

GAZİ

JOURNAL OF ENGINEERING SCIENCES

Numerical Investigation of Bird Strike on an Aircraft Wing Leading Edge by Smooth Particle Hydrodynamics Method

Mehmet Furkan Sarıbaş^{a*}, Sami Karadeniz^b,

Submitted: 25.01.2022 Revised: 21.11.2022 Accepted: 30.12.2022 doi:10.30855/gmbd.0705042

ABSTRACT

Keywords: Wing leading edge, SPH method, Bird Strike, Hemispherical-tipped cylinder bird model, Certification criterias

^{a*}Technopark Ankara,
Enginsoft Turkey,
Dept. of Structural Analysis Eng.
06374 - Ankara, Türkiye
Orcid: 0000-0003-3646-9583
e mail: mfsaribas@gmail.com

^bBaşkent University,
Institute of Science,
Dept. of Mechanical Engineering
06790 - Ankara, Türkiye
Orcid: 0000-0002-7373-3120

*Corresponding author:
mfsaribas@gmail.com

There are some criterias set by the national aviation authorities to ensure the safe take-off and landing requirements for an aircraft. According to the statistics, wing structure is one of the structures of an aircraft with the highest risk of bird impact. The purpose of this article is to investigate the robustness of a wing leading edge against a possible bird strike. 3D modeling of wing and bird structure was made using Catia V5 program; these models were then transferred to the LS-DYNA program to create a finite element mesh. SPH method was used to create the particle structure of the bird. Multiple simulation models have been developed for bird and wing structure, and the results from each simulation have been compared. According to the results obtained from this study; the strength of 2xxx aluminum alloys has been found to be insufficient against high-speed bird impacts. However, the use of composite material with a cross-ply sequence for the shell element has positively affected the front spar. In addition, the use of supporting materials such as honeycombs and foam caused to decrease maximum effective stress and protected the front spar from damage.

Bir Uçak Kanadının Hücüm Kenarına Kuş Çarpmasının Düzgün Parçacık Hidrodinamiği Yöntemiyle Sayısal İncelenmesi

ÖZ

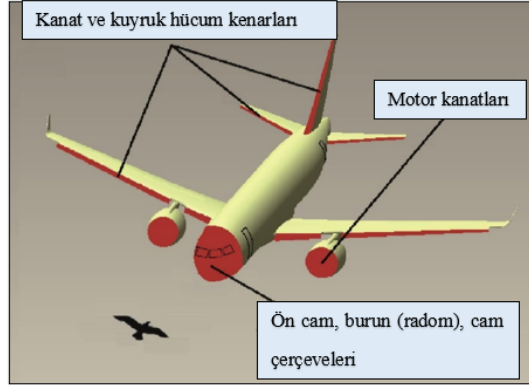
Bir uçağın güvenli kalkış ve iniş gereksinimlerini sağlaması için, ulusal havacılık otoritelerinin belirlemiş olduğu bazı kriterler bulunmaktadır. İstatistiklere göre, kanat yapısı bir uçağın kuş çarpmasına maruz kalma riski en yüksek yapılarından biridir. Bu makalenin amacı bir kanat hücüm kenarının olası bir kuş çarpmasına karşı sağlamlığını sayısal olarak ölçmektir. CATIA V5 programı kullanılarak kanat ve kuş yapısının 3 boyutlu modelleri yapılmış; daha sonra bu modeller, sonlu elemanlar ağının oluşturulması için LS-DYNA programına aktarılmıştır. Kuşun partikül yapısının oluşturulmasında SPH yöntemi kullanılmıştır. Kuş ve kanat yapısı için birden fazla simülasyon modeli geliştirilmiştir ve her bir simülasyondan elde edilen sonuçlar birbiriyle karşılaştırılmıştır. Bu çalışmadan elde edilen sonuçlara göre; yüksek hızlı kuş çarpması darbelerine karşı 2xxx alüminyum alaşımlarının mukavemetinin yeterli seviyede olmadığı görülmüştür. Bununla birlikte; kabuk elemanı için çapraz fiber dizilimine sahip kompozit malzeme kullanılması, ön kirişi olumlu yönde etkilemiştir. Ayrıca, bal peteği ve köpük gibi destekleyici malzemelerin kullanılması maksimum etkin gerilmenin düşmesine sebep olmuş ve ön kirişi hasar almaktan korumuştur.

Anahtar Kelimeler: Kanat hücüm kenarı, SPH yöntemi, Kuş çarpması, Yarım küre uçlu silindirik kuş modeli, Sertifikasyon kriterleri

1. Giriş (Introduction)

Kuş çarpması olayı, uçuş güvenliği için tehdit oluşturan en önemli unsurlardan biridir ve düşük bir ihtimal de olsa felaketle sonuçlanabilir. Kuş çarpmaları, dünya çapındaki havacılık endüstrileri için her yıl 1 milyar doların üzerinde olduğu tahmin edilen önemli bir ekonomik kayba neden olmaktadır [1].

Şekil 1'de kuş çarpması bakımından en çok risk altında olan uçak yapıları gösterilmiştir.



Şekil 1. Kuş çarpması riski yüksek uçak yapıları (Aircraft structures with highest risk of bird strike) [2]

2019'daki toplam 17358 kuş çarpması rekorunun ardından, 2020'de %33'lük bir azalma ile 11605 kuş çarpması rapor edilmiştir. 2019'a kıyasla kuş çarpmasındaki %33'lük düşüş, COVID-19 pandemisinin etkisiyle havaalanlarındaki uçak hareketliliğinde yaşanan %37'lik azalmadan kaynaklanmıştır. 31 yıllık periyotta (1990-2020), %98.2'si ABD'de meydana gelen toplamda 243064 kuş çarpması vakası bildirilmiştir. 1990'dan 2020'ye kadar, kuş çarpmalarının yüzde 53'ü Temmuz ve Ekim ayları arasında gerçekleşmiştir. Bu aylar kuzey yarımkürede kuşların en fazla göç ettiği aylar olarak bilinmektedir. Kuş çarpması vakalarının %62'sinin gün boyu, %29'unun ise gece gerçekleştiği tespit edilmiştir [3]. Ayrıca yağmurlu, karlı ve sisli havalarda çok az sayıda kuş çarpması vakası gözlenmiştir [3].

1990-2020 yılları arasında 608 kuş türünün uçaklara çarptığı tespit edilmiştir ve bu türlerin 304'ünün hasara neden olduğu bildirilmiştir. 2020 yılında, sivil uçakların çarptığı 315 kuş türü tespit edilmiştir. Güvercinler (%13), yırtıcılar (%12), martılar (%10), kıyı kuşları (%9) ve su kuşları (%5) uçaklarla en çok çarpışan kuş türleri olarak rapor edilmiştir. Bununla birlikte, olası bir çarpışma durumunda; su kuşlarının güvercinlerden 4.2 kat daha fazla, martılar veya yırtıcılardan 1.2 ila 1.5 kat daha fazla hasar verdiği belirlenmiştir [3].

Kuş çarpması vakalarının %95'i, uçaklar 70-280 knot hız aralığında 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 [3]. Ayrıca bütün çarpışmaların %72'sinin 150 metreden daha az (zemine yakın yerlerde) ve %92'sinin 900 metrenin altında gerçekleştiği rapor edilmiştir. Bu da uçağın kalkış ve iniş evrelerini kritik bir hale getirmiştir. Bu nedenle uçak tasarımında ve uçuşa elverişlilik değerlendirilmesinde, uçağın kalkış ve inişi sırasındaki kuş çarpması direnci dikkate alınmalıdır [4].

Kuş çarpması analizlerinde; ana problemler, şeklin seçimi ile başlar, malzeme özellikleri ve kuş modellemede kullanılacak olan simülasyon yaklaşımı ile devam eder. Katı kuş modeli oluşturmada, yaygın teknik olarak silindir, yarım küre ya da yarım küre uçlu silindir şekilleri kullanılır. Malzeme özellikleri genel olarak suyun özelliklerine benzer olarak seçilir. Simülasyon yaklaşımı, LS-DYNA'da bulunan Lagrange, SPH ya da ALE yaklaşımları ile yapılabilir [5].

Kuş çarpması üzerine geçmişte yapılan çalışmalarda hava aracı yapısal parçalarının kuş çarpmasına karşı dayanıklılığının karakterize edilmesi yönünde kalınlık, malzeme, hız ve kuş şekline bağlı olarak çalışmalar yapılmıştır. 1970 yıllarında başlayan bu çalışmalar, bu yıllardaki nümerik hesaplama olanaklarının yetersiz olması sebebiyle genellikle deneysel çalışmalar olarak kaydedilmiştir [6].

Kahvecioğlu [5] yazdığı raporda 2000'den önce yapılan kuş çarpması çalışmaları için şöyle bir değerlendirmede bulunmuştur:

“Daha önceki yapılan kuş çarpması analizlerinde hedefe kuş tarafından uygulanan yük hedefin tepkisinden bağlantısız hale getirilirdi. Bu simülasyonlarda kuşun bir sonlu eleman modeli oluşturulmaz ve kuşların etkisi bir takım basitleştirici hipotezlerle oluşturulan bir zamana ve konuma bağlı yük olarak yapıya uygulanırdı. Ancak 2000'den sonra yapılan çalışmaların çoğunda kuşun da sonlu eleman modeli oluşturulmuş, kuşun çarpacağı yüzeyde uygunluk sağlanarak çarpılan yapının cevabı ile bağlılık sağlanmıştır.”

Guida ve diğerleri [7] yaptıkları çalışmada SPH yöntemini kullanarak, kuş çarpmasına maruz kalan fiber metal sandviç kanat hücum kenarının dayanıklılığının sayısal bir incelemesini yapmışlardır. Deneysel verilerle simülasyon verileri arasında mükemmel bir uyum elde edilmiştir. Geliştirilen modelin, hücum kenarının son deforme şeklini ve yabancı cismin hücum kenarını delmediğini doğru tahmin ettiği görülmüştür; bu, tasarlanan hücum kenarının iç hücum kenarı yapısını hasardan koruyabilen bir kompozit malzeme olduğunu ve sertifikasyon gereksinimlerini karşılayabildiğini göstermiştir. Sayısal ve deneysel uyum; geliştirilen sonlu elemanlar modellerinin, yapısal tepkileri karakterize eden farklı hasar mekanizmalarını iyi temsil edebildiğini göstermektedir.

Kim ve diğerleri [8] kompozit fan düzenekleri üzerindeki yumuşak darbe hasarını incelemişlerdir. Çalışmalarında statik tek kanatlı ve dönen fan düzeneği üzerindeki çarpma simüle edilmiştir. Kuş çarpması hasarını modellemek için ALE ve SPH teknikleri kullanılmıştır. Geliştirilen “Kuş Darbeli Kompozit Hasar Modelleme Yaklaşımı”nın, kuş çarpması hasarına maruz kalan gelecekteki tahrik sistemlerinin dayanıklılığını değerlendirmek için, kapsamlı bir metodolojinin geliştirilmesine yönelik kritik bir adım olduğu sonucuna varmışlardır.

Hedayati ve Rad [9] bir yaban ördeğinin rijit bir hedefe karşı çarpmasını sayısal olarak incelemişlerdir. İlk olarak, yarım küre uçlu bir silindirin rijit hedefe karşı çarpmasını simüle etmişlerdir. Daha sonra, CT taraması ile gerçek yaban ördeğinden sağlanan verilerin görüntüsü kullanılarak geliştirilmiş bir yaban ördeği SPH modeli oluşturulmuştur. Buradan yola çıkarak gerçek bir yaban ördeğine benzer şekle sahip bir yaban ördeği modeli kullanmanın, kuşun bir yüzeye hangi açıyla çarptığının hedef üzerindeki etkilerinin araştırılmasını mümkün kıldığı çıkarımına varmışlardır. Bunun için hedef üzerinde farklı konumlardaki maksimum basınç noktalarını hesaplamış ve birbirleriyle karşılaştırmışlardır. Sonuçlar, kuşun alt tarafından darbe almanın en zarar verici senaryo olduğunu, kanat tarafından darbe almanın ise en güvenli darbe senaryosu olduğunu göstermiştir. Son olarak, daha gerçekçi bir kuş modeli kullanılarak, gerçek kuş çarpması olaylarına yeterince dayanıklılık gösterecek güvenli ve sağlam bir yapı oluşturulabileceği sonucuna varılmıştır.

Kuş çarpması ile ilgili başka bir çalışma Liu [10] tarafından yapılmıştır. Liu ve diğerleri [10] farklı hızlarda düz bir plaka ile kuş çarpması için deneyler ve simülasyonlar yapmışlardır. Düşük darbe hızlarında tanımlanmış hata sınırına sahip bir elastik-plastik malzeme belirlenmiştir. İzotropik elastik plastik hidrodinamik katı model, ara darbe hızlarında kuş çarpması simülasyonu için en uygun model olmuştur. Son olarak, katı model için Gruneisen EOS tanımına sahip SPH yönteminin, yüksek darbe hızında kuş çarpması simülasyonunu sağladığı görülmüştür.

Heimbs ve diğerleri [11] gelişmiş sayısal yöntemler kullanarak kuş çarpması yüklerine karşı laminer kanat uygulaması için metalik Krueger flebi tasarlanması ve boyutlandırılmasına yönelik bir prosedür sunmuşlardır. Yaklaşım, deneysel veriler kullanılarak modelleme yöntemlerinin adım adım doğrulanmasına dayanmaktadır. Temel modelleme yöntemleri; doğrusal olmayan malzeme modellemesi, kinematik menteşeler modellemesi, tutturulmuş eklemler modellemesi ve hidrodinamik kuş çarpması modellemesi (SPH) olarak ortaya çıktı. Çarpma simülasyonlarından elde edilen son tasarım, gerçek bir tam ölçekli gaz topu çarpma testindeki kuş çarpma direncini doğrulamıştır. Bununla birlikte; malzeme kalınlığı optimizasyonları için üç simülasyon adımını (statik dayanma analizi, çarpma analizi ve artık dayanma analizi) otomatik bir süreçte birleştirerek, nihai tasarımı daha hızlı elde etmek için çok disiplinli optimizasyon açısından daha fazla iyileştirmenin mümkün olduğu belirtilmiştir.

Long [4]'un makalesi, kuş çarpması olaylarında kompozit kanat hücum kenarı yapısının dinamik tepkisini ve hasar modellerini modellemek için sayısal bir yöntem sunmaktadır. Kompozit malzeme için kullanılan kurucu model; malzemenin doğrusal olmamasını, gerinim hızı bağımlılığını ve değişken

hasar modlarını dikkate almıştır. Malzeme hasarını ve eleman silme işlemini hesaba katan kullanıcı alt rutinleri kullanılarak kompozit tabakaların aşamalı hasar süreci simüle edilmiştir. Karşılaştırmalı sonuçlar; modelin, kompozit yapıların deformasyon ve maksimum hasar özelliklerini yeniden üretebildiğini göstermektedir. Ayrıca, yüksek hız etkisi altında kompozit malzeme için gerinim hızı etkisinin ve doğrusal olmamanın dikkate alınmasının gerekli olduğu kanıtlanmıştır. Kanat açıklığı yönüne paralel fiber tabakanın sapmanın azalmasına katkıda bulunabileceği sonucuna varılmıştır. $\pm 45^\circ$ katların oranının yükseltilmesinin, yapının enerji emme kabiliyetini arttırabileceği öngörülmüştür; çünkü $\pm 45^\circ$ katların kesme yüklemesi altındaki hasar dağılım enerjisi, karbon fiber-epoksi kompozit malzemeler için diğer yönlere kıyasla nispeten büyüktür.

2. Materyal ve Yöntem (Material and Method)

2.1. Durum denklemi ve kuş modellenmesi (Equation of state and bird modeling)

Kuşu modellemede kullanılan yaygın teknikler; katı bir elipsoid, silindir veya yarım küre uçlu silindir modellerinden oluşmaktadır. Malzeme özellikleri genellikle suyun özelliklerine benzer olacak şekilde seçilir. Tüm modellerde kuş idealize edilmiş bir geometri ile temsil edilir ve malzeme modeli, kuş ortamındaki basınç-yoğunluk ilişkisini tanımlamak için bir durum denklemi (EOS) ile ifade edilir. Genellikle kullanılan malzeme modeli, başlangıçta metallerde balistik çarpışma için geliştirilen elastik-plastik hidrodinamik olarak adlandırılır [12].

Bu çalışmada kuşun malzeme özelliklerini modellemek için LS-DYNA'da bulunan MAT_ELASTIC_PLASTIC_HYDRO malzeme kartı kullanılmıştır. Bu malzeme kartı, elastik-plastik hidrodinamik bir malzemenin modellenmesine izin verir ve bir durum denklemi (EOS) gerektirir. Elastik bölgede, kesme modülü 2 GPa ve akma gerilimi 0.02 MPa olarak belirlenmiştir. Ayrıca, plastik sertleştirme modülü değeri 0.001 MPa olarak girilmiştir. Buna ilaveten; daha önce literatürdeki birçok yazar tarafından önerildiği gibi, kuş modeli için 950 kg/m^3 yoğunluk değeri kullanılmıştır. [13]. Tablo 1'de elastik-plastik hidrodinamik kuş malzemesinin özellikleri verilmiştir.

Tablo 1. Elastik-Plastik hidrodinamik malzeme özellikleri (Elastic-Plastic hydrodynamic material properties)

Yoğunluk (ton/mm^3)	Akma Gerilmesi (MPa)	Kesme Modülü (MPa)	Plastik Sertleştirme Modülü (MPa)
950×10^{-12}	2000	0.02	0.001

Diğer yandan kuş malzemesinin davranışını belirlemek için ise EOS_LINEAR_POLYNOMIAL durum denklemi kullanılmıştır. P basıncını tanımlayan EOS polinomu, kuşun ve çevresindeki havanın modellenmesinde kullanılmaktadır. Kuş modeli için bu EOS polinomu; hidrodinamik, izotropik ve viskoz olmayan bir kurucu yasaya karşılık gelmektedir [14].

Kuş çarpmaları için en yaygın kullanılan durum denklemi, aşağıdaki gibi tanımlanan üçüncü dereceden bir polinomdur [12]:

$$P = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3 \quad (1)$$

$$\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1 \quad (2)$$

Burada, μ çarpma sırasındaki yoğunluktaki değişimi temsil eder.

Polinomun katsayıları; başlangıç yoğunluğu ρ_0 'ya, sudaki ses hızına (c_0) ve deneysel bir sabit olan k 'ya dayanan bir dizi formülle ifade edilir. Formüller şunlardır [13]:

$$\begin{aligned} C_0 &= 0, \text{ başlangıç denge basıncı (ihmal edilir.)} \\ C_1 &= \rho_0 c_0^2 \\ C_2 &= (2k - 1)C_1 \\ C_3 &= (k - 1)(3k - 1) \end{aligned} \quad (3)$$

Bu tezde kullanılacak olan lineer polinomsal durum denklemi katsayı değerleri Tablo 2'de gösterilmiştir. Bu değerler, geçmiş yıllardaki literatür çalışmalarından deneysel olarak elde edilmiştir.

Tablo 2. Lineer polinomsal durum denklemi katsayı değerleri
(Linear polynomial equation of state coefficient values)

C_1	C_2	C_3
2060	6190	10030

Kuş gövdesi, yarım küre uçlu bir silindir olarak modellenmiştir ve FAA kriterlerine göre kuşun kütlesi 1,8 kg olarak belirlenmiştir.

Toplam uzunluğu, çapının 2 katı kadar olan yarım küre uçlu silindirik bir model önerilmiştir. Yarım küre uçlu silindir göz önüne alınarak ve geometrik ilişkiler kullanılarak kuşun çapı aşağıdaki bağıntıdan hesaplanabilmektedir [9,14]:

$$D = \sqrt[3]{\frac{8m}{\pi\rho\left(\frac{4}{3}+2\right)}} \quad (4)$$

Burada,

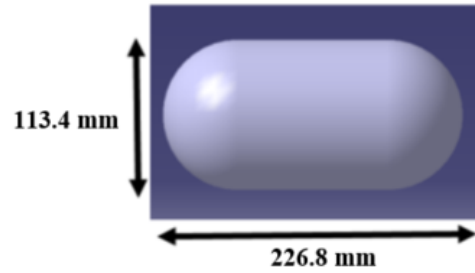
D: Yarım küre uçlu silindirik kuş modelinin çapını,

m: Kuşun kütlesini,

ρ : Kuşun yoğunluğunu ifade etmektedir.

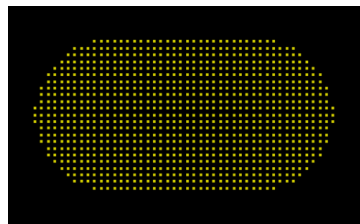
Buradan; $D = 0.1134 \text{ m} = 113.4 \text{ mm}$ elde edilir.

Eşitlik (4)'te yazan değişkenler yerine konularak hesaplanan çap değerine göre elde edilen yarım küre uçlu silindirik kuş modeli Şekil 2'de verilmiştir:



Şekil 2. Yarım küre uçlu silindirik kuş modeli (Hemispherical end cylindrical bird model)

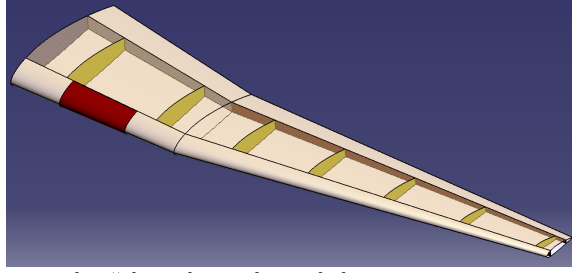
Yarım küre uçlu silindirik kuş modelinin 3 boyutlu modellemesi CATIA V5 programında yapılmıştır. Daha sonra bu kuş modeli, sonlu elemanlar çözüm ağının oluşturulması için LS-DYNA programına aktarılmıştır. Burada kuş modelinin SPH (Düzensiz Parçacık Hidrodinamiği) yöntemi ile sonlu elemanlar çözüm ağı oluşturulmuştur. Şekil 3'te SPH yöntemi ile elde edilen kuş modeli gösterilmiştir.



Şekil 3. SPH kuş modeli (SPH bird model)

2.2. Kanat hücum kenarı yapısı (Wing leading edge structure)

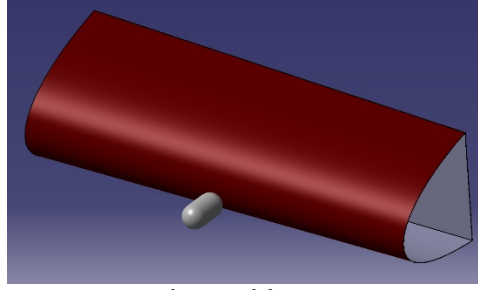
Şekil 4.'te görüldüğü üzere, uçak kanadının gövdeye yakın kısmından bir kanat hücum kenarı kesiti alınmıştır.



Şekil 4. Kuş çarpması analizlerinin yapılacağı kanat hücum kenarı bölgesi (Wing leading edge where bird strike analysis will be made)

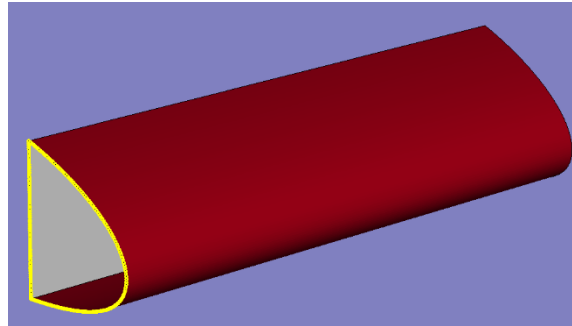
Bütün bunlar göz önünde bulundurulduğunda, analizlerde kök veterden 1500 mm mesafe uzaklıkta, 2000 mm genişliğinde ve 500 mm derinliğinde bir kanat hücum kenarı kesiti alınmıştır (Şekil 5).

Kuş çarpması esnasında kanat içinde yer alan yakıt tankının hasar görmesi halinde, yakıt sızıntısı olacak ve yangın riski doğacaktır. Kuş çarpmasına karşın, kanadın tasarım kriteri yakıt tankının hasar görmemesi olarak belirlenmiştir. Bu nedenle yapılacak olan analizlerde yakıt tankının hemen önünde yer alan ön kiriş (front spar web) üzerinde oluşabilecek hasar ve deformasyonlar dikkate alınmıştır [15].



Şekil 5. Kanat hücum kenarı yapısı ve ön kiriş modeli (Wing leading edge structure and front spar model)

Yapılacak olan analizlerde sınır koşulu olarak, kanat hücum kenarının uçak gövdesine bakan kısmının yer değiştirme ve dönme hareketleri her yönde kısıtlanmıştır (Şekil 6).



Şekil 6. Sınır koşulunun uygulanması (Application of the boundary condition)

Bu çalışmada yapılacak olan bütün analizler için; kabuk elemanın et kalınlığı 9 mm, ön kirişin et kalınlığı ise 2,5 mm olarak belirlenmiştir. Kabuğun et kalınlığı belirlenirken Airbus A-320 yolcu uçağı kanadının et kalınlığı ölçüsü dikkate alınmıştır. Ayrıca ön kiriş elemanın malzemesi, bütün analizlerde AA 2024-T3 olarak belirlenmiştir. Kabuk elemanın malzemesi ise analizden analize çeşitlilik göstermiştir. Kabuk elemanın malzemesinin ne olacağı ilerleyen bölümlerde her analiz için belirtilmiştir.

Buna ek olarak, FAA kriterleri dikkate alınarak kuşun çarpma hızı Airbus A-320 yolcu uçağının seyir hızı olan 265 m/s olarak seçilmiştir.

2.3. Alüminyum alaşımdan yapılan kabuk elemanına kuş çarpması (Bird strike on shell element made from AA 2024-T3)

Alüminyum alaşımları; yüksek sertliği, mukavemeti ve hafif olmasından dolayı savunma sanayi,

havacılık sanayi ve otomotiv endüstrisinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Özellikle yüksek gerilim altında olan uçak kanat ve gövde yapılarında kullanılırlar [16].

Bu bölümde hücum kenarının kabuk yapısını ve ön kirişi modellemede kullanılacak olan malzeme çeşidi AA 2024-T3'tür. AA 2024-T3'ün akma mukavemeti 345 MPa ve maksimum çekme mukavemeti 483 MPa'dır. Ayrıca, AA 2024-T3 malzemesi 0.33'lük bir Poisson oranına sahiptir.

AA 2024-T3 malzeme için yoğunluk, elastisite modülü ve poisson oranı değerleri Piecewise Linear Plasticity malzeme kartına tanımlanmıştır. Bu değerler Tablo 3'te gösterilmiştir.

Tablo 3. AA 2024-T3 malzemenin mekanik özellikleri (Mechanical properties of AA 2024-T3 material)

Yoğunluk (kg/m ³)	Elastisite Modülü (GPa)	Poisson Oranı
2770	73.1	0.33

Gerilim hızı etkisini hesaba katmak için, Cowper-Symonds denklemi modele dahil edilmiştir:

$$\beta = 1 + \left(\frac{\dot{\epsilon}}{C}\right)^{\frac{1}{p}} \quad (5)$$

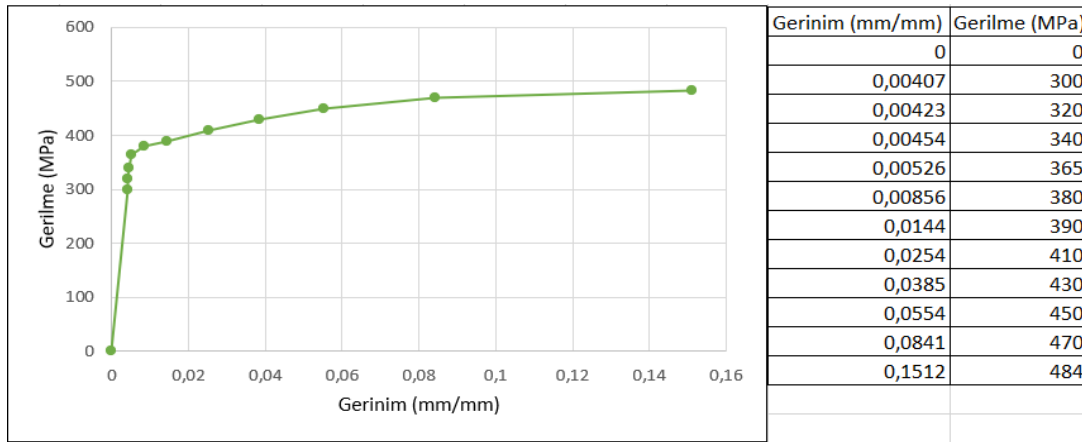
Burada;

C ve p: Cowper-Symonds parametrelerini,

$\dot{\epsilon}$: Gerilim hızını,

β : Dinamik akma gerilmesinin statik akma gerilmesine oranını ifade etmektedir.

AA 2024-T3 için Cowper-Symonds parametreleri olan $C=6500 \text{ s}^{-1}$ ve $p=5$ yine aynı malzeme kartına tanımlanmıştır [2]. Daha sonra DEFINE_CURVE menüsünden malzemeye ait gerilme-gerinim grafiği oluşturulmuştur. Oluşturulan bu grafik (Şekil 7), malzeme kartına LCSS sekmesi aracılığı ile girilmiştir.



Şekil 7. AA 2024-T3 gerilme-gerinim grafiği (AA 2024-T3 stress-strain graph) [6]

2.4. Kompozitten yapılan kabuk elemanına kuş çarpması (Bird Strike on Shell Element Made of Composite)

Kompozit malzemeler, belirli yapısal özellikleri elde etmek için birlikte karıştırılan malzemelerin bir kombinasyonundan oluşur. Kompoziti meydana getiren malzemeler kompozitin içinde tek başına tamamen çözülmez veya birleşmez, ancak bir bütün olarak birlikte hareket ederler. Kompozit malzemenin özellikleri, yapıldığı malzemelerin özelliklerinden daha üstündür. Kompozit malzemeler havacılık yapılarının üretiminde giderek daha önemli hale gelmektedir. Yeni nesil büyük uçakların tüm gövde ve kanat yapıları kompozit malzemeler ile tasarlanmaktadır. Kompozit malzemelerin başlıca avantajları yüksek mukavemetleri, nispeten düşük ağırlıkları ve korozyon direncidir [17].

Fiber, kompozit malzemenin birincil yük taşıma elemanıdır. Kompozit malzeme sadece fiber yönünde güçlü ve serttir. Bir matris fiberleri destekler ve bunları kompozit malzeme de birbirine bağlar. Matris, uygulanan tüm yükleri fiberlere aktarır, fiberleri konumlarında ve seçilen oryantasyonda tutar, kompozite çevre direncini verir ve bir kompozitin maksimum servis sıcaklığını belirler [17].

Bu çalışma için seçilen kompozit malzeme karbon fiber malzemesidir. Karbon fiberler çok sert ve güçlüdür, cam fiberlerden 3 ila 10 kat daha serttir. Karbon fiber; kirişler, dengeleyiciler, uçuş kontrolleri, birincil gövde ve kanat yapısı gibi yapısal uçak uygulamaları için kullanılır. Avantajları arasında yüksek mukavemeti ve korozyon direnci bulunur.

Kabuk elemanına kompozit malzeme özelliklerini girebilmek için MAT_ENHANCE_COMPOSITE_DAMAGE (MAT_54) malzeme kartı kullanılmıştır. MAT_54 malzeme kartında, Chang-Chang kriterleri tarafından tanımlanan dört kriterden biri karşılanır karşılanmaz hasar meydana gelmektedir. Chang-Chang hasar kriteri hesaplamaları şu şekildedir [18]:

(1) Fiber Yönündeki Çekme Hasarı,

$$\sigma_{bb} > 0 \rightarrow e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_T}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_C}\right), \begin{cases} e_f^2 \geq 1 \rightarrow \text{hasar var} \\ e_f^2 < 1 \rightarrow \text{hasar yok} \end{cases} \quad (6)$$

Hasardan sonra yırtılma varsa; $E_a = E_b = G_{ab} = \nu_{ab} = 0$

(2) Fiber Yönündeki Bası Hasarı,

$$\sigma_{bb} < 0 \rightarrow e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_C}\right)^2, \begin{cases} e_c^2 \geq 1 \rightarrow \text{hasar var} \\ e_c^2 < 1 \rightarrow \text{hasar yok} \end{cases} \quad (7)$$

Hasardan sonra yırtılma varsa; $E_a = \nu_{ab} = \nu_{ba} = 0$

(3) Matris Yönündeki Çekme Hasarı,

$$\sigma_{aa} < 0 \rightarrow e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{aa}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_C}\right)^2, \begin{cases} e_m^2 \geq 1 \rightarrow \text{hasar var} \\ e_m^2 < 1 \rightarrow \text{hasar yok} \end{cases} \quad (8)$$

Hasardan sonra yırtılma varsa; $E_b = G_{ab} = \nu_{ba} = 0$

(4) Matris Yönündeki Bası Hasarı,

$$e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{bb}}{2S_C}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{S_C}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{bb}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_C}\right)^2, \begin{cases} e_d^2 \geq 1 \rightarrow \text{hasar var} \\ e_d^2 < 1 \rightarrow \text{hasar yok} \end{cases} \quad (9)$$

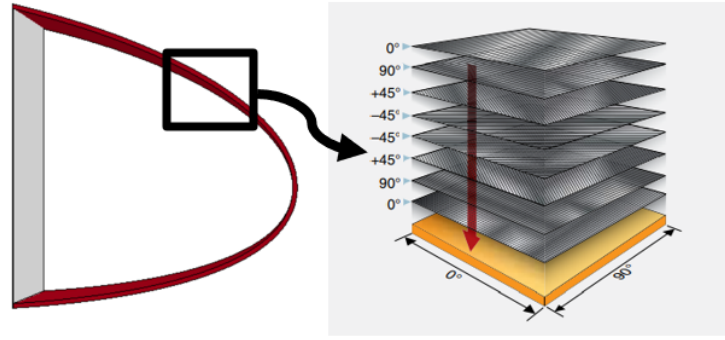
Hasardan sonra yırtılma varsa; $E_b = G_{ab} = \nu_{ba} = 0$

Denklemlerde; e_f , e_c , e_m , ve e_d zaman değişkenleri olarak adlandırılır ve bunlar sırasıyla fiber yönü için gerilim ve bası ile matris yönü için gerilim ve basıyı temsil eden hasar indeksleridir. X_T fiber yönündeki çekme mukavemetidir, X_C fiber yönündeki bası mukavemetidir, Y_T matris yönündeki çekme mukavemetidir, Y_C matris yönündeki bası mukavemetidir ve S_C tek yönlü kompozit katın kayma mukavemetidir. Elastik bölgede a-yönü fiber (eksenel), b-yönü matris (enine) ve ab-yönü kayma için olmak üzere; σ_{aa} , σ_{ab} ve σ_{bb} malzemenin gerilme davranışlarını ifade eder. E_a , E_b , G_{ab} , ν_{ab} ve ν_{ba} değerleri ise yine aynı yönlerdeki elastisite modülü, kayma modülü ve Poisson oranlarını ifade eder. Ek olarak, Eşitlik 6'daki β değeri, kayma gerilmesi yük faktörüdür ve kullanıcının fiber yönündeki çekme modunda kayma etkisini açıkça tanımlamasına olanak sağlar [18].

2.4.1 Yarı izotropik fiber dizilimi (Quasi-isotropic fibre sequence)

Yarı-izotropik bir tabakanın katmanları 0° , -45° , 45° ve 90° dizilerinde veya 0° , -60° ve 60° dizilerinde istiflenir. Bu tür kat yönelimi, izotropik bir malzemenin özelliklerini simüle eder. Birçok havacılık kompozit yapısı yarı izotropik malzemelerden yapılmaktadır [17].

Bu bölümde kompozit tabakanın katmanları 0° , 45° , 90° ve -45° dizilerinde istiflenmiştir ve 20 kat atılmıştır. Şekil 8'de kompozit kabuk elemanının yarı izotropik örnek fiber dizilimi gösterilmiştir.

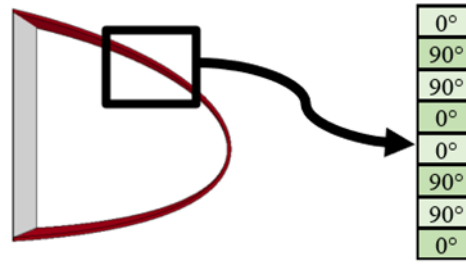


Şekil 8. Kabuk elemanın yarı izotropik fiber dizilimi (Quasi-isotropic fiber sequencing of shell element) [17]

2.4.2 Çapraz fiber dizilimi (Cross-ply fibre sequence)

Çapraz katlı bir laminat, her biri 0° veya 90° 'lik bir elyaf yönelimine sahip ve isteğe bağlı sayıda kat içerir. Bu katlar simetrik veya antisimetrik olabilir [19].

Toplamda 20 kat atılmıştır ve Şekil 9'da kompozit kabuk elemanının çapraz kat örnek fiber dizilimi gösterilmiştir. Analiz sonuçları şu şekildedir:



Şekil 9. Kompozit kabuk elemanının çapraz fiber dizilimi (Cross-ply fibre sequencing of composite shell element)

2.5. Güçlendirici malzemelerin kuş çarpmasına etkisi (The effect of using reinforcing materials on bird strike)

2.5.1 Genleştirilmiş polistiren köpük (EPS foam)

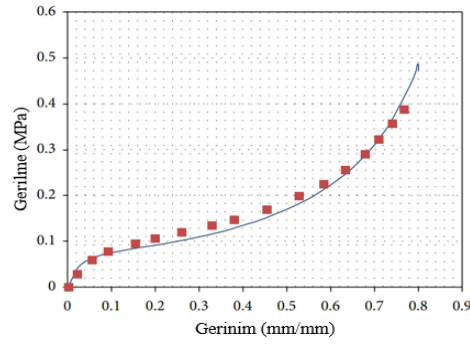
Genleşmiş Polistiren (EPS) sıkıştırılabilir köpük; ambalaj, yapısal dolgu malzemeleri, jeo köpük ürünleri, kişisel koruyucu ekipmanları ve kask gömlekleri dahil olmak üzere enerji emme ve ısı yalıtım uygulamaları için yaygın olarak kullanılan hüresel bir malzemedir. Hafifliği, düşük maliyeti, kolay üretilebilirliği ve en önemlisi iyi enerji emilimi nedeniyle, çeşitli uygulamalarda uzun süredir mühendislik malzemesi olarak kullanılmaktadır [20].

Bu bölümde kabuk elemanının malzemesi için AA 2024-T3 kullanılmıştır. Köpük malzemesinin mekanik özelliklerini tanımlamak için MAT_CRUSHABLE_FOAM malzeme kartı kullanılmıştır. Malzemenin mekanik özellikleri Tablo 4'te verilmiştir.

Tablo 4. Genleşmiş köpük malzemesinin mekanik özellikleri (Mechanical properties of EPS foam material) [21]

Parametreler	Köpük
Yoğunluk, ρ (ton/mm^3)	12.5
Elastisite Modülü, E (GPa)	0.022
Poisson Oranı, ν	0
Sonlandırma Çekme Gerilimi, σ_t (GPa)	0.1
Sönümlenme Katsayısı, ζ	0.5

Ayrıca malzemenin gerilme-gerinim davranışları da yine aynı malzeme kartına tanımlanmıştır. Köpük malzemesi için gerilme-gerinim grafiği Şekil 10'da verilmiştir. Grafikteki kırmızı renkli noktalar literatürden elde edilen sonuçları, mavi renkli grafik ise Topa [21]'nin makalesindeki deneysel sonucu göstermektedir.

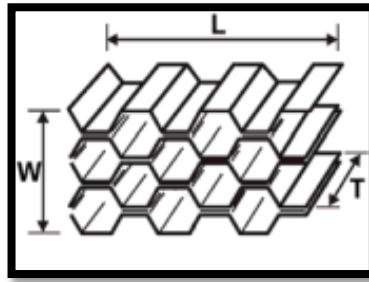


Şekil 10. Köpük malzemesinin gerilme-gerinim grafiği (Stress-strain graph of foam material) [21].

2.5.2 Balpeteği (Honeycomb)

Bal peteği yapısı hücresel bir katıdır. Bir hücresel katı, alanı doldurmak için bir araya getirilmiş katı kenarları veya yüzleri olan hücrelerden oluşur [22]. Bu çalışma alüminyum metalik peteklere odaklanmaktadır. Alüminyum petekler; havacılık, uçak, otomotiv ve deniz mühendisliği gibi çeşitli mühendislik alanlarında dolgu malzemesi olarak değerlendirilmesinin yanında endüstriyel ürünler olarak da kullanılabilir [23].

Petek malzeme yönleri L-yönü (şerit yönü), W-yönü (şerite dik yön) ve T-yönü (kalınlık yönü) olarak tanımlanır. Şekil 11'de bal peteği malzemesinin yönleri gösterilmiştir. Ayrıca, bu bölümde kabuk malzemesi olarak AA 2024-T3 kullanılmıştır.



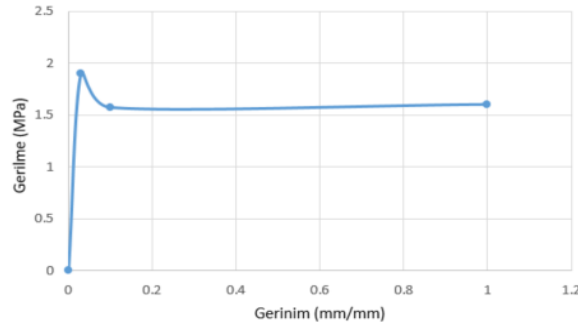
Şekil 11. Bal peteği malzemesinin yönleri (Honeycomb material's directions) [24]

Balpeteği malzemesini tanımlamak için LS-DYNA'da bulunan MAT_MODIFIED_HONEYCOMB malzeme modeli kullanılmıştır. Tablo 5'te balpeteği malzemesinin mekanik özellikleri verilmiştir.

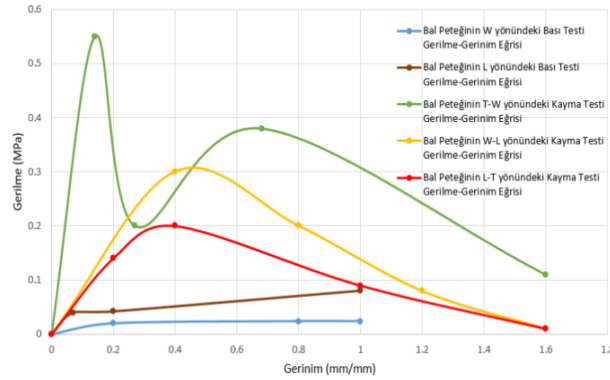
Tablo 5. Balpeteği malzemesinin mekanik özellikleri (Mechanical properties of honeycomb material) [22]

Parametreler	Balpeteği
Yoğunluk, ρ (ton/mm^3)	82.6×10^{-12}
Bası Uygulanmış Petek Malzemesinin Elastik Modülü, E (GPa)	68.95
Poisson Oranı, ν	0
Tamamen Bası Uygulanmış Petek için Akma Gerilimi, σ_y (MPa)	160
Tamamen Bası Uygulanmış Peteğin Bağlı Hacmi, V_f	0.20
Malzeme viskozite katsayısı, μ	0.05
Bası uygulanmamış petek için T yönündeki elastisite modülü, E_{AAU} (MPa)	1020
Bası uygulanmamış petek için W yönündeki elastisite modülü, E_{BBU} (MPa)	340
Bası uygulanmamış petek için L yönündeki elastisite modülü, E_{CCU} (MPa)	340
Bası uygulanmamış petek için T-W yönündeki kesme modülü, G_{ABU} (MPa)	434
Bası uygulanmamış petek için W-L yönündeki kesme modülü, G_{BCU} (MPa)	214
Bası uygulanmamış petek için L-T yönündeki kesme modülü, G_{CAU} (MPa)	434

Daha sonra malzeme modelinde deneysel olarak belirlenen gerilme-gerinim eğrileri malzeme kartına ayrı ayrı tanımlanmıştır. T, W ve L yönlerinde olmak üzere bası testinden elde edilen 3 adet gerilme-gerinim eğrisi bulunmaktadır. Buna ek olarak; T-W, W-L ve L-T yönlerinde olmak üzere kayma testinden elde edilen 3 adet daha gerilme-gerinim eğrisi yer almaktadır. Bu eğrilerin bası uygulanmamış petek için olduğu kabul edilir [22]. Şekil 12 ve Şekil 13'de bu gerilme-gerinim eğrileri gösterilmiştir.



Şekil 12. Bal Peteğinin T yönündeki Basma Testi Gerilme-Gerinim Eğrisi (Compression Test Stress-Strain Curve of Honeycomb in T-direction) [22]

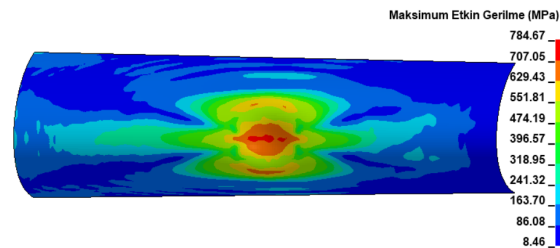


Şekil 13. Bal Peteğinin W ve L yönündeki basma testi ile T-W, W-L ve L-T yönündeki kayma testi gerilme-gerinim eğrileri (Compression test stress-strain curve of honeycomb in W and L direction and shear test stress-strain curve of honeycomb in T-W, W-L, and L-T directions) [22]

3. Sonuçlar ve Tartışma (Results and Discussion)

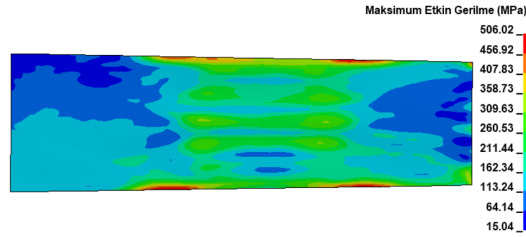
3.1. Alüminyum alaşımdan yapılan kabuk elemanına kuş çarpması (Bird strike on shell element made from AA 2024-T3)

Analiz sonucunda kanat hücum kenarının kabuk yapısında oluşan maksimum Von Mises gerilmesi 784.67 MPa'dır. Kuş çarpmasının olduğu kabuk bölgesindeki gerilme dağılımı Şekil 14'te verilmiştir. AA 2024-T3 malzemesinin maksimum çekme mukavemetinin 483 MPa olduğu düşünüldüğünde, kuşun kabuk yapısının içine etki ettiğini ve bunun sonucunda kabuk yapısının yırtıldığını söylemek mümkündür.



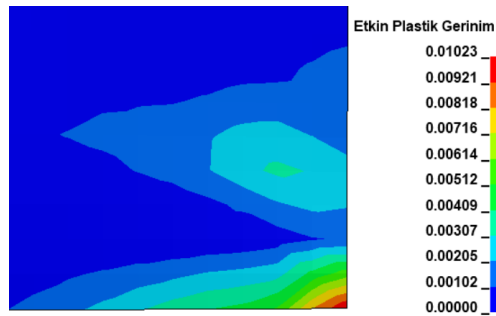
Şekil 14. Kabuk elemanının etkin gerilme dağılımları (Effective stress distributions of shell element)

Şekil 15'te ön kirişte oluşan gerilme durumu gösterilmiştir. Ön kiriş için maksimum Von Mises gerilmesi değeri 506.02 MPa ($t = 2.9$ ms)'dir. Maksimum gerilme, kirişin sol alt kenarında meydana gelmiştir. Ön kirişteki gerilme, AA 20024-T3 malzemesinin maksimum çekme mukavemeti değeri olan 483 MPa'yı geçmiştir. Bunun sonucunda ön kirişin özellikle alt ve üst kenarlarının kalıcı şekil değişikliklerine uğradığını ve yırtıldığını söylemek mümkündür. Kirişin bütünlüğü korunamamış, dolayısıyla tasarım kriteri sağlanmamıştır.



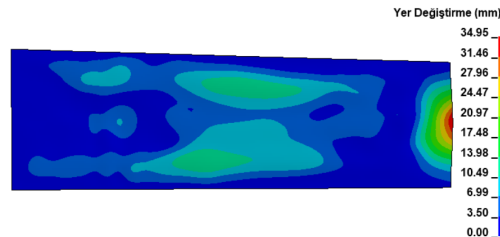
Şekil 15. Ön kiriş için etkin gerilme dağılımları (Effective stress distributions for front spar)

Etkin plastik gerilim değeri malzemenin plastik bölgedeki deformasyon oranını ifade etmektedir. Malzemenin esneme miktarı arttıkça, etkin plastik gerilim de artış gösterir. Şekil 16 incelendiğinde ön kiriş için maksimum etkin plastik gerilim değerinin 0.01023 (%1.023) olduğu görülmektedir.



Şekil 16. Ön kiriş için etkin plastik gerilim dağılımı (Effective plastic strain distribution for front spar)

Son olarak, ön kirişin maksimum yer değiştirme miktarı 34.95 mm olarak hesaplanmıştır. Yer değiştirme miktarı kabuğun sağ kenarının orta noktasında artış göstermiştir (Şekil 17).



Şekil 17. Ön kiriş için yer değiştirme dağılımı (Displacement distribution for front spar)

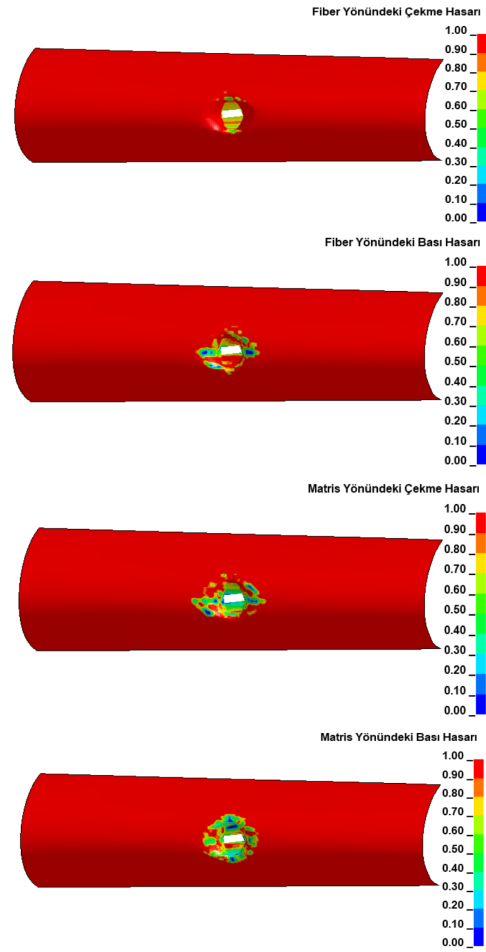
3.2. Kompozitten yapılan kabuk elemanına kuş çarpması (ird strike on the composite shell element)

3.2.1. Yarı izotropik fiber dizilimi (Quasi-isotropic fibre sequence)

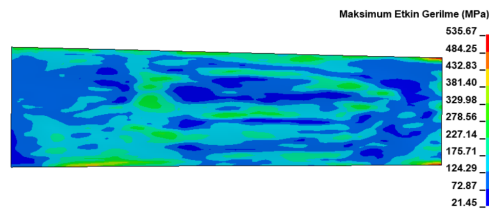
Analiz sonucunda elde edilen bulgular şu şekildedir:

Kabuk elemanı için yapılan analiz sonuçlarına bakıldığında her 4 hasar kriteri (Fiber Yönündeki Çekme Hasarı, Fiber Yönündeki Bası Hasarı, Matris Yönündeki Çekme Hasarı, Matris Yönündeki Bası Hasarı) için de maksimum hasar indeksi değerinin 1'e ulaştığı görülmektedir (Şekil 18). Bu da bize kabuğun kuşun çarpma bölgesinden yırtıldığını veya kopmaya uğradığını kesin olarak göstermektedir. Ayrıca Şekil 18'den yola çıkarak kopma bölgesinin yüzey alanını kabuğun yüzey alanına oranladığımızda, kopmanın küçük bir alanda gerçekleştiğini söylemek mümkündür.

Ön kiriş için maksimum Von Mises gerilmesi değeri 535.67 MPa ($t = 3.5$ ms)'dir. Bu değer, kabuk elemanı AA 2024-T3 malzemeyle yapılan bir önceki analize göre biraz daha yüksek bir değerdir. Bu da bize yarı izotropik dizilime sahip kompozit kabuk elemanının AA 2024-T3 malzemeyle yapılan kabuk elemanından daha dayanıksız olduğunu göstermektedir. Bir önceki analizde olduğu gibi, ön kirişteki gerilme AA 20024-T3 malzemesinin maksimum çekme mukavemeti değeri olan 483 MPa'yı geçmiştir. Maksimum gerilme, kirişin sağ alt kenarında meydana gelmiştir. Şekil 19'a bakıldığında ön kirişin özellikle sağ alt ve üst kenarlarının kalıcı şekil değişikliklerine uğradığı ve yırtıldığı söylenebilir. Dolayısıyla kirişin bütünlüğü korunamamış ve tasarım kriteri sağlanmamıştır.

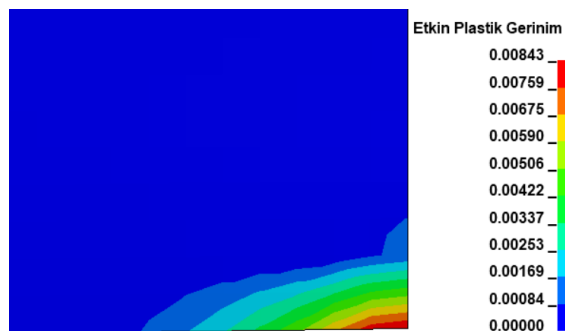


Şekil 18. Kabuk elemanı için etkin hasar indeksleri dağılımı (Effective damage index distribution for shell element)



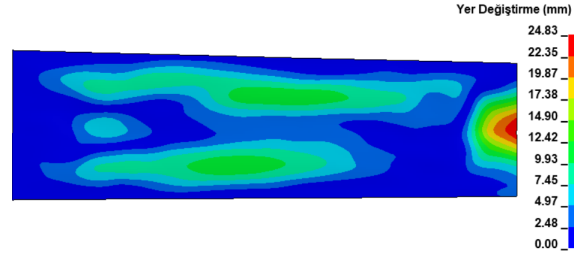
Şekil 19. Ön kiriş için etkin gerilme dağılımları (Effective stress distributions for front spar)

Şekil 20 incelendiğinde maksimum etkin plastik gerilim değerinin 0.00843 (%0.843) olduğu görülmektedir. Bu değer, kabuk elemanı AA 2024-T3 malzemeden yapılan ön kiriş için elde edilen etkin plastik gerilim değerinden daha düşüktür. Yani yarı izotropik dizilime sahip kompozitten yapılan kabuk elemanı, AA 2024-T3'ten yapılan kabuk elemanına göre ön kirişi daha fazla korumuştur, fakat hasarı engelleyememiştir.



Şekil 20. Ön kiriş için etkin plastik gerilim dağılımı (Effective plastic strain distribution for front spar)

Şekil 21'de ön kirişin maksimum yer değiştirmesinin 24.83 mm olduğu görülmektedir. Bu değer, kabuk elemanı AA 2024-T3 malzemeden yapılan ön kiriş için elde edilen yer değiştirme değerinden yaklaşık 10 mm daha düşüktür. Bir önceki plastik gerinim sonucuna benzer şekilde, yarı izotropik dizilime sahip kompozitten yapılan kabuk elemanı ön kirişi AA 2024-T3'ten yapılan kabuk elemanından daha fazla korumuştur, fakat ön kirişin hasar almasını engelleyememiştir. Yer değiştirme miktarı kabuğun sağ kenarının orta noktasında artış göstermiştir.



Şekil 21. Ön kiriş için yer değiştirme dağılımı (Displacement distribution for front spar)

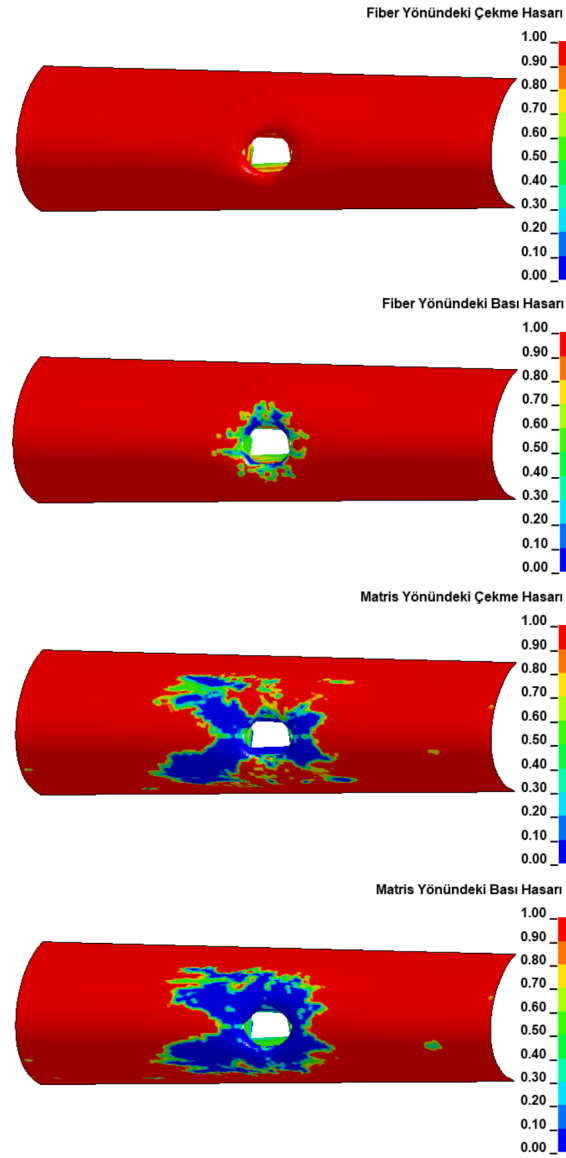
3.2.2. Çapraz fiber dizilimi (Cross-ply fibre sequence)

Yarı izotropik fiber dizilimine sahip kompozit kabuk elemanının analiz sonuçlarına benzer şekilde her 4 hasar kriteri için de maksimum hasar indeksi değerinin 1'e ulaştığı görülmektedir. Bu da bize kabuğun kuşun çarpma bölgesinden kesin olarak yırtıldığını veya kopmaya uğradığını göstermektedir. Ayrıca Şekil 22 incelendiğinde kopma bölgesinin yüzey alanı, yarı izotropik fiber dizilimine sahip kompozit kabuk elemanının analizi sonucunda oluşan kopma bölgesinin yüzey alanından daha büyüktür. Bu sonuç çapraz fiber dizilime sahip kabuk elemanının, yarı izotropik fiber dizilime sahip kabuk elemanına göre daha fazla hasar aldığını göstermektedir.

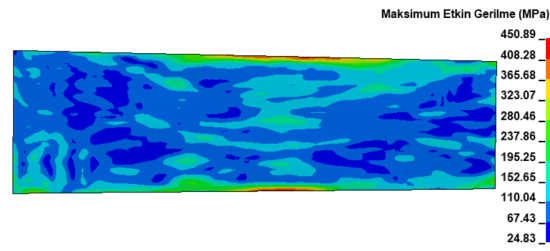
Ön kiriş için maksimum Von Mises gerilmesi değeri 450.89 MPa ($t = 3$ ms)'dir. Bu değer, kabuk elemanları AA 2024-T3 malzemeden yapılan ve yarı izotropik fiber dizilimine sahip kompozitten yapılan hücum kenarları için elde edilen gerilmelerden daha düşüktür. Yani çapraz fiber dizilime sahip kabuk elemanı, diğer iki malzemeden yapılan kabuk elemanlarına göre ön kirişe daha fazla dayanıklılık sağlamıştır. Ön kirişteki gerilme, alüminyum alaşım malzemesinin akma mukavemeti değeri olan 345 MPa'nın üstündedir, fakat maksimum çekme mukavemeti değeri olan 483 MPa'nın altındadır. Maksimum gerilme, kirişin alt kenarında meydana gelmiştir. Ön kirişin özellikle alt kenarının ortasında kalıcı şekil değişiklikleri olduğu söylenebilir (Şekil 23). Ancak kirişin bütünlüğü korunmuş, böylece tasarım kriteri sağlanmıştır.

Şekil 24 incelendiğinde maksimum etkin gerinimin 0.00374 (%0.374) olduğu görülmektedir. Bu değer, kabuk elemanları AA 2024-T3 malzemeden yapılan ve yarı izotropik fiber dizilimine sahip kompozitten yapılan ön kirişler için elde edilen etkin plastik gerinim değerlerinden daha düşüktür. Bir önceki sonuca benzer şekilde çapraz fiber dizilime sahip kabuk elemanının ön kirişe daha fazla mukavemet sağladığı görülmektedir.

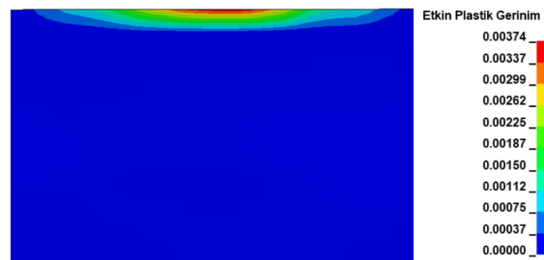
Ön kirişin maksimum yer değiştirmesi 22.22 mm olarak hesaplanmıştır. Bu değer kabuk elemanı AA 2024-T3 malzemeden yapılan ön kirişin yer değiştirme değerinden yaklaşık 12 mm daha düşüktür ve kabuk elemanı yarı izotropik fiber dizilimine sahip kompozitten yapılan ön kirişin yer değiştirme değerinden yaklaşık 2.5 mm daha düşüktür. Önceki 2 analize benzer şekilde, yer değiştirme miktarı kirişin sağ kenarının orta noktasında artış göstermiştir (Şekil 25). Buradan çıkarılacak sonuç ön kirişin bütünlüğünün korunması için kabukta seçilecek en uygun malzemenin çapraz fiber dizilime sahip kompozit eleman olduğudur.



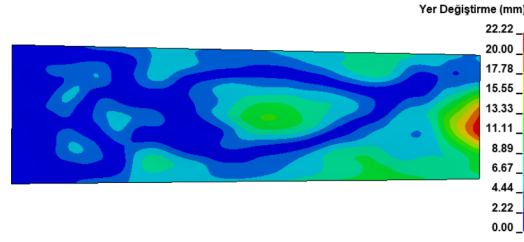
Şekil 22. Kabuk elemanı için etkin hasar indeksleri dağılımı (Effective damage index distribution for shell element)



Şekil 23. Ön kiriş için etkin gerilme dağılımları (Effective stress distributions for front spar)



Şekil 24. Ön Kiriş için Etkin Plastik Gerilim Dağılımı (Effective Plastic Strain Distribution for Front Spar)

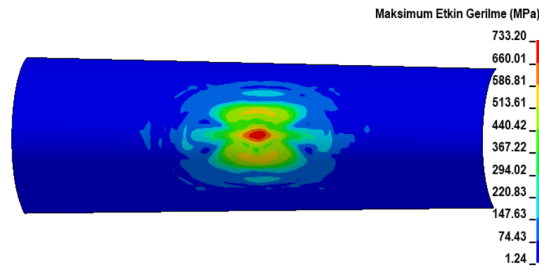


Şekil 25. Ön kiriş için yer değiştirme dağılımı (Displacement distribution for front spar)

3.3 Güçlendirici malzemelerin kuş çarpmasına etkisi (The effect of reinforce materials on bird strike)

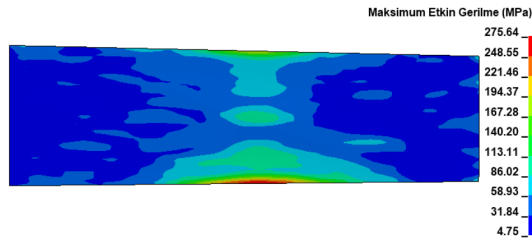
3.3.1 Genleştirilmiş Polistiren Köpük (EPS foam)

Kanat hücum kenarının kabuk yapısında oluşan maksimum Von Misses gerilmesi 733.20 MPa'dır. AA 2024-T3 malzemesinin maksimum çekme mukavemetinin 483 MPa olduğu düşünüldüğünde, kuşun kabuk yapısının içine etki ettiğini ve bunun sonucunda kabuk yapısının yırtıldığını söylemek mümkündür (Şekil 26).



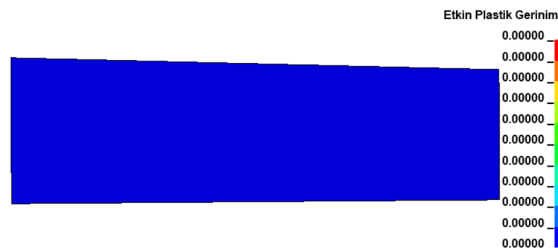
Şekil 26. Kabuk elemanının etkin gerilme dağılımları (Effective stress distributions of shell element)

Ön kiriş için maksimum Von Misses gerilmesi değeri 275.64 MPa ($t = 3.9$ ms)'dir. Bu değer, kabuk elemanları AA 2024-T3'ten ve kompozitlerden yapılan ön kirişlerin maksimum etkin gerilme değerlerinden çok daha düşüktür. Buradan çıkarılacak sonuç, köpüğün destek elemanı olarak kullanılmasının ön kirişte düşük bir gerilme oluşmasına sebep olduğudur. Maksimum gerilme, kirişin alt kenarının ortasında meydana gelmiştir. Ön kirişteki gerilme, AA 2024-T3 malzemesinin akma gerilimi değeri olan 345 MPa'nın altındadır. Bunun sonucunda ön kirişin özellikle alt kenarının ortasının geçici deformasyonlara uğradığı söylenebilir (Şekil 27). Ancak kirişin geneline bakıldığında herhangi bir kopma veya yırtılma söz konusu değildir, böylece tasarım kriteri sağlanmıştır.



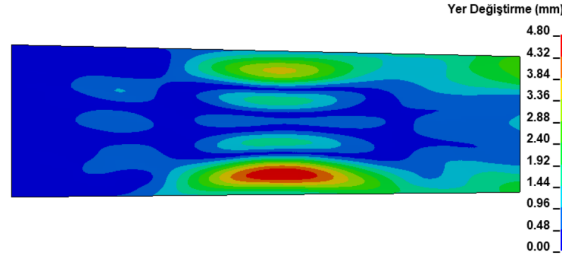
Şekil 27. Ön kiriş için etkin gerilme dağılımları (Effective stress distributions for front spar)

Şekil 28 incelendiğinde ön kirişte etkin plastik gerininin oluşmadığı görülmektedir. Bu sonuca bakarak ön kirişin oldukça makul düzeyde bir elastik deformasyona uğradığı ve önemli bir hasar almadığı söylenebilir.



Şekil 28. Ön kiriş için etkin plastik gerinim dağılımı (Effective plastic strain distribution for front spar)

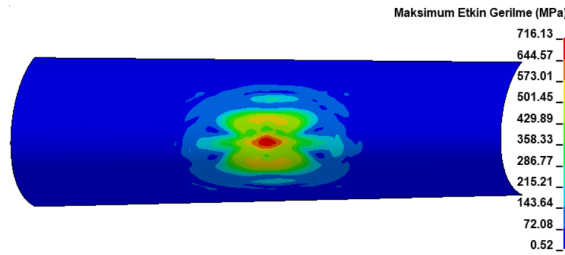
Ön kirişin maksimum yer değiştirme miktarı 4.80 mm olarak hesaplanmıştır. Bu değer, kabuk elemanı AA 2024-T3'ten ve kompozitlerden yapılan hücum kenarlarının yer değiştirme değerlerinden çok daha düşüktür. Sonuç olarak destek malzemesi olarak kullanılan köpük; ön kirişteki gerilme, plastik gerinim ve yer değiştirme miktarlarında ciddi azalmalara sebep olmuş ve ön kirişi hasar almaktan korumuştur. Önceki analizlerden farklı olarak, yer değiştirme miktarı kirişin alt bölgesinin ortasında artış göstermiştir (Şekil 29).



Şekil 29. Ön kiriş için yer değiştirme dağılımı (Displacement distribution for front spar)

3.3.2. Balpeteği (Honeycomb)

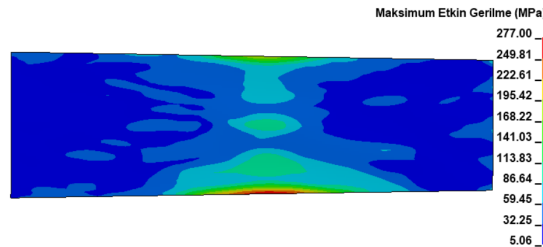
Kanat hücum kenarının kabuk yapısında oluşan maksimum Von Mises gerilmesi 716.13 MPa'dır (Şekil 30). AA 2024-T3 malzemesinin maksimum çekme mukavemetinin 483 MPa olduğu düşünüldüğünde, kuşun kabuk yapısının içine etki ettiğini ve bunun sonucunda kabuk yapısının yırtıldığı söylenebilir.



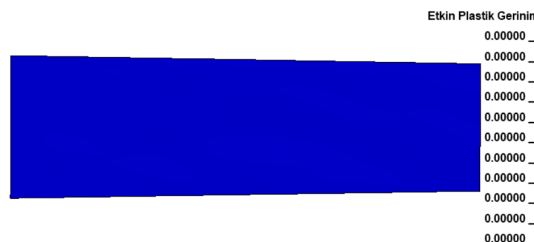
Şekil 30. Kabuk elemanının etkin gerilme dağılımları (Effective stress distributions of shell element)

Ön kiriş için maksimum Von Mises gerilmesi değeri 277.00 MPa ($t = 4$ ms)'dir. Maksimum gerilme, köpükle yapılan analize benzer şekilde kirişin alt kenarının ortasında meydana gelmiştir (Şekil 31). Ön kirişteki gerilme, AA 2024-T3 malzemesinin akma mukavemeti değeri olan 345 MPa'nın altındadır. Bunun sonucunda ön kirişin kalıcı şekil değişikliklerine uğramadığı kesin olarak söylenir. Kirişin bütünlüğü korunmuş ve böylece tasarım koşulu sağlanmıştır.

Şekil 32 incelendiğinde, köpük malzemesiyle yapılan analizlerdeki gibi burada da etkin plastik gerinimin oluşmadığı görülmektedir. Bu sonuca bakarak ön kirişin plastik bölgede herhangi bir deformasyona uğramadığı kesin olarak söylenir.

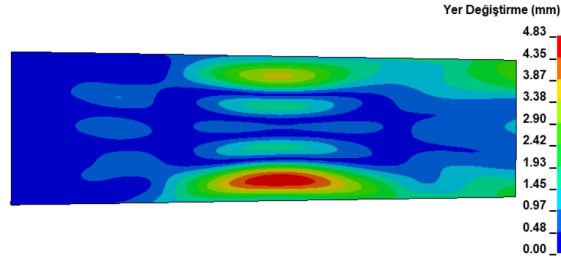


Şekil 31. Ön kiriş için etkin gerilme dağılımları (Effective stress distributions for front spar)



Şekil 32. Ön kiriş için etkin plastik gerinim dağılımı (Effective plastic strain distribution for front spar)

Ön kirişin maksimum yer değiştirme miktarı 4.83 mm olarak hesaplanmıştır. Bu değer köpük malzemesiyle yapılan analizin yer değiştirme miktarıyla neredeyse aynıdır. Yine köpük malzemesiyle yapılan analizin sonuçlarına benzer bir şekilde, yer değiştirme miktarı kabuğun alt bölgesinin ortasında artış göstermiştir (Şekil 33). Sonuç olarak destek malzemesi olarak kullanılan bal peteği; ön kirişteki gerilme, plastik gerinim ve yer değiştirme miktarlarında ciddi azalmalara sebep olmuş ve ön kirişi hasar almaktan korumuştur.



Şekil 33. Ön kiriş için yer değiştirme dağılımı (Displacement distribution for front spar)

Elde edilen sonuçlar şu şekildedir:

Kabuk elemanının AA 2024-T3 malzemedan yapıldığı ve destek elemanının kullanılmadığı analizlerde, ön kiriş hasara uğramıştır. Bu da bize AA 2024-T3 malzemesinin kabuk malzemesi olarak tek başına kullanılamayacağını, kullanılsa bile arkasına mutlaka köpük veya balpeteği gibi destekleyici bir malzemenin eklenmesi gerektiğini göstermektedir.

Yarı izotropik ve çapraz fiber dizilimine sahip kompozitten yapılan kabuk elemanları için, her iki analizde de kuş modeli kabuğu delip geçmiştir. Dolayısıyla kompozit malzeme için kullanılan Chang-Chang hasar kriteri sağlanamamıştır. Ayrıca, kuşun kabukta açtığı deliğin yüzey alanının, çapraz fiber dizilimine sahip kompozit malzemede daha fazla olduğu görülmüştür.

Kabuğu yarı izotropik fiber dizilimine sahip kompozitten yapılan ön kiriş yırtılmaya uğramıştır. Dolayısıyla yarı izotropik fiber dizilimine sahip kompozit malzemeyi kabuk malzemesi olarak kullanmak elverişsizdir.

Bununla bağlantılı olarak kabuğu çapraz fiber dizilimine sahip kompozitten yapılan ön kirişin hasar almadığı görülmüştür. Ayrıca bu analiz için elde edilen maksimum etkin gerilme değeri, kabuğu yarı izotropik fiber dizilimine sahip kompozitle yapılan analizden elde edilen maksimum etkin gerilmeden yaklaşık 85 MPa daha düşüktür. Sonuç olarak, çapraz fiber dizilimine sahip kompozit malzemenin kabuk yapısı için kullanılabilirliği söylenebilir.

Bu 3 analiz için etkin plastik gerinim değerleri karşılaştırıldığında, kabuğu AA 2024-T3'ten yapılan ön kirişin en yüksek değere sahip olduğu görülmektedir. Buradan AA 2024-T3'ten yapılan kabuğa sahip ön kirişin plastik bölgede en fazla deformasyona uğradığını söyleyebiliriz. Çapraz katlı fiber kompozitten yapılan kabuk için ise etkin plastik gerinim değerinin en düşük olduğu görülmektedir. Bu da bize çapraz katlı fiber kompozitten yapılan kabuğa sahip ön kirişin plastik bölgede en az deformasyona uğradığını göstermektedir.

Bal peteği ve polistiren köpük gibi destekleyici malzemelerin kullanılması ön kiriş üzerinde beklendiği gibi olumlu bir etki yaratmıştır. Her iki malzemede de etkin plastik gerinim oluşmamıştır. Bu da malzemelerin elastik bölgede kaldıklarını ve plastik bölgeye geçmediklerini göstermektedir. Dolayısıyla her iki malzemede de ön kirişler kesinlikle hasar almamıştır.

Bununla ilgili olarak yer değiştirme değerleri her iki malzeme için de neredeyse aynıdır ve 4.8 mm civarındadır. Maksimum etkin gerilmelere bakıldığında, yine aynı durum söz konusudur ve her iki malzeme için değerler 275-277 MPa civarındadır. Sonuçlara bakılarak; balpeteğinin ve polistiren köpüğün ön kiriş üzerinde hemen hemen aynı derecede etkili oldukları söylenebilir.

Çıkar Çatışması Beyanı (Conflict of Interest Statement)

Yazarlar tarafından herhangi bir çıkar çatışması bildirilmemiştir.

Kaynaklar (References)

- [1] L. S. Nizampatnam, "Models and Methods for Bird Strike Load Predictions," Ph.D. dissertation, Wichita State University, Department of Aerospace Engineering, Kansas City, US, 2007.
- [2] O. Dede, "Investigation of Effects of Bird Strike on Wing Leading Edge by Using Explicit Finite Element Method," M.Sc. dissertation, Department of Aerospace Engineering, Middle East Technical Univ., Ankara, Turkey, 2014.
- [3] R. A. Dolbeer, M. J. Begier, P. R. Miller, J. R. Weller, and A. L. Anderson, *Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States, 1990-2020*. Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 27 July 2021.
- [4] S. Long, X. Mu, Y. Liu, H. Wang, X. Zhang, and X. Yao, "Failure Modeling of Composite Wing Leading Edge Under Bird Strike," *Composite Structures*, vol. 255, pp. 1-14, 2021, doi:10.1016/j.compstruct.2020.113005
- [5] M. Kahvecioğlu, "Kuş Çarpmasına Maruz Helikopter Kanopilerinin Yapısal Davranışı," M.Sc. dissertation, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, Türkiye, 2019.
- [6] S. Tan, "Bir Uçak Kanadının Hücum Kenarına Kuş Çarpmasının Sayısal Olarak Modellenmesi ve Analizi," M.Sc. dissertation, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, Türkiye, 2013.
- [7] M. Guida, F. Marulo, M. Meo and M. Riccio, "Analysis of Bird Impact on a Composite Tailplane Leading Edge," *Applied Composite Materials*, vol. 15, pp. 241-257, 2008, doi:10.1007/s10443-008-9070-6
- [8] M. Kim, A. Zammit, A. Siddens, J. Bayandor, "An Extensive Crashworthiness Methodology for Advanced Propulsion Systems, Part I: Soft Impact Damage Assessment of Composite Fan Stage Assemblies", *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 4-7 January 2011*. doi:10.1109/5.771073
- [9] R. Hedayati and S. Zisei-Rad, "Effect of Bird Geometry and Orientation On Bird-Target Impact Analysis Using SPH Method," *International Journal of Crashworthiness*, vol. 17, pp. 1-15, 2012. doi:10.1080/13588265.2012.674333.
- [10] J. Liu, Y. Li, X. Gao, "Bird Strike on a Flat Plate: Experiments and Numerical Simulations," *International Journal of Impact Engineering*, vol. 70, pp. 21-37, 2014. doi:10.1016/j.ijimpeng.2014.03.006
- [11] S. Heimbs, W. Machunze, G. Brand and B. Schlipf, "Bird Strike Analysis for Impact-Resistant Design of Aircraft Wing Krueger Flap," in *2015 SIMULIA Community Conference, 2015, Berlin, Germany* [Online]. Available: Researchgate, <http://www.researchgate.net>. [Accessed: 10 Sept. 2022].
- [12] R. Vijayakumar, K. Gulbarga and R. Ravindranath, "Bird Strike Simulation on Composite Structures," in *41st European Rotorcraft Forum 2015, Rotary Wing R&D Centre, Hindustan Aeronautics Limited, India* [Online]. Available: <https://d1wqtxs1xzle7.cloudfront.net>. [Accessed: 10 Oct. 2022].
- [13] Z. Eren, S. Tataroğlu, D. Balkan and Z. Mecitoğlu, "Modeling of Bird Strike on a Composite Helicopter Rotor Blade," *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Grapevine, Texas, US, 2017*. doi:10.2514/6.2017-1991
- [14] S. Meguid, R. Mao and T. Ng, "FE analysis of geometry effects of an artificial bird striking an aeroengine fan blade," *International Journal of Impact Engineering*, vol. 35, no.6, pp. 487-498, 2008. doi:10.1016/j.ijimpeng.2007.04.008
- [15] T. Kiper, "Kuş Çarpmasının Bir Eğitim Uçağı Kanadı Üzerindeki Etkilerinin Analizi," Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Gazi Üniversitesi, Ankara, Türkiye, 2015.
- [16] İ. Karaağaç, M. O. Kabakçı, and M. Y. Demirel, "The Experimental Investigation of Annealing Parameters Effects on Al2024-T3 Materials' Formability and Mechanical Properties," *European Journal of Technique (EJT)*, vol. 9, no. 2, pp. 338-346, 2019. doi:10.36222/ejt.648167
- [17] Federal Aviation Administration, *Aviation Maintenance Technician Handbook: Airframe, Volume 1: FAA-H-8083-31A, 2018th ed., Aviation Supplies and Academics, Dec. 2018*.
- [18] B. Wade, P. Feraboli and M. Osborne, *Simulating Laminated Composites Using LS-DYNA Material Model MAT54 Part I: [0] And [90] Ply Single-Element Investigation*, Springfield, Virginia: Federal Aviation Administration, Feb. 2015.
- [19] G. H. Staab, 2nd Ed., *Laminar Composites*. Waltham, MA: Elsevier Science, 2015.
- [20] C. Ling, P. Cardiff, and M. D. Gilchrist, "Mechanical behaviour of EPS foam under combined compression-shear loading," *Materials Today Communications*, vol. 16, pp. 339-352, 2018. doi:10.1016/j.mtcomm.2018.07.001
- [21] Q. H. Shah and A. Topa, "Modeling Large Deformation and Failure of Expanded Polystyrene Crushable Foam Using LS-DYNA," *Modelling and Simulation in Engineering*, pp. 1-7, 2014. doi:10.1155/2014/292647
- [22] J. Hellström and A. Lindblom, "Development of Simulation Model of an ODB," M.Sc. dissertation, Department of Applied Physics and Mechanical Engineering, Luleå University of Technology, Luleå, Sweden, 2007.
- [23] A. A. Ashab, D. Ruan, G. Lu and A. A. Bhuiyan, "Finite Element Analysis of Aluminum Honeycombs Subjected to Dynamic Indentation and Compression Loads," *Materials*, vol. 9 no. 3 pp. 162, 2016. doi:10.3390/ma9030162

[24] S. Heimbs, P. Middendorf and M. Maier, "Honeycomb Sandwich Material Modeling for Dynamic Simulations of Aircraft Interior Components," in *9th International LS-DYNA Users Conference, 2006, Dearborn, USA*. [Online]. Available: <https://www.ncbi.nlm.nih.gov>. [Accessed: 18 Sept. 2022].

This is an open access article under the CC-BY license

