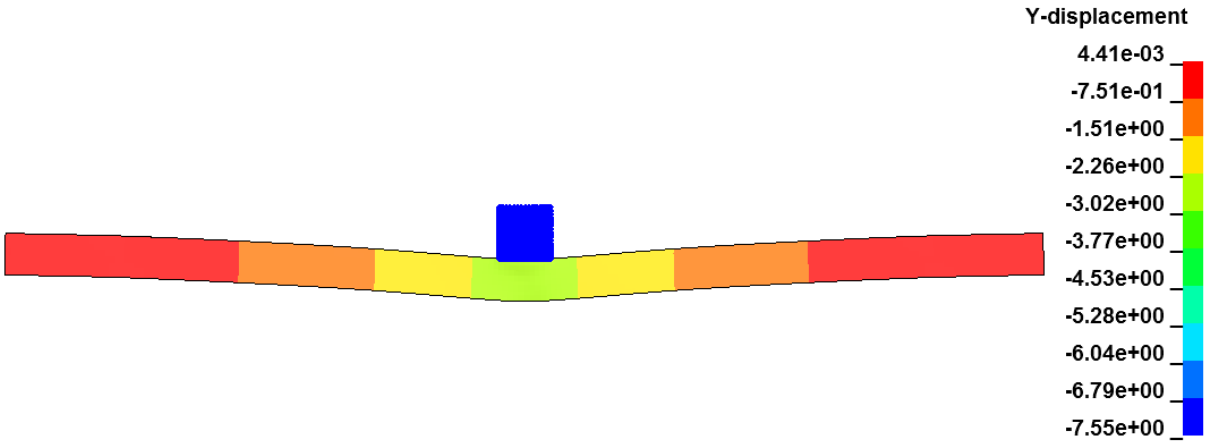
Şekil 4.2 Lagrange nümerik yöntemi ile kiriş problemi simülasyonu

ALE yöntemi kullanılarak yapılan nümerik hesaplama sonucunda çarpışma neticesinde elde edilen tepe kuvvet 21683,82 *N* bulunmuştur. Analitik hesaplama soncunda ise 22210,00 *N* bir sonuç elde edilmiştir. Nümerik çalışma neticesinde elde edilen yer değiştirme davranışı Şekil 4.3'de gösterilmiştir. ALE yöntemi ile yapılan nümerik hesapla görsellerine bakıldığında hasarın daha lokalize (sınırlandırılmış) bir bölgede meydana geldiği ve eğilme davranışının kirişin tamamına yayılmadığı görülmüştür.



Şekil 4.3 ALE nümerik yöntemi ile kiriş problemi simülasyonu

SPH yöntemi kullanılarak yapılan nümerik hesaplama sonucunda çarpışma neticesinde elde edilen tepe kuvvet 30662,13 *N* bulunmuştur. Analitik hesaplama soncunda ise 31499,00 *N* bir sonuç elde edilmiştir. Nümerik çalışma neticesinde elde edilen yer değiştirme davranışı Şekil 4.4'de gösterilmiştir.



Şekil 4.4 SPH nümerik yöntemi ile kiriş problemi simülasyonu

SPH ve Lagrange yöntemi ile yapılan nümerik hesapla görsellerine bakıldığında hasarın daha tüm kirişe homojen bir şekilde dağıldı ve eğilme davranışının ALE yöntemine göre daha gerçeğe yakın bir şekilde simüle edildiği görülmüştür. Her bir yöntem sonucunda elde edilen tepe kuvvet noktalarının nümerik ve analitik sonuçlarının karşılaştırması Tablo 4.3'de verilmiştir.

Tablo 4.3 Lagrange, ALE ve SPH teknikleri için analitik ve nümerik sonuçların karşılaştırılması

	Tepe Kuvvet (*N*)	**Hata (%)**
Analitik (Lagrange)	33690,40	3,74%
Nümerik (Lagrange)	32432,00	
Analitik (ALE)	21683,82	2,43%
Nümerik (ALE)	22210,00	
Analitik (SPH)	30662,13	2,73%
Nümerik (SPH)	31499,00	

Lagrange yönteminin hata oranı Huertas'ın çalışması [47] ile kıyaslandığında daha yüksektir. Ancak ALE ve SPH yöntemlerinin hata oranları daha düşüktür ve eğilme davranışı daha başarılı bir şekilde simüle edilmiştir. Kuş çarpması analizinde kullanılacak yöntemin seçiminde Lagrange yöntemi negatif hacim oluşumu ve çarpma tepe kuvveti hata oranının daha yüksek olması nedeniyle tercih edilmemiştir. Öte

yandan ALE yöntemi sınırlandırılmış deformasyon bölgeleri oluşturması ve yüksek deformasyonlarda yanlış sonuçlar vermesi nedeni ile kullanılmamıştır. Daha düşük hata payı ve hesaplama maliyeti düşüklüğü nedeniyle kuş çarpmasının düz plaka ve radom geometrisi üzerindeki etkilerini görmek için SPH yönteminin kullanılması tercih edilmiştir.

4.2 Uçak Gövdesi İçin Malzeme Modelleme

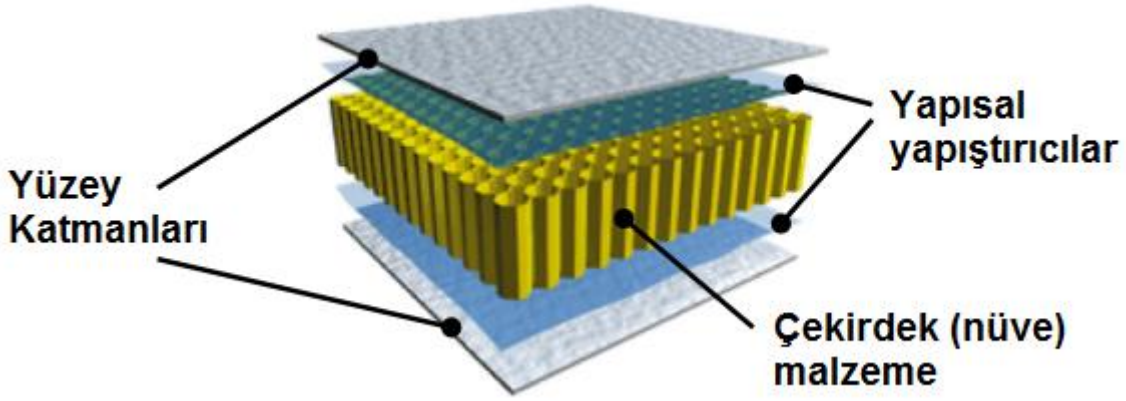
Havacılıkta bir uçak inşa etmek için kullanılabilecek fazla sayıda ve çok çeşitli malzeme mevcuttur. Bir mühendisin uçak gövdesi ve motor yapısı için seçebileceği 120.000'den fazla malzeme olduğu tahmin edilmektedir. Bu geniş malzeme ailesi birçok metal türü (65 000'den fazla), plastikler (15 000'den fazla), seramikler (10 000'den fazla), kompozitler ve ahşap gibi doğal maddelerden meydana gelmektedir [48].

Uçak uygulamaları için kullanılan fiber takviyeli polimer kompozitlerin hacimleri, toplam malzeme kullanımın nispeten küçük bir yüzdesi olmasına rağmen, kompozit malzemelerin genellikle en karmaşık uygulamalarına havacılıkta görülür. Havacılıkta, malzemelere uygulanan performans kriterleri diğer alanlardan çok daha büyük olabilir - temel özellikler hafiflik, yüksek mukavemet, yüksek sertlik ve iyi yorulma direncidir. Kompozitler, ticari uçaklara uygulanmadan önce askeri alanlarda kullanıldı. İlk askeri uygulamalar radomlarda ve daha sonra ikincil yapılarda ve iç bileşenlerde olmuştur [49]. Günümüzde kompozitler yaygın olarak kullanılmaktadır ve bu, metal bileşenlerin kademeli olarak doğrudan ikame edilmesinin ve ardından fiber takviyeli polimer kompozitlere olan güvenin artmasıyla entegre kompozit tasarımların geliştirilmesinin bir sonucudur.

Uçak ve uzay endüstrilerinde tasarım açısından en büyük zorluklardan biri ağırlığı azaltmaktır. Bu pazarlarda, her bir kilogram artışı büyük miktarlarda maliyete neden olmaktadır. Ağırlıktan kaynaklanan bu maliyeti düşürürken mukavemeti korumak amacıyla sandviç kompozit malzemeler geliştirilmiştir. Sandviç kompozitler, yapısal bileşenlerde en yüksek bükülme sertliğini ve mukavemet-ağırlık oranlarını birleştirmek için en verimli çözümlerden biri haline geldi.

Tipik sandviç kompozitler, Şekil 4.5'de gösterildiği gibi bal peteği şeklindeki kalın ve hafif bir çekirdek malzemesiyle ayrılmış iki adet ince, sert ve yüksek mukavemetli yüzey katmanından oluşur [50]. Yüzey katmanları, iki yüz arasında yükleri transfer etmek için

yeterince güçlü yapısal yapıştırıcılar kullanılarak çekirdeğe yapıştırılır. Çekirdek, bir I-kiriş ağı gibi davranır; bu, yüksek mukavemetli yüzey katmanları daha yüksek çekme ve basma gerilmelerinin geliştiği nötr eksenden uzak tutarak, kesme yüklerini sönümlemenin yanı sıra yapısal sertlik sağlamak anlamına gelir.



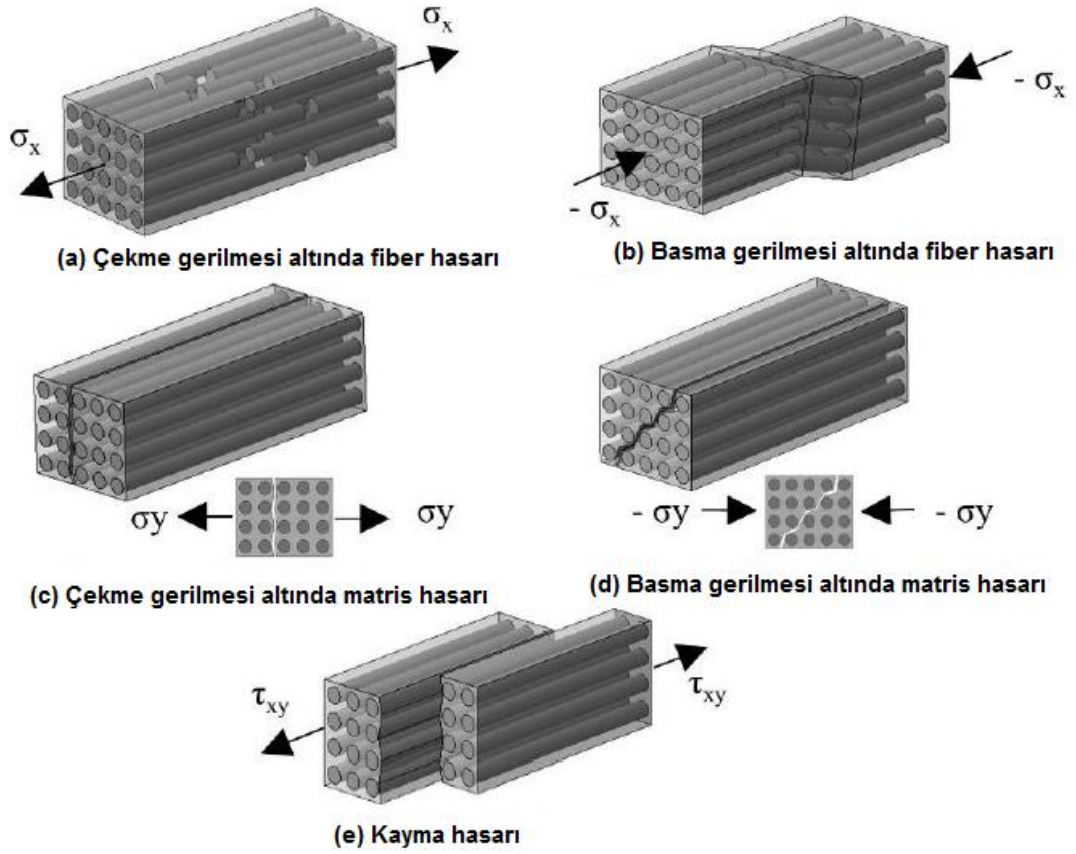
Şekil 4.5 Geleneksel sandviç kompozit yapısı

Bu tez çalışması kapsamında uçaklarda kullanılan kompozit sandviçleri modellenirken çekirdek malzemesi olarak alüminyum ve Aramid kullanılırken, yüzey katmanı malzemesi olarak cam-fiber takviyeli yüzey katmanları kullanılmıştır.

4.2.1 Kompozit Laminat Hasar Kriteri

Darbe olayları genellikle çarpma hızına göre sınıflandırılır: düşük hız, yüksek hız ve balistik darbe. Düşük hızlı darbe (DHD) altında, çarpma süresi, eğilme dalgalarının sınırlara ulaşması için gereken süreden daha uzun olduğundan, darbe görmüş bir plaka, plaka teorisine göre deforme olur. Yüksek hızlı darbe (YHD) altında daha kısa darbe süreleri için, hedefin yani fırlatılan cismin çarptığı yapıya ait tepki eğilme dalgaları tarafından yönetilir. Balistik darbe ise, kalınlık boyunca genişleyen gerilme dalgalarından elde edilen lokal bir darbe tepkisi ile karakterize edilir. DHD için tipik senaryolar, yerçekimi etkisiyle hedefe çarpan alet düşmeleri, montaj ve demontaj esnasından yaşanan darbeleri kapsar. YHD senaryoları genellikle uçuşta veya kalkışta meydana gelir. Bu tip hasarlar kuş ve dolu çarpmalarını, lastik kauçuğu, motor parçaları veya pist enkazından kaynaklanan darbeleri içerir. Balistik darbe vakaları, güvenlik koruma sistemlerine karşı uygulanan silahlardan kaynaklanan ve genellikle süpersonik darbe hızlarına sahip düşük kütleye sahip cisimlerin oluşturduğu hasarlardır [51].

Kompozit laminatlarda darbe hasarı genellikle birkaç hasar modunun bir araya gelmesiyle oluşur. Tipik hata mekanizmaları, elyaf kırılması, matris çatlaması, elyaf/matris bağlarının ayrılması ve kat ara yüzlerinde görülen delaminasyondur [52]. Hasar tiplerinin gösterimi Şekil 4.6'da detaylı şekilde gösterilmiştir.



Şekil 4.6 Matris içerisinde gerçekleşen hasar tipleri [52]

Matris çatlaması, özellikle çekme ve kesme yüklemesi altında, daha zayıf matrisin başarısız olmasına yol açan, lif ve matris arasındaki sertlik uyumsuzluğu ve ayrılma tarafından tetiklenerek oluşan bir hasar tipidir. Delaminasyon hasarı, genellikle enine kat matris çatlakları tarafından başlatılan, farklı yönelimdeki katlar arasındaki ara yüzlerin arızalanması nedeniyle lamine katların ayrılmasıdır. Delaminasyon oluşan bölgelerde, bitişik katlar arasındaki yük transferi engellenir, bu da laminatın mukavemetinde ve sertliğinde önemli derecede düşüşlere yol açabilir. Bu tip hasar iç kısımda olduğundan ve görsel inceleme ile tespit edilemediğinden, uçak yapılarında kompozit malzemelerin uygulanmasında büyük bir endişe kaynağıdır. Kompozit malzemelerin modellenmesindeki zorluk, gerçekçi hasar ve arıza modellerinin ve bunlara karşılık gelen enerji sönümleme mekanizmalarının formülasyonudur [53].

Hasar mekanizmalarının gerçekçi bir şekilde görselleştirilmesi için kullanılan ticari programlarda her bir hasar modu için özelleştirilmiş seçenekler, malzeme kartları ve ek ayarlar bulunmaktadır. Bu tez kapsamında hasar kriterlerini tanımlamak amacıyla Chang-Chang kriteri kullanıldı. Chang-Chang hasar kriteri 1987 yılında Fu-Kuo Chang ve Kuo-Yen Chang tarafından geliştirilmiştir. Bu hasar modeli, kompozit malzemelerdeki hasar oluşumunun nümerik hesaplaması araştırılırken sıklıkla kullanılan bir kriterdir [55,56,57,58]. Bu çalışmada hasar modellemesi için aşağıdaki parametreler kullanılmıştır;

- DFAILM = 0.1, matrisin çekme veya basma yükleri altında maksimum gerinim sınırını belirlemek için,
- DFAILS = 0.03, maksimum kayma gerinimi sınırını tanımlamak için,
- DFAILT = 0,017, çekme yüklemesi altındaki liflerin gerinim sınırını tanımlamak için,
- DFAILT = -0.0135, basma yüklemesi altında liflerin gerinim limitini tanımlamak için.

Chang-Chang hasar kriteri (MAT_54) için kullanılan formülasyonlar aşağıdaki gibi verilmiş ve kompozit yüzey katmanlarında hasar oluşumunu gösteren dört hata modu aşağıda belirtilmiştir [54].

Çekme yüklemesi altındaki fiber hatası için,

$$\sigma_{aa} > 0 \Rightarrow e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_t}\right)^2 + \beta\left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right)^2 - 1, \qquad e_f^2 \geq 0 \Rightarrow hasar \qquad (5.1)$$

$$e_f^2 < 0 \Rightarrow elastik$$

$$E_a = E_b = G_{ab} = v_{ba} = v_{ab} = 0$$

Basma yüklemesi altındaki fiber hatası için,

$$\sigma_{aa} < 0 \Rightarrow e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_c}\right)^2 - 1, \qquad e_c^2 \geq 0 \Rightarrow hasar \qquad (5.2)$$

$$e_c^2 < 0 \Rightarrow elastik$$

$$E_a = v_{ba} = v_{ab} = 0$$

Çekme yüklemesi altındaki matris hatası için,

$$\sigma_{bb} > 0 \Rightarrow e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{bb}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right)^2 - 1, \qquad \begin{matrix} e_m^2 \geq 0 \Rightarrow hasar \\ e_m^2 < 0 \Rightarrow elastik \end{matrix} \qquad (5.3)$$

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

Basma yüklemesi altındaki matris hatası için,

$$\sigma_{bb} < 0 \Rightarrow e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{bb}}{2S_c}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y}{2S_c}\right)^2 - 1\right]\frac{\sigma_{bb}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right)^2 - 1, \qquad \begin{matrix} e_d^2 \geq 0 \Rightarrow hasar \\ e_d^2 < 0 \Rightarrow elastik \end{matrix} \qquad (5.4)$$

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

$$X_c = 2Y_c, for\ 50\%\ fiber\ volume$$

Yukarıdaki formülasyonlar neticesinde "≥ 0" durumu sandviç yapıdaki hasar oluşumunu temsil ederken "< 0" durumu kompozit yapıdaki deformasyonun hala elastik bölgede olduğunu dolayısı ile hasar oluşumunun başlamadığını göstermektedir.

4.2.2 Malzeme Modelinin Hazırlanması ve Doğrulanması

Tipik sandviç kompozitler Şekil 4.5'de gösterilmiştir. Kompozit sandviç yapılarda bal peteği şeklindeki çekirdek malzemesi modellenirken, yapı katı elemanlar [59,60,61,62,63] veya kabuk elemanlar [64,65,66,67,68] kullanılarak modellenmektedir.

Bu tez çalışması kapsamında havacılıkta kullanılan iki farklı kompozit sandviç yapısının kuş çarpmasına karşı olan dayanımı ve hasar oluşum davranışını göstermek amacıyla alüminyum ve aramid bal peteği çekirdek malzemeleri kullanılarak nümerik hesaplamalar gerçekleştirilmiştir. Alüminyum bal peteğini modellemek için kabuk (Belytschko-Tsay, ELFORM=2) elemanlar kullanırken Aramid bal peteğini modellemek için katı (Sabit gerilme, ELFORM=1) elemanlar kullanılmıştır.

Alüminyum Bal Peteği Kullanılan Sandviç Kompozit Yapı

Çalışmanın bu kısmında, deformasyon davranışı ve test sonuçlarıyla uyumlu Hugoniot basınç verisi nedeniyle yarım küre uçlu silindir kuş modeli kullanılmıştır. Sandviç

kompozit yapıdaki tek bir karbon-fiber takviyeli polimer yüzey katmanının malzeme özellikleri Tablo 4.4'de listelenmiştir [69]. Yüzey katmanlarındaki her bir elyaf katının kalınlığı 0.15 mm olarak kabul edilmiştir. Bal peteği malzemenin mekanik özellikleri literatürden alınmıştır [70]. Young modülü 78 Mpa, akma gerilmesi 194 Mpa ve çekme dayanımı 213 Mpa olarak alınmıştır.

Tablo 4.4 Karbon-fiber takviyeli polimer malzeme özellikleri

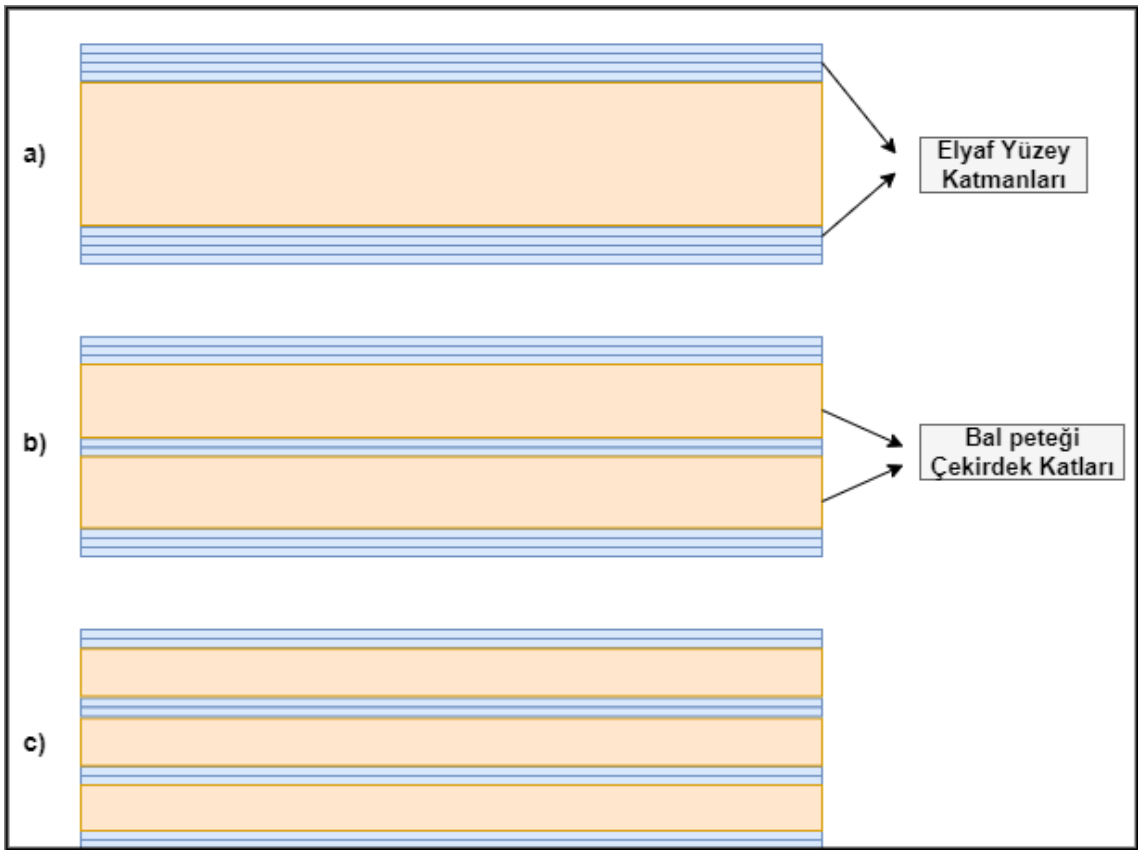
$\boldsymbol{\rho}$ $(\boldsymbol{kg/m^3})$	$\boldsymbol{E_a}$ **(Mpa)**	$\boldsymbol{E_b}$ **(Mpa)**	$\boldsymbol{G_{ab}}$ **(Mpa)**	$\boldsymbol{XT}$ **(Mpa)**	$\boldsymbol{XC}$ **(Mpa)**	$\boldsymbol{YT}$ **(Mpa)**	$\boldsymbol{YC}$ **(Mpa)**	$\boldsymbol{SC}$ **(Mpa)**
1620	153000	10300	5000	2540	1500	82	236	90

Kuş geometrisi 125 mm uzunluk (l) ve 62,5 mm çap (d) (Uzunluk/Çap=2) ölçülerinde modellenmiştir. Kuş çarpması başlangıç hızı 116 m/s olarak belirlenmiştir. Kuş modelinin başlangıç yoğunluğu ρ_0=950 kg/m^3, geometrik modelin kütlesi ise 0,3 kg'dır. 500x500 mm düzlem içi boyutlarında ve 6.2 mm kalınlığında modellenmiş deforme olabilen bir sandviç kompozit plaka hedef olarak kullanılmıştır. Ayrıca, hedef plaka dört tarafından altı serbestlik derecesinde de (6-DOF) sabitlenmiştir. Aramid esaslı bal peteği kullanılarak modellenen hedeflerin nümerik hesaplama çalışmalarına başlamadan önce bu kısımda bir tasarım karşılaştırma çalışması yapılmıştır. Bu çalışma neticesinde elde edilecek sonuçlar sayesinde kuş çarpması tasarımında kullanılacak nihai tasarımın belirlenmesi hedeflenmiştir.

Kompozit sandviç yapılar, orta kısımda çekirdek malzemesi, çekirdeğin alt ve üst kısımlarında yüzey katmanı veya katmanları olacak şekilde üretilir. Geleneksel bir kompozit sandviç yapının konsept tasarımı Şekil 4.5'de gösterilmiştir. Alüminyum veya aramid esaslı bal peteği yapılar genellikle havacılık kompozit sandviç yapılarında çekirdek malzeme olarak kullanılır, ayrıca uygulama alanına göre istisnai olarak köpük malzemelerde de kullanılır [71].

Bu çalışma kapsamında yenilikçi kompozit sandviç tasarımları yapılmıştır. Yenilikçi tasarımların, kuş çarpması etkisi ile meydana gelen hasar oluşumları ve enerji sönümle kabiliyetleri geleneksel kompozit sandviç tasarımıyla karşılaştırılmıştır. Şekil 4.7, bu çalışmada yer alan yenilikçi kompozit sandviç tasarımlarının ve geleneksel kompozit sandviç yapıların temsili ön tasarımlarını göstermektedir. Nümerik hesaplama için üç

kompozit sandviç tasarımı için ayrı ayrı sonlu eleman modelleri oluşturulmuştur. Geleneksel modele (A tipi sandviç olarak da bilinir) 2C1H kodu verilmiştir. Yenilikçi kompozit sandviç modellerine ise 3C2H ve 4C3H kodları verilmiştir.



Şekil 4.7 Kompozit sandviç yapı tasarımları a) 2C1H b) 3C2H c) 4C3H

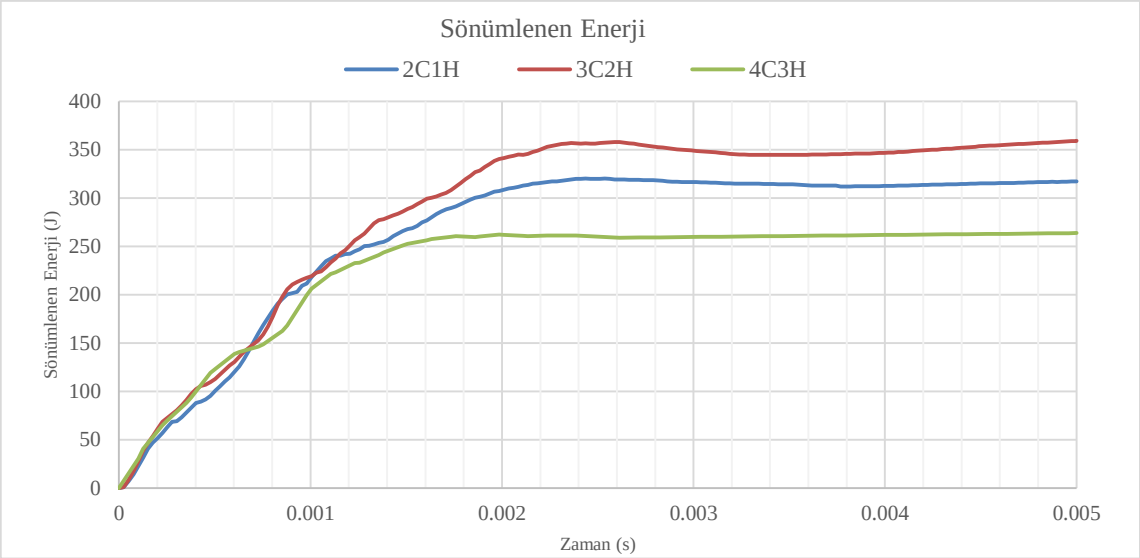
Her tasarımın kalınlığı 6,2 mm olarak belirlenmiştir ve aynı sayıda elyaf katmanından oluşmaktadır. Çekirdek malzeme geometrik olarak petek şeklinde modellenmiştir. Modellerin katman yapısı detaylı olarak şu şekildedir;

a) 2C1H tasarımı iki yüzey katmanı (üst plaka ve alt plaka) ve bir kat çekirdek malzeme kullanılarak modellenmiştir. Her yüzeyde dört adet elyaf katı kullanılmıştır. Bu tasarımda, elyaf oryantasyonu (derece), üst yüzey ve alt yüzey için sırasıyla [0,90,0,90] ve [90,0,90,0] şeklinde belirlenmiştir.
b) 3C2H tasarımı üç yüzey katmanı (üst, orta ve alt plaka) ve iki kat çekirdek malzeme kullanılarak modellenmiştir. Üst ve alt yüzeyde üç elyaf katı ve orta yüzeyde sadece elyaf katı kullanılmıştır. 3C2H için, elyaf oryantasyonu üst yüzey, orta yüz ve alt yüzey için sırasıyla [0,90,0], [90,0] ve [0,90,0] şeklinde belirlenmiştir.

c) 4C3H tasarımı dört yüzey katmanı (üst, orta-A, orta-B ve alt plaka) ve üç kat çekirdek malzeme kullanılarak modellenmiştir. Her yüzeyde, yalnızca iki elyaf katı kullanılmıştır. Bu tasarım için, elyaf oryantasyonu [0,90] olarak modellenmiştir, böylece tüm yüzey katmanları aynı modellenmiştir.

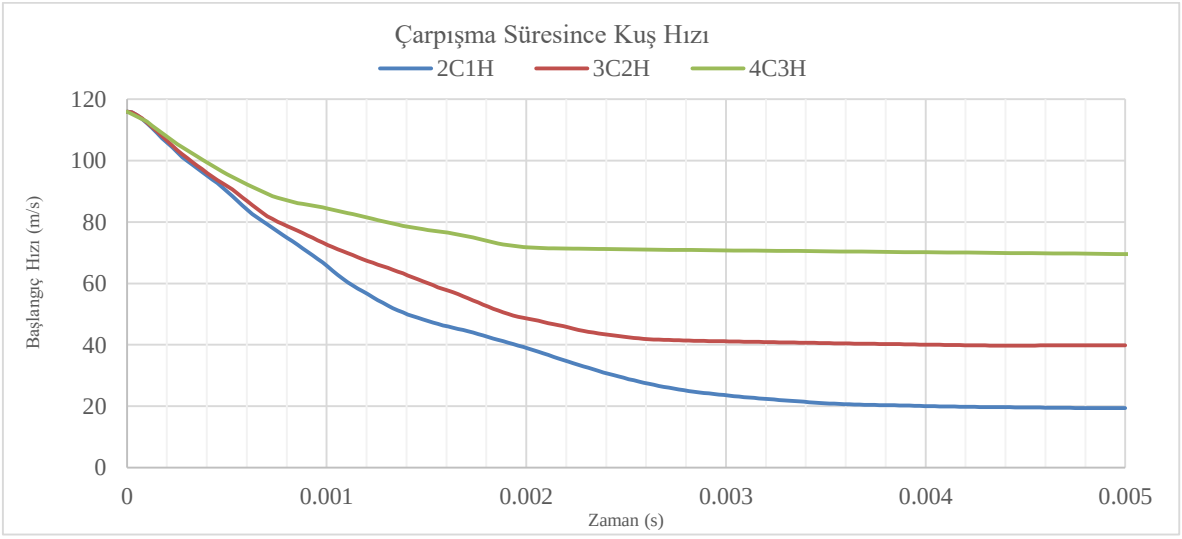
Yüzey katmanları ve çekirdek katları kabuk elemanlar Belytschko-Tsay, ELFORM=2) kullanılarak modellenmiştir. Ayrıca Chang-Chang hasar kriterini temel alan *MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE (MAT-54) malzeme kartı yüzey katmanı malzeme özelliklerini tanımlamak için kullanılmıştır. Bal peteği çekirdek malzeme özelliklerini tanımlamak içinse *MAT_POWER_LAW_PLASTICITY (MAT-18) malzeme kartı kullanılmıştır. *CONTACT_TIED_SHELL_EDGE_TO_SURFACE_OFFSET kartı bal peteği ile yüzey katmaları arasındaki temas ilişkisini tanımlamak amacıyla kullanılmıştır. Kuş modeli için kullanılan SPH malzeme kartı için *MAT_NULL (MAT-9) seçilmiştir. Çekme ve basma yüklemeleri altındaki malzeme aşınmasını tanımlamak için sırasıyla 1.1 (TEROD) ve 0.8 (EROD) değerleri kullanılmıştır. Çarpışma süresince kuş malzemesi ile sandviç kompozit yapı arasındaki ilişkiyi tanımlamak için *CONTACT_AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE kartı kullanılmıştır.

Şekil 5.4’de, kompozit sandviç tasarımlar tarafından çarpışma süresince sönümlenen enerji miktarı gösterilmiştir. Ayrıca, 3C2H tasarımının en yüksek deformasyona sahip olduğu gösterilmiştir. Bu deformasyon, Şekil 4.8'de ki görsel verilerle de uyumludur. Deformasyon, diğer iki tasarıma kıyasla kompozit sandviç tasarımın genelinde görülmüştür. 4C3H'deki yüzey katmanlarının kalınlığının çok küçük olması nedeniyle deformasyonun küçük bir alanda lokalize olduğu görülmüştür (Şekil 4.11-c). Bu, 4C3H'nin kuş çarpması etkisini sönümleme kabiliyeti olarak en başarısız tasarım olduğunu göstermiştir. Bunun yanı sıra, 4C3H tarafından sönümlenen maksimum enerji 263.4 Joule iken, 2C1H ve 3C2H tasarımları tarafından sönümlenen enerji miktarı 4C3H’a göre sırasıyla %21.35 ve %36.13 daha yüksek olduğu görülmüştür.



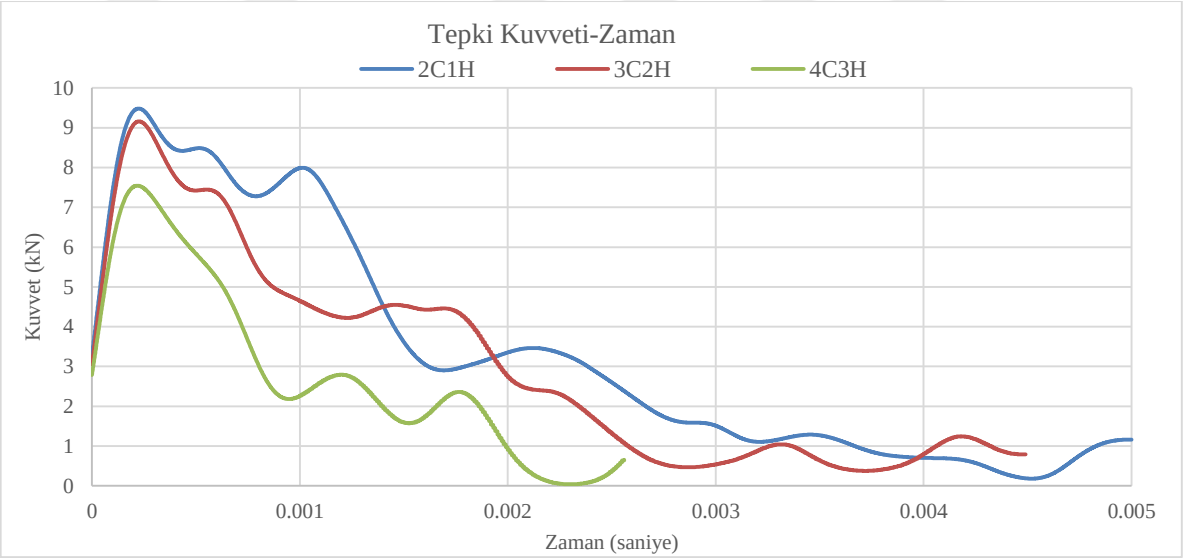
Şekil 4.8 Kompozit sandviç tasarımları tarafından sönümlenen enerji miktarı

Kuş modelinin çarpışma süresince değişen hız profili Şekil 4.9'de gösterilmiştir. En yüksek hız profili 4C3H tasarımı ile gerçekleşen çarpışma senaryosunda görülmüştür. İlginç bir şekilde, 2C1H tasarımının, 3C2H'ye göre sönümlediği enerji daha az olmasına rağmen, çarpışma sonrasında kuş modelinin hızını azaltmada en etkili tasarım olmuştur. Bu nedenle, 2C1H diğer iki tasarıma kıyasla daha az deformasyonla daha fazla kuş darbesi sönümleyebildiği için daha verimli bir tasarım olarak kabul edilebilir. Kuş modelinin çarpışma sonrası çıkış hızı 2C1H'de 20 m/s iken, çıkış hızının 3C2H'de iki kat ve 4C3H'de üç kattan fazla olduğu görülmüştür.



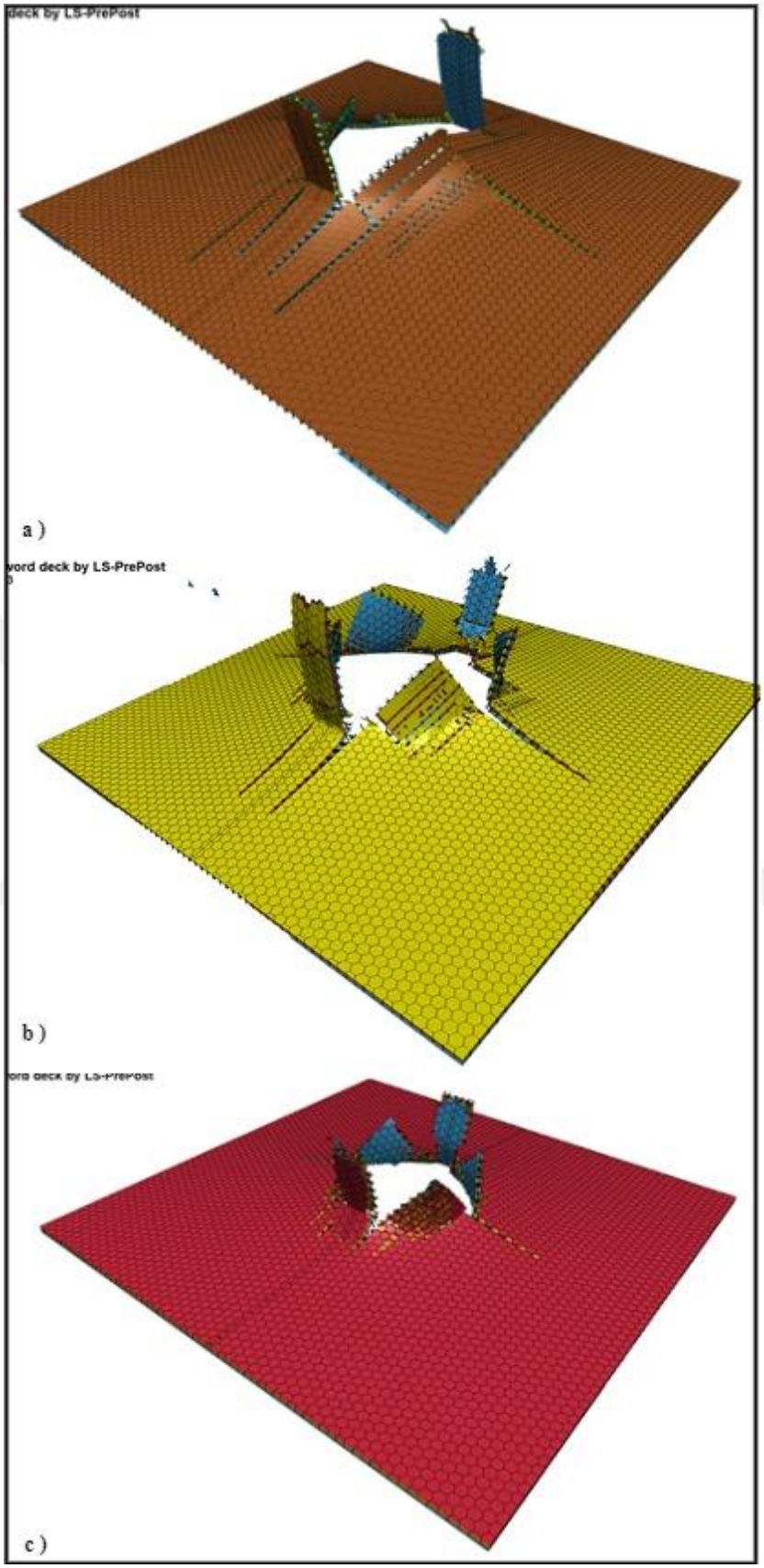
Şekil 4.9 Kuş modelinin çarpışma etkisiyle değişen hız profili

Önceki grafiklerden elde edilen verileri desteklemek amacıyla, kuş modeli ve kompozit sandviç tasarımları arasındaki çarpışma neticesinde elde edilen reaksiyon kuvveti sonuçları Şekil 4.10'da görüldüğü üzere karşılaştırılmıştır. Reaksiyon tepe kuvvet değerleri 2C1H, 3C2H ve 4C3H tasarımları için sırasıyla 9.48 kN, 9.16 kN ve 7.54 kN olarak kaydedilmiştir. 4C3H tasarımına ait tepe reaksiyon kuvveti, diğer iki tasarıma göre daha düşüktür. Bu, tasarımdaki kompozit katmanların daha küçük kalınlıklara sebep olması nedeniyle yırtıldığı anlamına gelir. Tepki kuvvetinin altındaki alan, bir cismin momentumundaki değişikliği temsil eder. 2C1H tasarımına ait eğri incelendiğinde (en büyük alan bu eğri altında görülmüştür), kuş modelinden gelen momentumu diğerlerine göre daha fazla sönümlediği görülmüştür. Diğer iki tasarım, momentumu sönümleyemeden önce hasar görmüş ve parçalanmıştır.



Şekil 4.10 Kompozit sandviç tasarımlarında oluşan tepki kuvvetleri

Kompozit sandviç tasarımlarındaki deformasyon Şekil 4.11'de gösterilmiştir. Her tasarımdaki hasarın kendine özgü olduğu görülmüştür. 2C1H ve 3C2H tasarımlarında tüm sandviç yapı eğilme davranışı gösterdiği için hasarın tüm yapının geneline yayıldığı görülmüştür. Ancak, 4C3H tasarımında daha küçük bölgesel bir hasarı oluşumu gözlemlenmiştir. Bu lokal hasar oluşumundan yola çıkarak yapıda çok az eğilme olduğu ve tasarımın çarpışma karşısındaki genel davranışının diğer tasarımlara göre daha kırılgan olduğu söylenebilir.



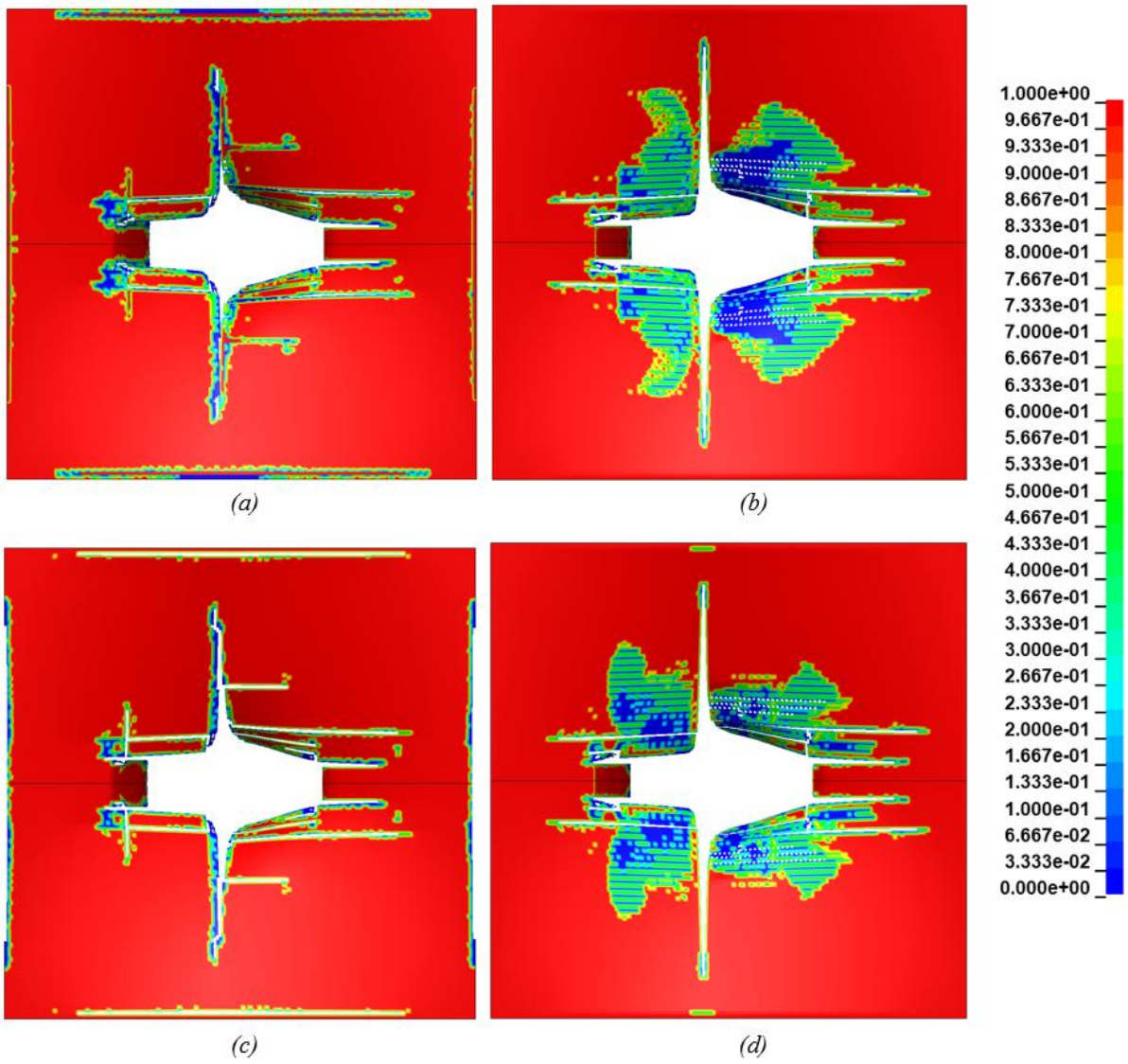
Şekil 4.11 Maksimum yer değiştirme anındaki hasar oluşumu a) 2C1H b) 3C2H c) 4C3H

Tablo 4.5'de çarpma sonrası oluşan hasarın boyutları ve deformasyon etkisinin neden olduğu yer değiştirme miktarları verilmiştir. Ayrıca 4C3H tasarımında, kuş çarpması olaylarında çok tehlikeli olabilen yüksek darbe enerjisi nedeniyle yapının bir kısmının ayrıldığı görülmüştür. Bu verilerden yola çıkılarak, kompozit sandviçi meydana getiren her bir bileşenin (bal peteği ve kompozit) daha yüksek kalınlıklarda modellenmesi ile yapının tepkisinin daha sünek olduğu ve kuş çarpması olaylarına karşı daha iyi koruma sağladığı sonucuna varılabilir.

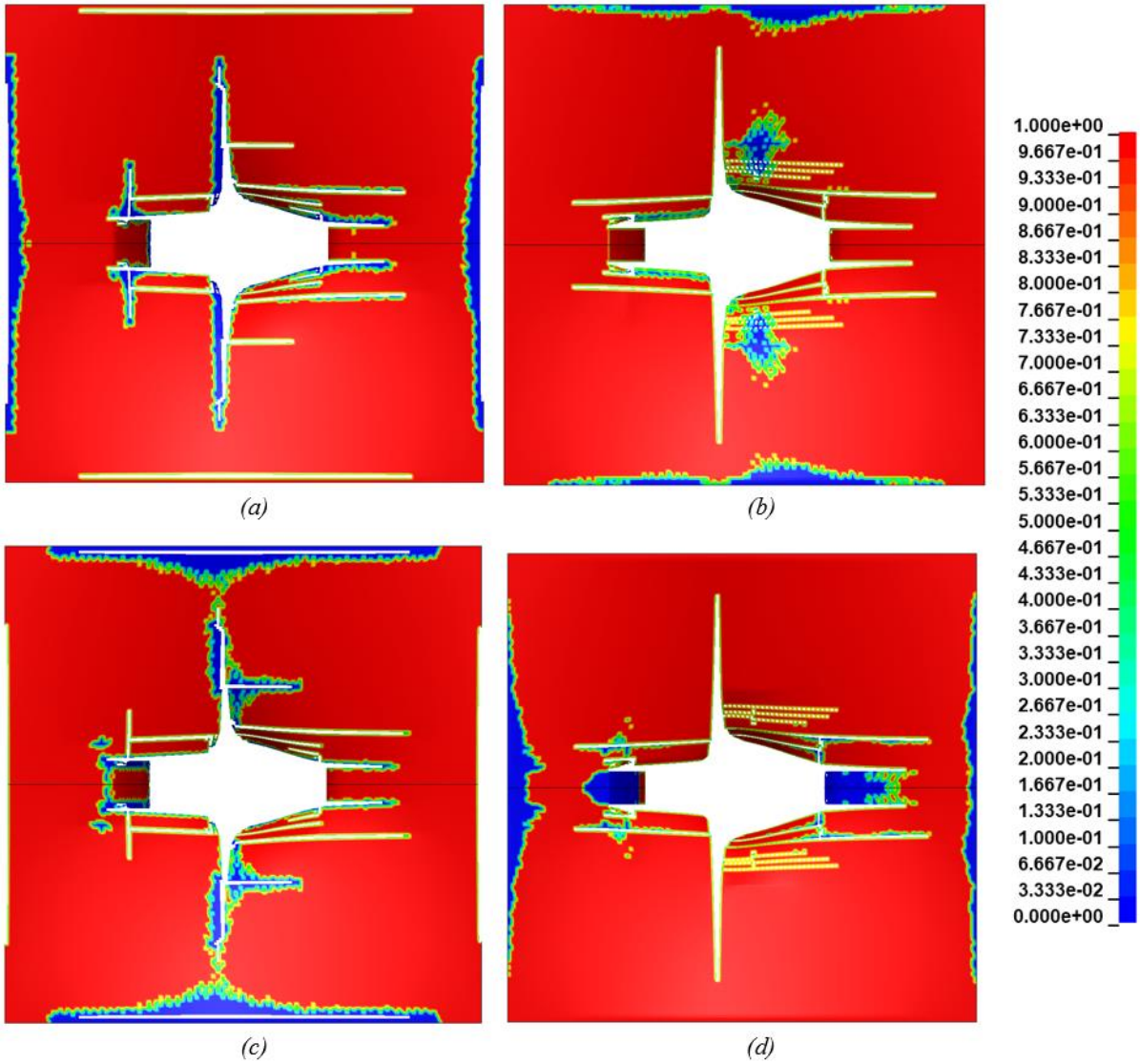
Tablo 4.5 Maksimum yer değiştirme anındaki hasar boyutları

Tasarım Kodu	Hasar Boyutu (mm)	Maksimum Yer Değiştirme-X yönü (mm)
2C1H	70,65	285,2
3C2H	87,15	144,9
4C3H	40,56	350,3

2C1H kompozit sandviç tasarımına bakıldığında hasarın simetrik olmadığı görülmüştür. Bu durumun, kompozit yüzey katmanlarının fiber oryantasyonundan değil, simetrik olmayan bal peteği düzeninden kaynaklandığı söylenebilir. 3C2H ve 4C3H tasarımlarında fiber oryantasyonu 1, 3, 5, 7 numaralı katmanlar için 0 derece ve 2, 4, 6, 8 numaralı katmanlar için 90 derece olarak modellenmiştir. 2C1H tasarımında ise fiber oryantasyonu 1, 3, 6, 8 numaralı katmanlar için 0 derece ve 2, 4, 5, 7 numaralı katmanlar için 90 derece olarak modellenmiştir. Ancak yapının arka yüzünde ±45 yönündeki hasar Şekil 4.12 ve 4.13'de açıkça gösterilmiştir. Yani tasarımların elyaf oryantasyonları kendi içlerinde simetrik olarak modellenmiştir. Simetri durumunu her bir tasarım modelinde sadece bal peteği katmanları nedeniyle değişmektedir.



Şekil 4.12 2C1H'nin çekme modu matris hasarı (a) Ön yüz katı #1 (b) Arka yüz katı #1 (c) Ön yüz katı #2 (d) Arka yüz katı #2



Şekil 4.13 2C1H'nin elyaf hasarı (a) Ön yüz katı #1 çekme modu (b) Arka yüz katı #1 fiber basma modu (c) Ön yüz katı #2 çekme modu (d) Arka yüz katı #2 fiber basma modu

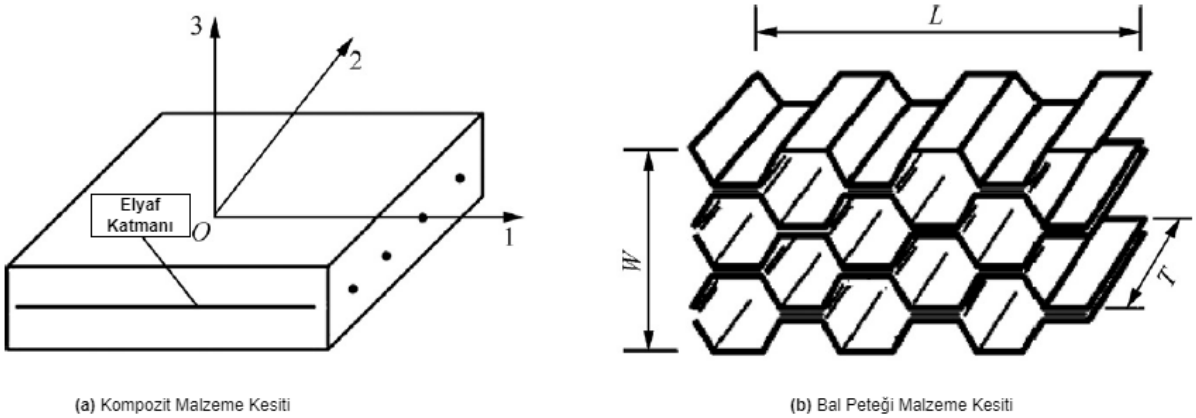
Hem 0 derece hem de 90 derece yönelimli katlar için arka yüzde matris hatasının daha baskın olduğunu gözlemlenmiştir. Ön yüz minimum matris kırılmasına sahiptir ancak daha fazla elyaf çekme hatası görülmüştür. Hasar, çatlak hatlarının yanı sıra sınırların yakınında da gözlemlenmiştir. Buna modelleme esnasındaki sabitleme koşullarının neden olduğu rahatlıkla söylenebilir. Öte yandan, arka yüzdeki liflerin, basma yüklerinden ziyade çekme gerilmesi nedeniyle hasara uğradığı görülmüştür.

Aramid Esaslı Bal Peteği Kullanılan Sandviç Kompozit Yapı

Bu başlık altında uçak gövdesinde sıklıkla kullanılan kompozit sandviç yapı malzemelerinden biri olan aramid esaslı bal peteği yapısını değerlendirmek için

araştırma yapılmıştır. Önceki bölümde farklı kompozit plaka dizayn tipleri karşılaştırmalı olarak değerlendirilmiş ve 2C1H modeli kuş çarpması hasarına karşı en başarılı model olarak seçilmiştir. Bu sebeple, bu bölüm altında yalnızca 2C1H modelinin çekirdek malzemesi değiştirilerek araştırma yapılmıştır.

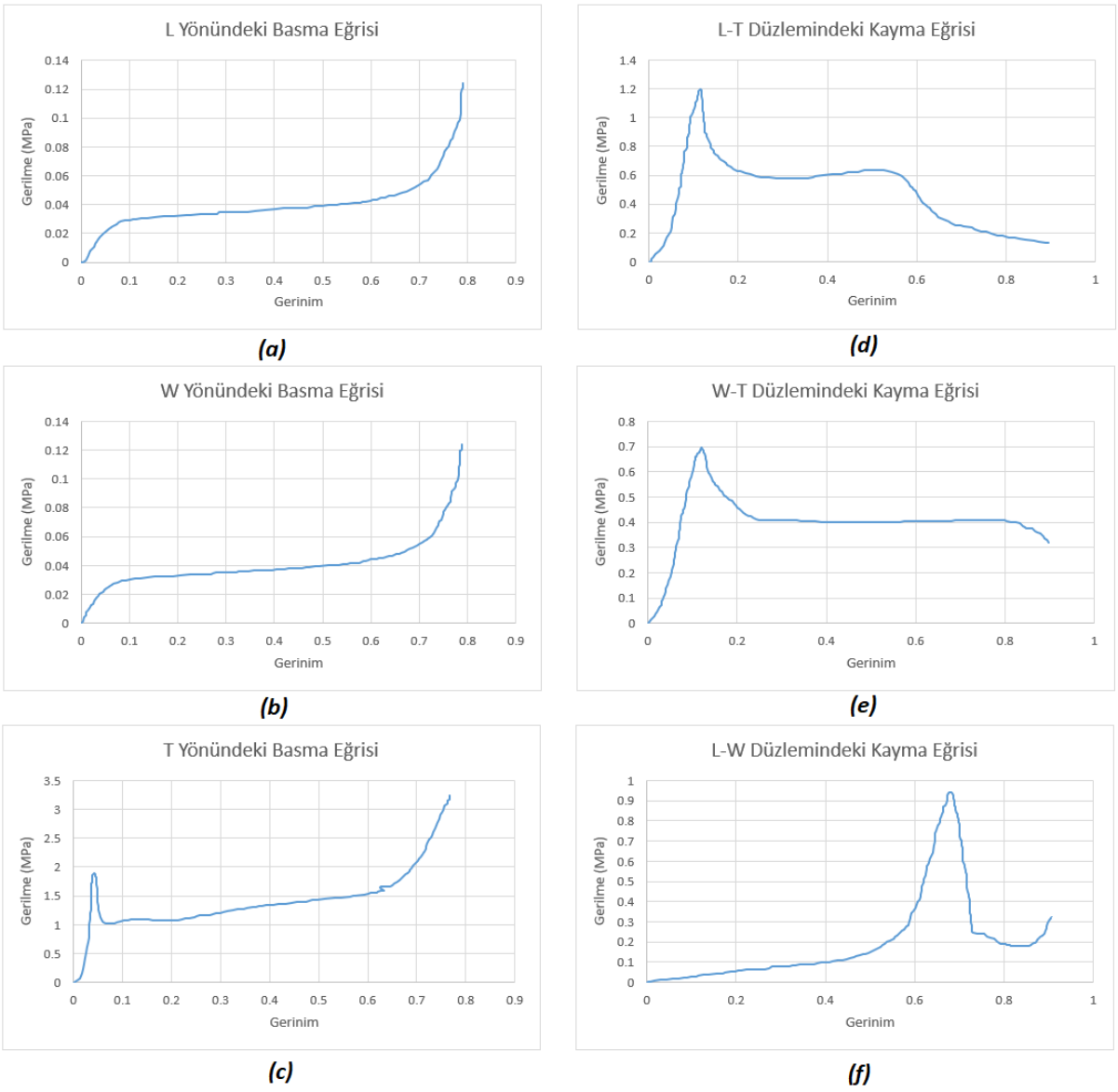
Hesaplama süresini azaltmak amacıyla simetrik modelleme yapılmıştır. Elyaf katmanları 40,000 adet kabuk eleman (Belytschko-Tsay, ELFORM=2) kullanılarak modellenmiştir. Elyaf katmanlarının mekanik özellikleri için ise Tablo 11'de verilen değerler kullanılmıştır. Ayrıca Chang-Chang hasar kriterini temel alan *MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE (MAT-54) malzeme kartı yüzey katmanı malzeme özelliklerini tanımlamak için kullanılmıştır. Simülasyon modelini basitleştirmek için aramid bal peteği 80,000 adet katı (ELFORM=1) eleman kullanılarak modellenmiştir. Katı elemanlar kullanılarak modellenen bal peteğinin farklı eksenlerdeki mekanik özelliklerini uygun şekilde simüle edebilmek amacıyla Ls-Dyna'da ortotropik malzeme özelliklerinin modellenebildiği *MAT_HONEYCOMB (MAT-26) malzeme kartı kullanılmıştır. Ortotropik malzeme tanımı daha iyi tanımlayabilmek için Şekil 4.14'de paylaşılan yönelimler takip edilebilir. MAT-26 malzeme kartının ayrıntılı bir açıklaması Ls-Dyna kullanıcı kitapçıklarında bulunabilir [72].



Şekil 4.14 Ortotropik malzeme yönelimlerinin gösterimi [73]

Aramid esaslı bal peteği yapısında kullanılacak malzemeyi modellemek için, L, T ve W yönlerinde yarı statik basma testleri ve ayrıca L-T, L-W ve T-W üç düzlemlerinde kayma testlerinin sonuçlarına ihtiyaç duyulur. Tez çalışması kapsamında bu gerilme-gerinim eğrileri ve mekanik malzeme özellikleri literatürden faydalanılarak kullanılmıştır ve

sırasıyla Şekil 4.15'de ve Tablo 4.6'da gösterilmiştir [73]. Bal peteği yapısını modellemek için ticari olarak Nomex ismi ile adlandırılan çekirdek malzemesi kullanılmıştır.

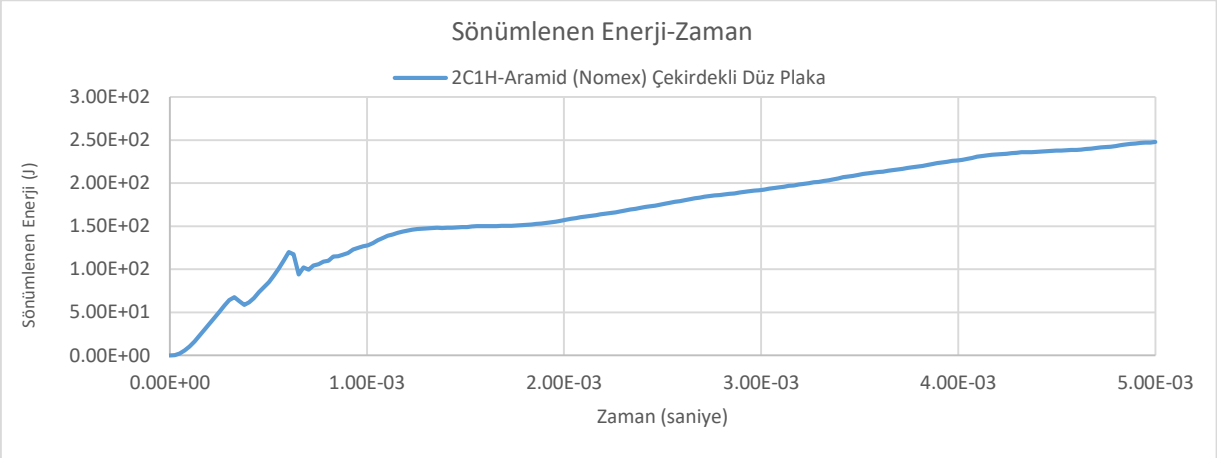


Şekil 4.15 (a), (b) ve (c) sırasıyla L, W ve T yönündeki basma eğrileri iken (d), (e) ve (f) sırasıyla L-T, W-T ve L-W düzlemlerindeki kayma eğrileridir

Tablo 4.6 Aramid (Nomex) bal peteği malzemesinin mekanik özellikleri [73]

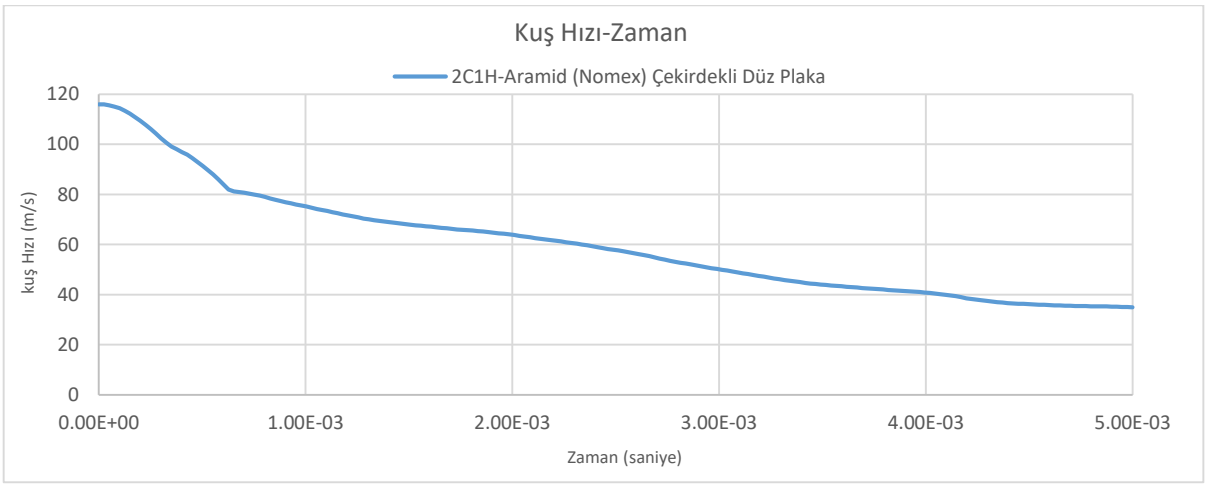
ρ (kg/m^3)	v	E_L (Mpa)	E_W (Mpa)	E_T (Mpa)	G_{LT} (Mpa)	G_{WT} (Mpa)	G_{LW} (Mpa)
48	0.33	0.46	0.4	85	42	26	0.31

Kuş modeli için SPH malzeme kartı *MAT_NULL (MAT-9) kullanılmıştır. Çekme ve basma yüklemeleri altındaki malzeme aşınmasını tanımlamak için sırasıyla 1.1 (TEROD) ve 0.8 (EROD) değerleri seçilmiştir. Çarpışma süresince kuş malzemesi ile sandviç kompozit yapı arasındaki ilişkiyi tanımlamak için *CONTACT AUTOMATIC NODES TO SURFACE ve *CONTACT AUTOMATIC SURFACE TO SURFACE kartları kullanılmıştır.



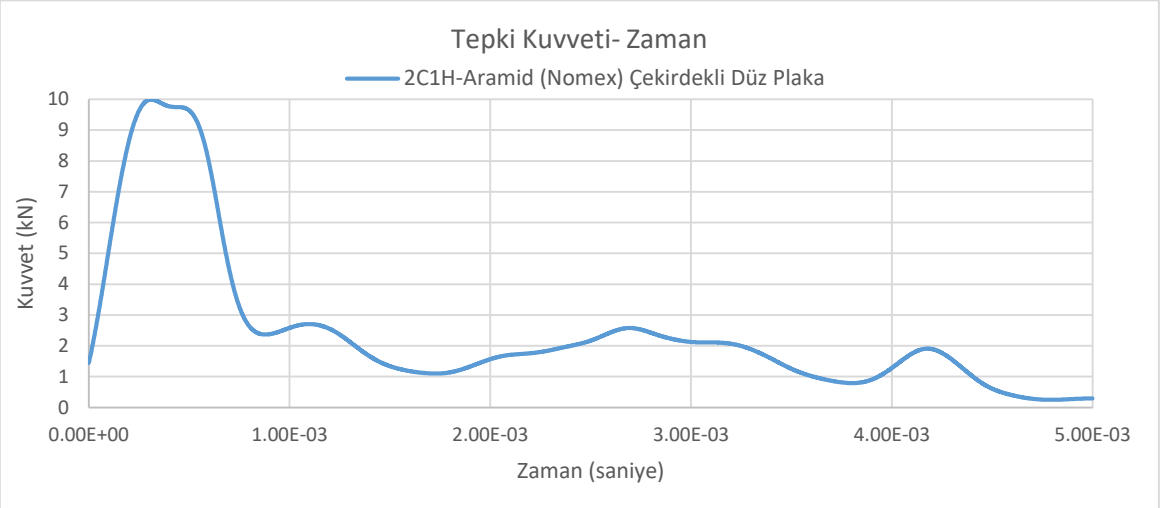
Şekil 4.16 2C1H Aramid (Nomex) çekirdekli düz plakanın sönümlediği enerji miktarının zamanla değişimi

Şekil 4.16'da görüldüğü gibi grafik kuş çarpması olayının sonunda yakınsamıştır. Buradan yapının çarpışmanın sonuna kadar enerji sönümlediği ancak olay bitmeden hemen önce daha fazla enerji sönümleyemeyecek kadar deforme olduğunu çıkarabiliriz. Şekil 4.16'da aramid esaslı bal peteği kullanılarak modellenen düz plakanın çarpışma sonucunda 248 Joule (J) mertebesinde enerji sönümlediği görülmektedir.



Şekil 4.17 Kuş modelinin çarpışma etkisiyle değişen hız profili

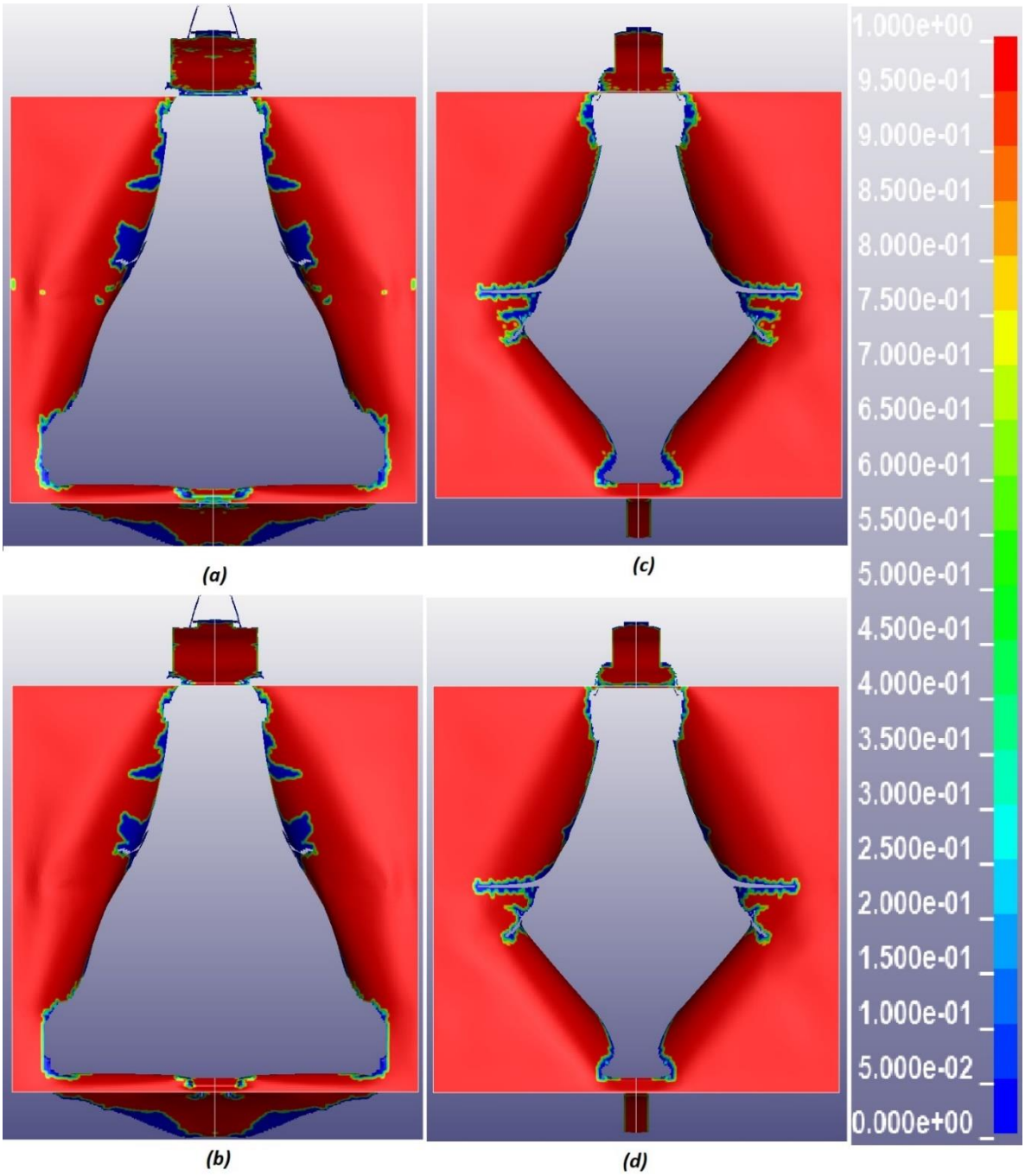
Başlangıçtaki kuş hızı 116 m/s iken çarpışma sona erdiğinde gözlemlenen hız 34.9 m/s olarak kaydedilmiştir. Aramid esaslı bal peteği ile modellenen düz plakanın ilk hıza göre kuş hızını %69 oranında sönümlediği görülmüştür. Şekil 4.18'de ise kuş çarpması neticesinde düz plakanın gösterdiği reaksiyon kuvvetleri paylaşılmıştır.



Şekil 4.18 2C1H Aramid (Nomex) çekirdekli düz plakanın tepki kuvvetlerinin zamanla değişimi

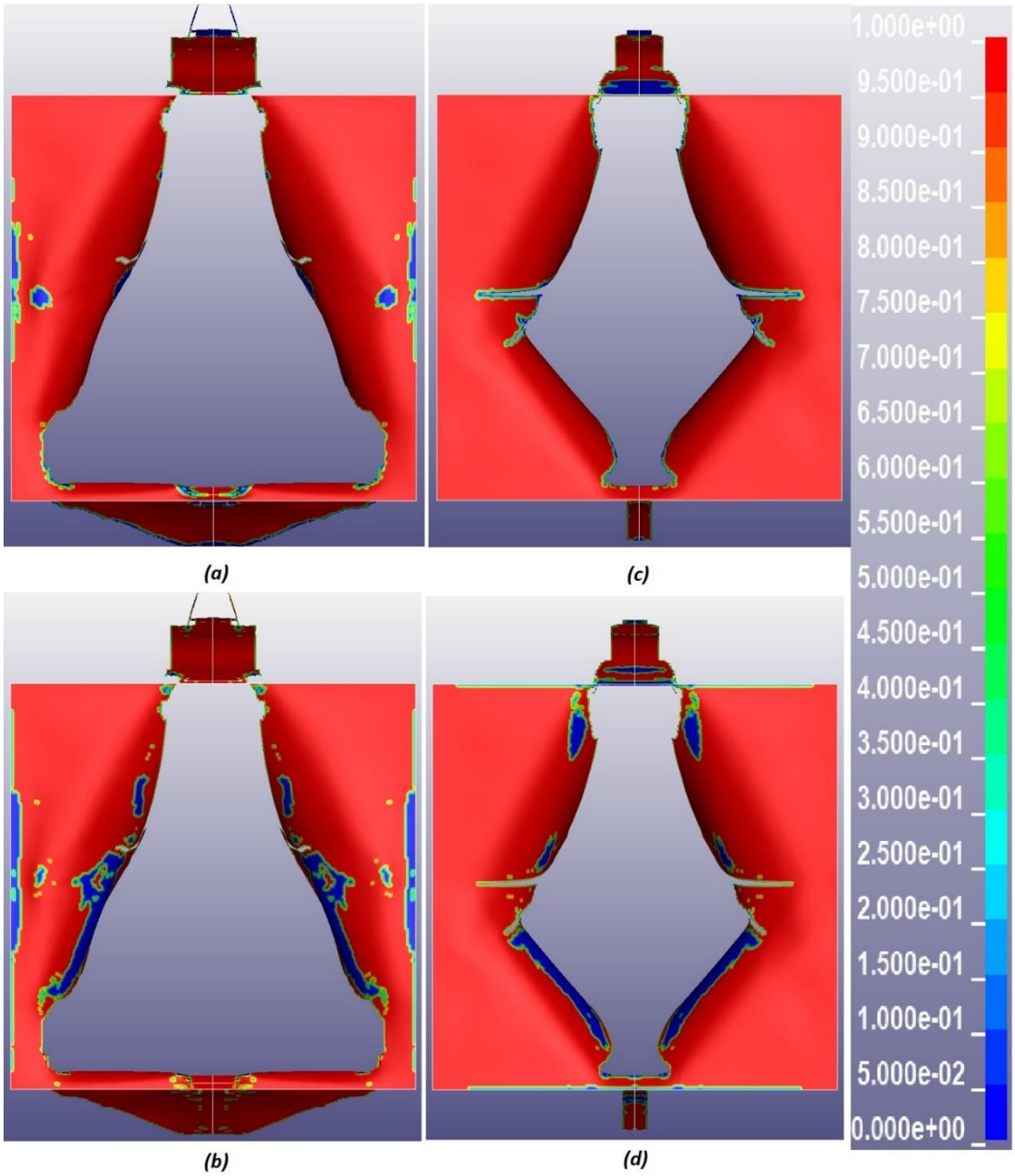
Şekil 4.18'de ki grafikte eğri altında kalan alan, kuş modelinden gelen momentumun sönümlenen miktarını temsil etmektedir. Bu nedenle reaksiyon kuvvetler enerji sönümünün en fazla olduğu kısımda yani "Şok Fazı" ile "Serbest Kalma Fazı" arasındaki geçişte gözlemlenmiştir. Ayrıca okunan tepe kuvveti değeri 9.96 kN olarak kaydedilmiştir.

Çapışma sonucunda büyük deformasyonlar veya kuş modelini 2C1H aramid esaslı çekirdeğe sahip düz plaka yapısını penetre ettiği gözlemlenmiştir. Şekil 4.19'da çarpışma neticesinde plakanın üst ve alt yüzeylerinde bulunan birinci ve ikinci sıradaki katmanların matris yapısının çekme modundaki hasar davranışı gösterilmiştir. Çarpmanın gerçekleştiği yüzeye uzak olan elyaf katmanlarında matris hasarlarının daha büyük olduğu gözlemlenmiştir. Bu hasar oluşumuna ise kuş modeli ile temas eden ilk dört elyaf katmanı kolayca deforme olurken aramid esaslı çekirdek malzemesinden sonra gelen diğer dört katmanın çekirdek malzemenin deformasyon hareketlerine bağlı olarak gelişmesi neden olmuştur.



Şekil 4.19 Matris hasar davranışı (a) Arka yüz kat #1 çekme modu, (b) Arka yüz kat #2 çekme modu, (c) Ön yüz kat #1 çekme modu ve (d) Ön yüz kat #2 çekme modu

Şekil 4.19'da radom geometrisinin kuş çarpması altında çekme yönündeki matris hasar davranışı incelenirken Şekil 4.20'de elyaf hasarının hem çekme hem de basma modundaki hasar davranışları karşılaştırmalı olarak incelenmiştir.

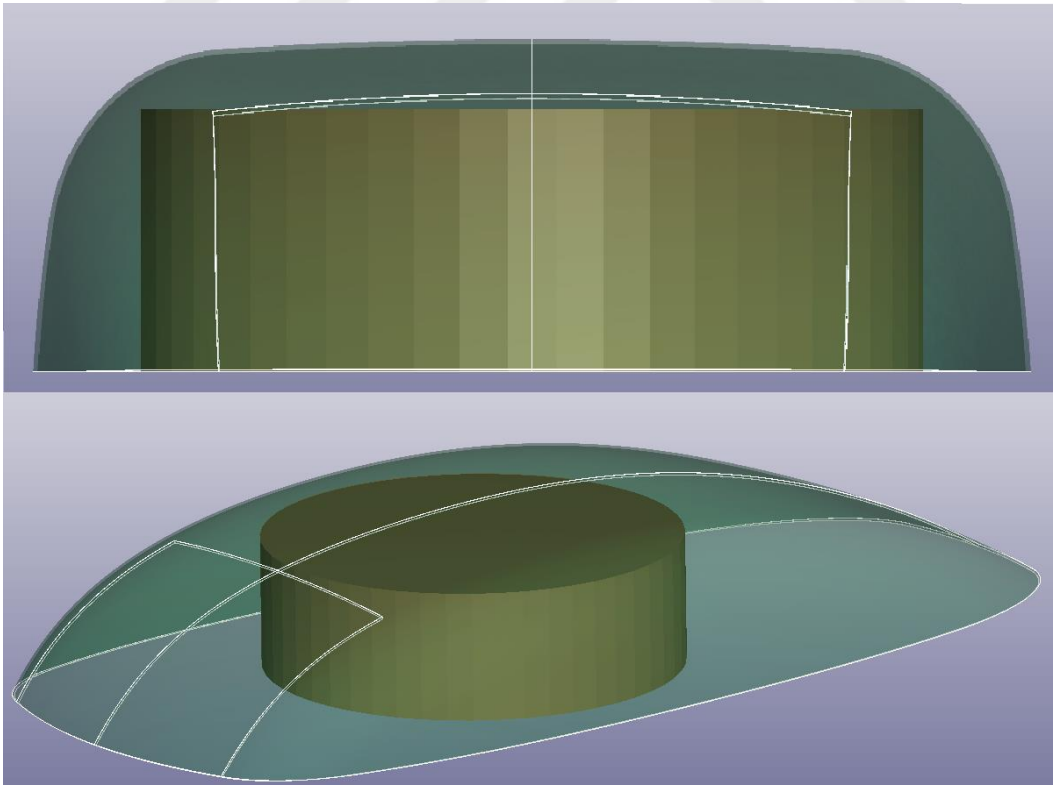


Şekil 4.20 Elyaf hasar davranışı (a) Arka yüz kat #1 çekme modu, (b) Arka yüz kat #1 basma modu, (c) Ön yüz kat #1 çekme modu ve (d) Ön yüz kat #1 basma modu

Şekil 4.20'de ki farklı hasar modları arasındaki deformasyon yoğunluğu incelendiğinde hasar başlangıcının büyük oranda basma kuvvetleri neticesinde oluştuğu görülmüştür. Ayrıca ön yüzeyde oluşan basma modundaki hasar davranışı ile arka yüzeyde oluşan hasar davranışının uyuşmazlığı katı elemanlar kullanılarak modellenen aramid esaslı bal peteği malzemesi ve katmanlar ile çekirdek malzemesi arasındaki kontak ilişkisinin bir etkisi sonucunda meydana gelmiştir. Bu uyuşmazlık neticesinde kuş çarpmasının etkisiyle oluşan gerilmeler plaka boyunca eş dağılımsız bir şekilde aktarılmıştır.

4.3 Sandviç Kompozit Uçak Radomu Kuş Çarpması Analizi

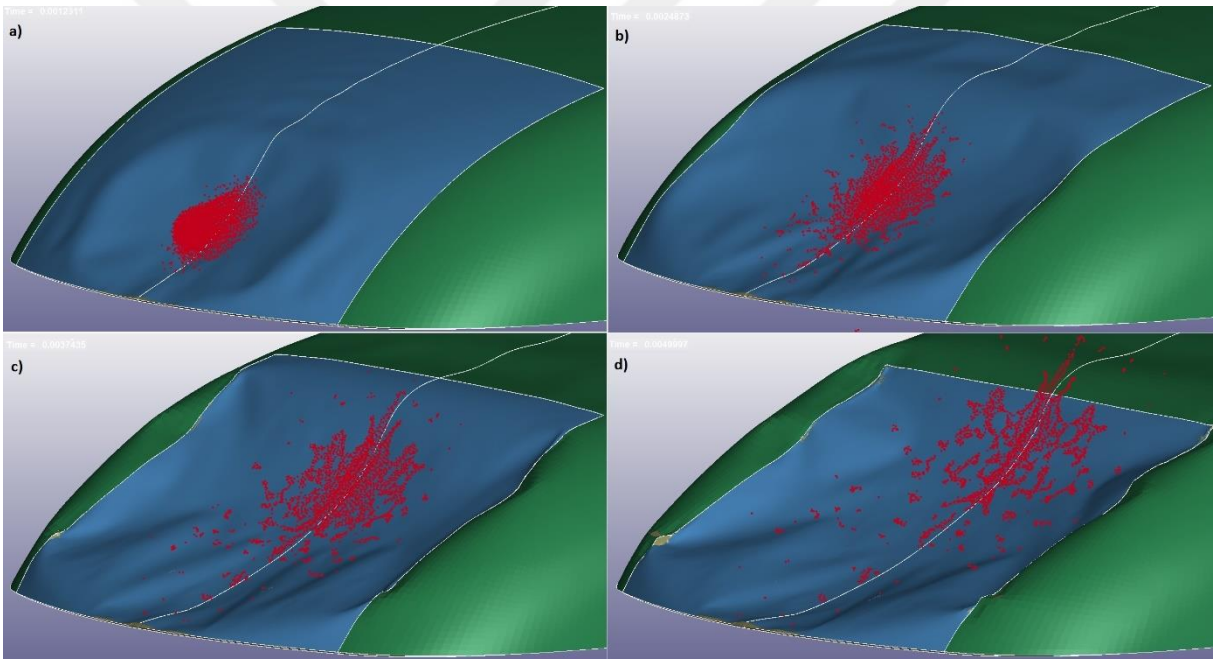
Bölüm 4.2 dahilinde düz plakalar modellenerek farklı tasarım tiplerinin kuş çarpması karşısındaki davranışları incelenmiştir. Bu başlık altında ise ticari amaçla kullanılan uçaklarda bulunan ve uçak içi internet ve bağlantı sağlayan SATCOM (uydu haberleşme) anteni ve yardımcı ekipmanlarını dış etkilerden korumak amacıyla kullanılan radom yapısı incelenmiştir. Radom yapılar monolitik veya sandviç olmak üzere kullanım platformuna göre değişiklik göstermektedir [74]. Tez çalışması kapsamında uçak gövdesi üzerinde bulunan ve kompozit sandviç yapıya sahip bir radomun kuş çarpması karşısındaki davranışı ve oluşan etkiler incelenmiştir. Şekil 4.21'de gösterilen radom yapısının içerisinde 900 mm çapında ve 280 mm yükseklikte bir hacim bırakılarak modellenmiştir. Bu hacimsel ölçüler ise bu sınıftaki uçaklarda kullanılan radom yapılar altındaki anten tiplerinin büyüklüğü, düşey ve eksenel hareket kabiliyetlerinin sınırları incelenerek belirlenmiştir. Anten yapısının hacimsel ölçüleri ve aerodinamik etkiler göz önüne alındığında radom yaklaşık 2340 mm boyunda, 1120 mm genişlikte ve 560 mm yükseklikte olacak şekilde modellenmiştir.



Şekil 4.21 Radom modelinin önden ve isometrik görünüşü

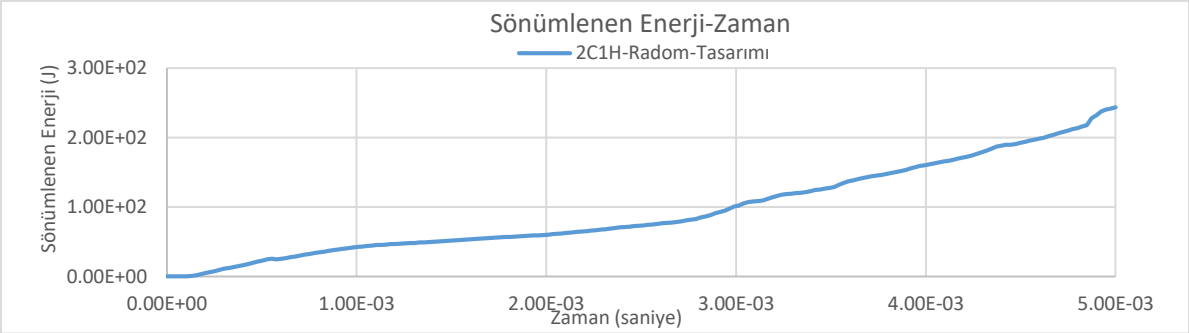
Nihai radom modeli 2C1H tasarım koduna göre modellenmiştir dolayısı ile yapının tasarımı iki yüzey katmanı ve tek bir katmandan oluşan çekirdek malzeme olarak seçilmiştir. Her yüzeyde dört adet elyaf katı kullanılmıştır. Bu tasarımda, elyaf oryantasyonu (derece), üst yüzey ve alt yüzey için sırasıyla [0,90,0,90] ve [90,0,90,0] şeklinde belirlenmiştir. Radom yapısının nümerik modelinde 177,542 adet hexahedral katı (solid) eleman kullanılırken, 97,540 adet Belytschko-Tsay kabuk (shell) eleman kullanılmıştır. Kuş modeli için 1395 adet SPH partikülü içeren ve başlangıç hızı 116 m/s olan küresel uçlu silindirik basit geometri kullanılmıştır.

Kuş çarpması neticesinde radom yapısı üzerinde meydana gelen deformasyonun zamanla gelişimi Şekil 4.22'de gösterilmiştir. Çapışma neticesinde gözle görülecek ölçekte bir yapısal bozulma gözlemlenmemiştir.



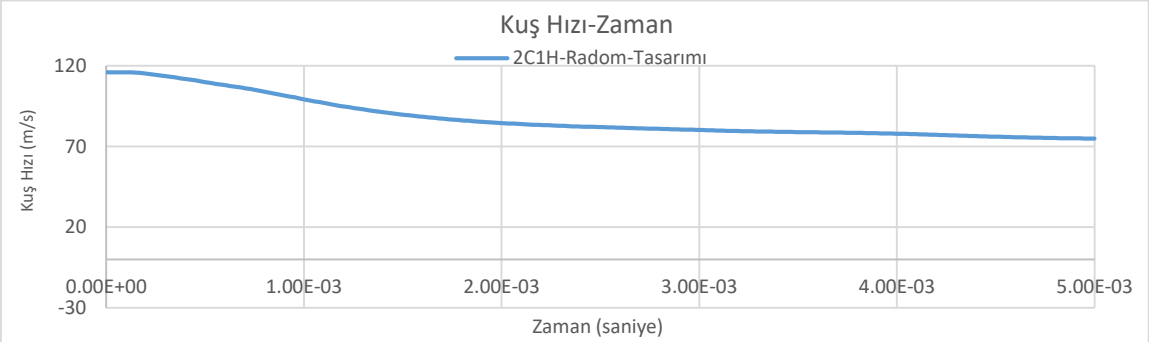
Şekil 4.22 Radom yapısı üzerindeki deformasyonun zamanla değişimi

Şekil 4.22'de görüldüğü gibi radom yapısının genelinde çarpma etkisi sonucunda bir eğilme davranışı gözlemlenmiş ve kuş yapıya nüfuz etmemiştir. Bu nedenle, bu tasarım kuş çarpmasını saptırabilir ve radom yapısı içindeki bileşenleri koruyabilecek niteliktedir. Kompozit yapı üzerindeki eğilme etkisini ölçmek için, sönümlenen enerji, çarpışma sırasında kuş modelinin hızındaki değişim ve son olarak 2C1H radom tasarımından gelen tepki kuvvetleri araştırılmıştır. Şekil 4.23'de radom yapısının çarpışma sonucunda 244 Joule (J) mertebesinde enerji sönümlediği görülmektedir.



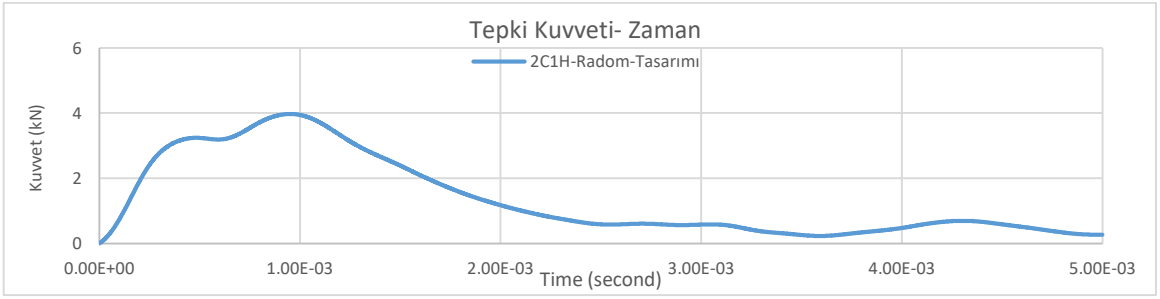
Şekil 4.23 2C1H radom tasarımının sönümlediği enerji miktarının zamanla değişimi

Çarpışma neticesinde kuş modeli sandviç kompozit radom yapısını penetre edemediği için sönümlenen enerji grafiğinde düz plaklarda görülen grafiklerin aksine tırmanışta olan bir eğri gözlemlenmiştir. Bunun nedeni, kuşun momentumunun yeniden yönlendirilmesini ve eğilme davranışını kolaylaştıran radom yapısının kavisli geometrisidir. Öte yandan çarpışma neticesinde kuş modelinde meydana gelen hız değişimi Şekil 4.24'de gösterilmiştir.



Şekil 4.24 Kuş modelinin çarpışma etkisiyle değişen hız profili

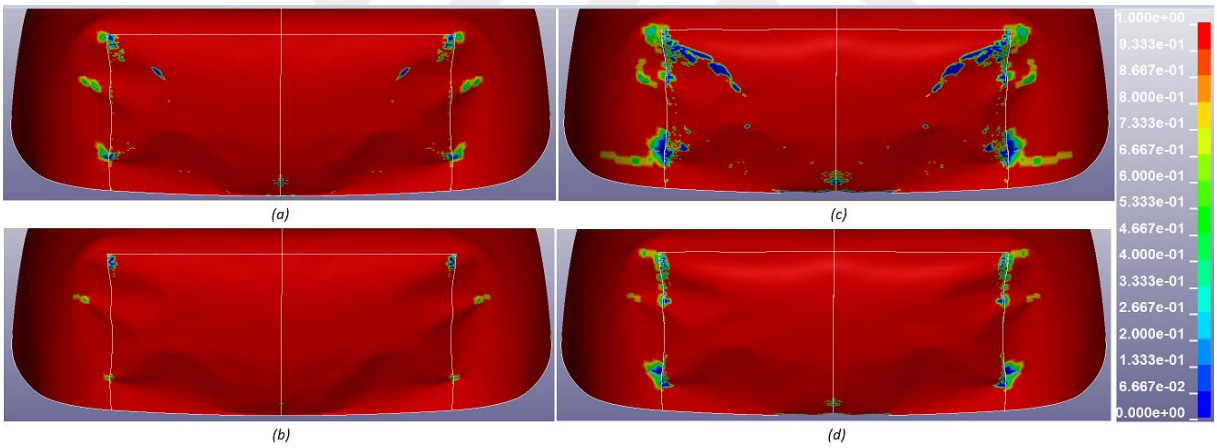
Başlangıçtaki kuş hızı 116 m/s iken çarpışma sona erdiğinde gözlemlenen hız 74.9 m/s olarak kaydedilmiştir. Kompozit sandviç radom yapısının ilk hıza göre kuş hızını %35 oranında sönümlediği görülmüştür. Şekil 4.25'de ise kuş çarpması neticesinde radom yapısının gösterdiği reaksiyon kuvvetleri paylaşılmıştır.



Şekil 4.25 2C1H radom tasarımının tepki kuvvetlerinin zamanla değişimi

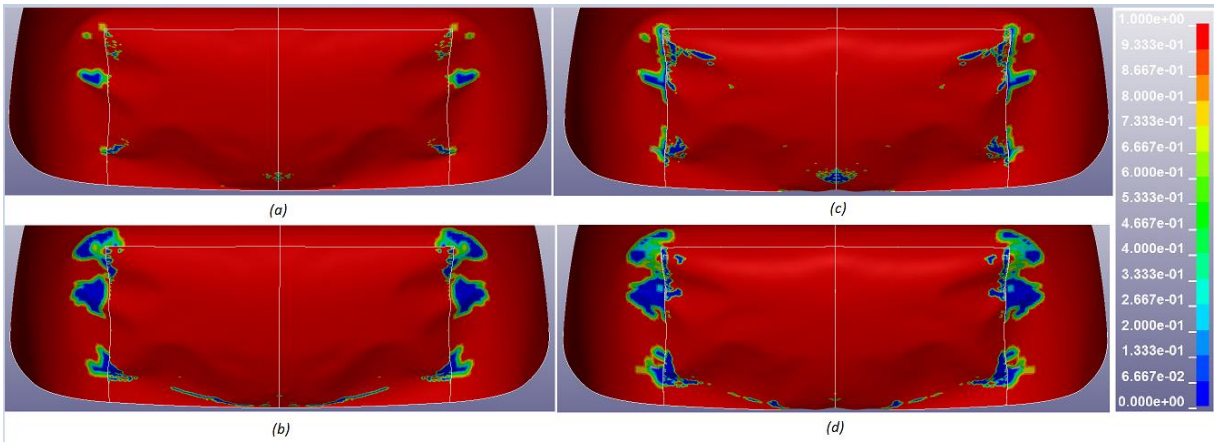
Şekil 4.25'de ki grafikte eğri altında kalan alan, kuş modelinden gelen momentumun sönümlenen miktarını temsil etmektedir. Bu nedenle reaksiyon kuvvetler enerji sönümünün en fazla olduğu kısımda yani "Şok Fazı" ile "Serbest Kalma Fazı" arasındaki geçişte gözlemlenmiştir. Ayrıca okunan tepe kuvveti değeri 3.97 kN olarak kaydedilmiştir.

Çapışma sonucunda büyük deformasyonların meydana gelmediği ve kuş modelinin radom geometrisini penetre edemediği gözlemlenmiştir. Ancak elyaf katmanlarında küçük çapta hasarlar ve hasar başlangıçları meydana gelmiştir. Şekil 4.26'da çarpışma neticesinde radom yapısının üst ve alt yüzeylerinde bulunan birinci ve ikinci sıradaki matris katmanlarının çekme modundaki hasar davranışı gösterilmiştir. Çarpmanın gerçekleştiği yüzeye yakın olan elyaf katmanlarında matris hasarlarının daha büyük olduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca çarpma ile ilk karşılaşan ön yüzeydeki #1 numaralı elyaf katmanı en fazla hasara maruz kaldığı ve $\mp 45°$ yönelimlerinde hasar başlangıcı meydana geldiği gözlemlenmiştir.



Şekil 4.26 Matris hasar davranışı (a) Arka yüz kat #1 çekme modu, (b) Arka yüz kat #2 çekme modu, (c) Ön yüz kat #1 çekme modu ve (d) Ön yüz kat #2 çekme modu

Şekil 4.26'da radom geometrisinin kuş çarpması altında çekme yönündeki matris hasar davranışı incelenirken Şekil 4.27'de elyaf hasarının hem çekme hem de basma modundaki hasar davranışları karşılaştırmalı olarak incelenmiştir.



Şekil 4.27 Elyaf hasar davranışı (a) Arka yüz kat #1 çekme modu, (b) Arka yüz kat #1 basma modu, (c) Ön yüz kat #1 çekme modu ve (d) Ön yüz kat #1 basma modu

Şekil 4.27'de ki farklı hasar modları arasındaki deformasyon değişimi incelendiğinde hasar başlangıcının büyük oranda basma kuvvetleri neticesinde oluştuğu görülmüştür. Ayrıca ön yüzeyde oluşan basma modundaki hasar davranışı ile arka yüzeyde oluşan hasar davranışının benzerliği bal peteği aramid yapısının kuş çarpması etkisini homojen bir şekilde aktardığını göstermektedir.

5
BULGULAR VE TARTIŞMA

Havacılık endüstrisindeki yabancı cisim hasarlarının %90'nından fazlası uçan canlılar nedeniyle gerçekleştiği için bu tez çalışması kapsamında en önemli güvenlik sorunlarından bir tanesi olan kuş çarpması vakası incelenmiştir. Ön Cam, burun, kanat, radom ve motor kuşların çarptığı en yaygın uçak bileşenleri olarak bildirilmektedir. Tüm uçak bileşenleri arasında kuş çarpması riski %12 olan radom bileşeni araştırma için seçilmiştir. Deneyler ve sayısal simülasyonlar, kuş çarpması vakasına karşı uçak bileşenlerini geliştirmek ve optimize etmek için başvurulan en yaygın tasarım yöntemlerindendir. Günümüzde, mühendislik yazılımları, doğrusal olmayan problemlerin modellenmesinde ve çözülmesinde oldukça başarılı sonuçlar sunmaktadır. Kuş çarpmasına dayanıklı tasarımlar, bilgisayar destekli mühendislik yazılımları kullanılarak doğrulanır ve nihai aşamaya geçildiğinde tasarım test edilir. Son yıllarda, birçok araştırmacı bilgisayar yazılımlarını kullanarak kuş çarpması vakası üzerinde çalışmaktadır. Bu çalışma kapsamında da Federal Havacılık İdaresi (FAA) ve Federal Havacılık İdaresi (EASA) gibi otoriteler tarafından şart koşulan *FAR 25.571* standardına uygun olarak nümerik modellemeler Ls-Dyna paket programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Kuş çarpması vakasında farklı modelleme tekniklerinin temelleri detaylıca açıklanmıştır. Ayrıca fiziksel bir problemin çözümü karşılaştırmalı olarak değerlendirilmiştir. Bu karşılaştırma neticesinde yüksek hızlı çarpma vakalarında hidrodinamik davranış gösteren fırlatılan cisimlerin modellenmesindeki tutarlılık, çarpışma esnasında fırlatılan cismin fiziksel davranışının gerçeğe yakınsaklığı ve simülasyon hesaplama maliyetini düşürmesi sebebiyle en uygun teknik olarak SPH seçilmiştir. Kullanılacak yöntem belirlendikten sonra uçak gövdelerinde sıklıkla kullanılan kompozit sandviç yapılar araştırılmıştır. Araştırma neticesinde alüminyum ve aramid esaslı çekirdek malzemesi kullanılarak üretilen sandviç kompozit malzemeler dikkate alınarak iki farklı deforme olabilir düz plaka yapısı modellenmiştir. Öncellikle deforme olabilir alüminyum çekirdek malzeme esaslı kompozit sandviç plaka için farklı

tasarım iterasyonları (2C1H, 3C2H ve 4C3H) modellenmiştir ve kuş çarpması karşısındaki hasar davranışları incelenmiştir. 4C3H modeli çarpma neticesinde 263.4 *J* ile en düşük enerjiyi sönümlerken, 2C1H modeli 317.1 *J* yani %21.35 daha fazla, 3G2H modeli ise 359.0 *J* yani %36 daha fazla enerji sönümlemiştir. Ancak çarpışma sonrası fırlatılan cismin son hızları karşılaştırıldığında 2C1H modelinde bu hızın 19.3 m/s iken 3G2H modelinde bu hızın 39.9 m/s yani yaklaşık iki kat fazla olduğu görülmüştür. Son olarak ise reaksiyon kuvvetleri incelediğimizde 2C1H ve 3C2H tasarımları için tepe reaksiyon kuvvetleri sırası ile 9.48 kN ve 9.16 kN olarak kaydedilmişidir. Tepe reaksiyon kuvvetleri birbirlerine yakın olsalar bile 2C1H tasarımının sahip olduğu reaksiyon kuvvet-zaman grafiği altında kalan ve kuş modelinin momentumundaki değişimi temsil eden alan daha büyük olduğu için en başarılı tasarım 2C1H modeli seçilmiştir.

Alüminyum bal peteği ve aramid esaslı bal peteği ile modellenmiş kompozit sandviç plakaların kuş çarpmasına karşı dayanımını karşılaştırabilmek için ikinci aşama olarak 2C1H modelinde çekirdek malzemesi olarak aramid esaslı yapı kullanılarak modelleme yapılmıştır. Bütün deforme olabilir düz plaka simülasyonlarında çözüm tekniği için SPH metodu kullanılırken hasar oluşum davranışını belirlemek için Chang-Chang kriteri seçilmiştir. Bu aşamada aramid esaslı bal peteği ile modellenen kompozit sandviç yapının 248 *J* enerji sönümlediği görülmüştür, bu değer alüminyum çekirdekli sanvdiç kompozit plaka ile karşılaştırıldığında %21.5 daha az enerji sönümle kabiliyetine sahip demektir. Çarpışma sonrasında okunan son hız ise 34.9 m/s olarak kaydedilmiştir bu da diğer modele kıyasla %80 daha yüksek bir hızı temsil eder ve fırlatılan cismin ilk hızının yeterli derecede azaltılamadığını göstermiştir. Aramid malzemenin çarpma yönündeki dayanımı 85 MPa iken alüminyum bal peteği malzemesinin akma sınırı 194 MPa'dır bu veriler çarpışma esnasında aramid esaslı bal peteği yapısının daha az darbe sönümleme kabiliyetine sahip olduğunu gösterir niteliktedir. Tepe reaksiyon kuvvet değerleri aramid ve alüminyum çekirdek malzemesi ile modellenen plakalar için sırasıyla 9.90 kN ve 9.29 kN olarak hesaplanmıştır. Momentum değişimini temsil eden eğri altındaki alan alüminyum çekirdek malzeme kullanılarak geliştirilen kompozit sandviç plakaya göre %20 daha düşüktür. Elde edilen nümerik analizlerin sonucunda alüminyum çekirdek malzemesi kullanılarak modellenen kompozit sandviç plakaların kuş çarpmasına karşı daha dayanıklı olduğu tespit edilmiştir.

Final aşamasında uçaklardaki SATCOM anten radomu yapısının kuş çarpmasına karşı analizleri gerçekleştirilmiştir. Ticari olarak bu tip radom yapılarında çekirdek malzemesi olarak aramid esaslı bal peteği yapıları tercih edildiği için bu çalışma kapsamında da çekirdek malzemesi olarak Nomex ürünü seçilmiştir [75, 76, 77, 78]. Gerçekleştirilen kuş çarpması analizi neticesinde çarpışma sonlanana kadar kuş modelinin radom yapısını penetre edemediği ve fırlatılan cismin enerjisini sönümledikten sonra cismi başarıyla saptırdığı gözlemlenmiştir. Ancak kuş çarpmasının etkisi ile radom yapısı üzerinde hasar başlangıcı gözlemlenmiştir. Kütle olarak daha ağır veya birden fazla kuş çarpması neticesinde daha ciddi hasarlar meydana gelebilir [79]. Aramid esaslı çekirdek malzemesi ile modellenmiş SATCOM radom yapısının kuş çarpması sonucunda 244 J enerji sönümlediği ve kuş modelinin son hızını ancak %35.5 mertebesinde azaltabildiği kaydedilmiştir. Reaksiyon kuvvet eğrisinin altında kalan alanın küçük olması da ayrıca kuş momentumunun azaltılmadığını doğrulmaktadır. SATCOM radom yapısının genelinde uçağın uçuş seyrini bozacak bir deformasyon meydana gelmediği için bu tasarımın kuş çarpmasına karşı dayanımı başarılıdır.

Gelecekteki çalışmalar için, ticari uçaklarda kullanıma uygun özgün bir SATCOM radom tasarımı yerine ülkemizde geliştirme faaliyetleri aktif devam eden İHA/SİHA veya helikopter radom yapıları için kuş çarpması analizleri yapılabilir. Bunun yanı sıra radom geometrisini, kullanıldığı hava platformuna montajlamak amacıyla kullanılan bağlantı ekipmanları ile birlikte modellemek daha gerçekçi sonuçların elde edilmesini sağlayacaktır. Ayrıca gelecekte en az kuşlar kadar hava araçlarının uçuş güvenliği ve yapısal güvenliğine karşı tehdit olabilecek insansız hava aracı çarpma analizlerinin de değerlendirilmesi literatür açısından kıymetli olacaktır. İkinci olarak, Ls-Dyna yazılımı, kullanıcı tarafından tanımlanabilen malzeme modeli uygulamaları açısından gayet başarılı ve uygun bir araçtır. Kompozit malzemeler için fiziksel test verileri ile optimize edilmiş bir malzeme modeli hazırlanabilir ve analiz sonuçları geliştirilebilir. Bu tez kapsamında deneysel çalışmalar yüksek maliyetler nedeniyle gerçekleştirilememiştir. Ancak ileriki çalışmalarda, malzeme kartını optimize edebilmek amacıyla, analizlerde kullanılacak dokuma kumaş malzemesi için statik ve dinamik kupon testleri gerçekleştirilebilir. Ayrıca kompozit sandviç numuneler hazırlanarak darbe testleri gerçekleştirilmesi halinde hem kırılma mekanizmaları hem de malzeme kartındaki hasar kriteri limit parametreleri çalışmanın fiziksel uygulamasına daha yakın tahmin

edilebilir. Kompozit malzeme için darbe problemini test etmek için darbe testi kurulumu yapılabilir. Son olarak ise uçak üzerinde radom yapısı çalışılacak ise burun radom yapısı ve arkasında yer alan basınçlandırma paneli ile birlikte yapılacak kuş çarpması analizleri literatürü zenginleştirmek ve çalışmadaki zorluk seviyesini arttırmak adına daha etkili olacaktır. Bununla birlikte farklı çarpma açıları ve daha yüksek hıza sahip çarpışma vakası analizleri ilerideki çalışmalar için birer başlık potansiyeli taşımaktadır.

6
SONUÇ VE ÖNERİLER

Tez çalışması kapsamında kompozit sandviç havacılık yapıları üzerindeki kuş çarpmasını incelemek amacıyla farklı çarpışma çözüm teknikleri (Lagrange, ALE ve SPH) nümerik olarak çalışılmıştır. Simülasyon çalışmasında kullanılacak modelleme tekniğini doğrulayabilmek amacıyla fiziksel bir problemin analitik ve nümerik çözüm sonuçları karşılaştırılmalı olarak değerlendirilmiş ve yüzdece hata oranları ortaya konmuştur. Plaka ölçeğinde yapılan nümerik çalışmalar neticesinde alüminyum ve aramid esaslı çekirdek malzemesi kullanılarak üretilen kompozit sandviç plakaların kuş çarpması karşısındaki davranışı ve hasar oluşumu araştırılmıştır. Son olarak ise ticari olarak işletilen uçaklarda kullanılan SATCOM anten radom yapısının kuş çarpmasına karşı direnci Ls-DYNA programı kullanılarak modellenmiş ve nümerik çözümü yapılmıştır. Yapılan tüm çalışmalar neticesinde elde edilen sonuçlar aşağıda özet olarak verilmiştir:

- Katman sayısındaki artışla birlikte eğilme etkisinin daha lokalize hasar oluşturduğu tespit edilmiştir.
- Kompozit sandviç yapıda toplam kalınlığı değiştirmeden bileşen (petek ve kompozit) sayısının arttırılmasının sönümlenen enerji miktarını azalttığı ve daha büyük deformasyonlara neden olduğu tespit edilmiştir.
- Sönümlenen enerji miktarının azalması ile deformasyonun arttığı ve uçak parçaları için olumsuz sonuçlara yol açabilecek saçılan kabuk parçalarına neden olduğu da gözlemlenmiştir.
- Plaka ölçeğinde ve ölçeklendirilmiş radom modeli için yapılan nümerik çalışmalar 2C1H kompozit sandviç modelinin hasara karşı dayanım kabiliyetinin yüksek olduğu ve kuş modelini daha iyi saptırdığı görülmüştür.

KAYNAKÇA

[1] Hedayati, R., & Sadighi, M. (2015). Bird Strike: An Experimental, Theoretical and Numerical Investigation (1st ed.). Woodhead Publishing.

[2] Bird Strike Committee USA. http://www.birdstrike.org/news-info/press-kit/

[3] Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States, 1990 - 2018. https://www.faa.gov/airports/airport_safety/wildlife/

[4] Wakefield, I. & Dubuque, C. "ww.boeing.com". http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_02_09/pdfs/AERO_Q209_article04.pdf.

[5] Parkes, E. W. (1955). "The Permanent Deformation of a Cantilever Struck Transversely at Its Tip". Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 228(1175), 462–476.

[6] Barber, J. P., Taylor, H. R., & Wilbeck, J. S. (1975). "Characterization of bird impacts on a rigid plate: Part 1". Air Force Flight Dynamics Laboratory.

[7] Wilbeck, J. S. (1978). "Impact behavior of low strength projectiles (No. AFML-TR-77-134)". Air Force Materials Lab Wright-Patterson AFB, OH.

[8] Guida, M., Marulo, F., Meo, M., & Riccio, M. (2008). "Analysis of Bird Impact on a Composite Tailplane Leading Edge". Applied Composite Materials, 15(4–6), 241–257. https://doi.org/10.1007/s10443-008-9070-6

[9] Yijing Guo, Pinghui Jia, and Guanxin Hong. "Research on Bird Strike Simulation of Composite Leading Edge". AASRI Procedia, vol. 3, 2013. doi:10.1016/j.aasri.2012.11.107.

[10] Maksimović, M., Ugrčić M. (2015). "Finite Element Modeling of Wing Bird Strike". FME Transactions VOL. 43, No 1, 2015, 77.

[11] Hedayati, R., & Ziaei-Rad, S. (2013). "A new bird model and the effect of bird geometry in impacts from various orientations". Aerospace Science and Technology, 28(1), 9–20.

[12] Sun, Q., Liu, Y.J., Jin R.H. (2014). "Numerical simulation of bird strike in aircraft leading edge structure using a new dynamic failure model". 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences

[13] Grimaldi, A., Sollo, A., Guida, M., & Marulo, F. (2013). "Parametric study of a SPH high velocity impact analysis – A birdstrike windshield application". Composite Structures, 96, 616–630.

[14] Liu, J., Li, Y., Gao, X., & Yu, X. (2014). "A numerical model for bird strike on sidewall structure of an aircraft nose". Chinese Journal of Aeronautics, 27(3), 542–549.

[15] Salem, S. C. (2011, August). "Prediction of Bird Impact behavior through Different bird models using Altair Radioss". Hyperworks Technology Conference Series. https://www.researchgate.net/publication/280627106_Prediction_of_Bird_Impa

ct_behavior_through_Different_bird_models_using_Altair_Radioss_Stanley_C_Salem_S_R_Viswamurthy_Laxminarayan_Ramesh_Sundaram

[16] Goyal, Vijay & Huertas, Carlos & Vasko, Thomas. (2013). "Smooth Particle Hydrodynamic Approach for Bird-Strike Analysis Using LS-DYNA". American Transactions on Engineering & Applied Sciences. 2. 83-.

[17] Goyal V.K., Huertas C.A. and Vasko T.J. (2013). "Bird-Strike Modeling Based on the Lagrangian Formulation Using LS-DYNA". Am. Trans. Eng. Appl. Sci. 2(2): 057-081

[18] Orlando, S., Marulo, F., Guida, M., & Timbrato, F. (2017). "Bird strike assessment for a composite wing flap". International Journal of Crashworthiness, 23(2), 219–235. https://doi.org/10.1080/13588265.2017.1342521

[19] Lavoie, A., Gakwaya, A., Ensan, M., N. (2008). "Application of the SPH Method for Simulation of Aerospace Structures under Impact Loading". 10th International LS-DYNA Users Conference

[20] Lavoie, A., Gakwaya, A., Ensan, M. N., Zimcik, D. G., Nandlall, D. (2009). "Bird's substitute tests results and evaluation of available numerical methods". International Journal of Impact Engineering, 36(10-11), 1276–1287.

[21] Lavoie, A., Gakwaya, A., Ensan, M. N., Zimcik, D. G., Nandlall, D. (2007). "Validation of Available Approaches for Numerical Bird Strike Modeling Tools". International Review of Mechanical Engineering, 1, 380-389

[22] Smojver, I. & Ivančević, Darko. (2010). "Bird Impact at Aircraft Structure - Damage Analysis Using Coupled Euler Lagrangian Approach". IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 10. 012050. 10.1088/1757-899X/10/1/012050.

[23] Nagaraj V., Velmurugan, T. (2017). "Numerical bird strike impact simulation of aircraft composite structure". IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering (IOSR-JMCE), 2, 1-10.

[24] Heimbs, S., (2011). "Bird strike simulations on composite aircraft structures". 2011 SIMULIA Customer Conference. Barcelona, Spain (February): 1–14.

[25] Hedayati, R., & Sadighi, M. (2016a). "Statistics". Bird Strike, 9–33. https://doi.org/10.1016/b978-0-08-100093-9.00002-9.

[26] General Structures Harmonization Working Group Report Birdstrike. FAR/JAR §25.571(e)(1), 25.631, 25.775(b)(c).

[27] Hedayati, R., & Sadighi, M. (2016). "Theoretical background". Bird Strike, 49–77. https://doi.org/10.1016/b978-0-08-100093-9.00004-2

[28] Wilbeck, J. S., & Barber, J. P. (1978). "Bird impact loading". The Shock and Vibration Bulletin, 48, 115–122.

[29] Heimbs, S. (2011). "Computational methods for bird strike simulations: A review". Computers & Structures, 89(23-24), 2093–2112.

[30] Barber, J. P., Taylor, H. R., & Wilbeck, J. S. (1978). "Bird impact forces and pressures on rigid and compliant targets (No. UDRI-TR-77-17)". Dayton Univ OH Research Inst.

[31] Wilbeck, J.S. & Rand, J.L. (1981). “The development od a substitute bird model”. ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 103, 725–730. 5, 11, 13

[32] Grimaldi, A. (2011). “SPH High Velocity Impact Analysis A Birdstrike Windshield Application”. PhD Thesis. Department of Aerospace Engineering University of Naples Federico II

[33] Hedayati, R., & Sadighi, M. (2016a). “Flat plate experimental tests. Bird Strike, 79–111”. https://doi.org/10.1016/b978-0-08-100093-9.00005-4

[34] Torvik, P. J. (1970). “A simple theory for shock propagation in homogeneous mixtures”. Air Force Inst of Tech Wright-Patterson AFB, OH School of Engineering.

[35] Seamans, T. W., Hamershock, D. W.,&Bernhardt, G. E. (1995). “Determination of body density for twelve bird species”. IBIS, 137(3), 424–428.

[36] Guida, M., Marulo, F., Meo, M., Grimaldi, A., & Olivares, G. (2011). “SPH – Lagrangian study of bird impact on leading edge wing”. Composite Structures, 93(3), 1060–1071.

[37] Hedayati, R., & Sadighi, M. (2016). “Finite element bird-strike modeling”. Bird Strike, 113–159.

[38] Nizampatnam. L.S. (1999). “Models And Methods For Bird Strike Load Predictions”. PhD Thesis. Department of Aerospace Engineering Wichita State University

[39] Zukas, J. A., Nocholas, T., Swift, H. F., Greszczuk, L. B., and Curran, D. R. (1982). “Impact Dynamics”, John Wiley & Sons, Inc.

[40] Goudreau, G. L. and Hallquist, J. O. (1982). “Recent Developments in Large-Scale Finite Element Lagrangian Hydrocode Technology”. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Volume 33, pp 725-757.

[41] McCarthy, M.A., Xiao, J.R., McCarthy, C.T. et al. (2004). “Modelling of Bird Strike on an Aircraft Wing Leading Edge Made from Fibre Metal Laminates – Part 2: Modelling of Impact with SPH Bird Model”. Applied Composite Materials 11, 317–340.

[42] Hedayati, R., & Sadighi, M. (2016). “Finite element bird-strike modeling”. Bird Strike, 113–159. https://doi.org/10.1016/b978-0-08-100093-9.00006-6

[43] Smojver, I., & Ivančević, D. (2011). “Bird strike damage analysis in aircraft structures using Abaqus/Explicit and coupled Eulerian Lagrangian approach”. Composites Science and Technology, 71(4), 489–498

[44] Ivančević, D., & Smojver, I. (2011). “Hybrid approach in bird strike damage prediction on aeronautical composite structures”. Composite Structures, 94(1), 15–23.

[45] Monaghan, J. J. (1992). “Smoothed Particle Hydrodynamics”. Annual Review of Astronomy and Astrophysics, 30(1), 543–574.

[46] Lacome, J. (2000). “Smooth particle hydrodynamics (SPH): A new feature in LSDYNA”. In: Proceedings of the 6th international LS-DYNA users conference, session 7–3.

[47] Huertas-Ortecho, C. A. (2006). “Robust bird-strike modeling using LS-DYNA” | Semantic Scholar. Robust Bird-Strike Modeling Using LS-DYNA.

[48] Mouritz, A. P. (2012). “Introduction to Aerospace Materials (AIAA Education Series)”. Amer Inst of Aeronautics &.

[49] Aerospace | Composites UK. (2019). COMPOSITES UK - TRADE ASSOCIATION. https://compositesuk.co.uk/composite-materials/applications/aerospace

[50] Nunes, J., & Silva, J. (2016). “Sandwiched composites in aerospace engineering”. Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering, 129–174. https://doi.org/10.1016/b978-0-08-100037-3.00005-5

[51] Johnson, A., Toso-Pentecôte, N., & Schueler, D. (2015). “Numerical modelling of impact and damage tolerance in aerospace composite structures”. Numerical Modelling of Failure in Advanced Composite Materials, 479–506. https://doi.org/10.1016/b978-0-08-100332-9.00018-9

[52] Shah, S., Karuppanan, S., Megat-Yusoff, P., & Sajid, Z. (2019). “Impact resistance and damage tolerance of fiber reinforced composites: A review”. Composite Structures, 217, 100–121. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.03.021

[53] Camanho, P., & Hallett, S. (2015). “Numerical Modelling of Failure in Advanced Composite Materials” (Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering) (1st ed.). Woodhead Publishing.

[54] LS-DYNA971 Keyword User’s Manual Series Volume I-II-III. Livermore Software Technology Corporation, 2006.

[55] Feng, D., & Aymerich, F. (2013). “Damage prediction in composite sandwich panels subjected to low-velocity impact”. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 52, 12–22. https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2013.04.010

[56] Nguyen, M., Jacombs, S., Thomson, R., Hachenberg, D., & Scott, M. (2005). “Simulation of impact on sandwich structures”. Composite Structures, 67(2), 217–227. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2004.09.018

[57] Meo, M., Vignjevic, R., & Marengo, G. (2005). “The response of honeycomb sandwich panels under low-velocity impact loading”. International Journal of Mechanical Sciences, 47(9), 1301–1325. https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2005.05.006

[58] Arachchige, B., Ghasemnejad, H., & Yasaee, M. (2020). “Effect of bird-strike on sandwich composite aircraft wing leading edge”. Advances in Engineering Software, 148, 102839. https://doi.org/10.1016/j.advengsoft.2020.102839

[59] Menna, C., Zinno, A., Asprone, D., & Prota, A. (2013). “Numerical assessment of the impact behavior of honeycomb sandwich structures”. Composite Structures, 106, 326–339. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.06.010

[60] May, M., Haase, T., Léost, Y., Wegmann, M., & Blacha, M. (2019). “Bird strike analyses on RACER fast rotocraft”. AIAA Scitech 2019 Forum. https://doi.org/10.2514/6.2019-1270

[61] Kotzakolios, A., Vlachos, D., Derdas, C., & Kostopoulos, V. (2014). “On the blast response of sandwich aerospace composites”. International Journal of Computer

Aided Engineering and Technology, 6(4), 383. https://doi.org/10.1504/ijcaet.2014.065416

[62] Raj, A., Akkiraju, M., Pillai, B., Kulkarni, N., & Somashekara, R. (2018). “Finite Element Method for Predicting the Behavior of Sandwich Structure Luggage Floor of Passenger Cars”. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 422, 012004. https://doi.org/10.1088/1757-899x/422/1/012004

[63] Xie, S., Du, X., Zhou, H., Wang, J., & Chen, P. (2019). “Crashworthiness of Nomex® honeycomb-filled anti-climbing energy absorbing devices”. International Journal of Crashworthiness, 26(2), 121–132. https://doi.org/10.1080/13588265.2019.1688506

[64] Klaus, M., Reimerdes, H. G., & Gupta, N. (2012). “Experimental and numerical investigations of residual strength after impact of sandwich panels”. International Journal of Impact Engineering, 44, 50–58. https://doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2012.01.001

[65] Liu, Y., Gao, W., Liu, W., & Hua, Z. (2017). “Numerical Analysis and Mechanical Properties of NomexTM Honeycomb Core”. Volume 14: Emerging Technologies; Materials: Genetics to Structures; Safety Engineering and Risk Analysis. https://doi.org/10.1115/imece2017-72654

[66] Liu, Y., Liu, W., Gao, W., Zhang, L., & Zhang, E. (2019). “Mechanical responses of a composite sandwich structure with Nomex honeycomb core”. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 38(13), 601–615. https://doi.org/10.1177/0731684419836492

[67] Song, Z., Luong, S., Whisler, D., & Kim, H. (2021). “Honeycomb core failure mechanism of CFRP/Nomex sandwich panel under multi-angle impact of hail ice”. International Journal of Impact Engineering, 150, 103817. https://doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2021.103817

[68] Heimbs, S. (2009). “Virtual testing of sandwich core structures using dynamic finite element simulations”. Computational Materials Science, 45(2), 205–216. https://doi.org/10.1016/j.commatsci.2008.09.017

[69] Eren, Z., Tataroglu, S., Balkan, D., & Mecitoglu, Z. (2017). “Modeling of Bird Strike on a Composite Helicopter Rotor Blade”. 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. https://doi.org/10.2514/6.2017-1991

[70] Wang, T., Qin, Q., Wang, M., Yu, W., Wang, J., Zhang, J., & Wang, T. (2017). “Blast response of geometrically asymmetric metal honeycomb sandwich plate: Experimental and theoretical investigations”. International Journal of Impact Engineering, 105, 24–38. https://doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2016.10.009

[71] Ma, Q., Rejab, M., Siregar, J., & Guan, Z. (2021). “A review of the recent trends on core structures and impact response of sandwich panels”. Journal of Composite Materials, 55(18), 2513–2555. https://doi.org/10.1177/0021998321990734

[72] LS-DYNA971 Keyword User’s Manual – Volume II Livermore Software Technology Corporation, 2006.

[73] Liu, J., Li, Y., Yu, X., Gao, X., & Liu, Z. (2018). “Design of aircraft structures against threat of bird strikes”. Chinese Journal of Aeronautics, 31(7), 1535–1558. https://doi.org/10.1016/j.cja.2018.05.004

[74] Kozakoff, D. J. (2010). “Analysis of Radome-enclosed Antennas”. Penguin Random House.

[75] Heimbs, S., Wagner, T., Meister, H., Brand, C., & Calomfirescu, M. (2018). “Bird strike on aircraft radome: Dynamic characterisation of quartz fibre composite sandwich for accurate, predictive impact simulations”. EPJ Web of Conferences, 183, 01007. https://doi.org/10.1051/epjconf/201818301007

[76] Core materials for radomes. (2022a, May). Diab Group. Diab Aerospace brochure https://www.diabgroup.com/markets/aerospace/radomes/

[77] Engineering and production of novel sandwich radomes for 5G applications. (2020, October). 4a manufacturing GmbH. https://radome.4a.at/whitepaper/rdmwp/20102101_wsti_rrat_man_4a-man-Radome-Whitepaper.pdf

[78] https://www.hexcel.com/Products/Honeycomb/HexWeb-Honeycomb

[79] Metz, I. C., Ellerbroek, J., Mühlhausen, T., Kügler, D., & Hoekstra, J. M. (2020). “The Bird Strike Challenge”. Aerospace, 7(3), 26. https://doi.org/10.3390/aerospace7030026

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

Konferans Bildirisi

1. Gungor, E., Topa, A., Kucukyildirim, B., O. (2021). Numerical Investigation of Innovative Honeycomb-Composite Sandwich Structure Under Bird-Strike Event. 6th ICAME, International Conference On Advances In Mechanical Engineering.