

Kuş Çarpmaları ve Uçaklara Etkileri Üzerine Bir Gözden Geçirme Çalışması

Orhan Gülcan*

ÖZ

Kuş çarpmaları havacılık emniyetine ciddi bir tehdittir. Uçaklardaki yabancı madde hasarlarının % 90'ı kuş çarpmaları kaynaklıdır. Çoğu kuş çarpması, uçak düşük irtifada iken, uçağın kalkış ve inişi sırasında meydana gelir. Uçuş emniyetini sağlamak için, havacılık yönetmelikleri kritik parçalar için (burun, ön cam, motor alığı, kanat veya kuyruk hücum kenarları gibi rüzgaraltı parçalar) kuş çarpmasına karşı belli bir seviyede dayanım isterler. Bu kriterleri sağlayabilmek için hem kuş çarpması testleri yapılır, hem de, testlerin pahalı olmasından dolayı, bilgisayar ortamında numerik simülasyona dayalı analizler yapılır. Testlerde ve analizlerde kullanılacak uygun parametrelerin seçimi, gerçek bir kuş çarpması sonucu uçakta oluşacak hasarın önceden tespit edilebilmesi ve ilgili uçak parçalarının tasarımının buna göre yapılabilmesi açısından büyük önem arz eder. Bu çalışmada, kuş çarpması problemi ile alakalı teorik arka plan, sonlu eleman analizleri (model kuş malzemeleri, kuş modelleme metodları, kuş geometrisi) ve ilgili testlerden bahsedilecektir.

Anahtar Kelimeler: Kuş çarpması, uçak, temsili kuş, kuş modellenmesi

A Review on Bird Strike and its Effect on Aircrafts

ABSTRACT

Bird strike is a significant threat to aviation safety. Of all foreign object damages to aircraft, 90 % can be attributed to the bird strikes. Most bird strikes are occurred when an aircraft is at a low altitude during take-off and landing phases of a flight. To ensure flight safety, aviation regulations require a certain level of bird strike resistance for critical components (windward components such as nose, windshield, motor engine inlet, wing or tail leading edges). To meet these regulations, both bird strike tests are conducted experimentally and also analyses based on numerical simulation are made in computer environment due to expensiveness of these tests. Choosing the proper parameters in the tests and the analyses is very important in order to be able to pre-determine the damage following a real bird strike event and to design related components in accordance with these parameters. This paper reviews theoretical background, the finite element analyses (based on substitute bird materials, bird modelling methods, bird geometry) and related tests about bird strike problem.

Keywords: Bird strike, aircraft, substitute bird, bird modelling

Geliş/Received : 03.07.2018

Kabul/Accepted : 11.03.2019

* Dr., FAUS Machinery, Ankara - ogulcan1981@gmail.com, ORCID: 0000-0002-6688-2662



1. GİRİŞ

Uçan bir kuşun, hareket halindeki bir uçağa çarpması olayı olan kuş çarpması (bird strike) uçuş güvenliği açısından ciddi bir risktir. Uçaklardaki kuş çarpmaları vakaları çok yüksek hızda olduğundan (yaklaşık 150 m/s), ciddi kazalara ve can ve/veya mal kaybına yol açmaktadır [1]. Literatürde geçen ilk kuş çarpması olayı 7 Ekim 1905 yılında, Amerika'nın Ohio eyaletindeki Dayton şehrinde gerçekleşmiştir. 1912-2002 yılları arasında kuş çarpmasından dolayı meydana gelen 55 ölümcül kaza, 276 can kaybına, 108 yolcu uçağının kullanılamaz hale gelmesine yol açmıştır [1]. 1990-2009 yıllarında meydana gelen kuş çarpması vakalarında yaklaşık 300 milyon dolar maddi zarar meydana gelmiştir [2]. FAA raporuna göre, 1990-2015 yılları arasında 169856 kuş çarpması vakası rapor edilmiştir [3]. İstatistikler incelendiğinde, çarpma sonucunda oluşan maddi hasar üzerinde en çok kuş boyutu, sayısı ve motor bölgesine girme durumunun etkili olduğu belirtilmiştir [4]. Yine istatistiklere göre her 2000 uçuşta bir kuş çarpma kazaları meydana gelmektedir [5].

Kuş çarpmaları vakaları son yıllarda artan oranda rapor edilmektedir. Bunun muhtemel dört sebebi olduğu düşünülmektedir; vahşi yaşamı koruma programlarının başarılı bir şekilde uygulanması ile büyük boyutlarda ve sürü halinde hareket eden kuş sayısının artması, havayolu taşımacılığının ucuzlaması ile birlikte hava trafiğinin artması, modern jet uçaklarında kullanılan motorların, oluşturduğu yüksek itki kuvvetinden dolayı kuşları daha kolay içine çekmesi, yapılan bilimsel çalışmaların artması ile birlikte kuş çarpması vakaları ile ilgili farkındalığın artması [2].

Kuş çarpmaları daha çok uçakların burun, kanat, rüzgarlık ve motor kısımlarında görülmüştür. Rapor edilen kuş çarpma vakalarının %60'ı turbofan motorlu uçaklarda görülmüştür. Elde edilen istatistiklere göre kuş çarpmaları vakaları daha çok kuşların göç ettikleri aylarda (Temmuz-Ekim) ve göç yollarında meydana gelmiştir. Yine istatistiklere göre kuş çarpma vakalarının %60'tan fazlası, uçak 30 m irtifanın altında iken, %70'i uçak 150 m irtifanın altında iken ve %90'ı uçak 900 m irtifanın altında iken meydana gelmiştir. Vakaların %95'i, uçaklar 70-280 knot'ta uçarken meydana gelmiştir. Kalkış ve iniş sırasında motorların ürettiği itki kuvveti fazla olduğu için, vakaların %30'u uçak kalkarken, %60'ı uçak piste inerken meydana gelmiştir. Yağmurlu, karlı ve sisli havalarda çok az kuş çarpması vakası gözlenmiştir [3].

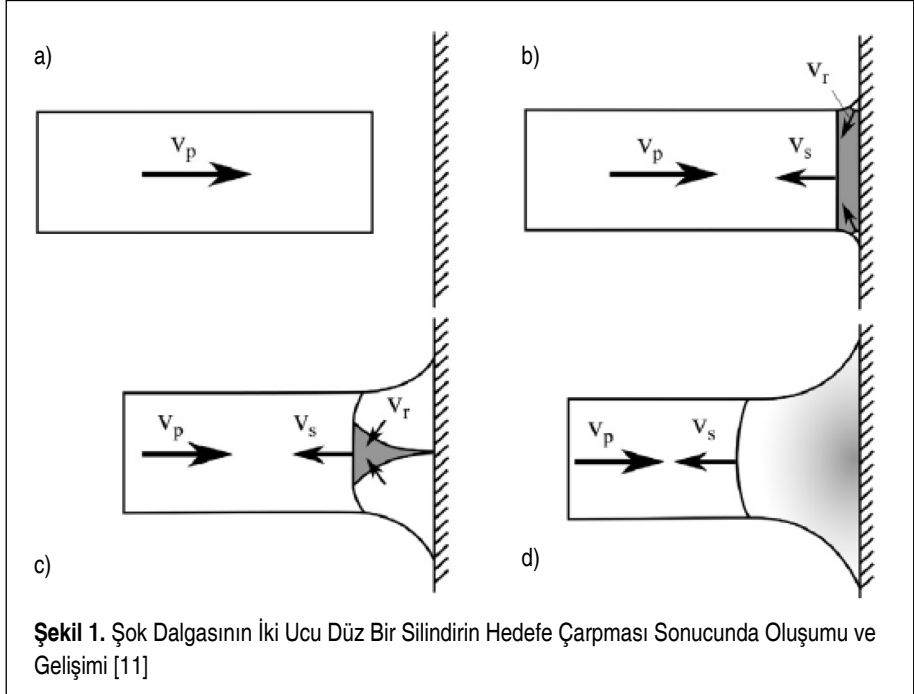
İstatistiklere göre, kargo uçaklarında ve özel jetlerde, kuş çarpma vakaları, kuşun motora girdiği (%76) ya da ön cama çarptığı (%7) durumlarda kazaya sebebiyet vermiştir. Yolcu uçaklarında, kuşun ön cama (%54), motora (%13) ve kanatlara (%12) çarpması durumlarında, kuş çarpması vakası kazalara sebebiyet vermiştir. Helikopterlerde ise kuş çarpması ön camda (%39), rotorda (%11) veya burunda (%11) olduğunda kazalar meydana gelmiştir [1].

Kuş çarpma vakaları çok ciddi can ve/veya mal kaybına yol açabileceği için, FAA, EASA gibi sertifikasyon otoriteleri, kuş çarpmalarında uçağın uçuş emniyetinin bozulmaması için çeşitli gereksinimler belirlemiştir [6]. Örneğin, FAA/CS 25.775'e göre ön cam veya kanopi, uçak seyir hızında giderken 1,8 kg'lık bir kuşun çarpması durumunda, içine girmeyecek şekilde tasarlanmalıdır. FAA/CS 25.571 ve FAA/CS 25.631'e göre, kanat hücum kenarına 1,8 kg'lık ve kuyruk hücum kenarına 3,6 kg'lık bir kuşun uçak operasyonel hızda ilerlerken çarpması durumunda, ilgili parçalarda uçağın uçuş emniyetini bozacak deformasyonlar olmamalıdır. FAA/CS 25.571'e göre 1,8 kg'lık bir kuş motora girdiğinde, motorun yanmadan kapatılması gerekmektedir [7].

2. TEORİ

1970'li yıllarda Wilbeck ve Barber [8-10], henüz gelişmiş bilgisayarlar ve analiz programları olmadığı için, kuş çarpmaları problemini teorik ve deneysel olarak açıklamaya çalışmışlardır. Farklı boyutlarda kuşlar, farklı hızlarla çarpma testlerine tabi tutulmuş ve buna göre basınç-zaman grafikleri elde edilmiştir.

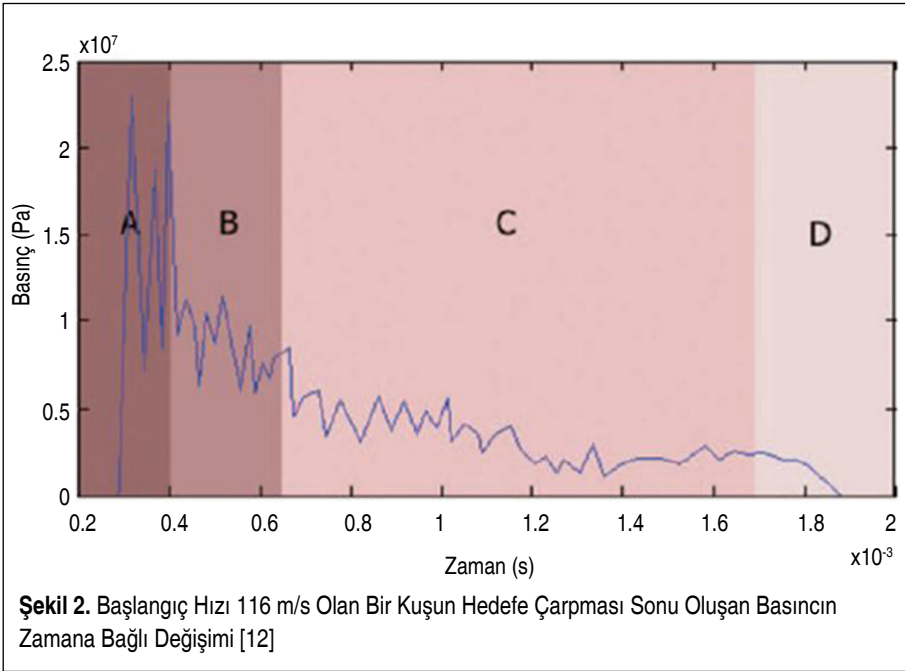
Buna göre, bir kuş çarpması problemi Şekil 1'deki gibi düşünülebilir. Silindirin hedefe çarpmadan önce, tanecik hızı (V_p) adı verilen bir hızda hareket ettiğini düşünürsek





(a), silindir hedefe çarptığı anda (b), Hugoniot basıncı adı verilen yüksek bir basınca maruz kalır. Yüksek basınca maruz kalan silindirin ön bölgesi malzeme içine doğru şok dalgası olarak yayılmaya çalışır. Bu şok dalgasının hızına şok hızı (V_s) adı verilir. Aynı zamanda silindirin uçlarından içeriye doğru, şok hızından daha yüksek hızda, V_r , hareket eden radyal dalgalar yayılır. (c)'de görüldüğü gibi radyal dalgalar silindirin eksenine ulaştığında, silindirin ön yüzeyi artık şok dalgasına maruz kalmamış olmaktadır. (b) ve (c) arasında geçen süreye, yani şok dalgasının başlangıcından bitişine kadar geçen süreye şok süresi adı verilir. (d)'den itibaren artık şok dalgası silindirin içinde hareket eder ve bu aşamada silindirde oluşan basınç, Hugoniot basıncından çok düşüktür [11].

Tekrar etmek gerekirse, herhangi bir cisim bir hedefe çarptığında, cismin ön yüzeyindeki parçacıklar hedef yüzeyine göre hareketsiz hale gelir ve bir şok dalgası oluşur. Sonra gelen tanecikler de sırayla hedef yüzeyine çarpar ve yüzeyde radyal olarak akar. Genel olarak cismin hedefe çarpmasından sonra hedefte oluşan basınç zamanla değişir. Bu değişim Şekil 2'de görüldüğü gibi dört kısma ayrılabilir; başlangıç şok bölgesi (A), basınç azalma bölgesi (B), sabit durum bölgesi (C) ve basınç sonlanma bölgesi (D). Buradaki en kritik basınç, A bölgesinin tepe basıncı olan Hugoniot basıncıdır [12].



Hugoniot basıncı, aşağıda belirtilen deneysel denklemler kullanılarak bulunabilmektedir.

$$P_H = \rho_1 V_s \quad (1)$$

$$\frac{V_s}{V_s - V_p} = (1 - \alpha) \left(\frac{V_s V_p (4k-1)}{c_0^2} \right)^{\frac{1}{4k-1}} \quad (2)$$

Bu denklemlerde; P_H , Hugoniot basıncını, ρ_1 çarpmadan önceki tanecik yoğunluğunu, V_s şok hızını, V_p taneciğin başlangıç hızını, c_0 ses hızını, α ve k deney sabitlerini göstermektedir.

C bölgesinde ise yaklaşık olarak sabit bir basınç vardır ve bu basınç (durgunluk basıncı) 3 nolu denklem ile bulunur;

$$P = 1/2 \rho_1 V_p^2 \quad (3)$$

Bir kuş çarpma olayında, kuşun hedefte radyal olarak meydana getirdiği basınç için ise 4 [13] ve 5 [14] nolu iki farklı denklem kullanılabilir.

$$P = \frac{1}{2} \rho_0 V_p^2 e^{-\delta_1 \left(\frac{r}{a}\right)^2} \quad (4)$$

$$P = \frac{1}{2} \rho_0 V_p^2 \left(1 - 3 \left(\frac{r}{\delta_2 a} \right)^2 + \left(\frac{r}{\delta_2 a} \right)^3 \right) \quad (5)$$

Bu denklemlerde; r , merkezden dışa doğru radyal mesafeyi, a silindirin başlangıç yarıçapını, δ_1 (0.5) ve δ_2 (2.58) deney sabitlerini ifade etmektedir.

3. ANALİZ

Kuş çarpmalarının etkilerini deneysel olarak incelemek çok pahalı olduğu için, ilgili deney/test yapılmadan önce bilgisayar ortamında analiz yazılımlarını kullanarak testi simüle etmek önem arz etmektedir. Bu sayede testten önce problemler görülüp, çözüm geliştirilip, teste daha gerçeğe yakın bir tasarımla girilip, testin tekrar edilmesi önlenmiş olur. Kuş çarpmalarının analizi/simülasyonu için LS-DYNA, PAM-CRASH, ABAQUS, PW/WHAM, MSC/Dytran, DYNA3D ve PAM-SHOCK gibi yazılımlar kullanılmaktadır [2].

3.1 Model Kuşun Modellenmesi

Kuş çarpması probleminin sayısal modellenmesinde kullanılan çeşitli sonlu elemanlar analizi (SEA) metotları vardır; Lagrange Metodu (LM), Euler Metodu (EM), Değişken Lagrange-Euler Metodu (ALE) ve Hidrodinamik Parçacık Metodu (Smoothed Particle Hydrodynamics, SPH). En sık kullanılan yöntemler bunlar olmasına rağmen,

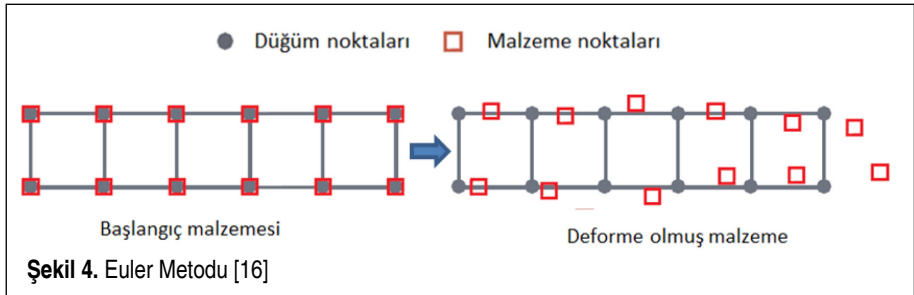
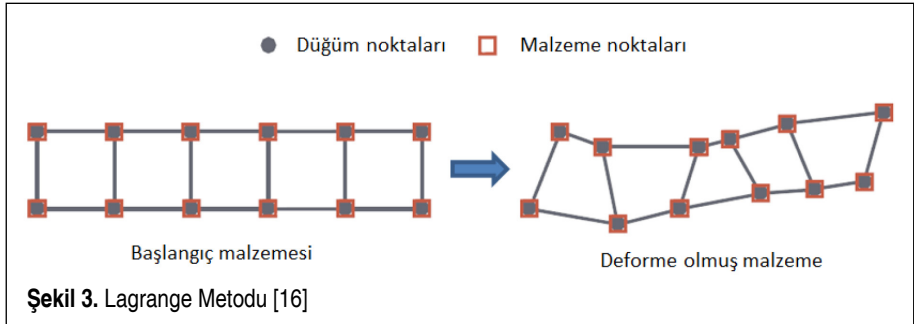


bunların haricinde Tanecik Sonlu Elemanlar Metodu (PFEM) yöntemi de kullanılmaktadır [15]. Bu yöntemler kullanılarak kuş çarpması sonucunda hedefte oluşan basınç ve yükler başarılı bir şekilde hesaplanabilmektedir.

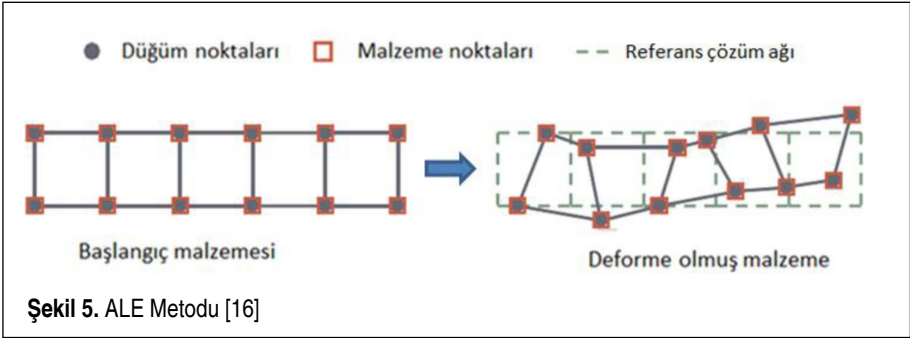
Lagrange metodunda, her bir düğüm noktası, simülasyon sırasında malzemenin konumunu belirleyen malzeme noktasına karşılık gelir. Dolayısıyla analiz sırasında düğüm noktaları malzeme ile birlikte hareket eder (Şekil 3). Lagrange metodu daha çok katı cisimlerin analizinde kullanılır [16]. Niering, motor fan kanatçıklarına kuş çarpmasını simüle ederken Lagrange yöntemini kullanmış ama metodun istenilen hassasiyette sonuçlar vermediğini belirtmişlerdir [17]. Airolodi ve Cacchione, 1,6 kg ağırlığında, 930 kg/m³ yoğunluğunda iki ucu düz silindirik kuş modelinin çarpma analizini Lagrange yöntemini kullanarak yapmışlar ve deney sonuçları ile uyumlu veriler elde etmişlerdir [18].

Euler metodu daha çok akışkan cisimlerin analizinde kullanılır. Euler metodunda çözüm ağını oluşturan düğüm noktaları uzayda sabit olup, malzeme noktaları bu çözüm ağına ilerleyebilir (Şekil 4). Çözüm ağı hem malzemenin olduğu hem de ilerde olacağı bölgeleri içerdiği için, geniş çaplı deformasyon problemlerinde Euler metodu iyi sonuçlar vermektedir. Fakat kuş çarpma problemi, hem katı hem de akışkan problemi içerdiği için tek başına Euler metodu istenilen sonuçları verememektedir [16].

ALE metodu akışkanların yapı ile etkileşim halinde olduğu problemlerin çözümünde kullanılır. Bu metotta çözüm ağı, gerekli durumlarda hareket edebilir (Şekil 5). ALE



metodu Lagrange ve Euler metotlarının birleşimi şeklinde oluşturulmuş bir metottur [16]. Hanssen ve ark. ALE yöntemini kullanarak alüminyum sandviç panellere 140-190 m/s arasında değişen hızlarda çarpan kuşların, panel üzerindeki deformasyon etkilerini incelemişlerdir. Yazarlar, ALE yöntemi ile elde edilen sonuçların kuş çarpma testlerinden elde edilen sonuçlarla uyumlu olduğunu ve bu yöntemi kullanarak kuşun çarpmadan sonra panelin içine girmemesi için gerekli olan asgari kalınlığın (150 mm) bulunabileceğini belirtmişlerdir [19].

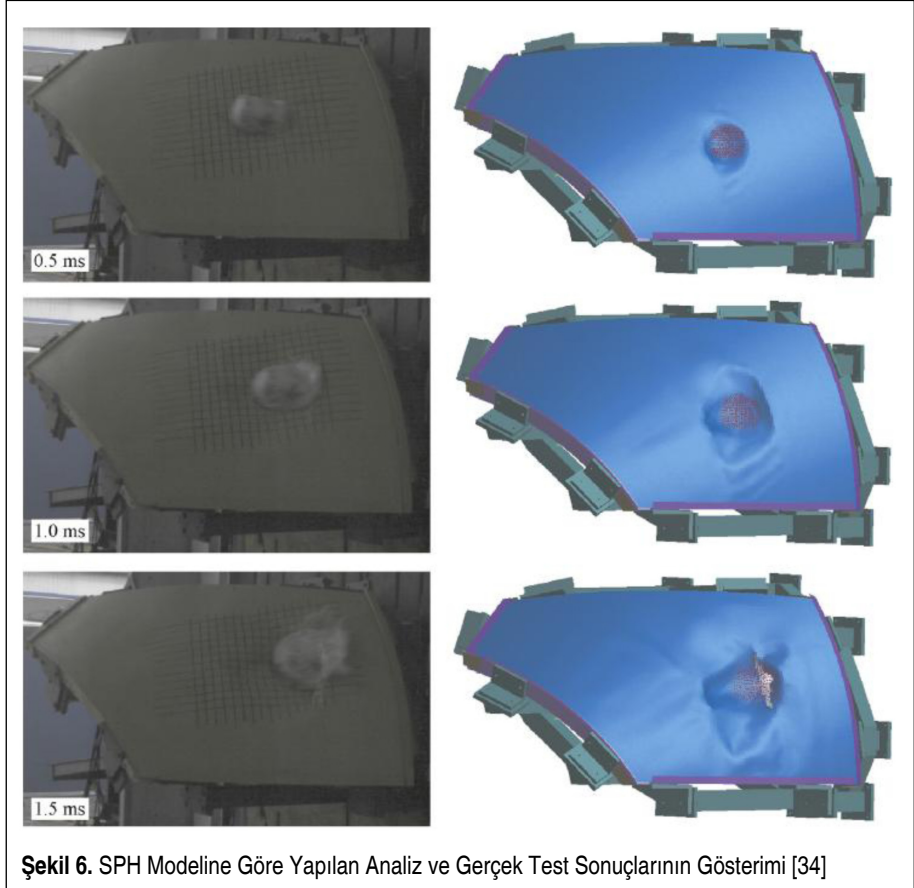


Şekil 5. ALE Metodu [16]

Üç boyutlu uzayda akışkan ağırlıklarını kontrol edebilmek için ilk kez astrofizikte kullanılan [20, 21] SPH metodu düğüm noktalarının olmadığı bir metottur. Çarpma sonrası çok ciddi deformasyonların olduğu problemlerde SPH metodu kullanılmaktadır. Klasik sonlu elemanlardan farklı olarak SPH metodunda, ağ yapısı değil tanecik yapısı kullanılır [16]. SPH metodunun dezavantajı, tanecikler arası bağlantının defalarca hesaplanmasıdır [22]. SPH modeli kullanılarak yapılan kanat hücum kenarına kuş çarpması analizlerinin, test sonuçları ile uyumlu olduğu birçok çalışmada belirtilmiştir [23-25]. Ubels ve ark. düşük hızlarda, bir hücum kenarına kuş çarpmasını inceledikleri çalışmalarında, SPH metodunun güvenilir sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir [26]. McCarthy ve ark. SPH modelini kullanarak kanat hücum kenarına 1.82 kg jelatin kuş modelinin 129 m/s hızla çarpmasını analiz etmişler ve test sonuçları ile analiz sonuçlarının uyumlu olduğunu göstermişlerdir [27, 28]. Kermanidis ve ark. SPH modelini kullanarak Fokker 100 uçağı yatay kuyruk hücum kenarına 1.8 kg jelatin kuş modelinin 80 m/s hızla çarpmasını analiz etmişler ve test sonuçları ile analiz sonuçlarının uyumlu olduğunu göstermişlerdir [29]. Lavoie ve ark. SPH metodunu kullanarak yaptıkları kuş çarpması analizlerini (1 kg jelatin kuş modeli, çarpma hızı 95 m/s) test sonuçları ile karşılaştırmış ve SPH metodunun uygun olduğunu belirtmişlerdir [30, 31]. Georgiadis ve ark. SPH modelini kullanarak Boeing 787'nin kompozit firar kenarını kuş çarpma durumuna göre analiz etmişler ve test sonuçları ile analiz sonuçlarının uyumlu olduğunu belirtmişlerdir [32]. Liu ve ark. 1.8 kg ağırlığındaki ölü tavukları düz bir plakaya 70, 120 ve 170 m/s hızla fırlatarak kuş çarpma testleri yapmışlardır. 13,25 mm uzunluğunda iki ucu yarı küresel silindirik kuş modelini SPH

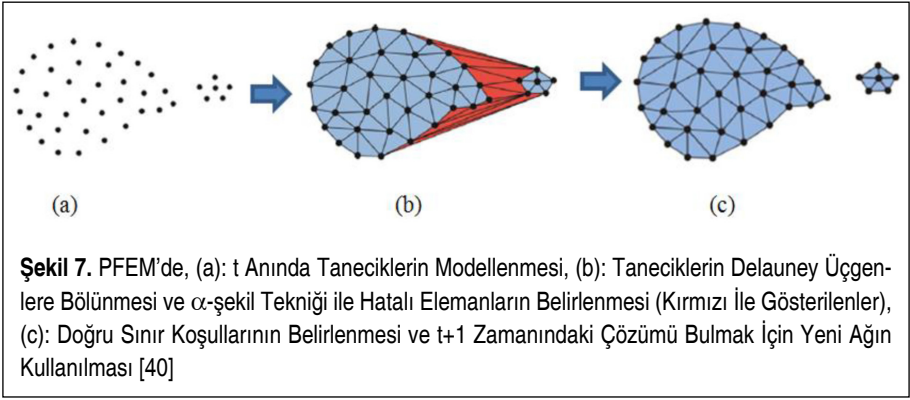


ve Murnaghan hal denklemini kullanarak analiz etmişler ve analiz sonuçlarının test sonuçları ile uyumlu olduğunu göstermişlerdir [33]. Jun ve ark. 106 mm çapında, 212 mm uzunluğunda silindirik şeklindeki kuş modelini SPH metodu ve Murnaghan hal denklemlerini kullanarak modellemişlerdir. Kuş modelinin hedefe 152 m/s hızla çarptığı analizlerde SPH metodunun test sonuçları ile uyumlu olduğu belirtilmiştir (Şekil 6) [34]. Hu ve ark. SPH modelini kullanarak bir kompozit helikopter kokpit yapısına 1 kg kuş modelinin 86.1 m/s hızla çarpmasını analiz etmişler ve test sonuçları ile analiz sonuçlarının uyumlu olduğunu göstermişlerdir [35]. Heimbs ve ark. SPH modeli kullanarak bir helikopterin projektörüne kuş çarpma durumunu (1 kg, 85.9 m/s) analiz etmişlerdir. Yazarlar elde edilen analiz sonuçlarının sertifikasyon otoritesinin (FAA) gereksinimlerini karşıladığını ve ilave bir teste ihtiyaç duyulmadığını belirtmişlerdir [36]. Orlando ve ark. 1.81 kg kuş modelini (53.3 mm çapında, 208 mm uzunluğunda) SPH modeli kullanarak kompozit kanat flap'ine çarpmasını analiz etmişler ve analiz ve test sonuçlarının uyumlu olduğunu belirtmişlerdir [37].



Şekil 6. SPH Modeline Göre Yapılan Analiz ve Gerçek Test Sonuçlarının Gösterimi [34]

PFEM’de ise fiziksel bir nesnenin davranışı, fiziksel nesneyi oluşturan taneciklerin davranışlarından bulunur. PFEM’de SEA’de olduğu gibi malzemeye ait fiziksel ve matematiksel özellikler (yoğunluk, viskozite, hız, sıcaklık vs.), parçanın kendisine değil, teker teker taneciklere atanır. Daha sonra bütün tanecikleri içeren yapıdaki diferansiyel denklemler çözülerek, yapının fiziksel davranışı bulunur. PFEM’in en önemli özelliği PFEM’de tanımlanmış bir çözüm alanının olmamasıdır. Çözüm alanı taneciğin konumuna göre belirlenir, dolayısıyla bir sınır yüzeyi veya çizgisi yoktur. Dolayısıyla PFEM ile modellemelerde, ilgili diferansiyel denklemler çözülürken, sınır şartlarının da tanımlanması gerekmektedir [38, 39].



PFEM’de öncelikle tanecikler arasındaki bağlantılar Delauney üçgenlere bölme yöntemi adı verilen bir yöntemle tanımlanır. Ardından, α -şekil tekniği adı verilen bir teknik ile sınır koşulları belirlenir. Lineer sonlu elemanlar şekil fonksiyonlarını kullanarak ilgili denklemler çözülür. Her bir taneciğin konumu, bu çözüm sonucu kullanılarak güncellenir (Şekil 7) [40].

Literatür incelendiğinde farklı modellerin avantaj ve dezavantajlarını görmek için yapılan çalışmaların bolluğu dikkat çekmektedir. Langrand ve ark. Lagrange ve ALE yöntemlerini kullanarak farklı hızlarda (94, 111, 131 m/s) kuş çarpması testlerini metalik perçinli panellerde denemişlerdir. Hem Lagrange hem de ALE yöntemi ile elde edilen deformasyon değerlerinin, deneysel sonuçlarla uyumlu olduğu belirtilmiştir (Sırasıyla hız: 94, 111, 131 m/s, Lagrange: 20.5, 30, 42 mm, ALE: 19, 28, 40 mm, deney: 21, 30, 43 mm) [41]. Jenq ve ark. 1,8 kg ağırlığında, 114 mm çapında, 228 mm uzunluğunda silindirik şeklindeki kuş modelini Lagrange, Euler ve ALE metodunu kullanarak modellemişlerdir. Kuş modelinin hedefe 116, 197 ve 253 m/s hızlarla çarptığı analizlerde ALE metodunun diğer iki metoda nazaran test sonuçları ile daha uyumlu olduğu belirtilmiştir [42]. Guida ve ark. Lagrange ve Euler metodunu kullanarak kanat hücum kenarına kuş çarpmasını analiz etmişler ve Lagrange metodunun daha hassas sonuçlar verdiğini ve daha hızlı çalıştığını belirtmişlerdir [43]. Smojver and

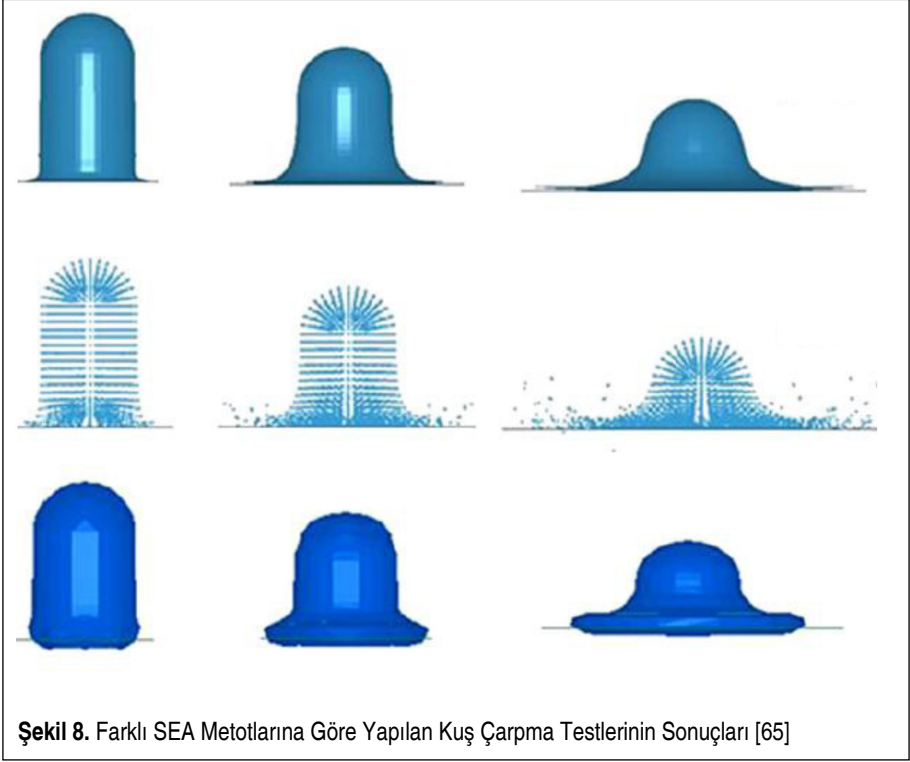


Ivancevic, Lagrange ve Euler metodunu kullanarak kanat flapına kuş çarpmasını analiz etmiş ve Euler metodunun Lagrange metodundan daha hassas sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir [44]. Smojver ve Ivancevic, Lagrange ve ALE yöntemlerini kullanarak yaptıkları çalışmalarında, ALE yönteminin daha hassas ve doğru sonuçlar verdiğini ama uzun sürdüğünü (ALE: 24 saat, Lagrange: 8 saat) belirtmişlerdir [45, 46].

Shmotin ve ark. Lagrange ve SPH modelini kullanarak kuş çarpma analizi yapmışlar ve SPH modelinin Lagrange modeline göre daha iyi sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir [47]. Guida ve ark. kompozit kanat hücum kenarına kuş çarpmasını inceledikleri çalışmalarında, deney sonucunda elde edilen deformasyonun (305 mm), Lagrange (320 mm) ve SPH metodu (297 mm) ile elde edilen sonuçlarla uyumlu olduğunu belirtmişlerdir. Tepki kuvvetlerini karşılaştırdıklarında ise, Lagrange metodu en yüksek sonucu (3402 N) vermiştir (deney sonucu 3233 N, SPH metodu 3326 N) [48].

McCallum ve Constantinou, Euler ve SPH modelini kullanarak yaptıkları çalışmada, gerçeğe yakın sonuçlar elde edildiğini belirtmişlerdir [49]. Frischbier ve Kraus, Euler ve SPH modelini kullanarak kuş çarpma analizi gerçekleştirmişler de her ne kadar Euler metodu biraz daha az hassas sonuçlar verse de, her iki yöntemin kabul edilebilir oranda sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir [50]. Tho ve Smith te yaptıkları kuş çarpması analizlerinde SPH ve ALE analizlerini kullanmış ve SPH tekniğinin sabit durum bölgesinde test sonuçlarından daha yüksek basınç değerleri verdiğini, her iki tekniğin şok bölgesi ve basınç azalma bölgesinde benzer davranışlar gösterdiğini ve test değerleri ile uyumlu olduğunu belirtmişlerdir [51].

Hachenberg ve ark. yaptıkları çalışmada Lagrange yönteminin çok uzun sürdüğünü, Euler ve SPH modelinin ise gerçeğe yakın sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir [52]. Castelletti ve ark. 1,8 kg kuşun düz bir hedefe 30° açı ile çarpmasını inceledikleri çalışmalarında Lagrange, ALE ve SPH yöntemlerini kullanmışlardır. Lagrange metodunun yüksek deformasyonlarda çalışmadığını, ALE metodunun yüksek maliyete yol açtığını, SPH metodunun ise hem ucuz olması hem de deneysel verilerle uyumlu olduğundan dolayı tercih edilmesi gerektiğini belirtmişlerdir [53, 54]. Lavoie ve ark. Lagrange, ALE ve SPH modelini kullanarak kuş çarpma analizi yapmışlar ve ALE ve SPH modelinin kuş çarpması durumunu gerçeğe en yakın simüle ettiğini belirtmişlerdir [55, 56]. Ryabov ve ark. Lagrange, ALE ve SPH modelini kullanarak kuş çarpma analizi yapmışlar ve ALE ve SPH modelinin kuş çarpması durumunu gerçeğe en yakın simüle ettiğini belirtmişlerdir [57]. Ortecho, kuş çarpması olayını Lagrange, ALE ve SPH yöntemlerini kullanarak incelemiş ve SPH yönteminin kullanılmasını önermiştir [58]. Zammit ve ark. ALE ve SPH modelini karşılaştırmış ve benzer sonuçlar elde etmişlerdir. Fakat SPH modelinde tanecik yapısı olduğu ve tanecikler arasında boşluklar olduğu için, ALE modeline göre hedefte daha az gerilim oluşmuştur [59]. Salehi ve ark. 1,82 kg kuşun 116 m/s hızla çarpmasını inceledikleri çalışmalarında Lagrange, ALE ve SPH modelini kullanmışlar ve ALE yönteminin çok yüksek hassa-



Şekil 8. Farklı SEA Metodlarına Göre Yapılan Kuş Çarpma Testlerinin Sonuçları [65]

Tablo 1. Lagrange, Euler ve SPH Metodlarının Karşılaştırılması [7]

	Lagrange	Euler	SPH
Avantaj	Model oluşturulması basittir, CPU süresi azdır, kuş modelinin sınırları net belirlenmiştir	Ağ bozulmaları olmaz, sayısal olarak istikrarlı sonuçlar verir, karmaşık kuş parçalanma simülasyonları yapılabilir.	Ağ bozulmaları olmaz, sayısal olarak istikrarlı sonuçlar verir, karmaşık kuş parçalanma simülasyonları yapılabilir, Euler modeline göre heplama maliyetleri daha azdır
Dezavantaj	Karmaşık kuş parçalanma simülasyonları yapmak zordur, ağda ciddi bozulmalar meydana gelebilir, bu da sonucun hassasiyetini düşürür.	Model oluşturulması daha zordur, net olarak belirlenmiş dış sınır yoktur, çarpma bölgesinde çok sık ağ atılmalıdır, hesaplama süresi uzundur.	Model oluşturulması daha zordur, net olarak belirlenmiş dış sınır yoktur, Lagrange yöntemine göre daha fazla CPU süresi vardır.



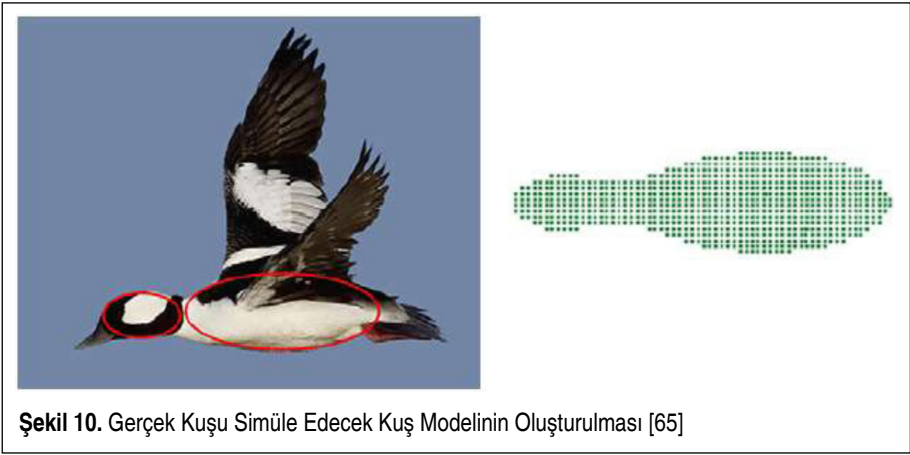
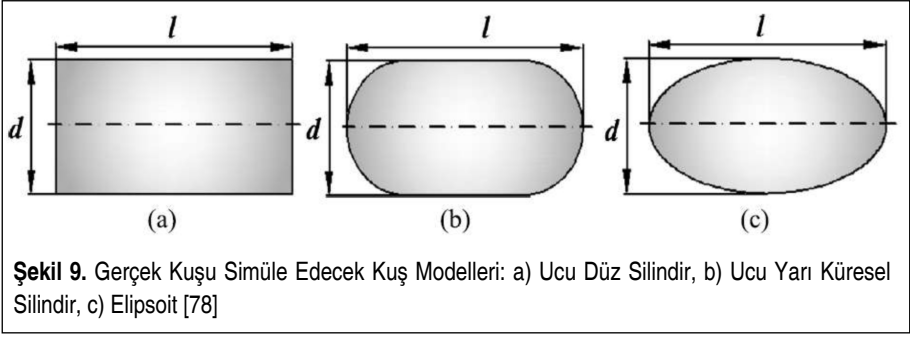
siyette sonuç verdiğini belirtmişlerdir [60]. Chandra ve ark. Lagrange, ALE ve SPH modelini kullanarak kanat hücum kenarına kuş çarpma analizini yapmışlar ve ALE yöntemi ile geniş alana yayılı bir deformasyon oluştuğu, Lagrange ve SPH ile daha lokal deformasyonların oluştuğunu belirtmişlerdir [61]. Goyal ve ark. Lagrange, ALE ve SPH modelini LS-DYNA'da kullanarak kuş çarpma analizi yapmışlar ve SPH modelinin kuş çarpması durumunu gerçeğe en yakın simüle ettiğini belirtmişlerdir [62-64]. Hedayati ve Ziaei-Rad, ucu yarı küresel silindir kuş modeli ve farklı SEA metodları kullanarak yaptıkları analizlerde, her üç metodun da yaklaşık sonuçlar verdiğini ve test sonuçları ile uyumlu olduğunu belirtmişlerdir (Şekil 8) [65].

Lagrange, Euler ve SPH metodlarının avantaj ve dezavantajları Tablo 1'de gösterilmiştir [7].

3.2 Kuş Geometrisinin Modellenmesi

Kuş çarpması sonucunda meydana gelecek deformasyonları önceden belirlemek için, kuş geometrisinin doğru modellenmesi çok önemlidir. Kuş çarpmaları deneylerinde, gerçek kuşu simüle edecek bir modelin kullanılması önem arz etmektedir. Kuş çarpmaları araştırma gurubu (IBRG), gerçek kuşların biyometrik özelliklerini ölçerek çarpışma testlerinde kullanılacak kuş modelleri ile alakalı standartlar belirlemişler ve üç farklı model önermişlerdir: ucu yarı küresel silindir, elipsoit veya ucu düz silindir (Şekil 9 ve 10) [66]. İki ucu yarı küresel modeller [67] ve iki ucu düz modeller [68] literatürde kullanılmıştır. Johnson ve Holzapfel ucu yarı küresel silindir kuş modelinin gerçeğe en yakın model olduğunu belirtmişlerdir [69]. Benzer bir yorum Nizampatnam ve Horn tarafından da yapılmıştır [70]. Kullanılan kuş modellerindeki uzunluğun çapa oranının deformasyona etkisinin incelendiği çalışmalarda (Örneğin Mao ve ark. yaptığı çalışma), bu oran arttıkça (1.5, 2.0, 2.5) kesit alanı azalacağı için azami çarpma kuvvetinin azalacağı belirtilmiştir [71]. Guida ve ark. hücum kenarına kuş çarpmasını, 3.62 kg ağırlığında 288 mm uzunluğunda ve 144 mm çapında iki ucuz düz silindir modelleri kullanarak analiz etmişlerdir. Analiz sonuçları ile test sonuçlarının uyumlu olduğu belirtilmiştir [72-74]. Smojver ve Ivancevic 1.8 kg ve 2.7 kg ağırlığında, uzunluğun çapa oranı 2 olan, iki ucu yarı küresel kuş modellerinin çarpma testlerinin analizlerinde elde edilen sonuçların teorik verilerle uyumlu olduğunu belirtmişlerdir [75]. İki ucu küresel silindir ve uzunluğun çapa oranının 2 olduğu modellerin gerçeğe en yakın sonuç verdiği yine literatürde belirtilmiştir [76]. Pahange ve Abolbashari kanat hücum kenarına kuş çarpmasını, 1.8 kg ağırlığında 226 mm uzunluğunda ve 113 mm çapında iki ucu küresel silindir modelleri ve SPH yöntemini kullanarak analiz etmişlerdir. Analiz sonuçları ile test sonuçlarının uyumlu olduğu belirtilmiştir [77].

Budgey yaptığı çalışmada, kuş çarpma analizlerinde kullanılacak kuşun yoğunluk ve



çap bilgilerinin, kuşun ağırlığına göre aşağıdaki şekilde hesaplanabileceğini belirtmiştir [79];

$$\rho = -0.063 \log_{10} m + 1.148 \quad (6)$$

$$D = 0.335 \log_{10} m + 0.9 \quad (7)$$

Bu formüllerde; ρ yoğunluğu, m kuşun ağırlığını, D kuşun çapını göstermektedir.

Sertifikasyon isterlerine göre kuşun ağırlığı ne olması gerekiyorsa, denklem 6'dan yoğunluk değeri bulunur. Kütle ve yoğunluk bilgisi bilindiği için buradan hacim hesabı yapılır. İki ucu yarı küresel silindir için;

$$V = \frac{5\pi D^3}{12} \quad (8)$$



Elipsoit için;

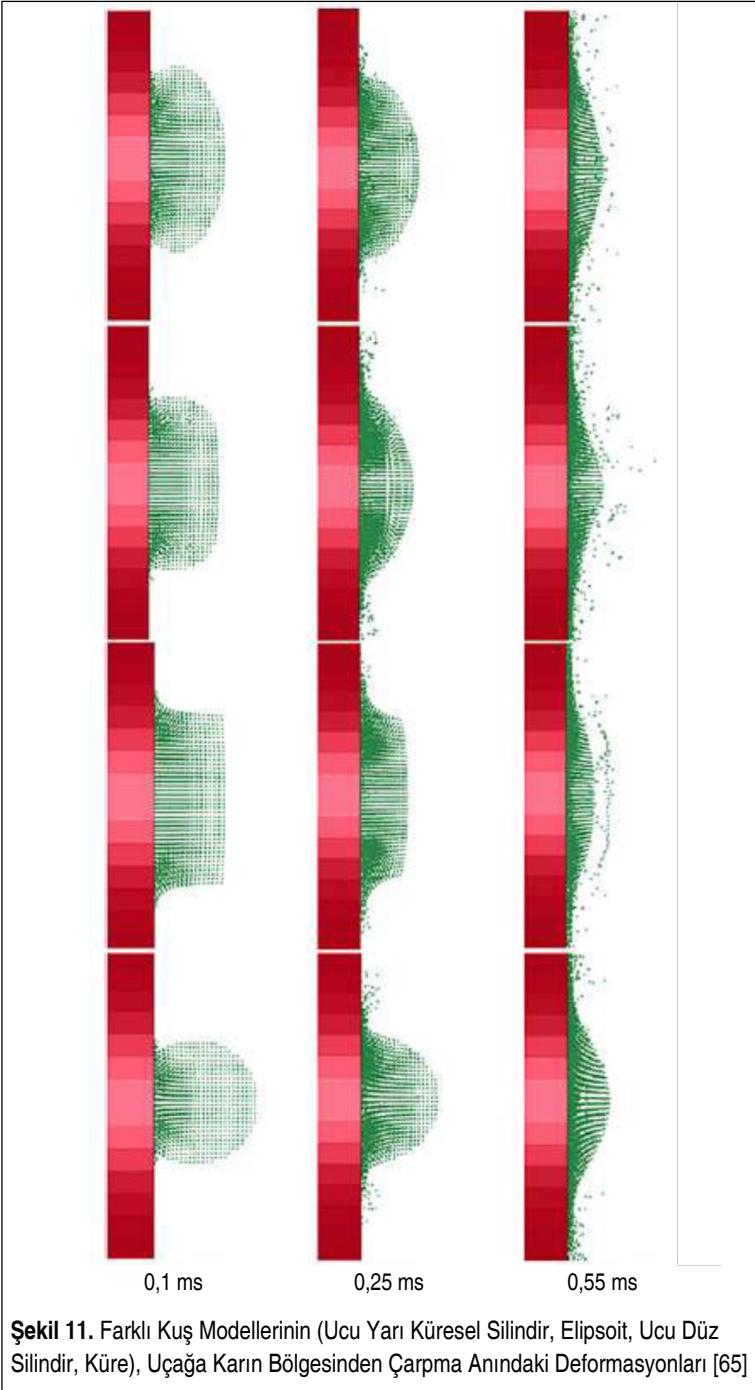
$$V = \frac{\pi D^3}{3} \quad (9)$$

Formülleri kullanılarak analizlerde kullanılacak kuş modeli çapı belirlenir [80].

Farklı kuş geometrilerinin analiz üzerindeki etkisi literatürde çalışılmıştır. Anghileri ve Sala yaptıkları kuş çarpma analizinde düz silindir yerine elipsoit kuş modelinin kullanılmasının kuş çarpma analizlerinde daha gerçekçi sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir [81]. Kari ve arkadaşları, düz silindir yerine elipsoit kuş modelinin kullanılmasının kuş çarpma analizlerinde daha gerçekçi sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir [82]. Vignjevic ve ark. SPH modeli kullanarak 0.68 kg kuş modelinin motor kanatlarına çarpmasını analiz etmişlerdir. İki ucu yarı küresel (D=81 mm) ve elipsoit (D=97 mm) modellerin kullanıldığı çalışmada, iki ucu yarı küresel modelin çarpma sırasında hedefe uyguladığı kuvvetin elipsoit modelinkine göre yüksek olduğunu belirtmiştir [80]. Zhu ve ark. iki ucu düz ve iki ucu yarı küresel silindir kuş modellerini kullanarak kuş çarpma analizleri gerçekleştirmişler ve iki ucu yarı küresel silindir kuş modellerinin daha gerçekçi sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir [83, 84]. Meguid ve ark., ucu yarı küresel silindir, elipsoit ve ucu düz silindir modellerini analiz ettikleri çalışmada, çarpma anında oluşan azami kuvvetin, ucu düz silindir modelde, ucu yarı küresel silindir modele göre % 43 daha çok, bunun da elipsoit modele göre % 30 daha çok çıktığını belirtmişlerdir [85]. Hedayati ve Ziaei-Rad, dört farklı kuş modeli yaparak (ucu yarı küresel silindir ($\varnothing = 0,0626$ m), elipsoit ($\varnothing = 0,0647$ m), ucu düz silindir ($\varnothing = 0,0588$ m), küre ($\varnothing = 0,0848$ m)) kuş çarpma testine tabi tutmuştur. Testlerde kuşun, hareket halindeki uçağa, uçuşun ters yönünde ve karın bölgesinden çarptığı varsılmıştır. Küresel model hariç diğer modellerde uzunluğun çapa oranı 2 olarak belirlenmiştir. Elde edilen sonuçlara göre çarpma anında en yüksek basınç ucu düz silindirde (190 MPa), en düşük basınç ucu yarı küresel silindirde (80 MPa) görülmüştür. Çarpmanın başlangıcında modeller arasında deformasyon farkı varken, zaman geçtikçe bu farkın azaldığı görülmüştür (Şekil 11) [65]. Kalam ve ark. ağırlığı 1,82 kg, uzunluğun çapa oranı 2 olan dört farklı kuş modelini (iki ucu yarı küresel silindir, elipsoit, iki ucu düz silindir, küre) SPH modeli kullanarak, plakaya çarpmalarını analiz etmişlerdir. Teorik sonuçların analiz sonuçları ile karşılaştırılmasının yapıldığı çalışmada, iki ucu yarı küresel silindir in en iyi sonuç verdiği belirtilmiştir [86].

3.3 Kuş Malzemesinin Modellenmesi

Yapılan analizlerin gerçeği yansıtması, kuşun hedefe çarptığı anda hedefte meydana gelen kuvvet ve basıncın doğru modellenmesine bağlıdır. Kuş çarpmaları çok yüksek hızda meydana geldiği için, hedefte meydana gelen gerilimler malzemenin geriliminden çok daha yüksektir. Dolayısıyla kuş çarpma olayını analiz ederken, kuşun gerilimi ihmal edilebilir ve kuş yerine aynı ağırlıkta akışkan kullanılabilir. Bundan dolayı kuş





çarpma problemi, basınçlı akışkan problemi gibi çözülebilir ve analizlerde kullanılacak kuş modellerinde akışkan kanunlarından faydalanılabilir. Kuşun yerine kullanılan akışkanın hidrodinamik tepkisi durum denklemleri kullanılarak modellenir. Durum denklemleri malzemenin hacimsel gerilimi ve basıncın yoğunluğa oranını tanımlar [87].

Kuş çarpma analizlerinde, kuşlar su ve hava karışımı olarak modellenir çünkü gerçek kuşlar da daha çok su ve iç organlardaki havadan oluşur. Analizlerde kullanılacak bu modeller hidrodinamik malzeme modelleri şeklinde oluşturulur. Hidrodinamik malzeme modelleri yapılırken malzemeye ait hacimsel mukavemet değerleri durum denklemleri yardımıyla bulunur [88].

Tablo 2’de kuş çarpma analizlerinde kullanılacak farklı durum denklemleri belirtilmiştir [1, 2].

Tablo 2. Durum Denklemleri [1, 2]

Model adı	Denklem
Polinom durum denklemi	$p = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3$, $\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1$, $C_1 = \rho_0 V^2$, $C_2 = (2k - 1)C_1$, $C_3 = (k - 1)(3k - 1)C_1$
Tait (Murnaghan) durum denklemi	$p = B \left[\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^t - 1 \right]$, $B = \rho_0 c^2 / t$, $t = 4k - 1$
Rankine–Hugoniot durum denklemi	$p = \frac{\rho_0 c_0^2 n}{(1 - kn)^2}$, $n = 1 - \frac{\rho}{\rho_0}$
Mie-Grüneisen durum denklemi (basma durumu)	$p = \frac{\rho_0 C^2 \mu \left[1 + \left(1 - \frac{\gamma_0}{2} \right) \mu - \frac{a\mu^2}{2} \right]}{\left[1 - (S_1 - 1)\mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^2} \right]^2} + (\gamma_0 + a\mu)E$
Mie-Grüneisen durum denklemi (çekme durumu)	$p = \rho_0 C^2 \mu + (\gamma_0 + a\mu)E$

Bu denklemlerde; p, hidrostatik basıncı, μ yoğunluktaki görece değişimi, ρ ve ρ_0 yoğunluk ve başlangıç yoğunluğunu, V sudaki ses hızını, k deneysel bir sabiti, B dalga hızına bağlı bir sabiti, c dalga hızını, t ve k bir sabiti, E elastisite modülünü, S_1 , S_2 ve S_3 sabit sayıları, γ_0 Grüneisen değerini, a ise birinci dereceden γ_0 doğrultma değerini göstermektedir. Örneğin su için; $C = 1480$, $S_1 = 1.92$, $S_2 = 0$, $S_3 = 0$, $\gamma_0 = 0.1$, $t = 7.15$, $\rho_0 = 950 \text{ kg/m}^3$, $B = 2.984 \text{ MPa}$, $k = 2$, $C_1 = 302.98 \text{ ksi}$, $C_2 = 908.95 \text{ ksi}$, $C_3 = 1514.92 \text{ ksi}$, $V = 1.483 \text{ m/s}$ ’dir.

Kuş çarpma analizlerinde, kuşun yoğunluğu ile hedef üzerinde meydana gelen basınç ilişkisi hesaplanırken bu denklemler kullanılmaktadır. Murnaghan denklemleri ile modellenen kuşların çarpma analizleri ile kompozit kuyruk hücum kenarının optimizasyonu (tabaka sayısı, kumaş dizilimleri vs.) yapılabilmektedir [89].

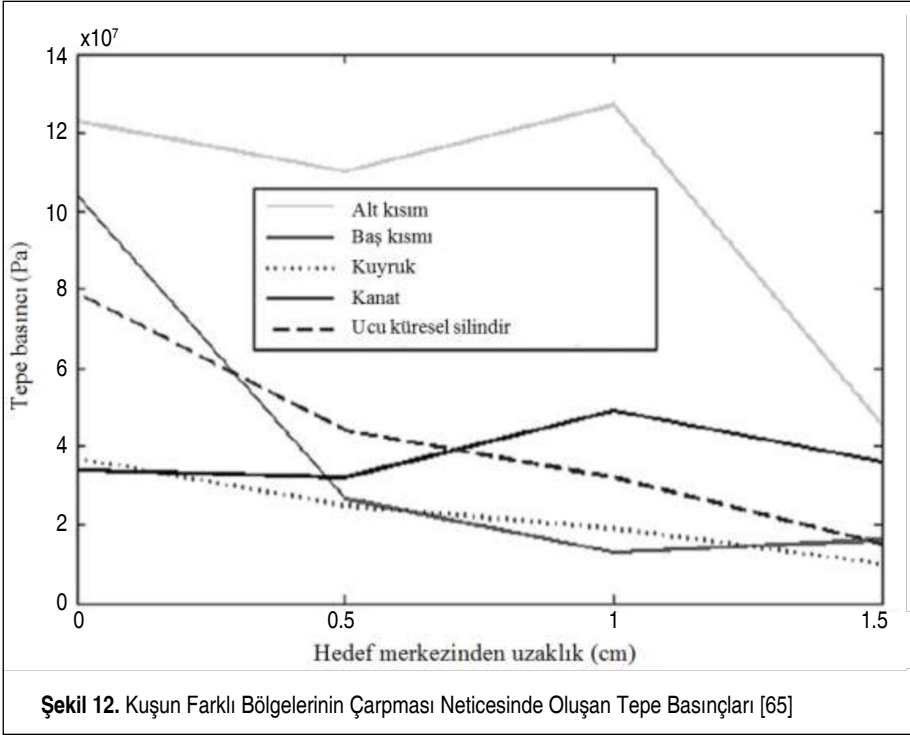
3.4 Hedef Malzemesi, Çarpma Açısı ve Çarpma Bölgesinin Belirlenmesi

Kuş çarpma probleminde hedefin doğru modellenmesi ve malzemesi önem arz etmektedir. Hedayati ve ark. helikopter ön camına kuş çarpması durumunu inceledikleri çalışmalarında, ön cam malzemesi olarak tek katman akrilik, tek katman cam, iki duvarlı akrilik, PVB ara katmanlı akrilik, PVB ara katmanlı cam kullanmışlar ve her bir durumda kuşun ön cama girmemesi için gereken asgari et kalınlığını hesaplamışlardır. Yazarlar, asgari 1,5 mm PVB ara katmanlı camların (cam ve akrilik) kuşların çarpma sonucu girmemesi için yeterli olduğunu belirtmiş, çok tehlikeli durumlarda, akrilik yerine 3 katman camın ön cam malzemesi olarak kullanılmasını önermişlerdir. Aynı kalınlık değerleri için tek katmanın, iki duvarlı yapıya göre daha güvenli olduğu, ayrıca tek katman kullanma durumunda malzeme olarak akrilik kullanılmasının cama göre daha güvenli olduğu belirtilmiştir. Denenen malzemeler arasında kuş çarpmasına karşı en dayanıklı malzemenin PVB ara katmanlı cam olduğu sonucu çıkarılmıştır [90].

Kuş çarpmalarında kuşun hedefe çarpma açısı ve kuşun hangi bölgesinin hedefe çarptığı da hedefte meydana gelen deformasyon üzerinde etkilidir. Mao ve ark. kuş çarpmalarında çarpma açısının (-30° , 0° , 30° , 60°) motor fan kanatlarının deformasyonu üzerindeki etkisini inceledikleri çalışmalarında, en yüksek çarpma kuvvetinin çarpma açısı 0° olduğunda, en düşüğün ise çarpma açısı 60° olduğunda görüldüğünü belirtmişlerdir [91]. Grimaldi ve ark. SPH modeli kullanarak 1.8 kg ağırlığındaki kuş modelinin 155 m/s hızla uçak ön camına çarpma durumunu analiz etmişlerdir. Üç farklı açıda (30° , 60° , 90°) çarpma durumunun incelendiği çalışmada, açı arttıkça ön cam yüzeyinde oluşan deformasyonun arttığı belirtilmiştir [92].

Hedayati ve Ziaei-Rad, kuş çarpması analizlerinde kuşun farklı bölgelerinin çarpmasının etkisini incelemişlerdir. Yazarlar, kuşun alt tarafının hedefe çarptığında en yüksek basıncı (128 MPa) oluşturduğunu, kuyruk kısmının hedefe çarptığında ise en düşük basıncı (38 MPa) oluşturduğunu belirtmişlerdir (Şekil 12) [65]. Dolayısıyla kuş modelinin alt kısmının hedefe çarptığı duruma göre yapılan analizlerin yeterli olacağı belirtilmiştir [93]. Zhang ve Fei de yaptıkları çalışmalarda, kuşun (1 kg, 316 mm boy, 487 mm kanat açıklığı) farklı bölgelerinin (baş, kuyruk, alt kısım ve kanat) jet motorunun kanatçıklarına çarpmasını SPH metodu kullanarak incelemişlerdir. Yapılan testler sonucunda en kritik basınç değerinin kuşun alt kısmının motor kanatçıklarına çarptığı durumda oluştuğunu belirtmişlerdir [78].

Kuş çarpmalarında çarpma hızı ve çarpma açısı arttıkça deformasyon artmaktadır [94]. Leski ve ark. kanopiye kuş çarpmasını inceledikleri çalışmalarında, kanopi üzerinde oluşan gerilim üzerinde en çok uçak hızının ve kuş boyutunun etkili olduğunu belirtmişlerdir [95].

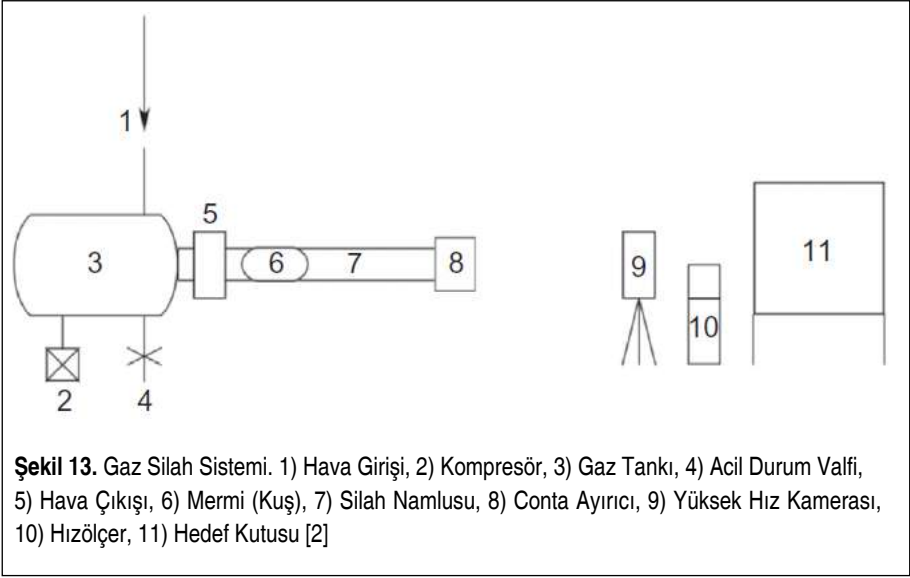


4. TEST

Kuş çarpmalarında uçağın yüksek hızından dolayı, uçan kuş ile çarptığı uçak parçası arasındaki göreceli hız çok yüksektir. Laboratuvar ortamında bu yüksek hızı simüle edebilmek için, gaz silah sistemleri kullanılmaktadır. Klasik bir gaz silah sistemi Şekil 13'te gösterilmiştir. Sistem dört ana kısımdan oluşur: atış sistemi, destek sistemi, ölçüm sistemi ve kayıt sistemi. Model kuş (çoğu zaman jelatinden yapılmış bir silindir) hedefe 100-300 m/s hızla dikey veya açılı (25-45°) olarak atılır [2].

Gaz silah sisteminden (Şekil 14) yüksek hızda fırlatılan silahın, hedef tahta üzerinde zamana bağlı oluşturduğu deformasyonları gözlemlemek için yüksek çözünürlüklü kameralar, gerilim ve gerinim ölçerler kullanılmaktadır [49].

Kuş çarpma testlerinde kuş modelinin hızı hedefte meydana gelen deformasyonlar ve modelin parçalanması açısından çok önemlidir. Barber ve ark. 1975 yılında farklı şekillerde ve ağırlıklarda kuşlar kullanarak çarpma testi gerçekleştirmiş ve hedef plaka üzerinde oluşan azami basıncın kuş boyutuna bağlı olmadığını ama çarpma hızının karesine göre değiştiğini belirtmişlerdir [97]. Wang ve Yue, 100, 150 ve 200 m/s hızlarla bir kuş modelinin uçağın ön camına çarpma durumunu analiz ettikleri çalışmalarında, çarpma hızı değiştiğinde, hasar bölgesinin ve hasar şeklinin değiştiğini



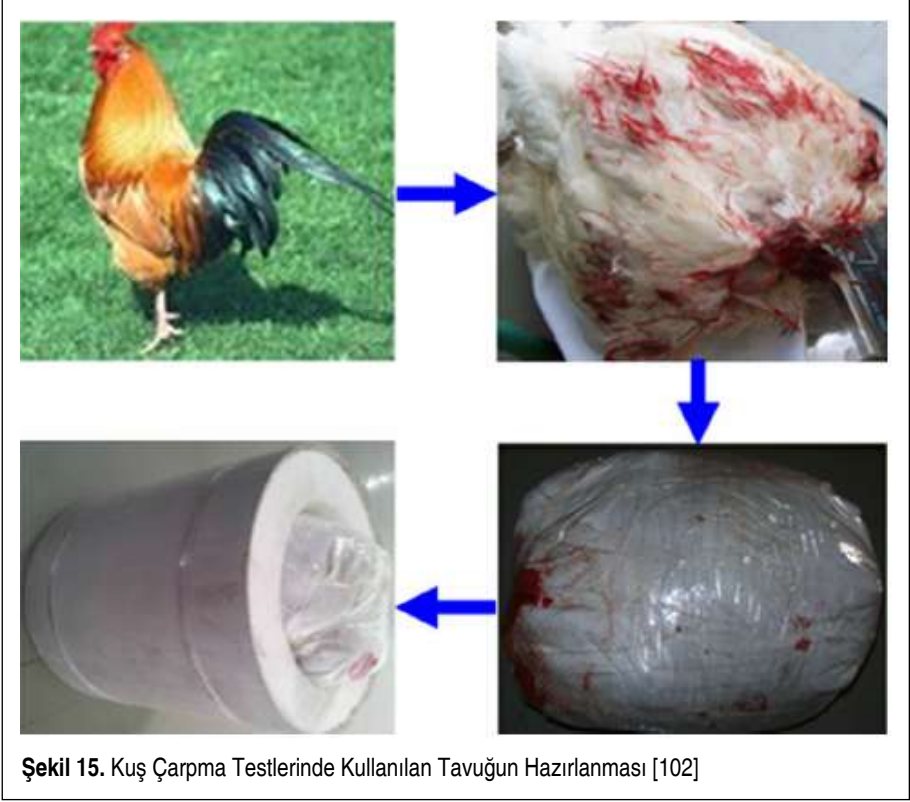
Şekil 13. Gaz Silah Sistemi. 1) Hava Girişi, 2) Kompresör, 3) Gaz Tankı, 4) Acil Durum Valfi, 5) Hava Çıkışı, 6) Mermi (Kuş), 7) Silah Namlusu, 8) Conta Ayırıcı, 9) Yüksek Hız Kamerası, 10) Hızölçer, 11) Hedef Kutusu [2]



Şekil 14. Gaz Silah Sistemi [96]

belirtmişlerdir [98]. Zhu ve ark. 16 mm kalınlıkta polikarbonat uçak ön camına 1,8 kg ağırlığında kuşların çarpmalarını test ettikleri çalışmada, çarpma hızı 345 km/s ve altı olduğunda ön camda herhangi bir deformasyon olmadığını ama 345 km/s'i geçtiğinde, özellikle 365 km/s ve üzeri olduğunda ön camın kırıldığını ve parçaların etrafa saçıldığını belirtmişlerdir [99].

Kuş çarpmaları deneylerinde, ilk başlarda dondurulmuş tavuk veya kuş cesedi kullanılırken (Şekil 15), son yıllarda gerçek kuş yerine % 10 gözenekli jelatinler (950 kg/m³ yoğunlukta), sentetik balistik jeller, silikonlar kullanılmaktadır [100]. Yapılan deneyler sonucunda jelatinlerin en iyi sonuç verdiği görülmüştür [1]. Allaeyns ve ark. yaptıkları deneylerde, düz plakaya yapılan çarpma testlerinde gerçek kuş ile jelatin kuş modelinin kullanılması durumunda, elde edilen sonuçlarda ciddi bir fark olmadığını belirtmişlerdir [101].



Şekil 15. Kuş Çarpma Testlerinde Kullanılan Tavuğun Hazırlanması [102]

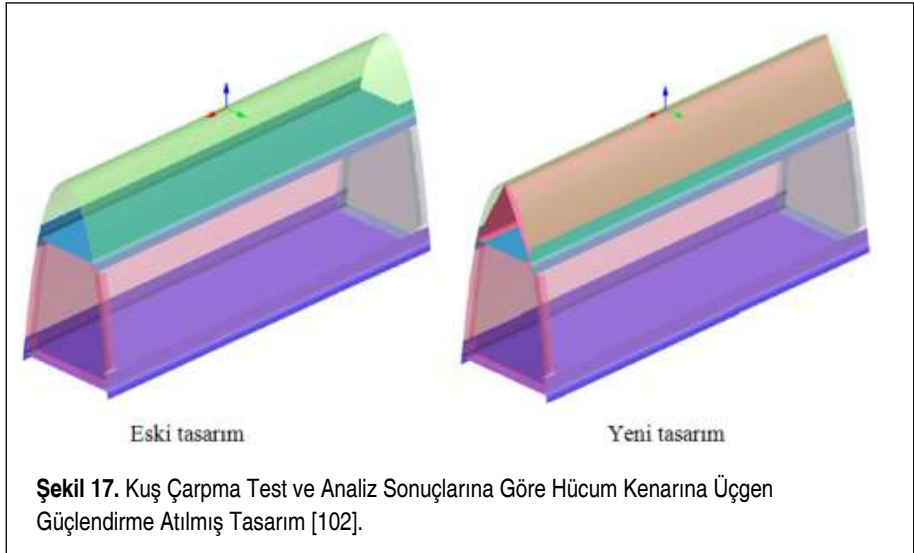
Kuş çarpma testlerinde kullanılacak basit bir jelatin kuş modeli şu şekilde oluşturulabilir. 1 kg soğuk su ve 100 gr balistik jelatin tozu karıştırılıp 5 dk beklenir. Karışım 45 °C'ye kadar ısıtılır. Isıtılmış karışımın 1050 gr'ı miksere dökülür. Mikserde 4 damla



Şekil 16. İki Ucu Yarı Küresel Olacak Şekilde Jelatinden Üretilmiş Kuş Modeli [103]

tarçın ilave edilir ve mikser çalıştırılır. Mikser bir süre çalıştıktan sonra, 6 gr alüminyum asetat ve 25 gr sodyum karboksilik metil selüloz karışımı miksera ilave edilip en düşük hızda 3-5 s. çalıştırılır. Mikser durdurulur ve elde edilen karışım kalıba dökülerek buzdolabında soğutulur (Şekil 16) [103].

Testlerden elde edilen verilere göre tasarımlarda değişikliklere gidilerek gerçek bir kuş çarpması vakasının daha az zararla atılması sağlanmış olur. Örneğin, Nagraj ve ark. 300 m/s başlangıç hızına sahip kuş modeli ve 250 mm çapında, 7 mm kalınlıkta Ni-Ti şekil hafızalı malzemeyi hedef olarak kullanarak analizler yapmışlardır. Elde edilen sonuçlara göre, yazarlar, kuş çarpmasının olabileceği muhtemel bölgelerde Ni-Ti şekil hafızalı malzemeler kullanılmasının çarpma sonucunda oluşan olumsuz etkiyi çok azaltacağını belirtmişlerdir [104]. Liu ve ark. alüminyum kuyruk hücum kenarının kuş çarpma test sonuçlarını, SPH modeli kullanılarak yapılan analiz sonuçları ile karşılaştırmış ve analiz ile test sonuçlarının uyumlu olduğunu belirtmişlerdir. Yazarlar, hücum kenarına üçgen şeklinde yapılan bir güçlendirme ile hem analizde hem de testte kuşun malzeme içerisine girmesinin önlendiğini ve bu sayede 25.631 nolu sertifikasyon gereksiniminin karşılandığını belirtmişlerdir (Şekil 17) [96, 102].



5. SONUÇ

İnsanoğlunun gökyüzünü kuşlarla paylaşması ile başlayan ve son yıllarda hava taşımacılığının artması ile ciddi oranda artan kuş çarpmaları ve bunların uçak üzerindeki etkilerinin incelendiği bu çalışmada, aşağıdaki genel sonuçlara ulaşılmıştır;



- Lagrange, Euler, ALE, SPH ve PFEM gibi farklı modelleme teknikleri kullanılabiliyor olmasına rağmen, birçok çalışmada da belirtildiği gibi analizlerde kuşların modellenmesinde SPH modelinin kullanılması gerçeğe en yakın sonuçlar vermektedir.
- Kuş modeli olarak iki ucu düz, elipsoit, küresel ve iki ucu yarı küresel silindirik modeller kullanılabiliyor olmasına rağmen, iki ucu yarı küresel silindirik modeller gerçeğe en yakın sonuçlar vermektedir.
- Uzunluğun çapa oranının 2 olduğu kuş modelleri gerçeğe en yakın sonuçlar vermektedir.
- Kuş malzemesinin modellenmesinde Mie-Grüneisen veya Murnaghan durum denklemlerinin kullanılması deneysel verilerle uyumlu sonuçların elde edilmesini sağlamaktadır.
- Analizler yapılırken, uçak uçuş yönünde ilerlerken kuşun uçağa, uçuşun ters yönünde, alt yüzeyinden (karın bölgesinden) ve dik çarptığı (baş bölgesinden) duruma göre analiz yapılmasının, diğer alternatifleri hesaba katmadan yeterli olacağı görülmüştür.
- Kuş çarpma testlerinde gerçek kuş yerine %10 gözenekli jelatin kuş modelleri kullanılması başarılı sonuçlar vermektedir.

KAYNAKÇA

1. **Abrate, S.** 2016. "Soft Impacts on Aerospace Structures", Progress in Aerospace Sciences, vol. 81, p. 1–17.
2. **Hedayati, R., Sadighi, M.** 2015. Bird strike, an experimental, theoretical and numerical investigation, ISBN: 9780081001134, Woodhead Publishing, UK.
3. FAA Wildlife Strike Database, <http://wildlife.faa.gov>, 03.07.2018
4. **Anderson, A., Carpenter, D. S., Begier, M. J., Blackwell, B. F., DeVault, T. L., Shwiff, S. A.** 2015. "Modeling the Cost of Bird Strikes to US Civil Aircraft", Transportation Research Part D, vol. 38, p. 49–58.
5. **Khan, A. I., Kapania, R. K., Johnson, E. R.** 2010. "A Review of Soft Body Impact on Composite Structure", 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics and materials conference, April 12–15, Orlando, FL, USA.
6. **Ugrčić, M., Maksimović, S. M., Stamenković, D. P., Maksimović, K. S., Nabil, K.** 2015. "Finite Element Modeling of Wing Bird Strike", FME Transactions, vol. 43, p. 82–87.
7. **Heimbs, S.** 2011. "Computational Methods for Bird Strike Simulations: A Review", Computers and Structures, vol. 89, p. 2093–2112.
8. **Wilbeck, J. S.** 1978. Impact Behavior of Low Strength Projectiles, Technical Report

AFML-TR-77-134, Air Force Materials Lab., Wright-Patterson Air Force Base, OH, USA.

9. **Wilbeck, J. S., Barber, J. P.** 1978. "Bird Impact Loading", The Shock and Vibration Bulletin, vol. 48, p. 115-122.
10. **Barber, J. P., Taylor, H. R., Wilbeck, J. S.** 1978. Bird Impact Forces and Pressures on Rigid and Compliant Targets, Technical report AFFDL-TR-77-60, Air Force Flight Dynamics Laboratory, OH, USA.
11. **Allaey, F., Luyckx, G., Paepegem, W. V., Degrieck, J.** 2017. "Numerical and Experimental Investigation of the Shock and Steady State Pressures in the Bird Material During Bird Strike", International Journal of Impact Engineering, vol. 107, p. 12-22.
12. **Hedayati, R., Sadighi, M., Aghdam, M. M.** 2014. "On the Difference of Pressure Readings From the Numerical, Experimental and Theoretical Results in Different Bird Strike Studies", Aerospace Science and Technology, vol. 32, p. 260-266
13. **Banks, R.B., Chandrasekhara, D.V.** 1963. "Experimental Investigation of the Penetration of a High-Velocity Gas Jet Through a Liquid Surface", Journal of Fluid Mechanics, vol. 15, p. 13-34.
14. **Leach, S. J., Walker, G. L., Smith, A. V., Farmer, I. W., Taylor, G.** 1966. "Some Aspects of Rock Cutting By High Speed Water Jets [and Discussion]", Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences, vol. 260, no. 1110, p. 295-310.
15. **Cerquaglia, M. L., Deliege, G., Boman, R., Ponthot, J.P.** 2017. "Preliminary Assessment of the Possibilities of the Particle Finite Element Method in the Numerical Simulation of Bird Impact on Aeronautical Structures", Procedia Engineering, vol. 173, p. 101-108.
16. **Riccio, A., Cristiano, R., Saputo, S., Sellitto, A.** 2018. "Numerical Methodologies for Simulating Bird-Strike on Composite Wings", Composite Structures, <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.03.018>
17. **Niering E.** 1990. "Simulation of Bird Strikes on Turbine Engines". Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, vol. 112, no. 4, p. 573-578.
18. **Airoldi, A., Cacchione, B.** 2006. "Modelling of Impact Forces and Pressures in Lagrangian Bird Strike Analyses", International Journal of Impact Engineering, vol. 32, p. 1651-1677.
19. **Hanssen, A.G., Girard, Y., Olovsson, L., Berstad, T., Langseth, M.** 2006. "A Numerical Model for Bird Strike of Aluminium Foam-Based Sandwich Panels", International Journal of Impact Engineering, vol. 32, p. 1127-1144.
20. **Lucy, L. B.** 1977. "A Numerical Approach to the Testing of Fusion Process", Astronomical Journal, vol. 82, p. 1013-1024.
21. **Gingold, R. A., Monaghan, J. J.** 1977. "Smoothed Particle Hydrodynamics: Theory and Application to non-spherical Stars", MNRAS, vol. 181, no. 3, p. 375-389.
22. **Audic, S., Berthillier, M., Bonini, J., Bung, H., Combescure, A.** 2000. "Prediction



- of Bird Impact in Hollow Fan Blade”, 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 16–19 July, Huntsville, Alabama, USA.
23. **Kavitha, M.S., Stanley, C.S.** 2012. “Target Parametric Studies on Bird Impact Behaviour of Aircraft Leading Edge”, *International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering*, vol. 2, no. 11, p. 421-428.
 24. **Zakir, S.M., Li, Y.** 2012. “Dynamic Response of the Leading Edge Wing Under Soft Body Impact”, *International Journal of Crashworthiness*, vol. 17, no. 4, p. 357-376.
 25. **Liu, J., Li, Y.L., Gao, X.S., Yu, X.C.** 2014. “A Numerical Model for Bird Strike on the Sidewall Structure of an Aircraft Nose”, *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 27, no. 3, p. 542-549.
 26. **Ubels, R., Johnson, A. F., Gallard, J. P., Sunaric, M.** 2003. “Design and Testing of a Composite Birdstrike Resistant Leading Edge”, *SAMPE Europe Conference & Exhibition*, April, Paris, France.
 27. **McCarthy, M. A., Xiao, J. R., Petrinic, N., Kamoulakos, A., Melito, V.** 2005. “Modelling Bird Impacts on an Aircraft Wing – Part 1: Material Modelling of the Fibre Metal Laminated Leading Edge Material With Continuum Damage Mechanics”, *International Journal of Crashworthiness*, vol. 10, no. 1, p. 41-49.
 28. **McCarthy, M. A., Xiao, J. R., McCarthy, C. T., Kamoulakos, A., Ramos, J., Gallard, J. P., Melito, V.** 2005. “Modelling Bird Impacts on an Aircraft Wing – Part 2: Modelling the Impact with an SPH Bird Model”, *International Journal of Crashworthiness*, vol. 10, no. 1, p. 51-59.
 29. **Kermanidis, T., Labeas, G., Sunaric, M., Johnson, A. F., Holzapfel, M.** 2006. “Bird Strike Simulation on a Novel Composite Leading Edge Design”, *International Journal of Crashworthiness*, vol. 11, no. 3, p. 189-202.
 30. **Lavoie, M. 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*, p. 35-42.
 31. **Lavoie, M. A., Gakwaya, A., Richard, M. J., Nandlall, D., Ensan, M. N., Zimcik, D. G.** 2010. “Numerical and Experimental Modeling for Bird and Hail Impacts on Aircraft Structure”, *Proceedings of the IMAC-XXVIII*, February 1-4, Jacksonville, Florida, USA.
 32. **Georgiadis, S., Gunnion, A. J., Thomson, R. S., Cartwright, B. K.** 2008. “Bird-Strike Simulation for Certification of the Boeing 787 Composite Moveable Trailing Edge”, *Composite Structures*, vol. 86, p. 258-268.
 33. **Liu, J., Li, Y., Gao, X.** 2014. “Bird Strike on a Flat Plate: Experiments and Numerical Simulations”, *International Journal of Impact Engineering*, vol. 70, p. 21-37.
 34. **Jun, L., Yulong, L., Xiaosheng, G., Xiancheng, Y.** 2014. “A Numerical Model for Bird Strike on Sidewall Structure of an Aircraft Nose”, *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 27, no. 3, p. 542–549.
 35. **Hu, D., Song, B., Wang, D., Chen, Z.** 2016. “Experiment and Numerical Simulation of a Full-Scale Helicopter Composite Cockpit Structure Subject to a Bird Strike”, *Composite Structures*, vol. 149, p. 385-397.

36. **Heimbs, S., Fischer, U., Theiler, W., Steenbergen, F.** 2017. “Numerical Analysis of Bird Strike Resistance of Helicopter Searchlight”, *Procedia Structural Integrity*, vol. 5, p. 689-696.
37. **Orlando, S., Marulo, F., Guida M., Timbrato, F.** 2018. “Bird Strike Assessment for a Composite Wing Flap”, *International Journal of Crashworthiness*, vol. 23, no. 2, p. 219-235.
38. **Oenate, E., Idelsohn, S.R., Del Pin, F. Aubry, R.** 2004. “The Particle Finite Element Method. An Overview”, *International Journal of Computational Methods*, vol. 1, no. 2, p. 267-307.
39. **Idelsohn, S.R., Oenate, E., Del Pin, F.** 2004. “The Particle Finite Element Method: A Powerful Tool to Solve Incompressible Flows With Free-Surfaces and Breaking Waves”, *International Journal of Numerical Methods in Engineering*, vol. 61, p. 964–989.
40. **Cerquaglia, M. L., Deliege, G., Roman, R., Papeleux, L., Ponthot, J. P.** 2017. “The Particle Finite Element Method for the Numerical Simulation of Bird Strike”, *International Journal of Impact Engineering*, vol. 109, p. 1-13.
41. **Langrand, B., Bayart, A. S., Chauveau, Y., Deletombe, E.** 2002. “Assessment of Multi Physics FE Methods for Bird Strike Modelling-Application to a Metallic Riveted Airframe”, *International Journal of Crashworthiness*, vol. 7, no. 4, p. 415-428.
42. **Jenq, S.T., Hsiao, F.B., Lin, I.C., Zimcik, D. G., Ensan, M. N.** 2007. “Simulation of a Rigid Plate Hit by a Cylindrical Hemi-Spherical Tip-Ended Soft Impactor” *Computational Materials Science*, vol. 39, no. 3, p. 518-526.
43. **Guida, M., Marulo, F., Meo, M., Riccio, M.** 2008. “Evaluation and Validation of Multiphysics FE Methods to Simulate Bird Strike on a Wing Leading Edge”, 13th European conference on composite materials, June 2–5, Stockholm, Sweden.
44. **Smojver, I., Ivancevic, D.** 2010. “Coupled Euler Lagrangian Approach Using Abaqus/Explicit in the Bird Strike Aircraft Damage Analysis”, *SIMULIA customer conference*, May 25–27, Providence, RI.
45. **Smojver, I., Ivancevic, D.** 2011. “Bird Strike Damage Analysis in Aircraft Structures Using Abaqus/Explicit and Coupled Eulerian Lagrangian Approach”, *Composites Science and Technology*, vol. 71, p. 489-498.
46. **Smojver, I., Ivancevic, D.** 2012. “Advanced Modelling of Bird Strike on High Lift Devices Using Hybrid Eulerian-Lagrangian Formulation”, *Aerospace Science and Technology*, vol. 23, p. 224-232
47. **Shmotin, Y. N., Chupin, P. V., Gabov, D. V., Ryabov, A. A., Romanov, V. I., Kukanov, S. S.** 2009. “Bird Strike Analysis of Aircraft Engine Fan”, 7th European LS-DYNA users conference, May 14–15, Salzburg, Austria.
48. **Guida, M., Marulo, F., Meo, M., Grimaldi, A., Olivares, G.** 2011. “SPH – Lagrangian Study of Bird Impact on Leading Edge Wing”, *Composite Structures*, vol. 93, p. 1060-1071.
49. **McCallum, S.C., Constantinou, C.** 2005. “The Influence of Bird-Shape in Bird-Strike Analysis”, 5th European LS-DYNA Users’ Conference, 25-26 May, Bristol, UK.



50. **Frischbier, J., Kraus, A.** 2005. "Multiple Stage Turbofan Bird Ingestion Analysis With ALE and SPH Methods", 17th International symposium on air breathing engines, September 4–9, Munich, Germany.
51. **Tho, C. H., Smith, M. R.** 2008. "Accurate Bird Strike Simulation Methodology for BA609 Tiltrotor" American Helicopter Society 64th Annual Forum, April 29-May 1, Montréal, Canada.
52. **Hachenberg, D., Graf, O., Leopold, T.** 2003. "Comparison of Different Approaches for Bird Strike Simulation", 2nd EADS workshop on crash and impact simulation, December 11, Ottobrunn, Germany.
53. **Anghileri, M., Castelletti, L. M. L., Mazza, V.** 2005. "Birdstrike: Approaches to the Analysis of Impacts With Penetration", Impact loading of lightweight structures, ed. Alves, M., Jones, N., ISBN: 978-1-84564-159-7, WIT Press, p. 63-74.
54. **Castelletti, L. M. L., Anghileri, M.** 2003. "Multiple Birdstrike Analysis – a Survey of Feasible Techniques", 30th European rotorcraft forum, September 14–16, Marseilles, France, p. 495–505.
55. **Lavoie, M. A., Gakwaya, A., Ensan, M. N., Zimcik, D. G.** 2007. "Validation of Available Approaches for Numerical Bird Strike Modeling Tools", International Review of Mechanical Engineering, vol. 1, no. 4, p. 380-389.
56. **Lavoie, M. A., Gakwaya, A., Ensan, M. N., Zimcik, D. G.** 2007. "Review of Existing Numerical Methods and Validation Procedure Available for Bird Strike Modeling", International Conference on Computational & Experimental Engineering and Sciences , vol. 2, no. 4, p. 111-118.
57. **Ryabov, A. A., Romanov, V. I., Kukanov, S. S., Shmotin, Y. N., Chupin, P. V.** 2007. "Fan Blade Bird Strike Analysis Using Lagrangian, SPH and ALE Approaches", 6th European LS-DYNA users conference, May 29–30, Gothenburg, Sweden.
58. **Ortecho, C. A. H.** 2010. Robust birdstrike modeling using Ls-Dyna, Lagrangian, Arbitrary Lagrange Eulerian and Smooth Particle Hydrodynamics models, ISBN: 9783639313062, VDM Verlag, Germany.
59. **Zammit, A., Kim, M., Bayandor, J.** 2010. "Bird-Strike Damage Tolerance Analysis of Composite Turbofan Engines", 27th congress of the international council of the aeronautical sciences, September 19–24, Nice, France.
60. **Salehi, H., Ziaei-Rad, S., Vaziri-Zanjani, M. A.** 2010. "Bird Impact Effects on Different Types of Aircraft Bubble Windows Using Numerical and Experimental Methods", International Journal of Crashworthiness, vol. 15, no. 1, p. 93-106.
61. **Chandra, C., Wong, T. Y., Bayandor, J.** 2010. "Crashworthiness Assessment in Aircraft Ditching Incidents", 27th congress of the international council of the aeronautical sciences, September 19–24, Nice, France.
62. **Goyal, V. K., Huertas, C.A., Vasko, T. J.** 2013. "Bird-Strike Modeling Based on the Lagrangian Formulation Using LS-DYNA", American Transactions on Engineering and Applied Sciences, vol. 2, no. 2, p. 57-81.
63. **Goyal, V. K., Huertas, C.A., Vasko, T. J.** 2013. "Smooth Particle Hydrodynamic

- Approach for Bird-Strike Analysis Using LS-DYNA”, American Transactions on Engineering and Applied Sciences, vol. 2, no. 2, p. 83-107.
64. **Goyal, V. K., Huertas, C.A., Vasko, T. J.** 2013. “Arbitrary Lagrange Eulerian Approach for Bird-Strike Analysis Using LS-DYNA”, American Transactions on Engineering and Applied Sciences, vol. 2, no. 2, p. 109-132.
 65. **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, vol. 28, p. 9–20.
 66. **Budgey, R.** 2000. “The Development of a Substitute Artificial Bird by the International Birdstrike Research Group for Use in Aircraft Component Testing”, 25th Annual Meeting of the International Bird Strike Committee, Amsterdam, p. 17–21.
 67. **Frischbier J.** 1997. “Bird Strike Capability of a Transonic Fan Blisk”, ASME Turboexpo, 2–5 June, Orlando, FL, USA.
 68. **Brockman, R. A., Held, T. W.** 1991. Explicit finite element method for transparency impact analysis, Technical report WL-TR-91-3006, University of Dayton Research Institute, Dayton, OH, USA.
 69. **Johnson, A. F., Holzapfel, M.** 2003. “Modelling Soft Body Impact on Composite Structures”, Composite Structures, vol. 63, p. 103-113.
 70. **Nizampatnam, L.S., Horn, W. J.** 2008. “Investigation of Equation of State Models for Predicting Bird Impact Loads”, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibition, June, p. 7–10.
 71. **Liu, J., Li, Y. L.** 2013. “Numerical Simulation of a Rotary Engine Primary Compressor Impacted by Bird”, Chinese Journal of Aeronautics, vol. 26, no. 4, p. 926-934.
 72. **Mao, R. H., Meguid, S.A., Ng, T. Y.** 2008. “Transient Three Dimensional Finite Element Analysis of a Bird Striking a Fan Blade”, International Journal of Mechanics and Materials in Design, vol. 4, no. 1, p. 79-96.
 73. **Smojver, I., Ivancevic, D.** 2010. “Numerical Simulation of Bird Strike Damage Prediction in Airplane Flap Structure”, Composite Structures, vol. 92, p. 2016-2026.
 74. **Pahange, H., Abolbashari, M. H.** 2016. “Mass and Performance Optimization of an Airplane Wing Leading Edge Structure Against Bird Strike Using Taguchi-Based Grey Relational Analysis”, Chinese Journal of Aeronautics, vol. 29, no. 4, p. 934-944.
 75. **Guida, M., Marulo, F., Meo, M., Riccio, M.** 2008. “Analysis of Bird Impact on a Composite Tailplane Leading Edge”, Applied Composite Materials, vol. 15, no. 4-6, p. 242-257.
 76. **Guida, M., Marulo, F., Polito, T., Meo, M., Riccio, M.** 2009. “Design and Testing of a Fiber Metal Laminate Bird Strike Resistant Leading Edge”, Journal of Aircraft, vol. 46, no. 6, p. 2121-2129.
 77. **Guida, M., Marulo, F., Meo, M., Russo, S.** 2013. “Certification by Birdstrike Analysis on C27J Fullscale Ribless Composite Leading Edge”, International Journal of Impact Engineering, vol. 54, p. 105-113.



78. **Zhang, D., Fei, Q.** 2016. "Effect of Bird Geometry and Impact Orientation in Bird Striking on a Rotary Jet-Engine Fan Analysis Using SPH Method", *Aerospace Science and Technology*, vol. 54, p. 320-329.
79. **Jin, Y.** 2018. "A Review of Research on Bird Impacting on Jet Engines", *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, p. 326. doi:10.1088/1757-899X/326/1/012014.
80. **Vignjevic, R., Orlowski, M., Vuyst, T. D., Campbell, J. C.** 2013. "A Parametric Study of Bird Strike on Engine Blades", *International Journal of Impact Engineering*, vol. 60, p. 44-57.
81. **Anghileri, M., Sala, G.** 1996. "Theoretical Assessment, Numerical Simulation and Comparison With Tests of Birdstrike on Deformable Structures", 20th ICAS congress, September 8-13, Sorrento, Italy, p. 665-674.
82. **Kari, S., Gabrys, J., Lincks, D.** 1998. "Birdstrike Analysis of Radome and Wing Leading Edge Using LS-DYNA", 5th International LS-DYNA users conference, September 21-22, Southfield, MI.
83. **Zhu, S., Tong, M.** 2008. "Study on Bird Shape Sensitivity to Dynamic Response of Bird Strike on Aircraft Windshield", *J Nanjing Univ Aeron Astronaut*, vol. 40, no. 4, p. 551-555.
84. **Zhu, S., Tong, M., Wang, Y.** 2008. "Dynamic Analysis of Bird Impact on Aircraft Windshield and Bird Shape Sensitivity Study", 1st international conference on modeling and simulation, August 5-7, Nanjing, China, p. 137-142.
85. **Meguid, S. A., Mao, R. H., Ng, T. Y.** 2008. "FE Analysis of Geometry Effects of an Artificial Bird Striking an Aeroengine Fan Blade", *International Journal of Impact Engineering*, vol. 35, p. 487-498.
86. **Kalam, S. A., Kumar, R. V., Janardhana, G. R.** 2017. "SPH High Velocity Impact Analysis-Influence of Bird Shape on Rigid Flat Plate", *Materials Today: Proceedings*, vol. 4, p. 2564-2572.
87. **Nishikawa, M., Hemmi, K., Takeda, N.** 2011. "Finite-Element Simulation for Modeling Composite Plates Subjected to Soft-Body, High-Velocity Impact for Application to Bird-Strike Problem of Composite Fan Blades", *Composite Structures*, vol. 93, p. 1416-1423.
88. **Ivancevic, D., Smojver, I.** 2011. "Hybrid Approach in Bird Strike Damage Prediction on Aeronautical Composite Structures", *Composite Structures*, vol. 94, p. 15-23.
89. **Guo, Y., Jia, P., Hong, G.** 2012. "Research on Bird Strike Simulation of Composite Leading Edge", *AASRI Procedia*, vol. 3, p. 674-679.
90. **Hedayati, R., Ziaei-Rad, S., Eyvazian, A., Hamouda, A. M.** 2014. "Bird Strike Analysis on a Typical Helicopter Windshield With Different Lay-Ups", *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 28, no. 4, p. 1381-1392.
91. **Mao, R. H., Meguid, S. A., Ng, T. Y.** 2009. "Effects of Incidence Angle in Bird Strike on Integrity of Aero-Engine Fan Blade", *International Journal of Crashworthiness*, vol. 14, no. 4, p. 295-308.

92. **Grimaldi, A., Sollo, A., Guida, M., Marulo, F.** 2013. "Parametric Study of a SPH High Velocity Impact Analysis – A birdstrike windshield application", *Composite Structures*, vol. 96, p. 616-630.
93. **Hedayati, R., Ziaei-Rad, S.** 2012. "Effect of Bird Geometry and Orientation on Bird-Target Impact Analysis Using SPH Method", *International Journal of Crashworthiness*, vol. 17, no. 4, p. 445-459.
94. **Liu, B., Xu, T., Xu, X., Wang, Y., Sun, Y., Li, Y.** 2016. "Energy Absorption Mechanism of Polyvinyl Butyral Laminated Windshield Subjected to Head Impact: Experiment and Numerical Simulations", *International Journal of Impact Engineering*, vol. 90, p. 26-36.
95. **Leski, A., Baraniecki, R., Malachowski, J.** 2002. "Numerical Simulation to Study the Influence of the Thickness of Canopy at a Bird Strike", *International Design Conference - Design 2002*, May 14-17, Dubrovnik, p. 667-672.
96. **Liu, J., Li, Y., Yu, X., Gao, X., Liu, Z.** 2018. "Design of Aircraft Structures Against Threat of Bird Strikes", *Chinese Journal of Aeronautics*, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2018.05.004>
97. **Barber, J. P., Taylor, H. R., Wilbeck, J. S.** 1975. *Characterization of bird impacts on a rigid plate: Part I*, Technical Report AFFDLTR-75-5, University of Dayton Research Institute, Dayton, OH, USA.
98. **Wang, F. S., Yue, Z. F.** 2010. "Numerical Simulation of Damage and Failure in Aircraft Windshield Structure Against Bird Strike", *Materials and Design*, vol. 31, p. 687-695.
99. **Zhu, S., Tong, M., Wang, Y.** 2009. "Experiment and Numerical Simulation of a Full-Scale Aircraft Windshield Subjected to Bird Impact", *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 4-7 May, Palm Springs, California, USA.
100. **Richard, B.** 2000. "The Development of a Substitute Artificial Bird by the International Bird Strike Research Group for Use in Aircraft Component Testing", *International Bird Strike Committee ISBC25/WP-IE3*, Amsterdam.
101. **Allaey, F., Luyckx, G., Paepegem, W. V., Degrieck, J.** 2017. "Characterization of Real and Substitute Birds Through Experimental and Numerical Analysis of Momentum, Average Impact Force and Residual Energy in Bird Strike on Three Rigid Targets: A Flat Plate, a Wedge and a Splitter", *International Journal of Impact Engineering*, vol. 99, p. 1-13.
102. **Liu, J., Li, Y., Yu, X., Tang, Z., Gao, X., Lv, J., Zhang, Z.** 2017. "A Novel Design for Reinforcing the Aircraft Tail Leading Edge Structure Against Bird Strike", *International Journal of Impact Engineering*, vol. 105, p. 89-101.
103. **Lavoie, M. 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*, vol. 36, p. 1276-1287.
104. **Nagraj, R. G., Venkatesha, C. S., Jain, R.** 2014. "Investigation of Bird Strike Phenomena on Shape Memory Alloy", *Procedia Materials Science*, vol. 5, p. 50-59.