

KUŞ ÇARPMASINA KARŞI MUKAVİM UÇAK KANOPİSİ TASARIMI VE OPTİMİZASYONU

Muhammed Cihan Tezel¹
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara;
Roketsan, Ankara

Erdem Acar²
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi,
Ankara

ÖZET

Bu çalışmada, milli muharip uçak kanopisinin kuş çarpması tehdidine karşı tasarımı ve optimizasyonunun gerçekleştirilmesi amaçlanmıştır. Kanopinin tasarımında sonlu elemanlar yöntemi kullanılmıştır. Bu kapsamda, öncelikle kuş modeli oluşturulmuş ve literatür sonuçlarıyla doğrulanmış, ardından literatürde mevcut bir uçak kanopisinin sonlu elemanlar model oluşturulmuş ve literatürde mevcut deney sonuçlarıyla doğrulanmıştır. SE yöntemi ile uçak kanopisinin kuş çarpması analizi yapabilme kabiliyetinin kazanılmasının ardından, milli muharip uçak kanopisi için optimizasyon çalışmaları yapılmıştır. Optimizasyon çalışması sonucunda çok katmanlı kanopi yapısı için her bir katmanda kullanılacak malzeme ve katman kalınlıkları belirlenmiştir. Çalışma kapsamında ileriye yönelik olarak, bu çalışmada elde edilen optimum konfigürasyona sahip kanopinin üretilip kuş çarpması testlerinin yapılması planlanmaktadır.

GİRİŞ

Havacılıkta kuş çarpması olayı uçuş güvenliğini etkilemekte ve finansal kayıplara hatta ölümlere yol açabilmektedir. Kaza raporları ve istatistikler incelendiğinde; kanopi, burun, motor, kanat ve kuyruk hücum kenarları uçakların en çok çarpışmaya maruz kalan kısımlarıdır. FAA (*Federal Aviation Administration*) ve EASA (*European Aviation Safety Agency*) gibi havacılık organizasyonları bu kazaların etkilerini azaltmak ve uçuş güvenliğini sağlamak amacıyla bazı regülasyonlar oluşturmuştur. Çarpışmaya maruz kalabilecek uçak yapılarının tasarımları regülasyonlara göre planlanmış testlerle belirlenmektedir. Yapıların üretimi ve test sistemi ele alındığında, eğer bir tasarım testte başarısız olursa yeni üretim ve tekrarlı testler yüksek finansal zararlara ve zaman kayıplarına sebep olabilmektedir. Ayrıca farklı koşullardaki çarpışmaları test etmek de her bir parametrenin ayrı ayrı değerlendirilebilmesi için yüksek sayıda test gerektirdiği için oldukça maliyetlidir. İlk tasarım aşamalarında bu zaman ve maliyet kayıplarını azaltmak için kuş çarpması olayının bilgisayar ortamında sonlu elemanlar (SE) yöntemiyle analiz edilmesi oldukça yaygınlaşmıştır.

Brockman ve Held (1991) bir F-16 kanopisine kuş çarpmasını incelemişlerdir. 1.8 kg bir kuş 180 m/s hızla 12.7 mm kalınlığında bir polikarbonat kanopiye çarpmaktadır. Kanopiye kuş çarpması sırasında 4 ms aralıklarla kanopi merkez profilinin durumu incelenmiştir. Shah ve Abakr (2008) polikarbonat bir plakaya bilye çarpmasının LS-DYNA yazılımı ile analizini yapmış, SE modelini deney verileriyle doğrulamış ve polikarbonat plakanın çarpışma sonrası davranışını incelemiştir. Zhu vd. (2009) bir kanopiye kuş çarpmasının ABAQUS yazılımı ile analizini ve testlerle doğrulanması çalışmasını gerçekleştirmiştir. Salehi vd. (2010) farklı kalınlık konfigürasyonlarından oluşan kanopiye kuş çarpması analizlerini deney verileri ile doğrulamıştır. Wang ve Yue (2010) LS-DYNA yazılımını kullanarak bir kanopiye farklı hızlarda kuş çarpması analizlerini gerçekleştirmiştir. Yapılan çalışmalar deneysel veriler ile doğrulanmamıştır.

¹ Yüksek lisans öğrencisi, Makine Müh. Bölümü, mcihantezel@etu.edu.tr

² Prof. Dr., Makine Müh. Böl., E-posta: acar@etu.edu.tr

Grimaldi (2013) çalışmasında farklı geometrilere sahip, cam ve PVB (Polyvinyl butyral) katmalarından oluşan kanopiye kuş çarpması analizlerinin sonuçlarını paylaşmıştır. Dar vd. (2013) kuş ve kanopi modellerini deneysel verilerle doğrulandıktan sonra kanopinin davranışının; kuş hızı, çarpma açısı, çarpma bölgesi, kuş kütlesi ve geometrisine göre nasıl değiştiğini incelemiştir. Çalışmada ANSYS yazılımı kullanılırken analiz verileri de deneysel verilerle doğrulanmaktadır. Sonuç olarak, uçak kanopisine kuş çarpması olayını SE yöntemiyle analiz edilmesi üzerine literatürde çok sayıda çalışma bulunduğu görülmüş, bu çalışmalar içerisinde Brockman ve Held (1991) tarafından yapılan çalışmalar bu bildiri çalışmasında doğrulama amaçlı kullanılmıştır.

Bu çalışmada milli muharip uçak (MMU) kanopisinin kuş çarpması tehdidine karşı tasarımı ve optimizasyonu problemi ele alınmıştır. MMU kanopisi için polikarbonat (PC), gerdirilmiş akrilik (*stretched polimetil metakrilat, SPMMA*) ve döküm akrilik (*cast polimetil metakrilat, CPMMA*) malzemelerinin kullanılması değerlendirilmiştir. Kanopi tasarımı için bu malzemelerden ikisi arada bir TPU (*thermoplastic polyurethane*) yapıştırıcı olacak şekilde üç katmanlı olarak kullanılmıştır. Çalışmanın amacı, MMU kanopisinde kullanılacak çok katmanlı yapı için optimizasyon teknikleri kullanılarak optimum malzeme seçiminin yapılması ve katman kalınlıklarının belirlenmesidir.

Bildiri şu şekilde yapılandırılmıştır. Bir sonraki bölümde, kuş modelinin oluşturulması, kanopi malzeme modelinin oluşturulması ve kanopi SE modeli oluşturulması çalışmalarının nasıl yapıldığı açıklanmış ve literatürde mevcut bir uygulama problemi üzerinden validasyon çalışması yapılmıştır. Ardından, uygulama problemi olan MMU kanopisi için optimizasyon çalışmaları yapılmıştır. Bu kapsamda öncelikle en kritik çarpma bölgesi belirlenmiş, sonra çok katmanlı yapı için beş farklı malzeme konfigürasyonu belirlenmiş ve son olarak da katmanlar için malzeme seçimi ve katman kalınlıkları belirleme faaliyetleri için optimizasyon çalışması yapılmıştır. Bildirinin son bölümünde çalışmadan elde edilen sonuçlar değerlendirilmiştir.

YÖNTEM

Yüksek hızda meydana gelen kuş çarpması probleminin sayısal modellenmesinde birbirinden farklı analiz metotları vardır: Lagrange yöntemi, Euler yöntemi, değişken Lagrange-Euler yöntemi (ALE), interpolasyonlu parçacık hidrodinamiği (SPH) yöntemi. Bu yöntemler kuş modellenmesinde analizlerde sıklıkla kullanılmaktadır. Lagrange yönteminde düğüm noktaları ile malzemenin konumu aynıdır, bu yüzden malzeme ile düğüm noktaları analizde beraber hareket etmektedir. Euler yönteminde düğüm noktaları sabit kalmakta ve malzeme bu noktalar üzerinde hareket edebilmektedir. ALE yöntemi ise bahsedilen iki metodun birleşimi şeklinde oluşturulmuştur. SPH yönteminde ise düğüm noktaları yoktur ve ağ yapısı değil tanecik yapısı kullanılır. Lagrange, Euler ve SPH modellerin karşılaştırılması Tablo 1'de gösterilmiştir. Bu çalışmada, kuşun sayısal modellenmesinde önceki çalışmalarımızda olduğu gibi SPH modeli kullanılmıştır [Türkmen vd., 2022; Tezel vd. 2023a; Tezel vd. 2023b].

Tablo 1. Lagrange, Euler ve SPH Yöntemlerinin Karşılaştırılması [Heimbs, 2011]

Yöntem	Lagrange	Euler	SPH
Avantaj	Model oluşturması basittir, CPU süresi azdır, kuş modelin sınırları net olarak belirlenmiştir.	Çözüm ağında bozulma olmaz, sayısal olarak istikrarlı sonuçlar verir, karmaşık kuş parçalanma simülasyonları yapabilir.	Çözüm ağında bozulma olmaz, sayısal olarak istikrarlı sonuçlar verir, karmaşık kuş parçalanma simülasyonları yapabilir, Euler modeline göre hesaplama maliyeti daha azdır.
Dezavantaj	Karmaşık kuş parçalanma simülasyonları yapmak zordur, çözüm ağında ciddi bozulmalar meydana gelir, bu da sonucun hassasiyetini düşürür.	Model oluşturması zordur, net belirlenmiş dış sınır yoktur, çarpma bölgesine çok sık ağ atılmalıdır, işlem süresi uzundur.	Model oluşturulması daha zordur, net olarak belirlenmiş dış sınır yoktur, Lagrange yöntemine göre daha fazla CPU süresi vardır.

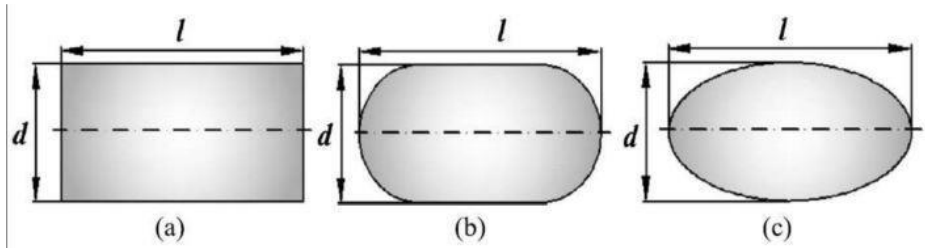
Kuş modelinin oluşturulması

Kuş çarpmasının çok yüksek hızlarda gerçekleşmesinden dolayı, kuşun çarpışma sonucu oluşturduğu deformasyon; elastik, plastik, hidrodinamik ve patlayıcı olmak üzere dört alt kategoride incelenir. Kuşun yapısı, su ve iç organlarında bulunan havadan oluşmaktadır. Yüksek hızda gerçekleşen çarpışmada; malzeme yüzeyinde oluşan gerilmeler, malzemenin dayanımını aştığından, hidrodinamik bölge geçişi malzemenin akışkan gibi davranmasına sebep olur [Hedayati ve Sadighi, 2015]. Analizlerde kullanılacak kuş modelleri hidrodinamik malzeme modeli kullanılarak oluşturulmuştur. Bu modelin hacim mukavemet değerlerinin bulunması için durum denklemleri kullanılmıştır [Ivancevic ve Smojver, 2011]. Analizde kullanılacak durum denklemlerinden bazıları Tablo 2’de gösterilmiştir.

Tablo 2. Durum denklemleri [Abrate, 2016; Hedayati ve Sadighi, 2015]

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

Uluslararası Kuş Çarpması Komitesi (*International Bird Strike Committee*) gerçek kuşların biyometrik özelliklerini ölçerek kuş çarpması testlerinde kullanmak için Şekil 1’de gösterilen en uygun üç farklı model önermiştir: ucu yarı küresel silindir, elipsoit ve ucu düz silindir [Budgey, 2000]. Yarı küresel uçlu silindir modelin uzunluğunun çapa oranının 2 olduğu kuş modeller gerçek çarpışma durumuna en yakın sonuçları vermektedir. Bu doğrultuda, bu çalışmada kuşun modellenmesinde ucu yarı küresel silindir model kullanılmıştır.



Şekil 1. Kuş Modelleri; a) Ucu Düz Silindir, b) Ucu Yarı Küresel Silindir, c) Elipsoit [Zhang ve Fei, 2016]

Kanopi malzeme modelinin oluşturulması

Bu çalışmada, malzemelerin yüksek hızlı çarpışma performanslarını modelleyebilmek için farklı yüklenme hızlarında farklı sonuçlar verme kabiliyetine sahip Johnson Cook (J-C) malzeme modeli kullanılmıştır. Kanopi aday malzemelerinin mekanik özelliklerini belirlemek için İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü’nde (İYTE) malzeme karakterizasyonu testleri gerçekleştirilmiştir.

J-C malzeme modeli dayanım ve hasar modellerinden oluşmaktadır. Dayanım modeli akma dayanımından sonraki gerilmeyi tahmin ederken, hasar modeli hasarın meydana geldiği eşdeğer gerilmeyi tahmin etmektedir. Dayanım modelinin formülasyonu Denklem (1)’de, hasar modelinin formülasyonu Denklem (2)’de gösterilmiştir. Denklem (3)’te hasar modelinde bulunan gerilme üç

eksenliliği ve Denklem (4)'te kırılma anındaki eşdeğer gerinmenin formülasyonları verilmiştir. Tablo 3 ve 4'te formülasyonlardaki dayanım ve hasar parametreleri verilmiştir [Johnson ve Cook, 1985].

$$\sigma_f = (A + B\varepsilon_{pl}^n) \left[1 + C \ln \left(\frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \right] \left[1 - \left(\frac{T - T_r}{T_m - T_r} \right)^m \right] \quad (1)$$

$$\varepsilon^f = [D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*)] (1 + D_4 \ln \dot{\varepsilon}^*) \left[1 + D_5 \left(\frac{T - T_R}{T_m - T_R} \right) \right] \quad (2)$$

Burada D_1 - D_5 hasar modeli sabitleri olup, denklemlerdeki diğer terimler aşağıda tanımlanmıştır.

$$\sigma^* = \frac{\sigma_m}{\sigma_{eq}} = \frac{\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3}{3 \sqrt{\frac{1}{2} [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]}} \quad (3)$$

$$\varepsilon^f = \ln \left(\frac{A_0}{A_f} \right) \quad (4)$$

Tablo 3. J-C dayanım parametreleri

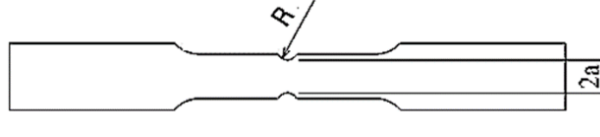
Parametre	Açıklama
σ_f	Akış gerilmesi (<i>İng.</i> flow stress)
$\dot{\varepsilon}_0$	Referans gerinme oranı
T_m	Erime sıcaklığı
ε	Gerinme
T_r	Referans sıcaklığı (oda sıcaklığı)
A	Akma dayanımı
n	Gerinme sertleşme katsayısı
m	Termal yumuşama katsayısı
B	Gerinme pekleşme modülü
C	Gerinme oranı sabiti

Tablo 4. J-C hasar parametreleri

Parametre	Açıklama
ε^f	Kırılma eşdeğer gerinmesi
σ_m	Ortalama gerilme
σ^*	Gerilme üç eksenliliği (<i>İng.</i> stress triaxiality) oranı
σ_{eq}	Eşdeğer gerilme
A_0	Numune kesit alanı
A_f	Kırılma sonrası numune kesit alanı
D_1 - D_5	JC hasar girdi parametreleri

J-C malzeme modeli parametrelerinin belirlenebilmesi için farklı tip mekanik testler yapılır. Dayanım modelinde bulunan A, B ve n parametrelerinin belirlenebilmesi için statik basma testleri, C için farklı yüksek hızlarda basma testleri ve m için farklı sıcaklıklarda basma testleri yapılır. Hasar modelinde bulunan D_1 , D_2 ve D_3 parametreleri için farklı çentiklere sahip numuneler çekme testleri, D_4 parametresi için farklı yüksek hızlarda çekme testleri ve D_5 parametresi için farklı sıcaklıklarda çekme testleri yapılır. Farklı çentiklere sahip numunelerin gerilme üç eksenliliği Denklem 5'teki gibi hesaplanır. Şekil 2'de çentikli bir çekme numunesi gösterilmiştir.

$$\sigma^* = \frac{1}{3} + \ln\left(1 + \frac{a}{2R}\right) \quad (5)$$



Şekil 2. Çentikli bir çekme numunesi

İYTE bünyesinde gerçekleştirilen testler sonucunda PC, CPMMA ve SPMMA için elde edilen J-C malzeme modeli parametreleri ve temel malzeme bilgileri Tablo 5'te verilmiştir. D_5 parametresi için farklı sıcaklıklarda çekme testleri yapılması gerekmekte olup, bu çalışmada sıcaklığın etkisi ihmal edildiğinden bu testler yapılmamış ve $D_5 = 0$ değeri kullanılmıştır.

Tablo 5. J-C Malzeme Modeli Parametreleri

Malzeme Özelliği	PC	CPMMA	SPMMA
Yoğunluk (kg/m^3)	1200	1180	1180
Kayma modülü (GPa)	0.93	1.70	1.70
Elastisite modülü (GPa)	2.59	3.00	3.17
Poisson oranı	0.40	0.37	0.37
Akma dayanımı, A (MPa)	56.9	100.0	95.7
Pekleşme modülü, B (MPa)	84.9	96.6	57.9
Gerilme pekleşme katsayısı, n	2.81	2.53	3.17
Gerilme oranı sabiti, C	0.05	0.19	0.11
Isıl yumuşama katsayısı, m	0.65	0.67	0.58
Normalize gerilme hızı oranı (s^{-1})	0.001	0.001	0.001
D_1	0.765	-0.008	-0.136
D_2	0.184	0.313	0.655
D_3	-3.788	-4.056	-1.770
D_4	0.006	-0.087	-0.094

Kanopi sonlu elemanlar modeli oluşturulması:

Kanopiye kuş çarpmasını modelleyebilmek için literatürde bulunan F-16 kanopisiyle gerçekleştirilen deneysel bir çalışma için, SE modeli oluşturulup sonuçlar doğrulanmıştır. Burada önce ağ yakınsama çalışmaları yapıp optimum eleman boyutları belirlenmiş, ardından SE sonuçları literatürdeki deney sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Daha sonra, benzer bir model MMU kanopisi için oluşturulmuştur. MMU kanopisi için çarpışmanın en kritik olduğu bölge belirlenmiş ve devamındaki çalışmalar bu bölgede gerçekleştirilmiştir. Son olarak, çeşitli malzeme konfigürasyonları için deformasyonu tahmin edebilen matematiksel modeller geliştirilmiş ve ağırlık optimizasyonu yapılmıştır. Sonuçta kuş çarpmasına dayanıklı olacak şekilde ağırlığı minimize edilmiş tasarımlar elde edilmiştir. Malzeme konfigürasyonlarından en iyi performansı gösteren belirlenmiştir.

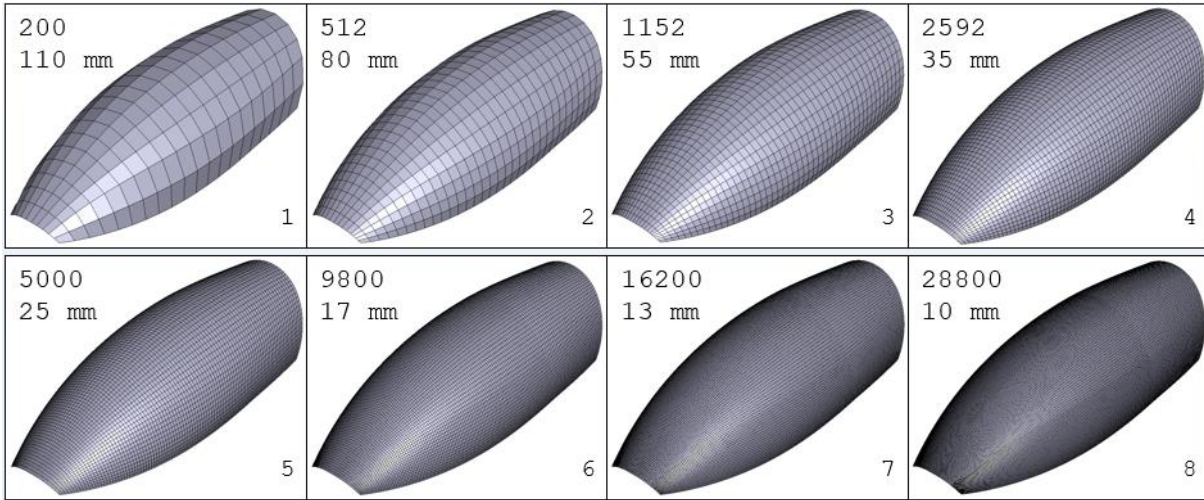
Validasyon çalışması: Brockman ve Held (1991) bir F-16 kanopisine kuş çarpmasını incelemişlerdir. 1.8 kg bir kuş 180 m/s hızla 12.7 mm kalınlığında bir polikarbonat kanopiye çarpmaktadır. Kanopiye kuş çarpması sırasında 4 ms aralıklarla kanopi merkez profilinin durumu

incelenmiştir. Bahsi geçen çalışmayı nümerik olarak modellemek için farklı ağ yapıları oluşturulmuş ve karşılaştırılmıştır. Kanopi için sekiz farklı ağ yapısı, kuş için de altı farklı SPH modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan modeller ve eleman bilgileri matris şeklinde Tablo 6'da verilmiştir.

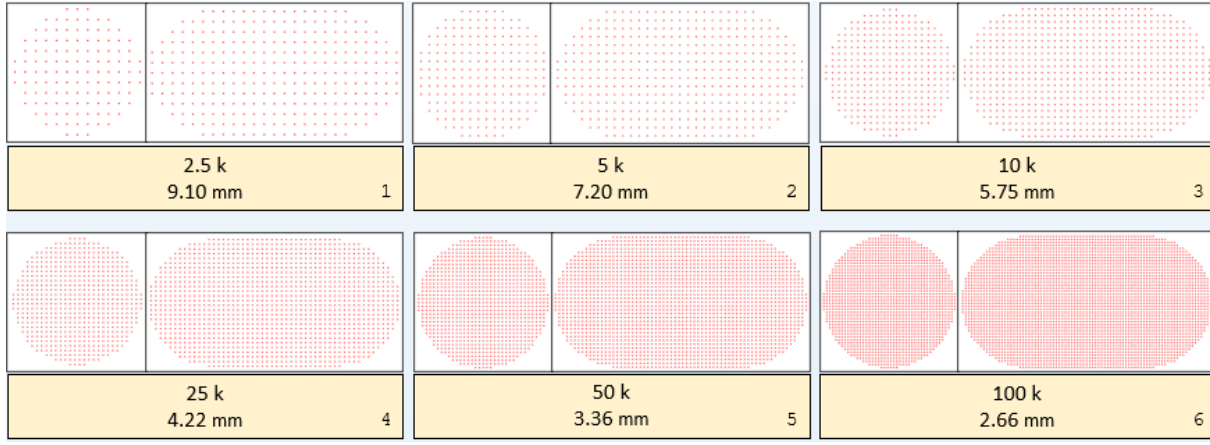
Tablo 6. Ağ yapısı matrisi

				Kanopi								
				1	2	3	4	5	6	7	8	Ağ yapısı
				200	512	1152	2592	5000	9800	16200	28800	Eleman sayısı
				110	80	55	35	25	17	13	10	Eleman boyutu (mm)
Kuş	1	2.5 k	9.10	A11	A12	A13	A14	A15	A16	A17	A18	
	2	5 k	7.20	A21	A22	A23	A24	A25	A26	A27	A28	
	3	10 k	5.75	A31	A32	A33	A34	A35	A36	A37	A38	
	4	25 k	4.22	A41	A42	A43	A44	A45	A46	A47	A48	
	5	50 k	3.36	A51	A52	A53	A54	A55	A56	A57	A58	
	6	100 k	2.66	A61	A62	A63	A64	A65	A66	A67	A68	
	Ağ yapısı	Parçacık sayısı	Boşluk Miktarı (mm)									

SE modelinde kuş ile kanopi arasında `AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE` temas kartı kullanılmıştır. Kanopi kenarlardan sabitlenmiştir. Kanopi kabuk elemanlar ile kuş ise SPH metodu ile modellenmiştir. Kuş geometrisi yarı küresel uçlu silindirdir. Oluşturulan kuş ve kanopi modelleri; numaraları, eleman sayıları ve eleman boyutlarıyla birlikte (SPH için ardışık iki parçacık arasındaki boşluk miktarı) Şekil 3 ve 4'te verilmiştir.

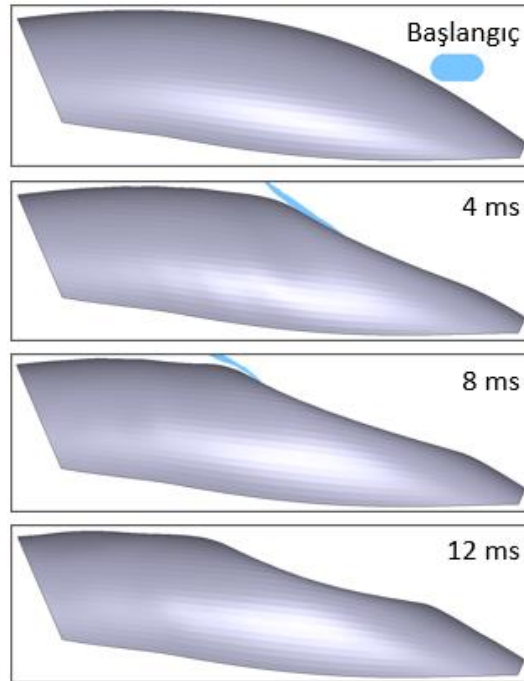


Şekil 3. Sekiz farklı kanopi ağ yapısı

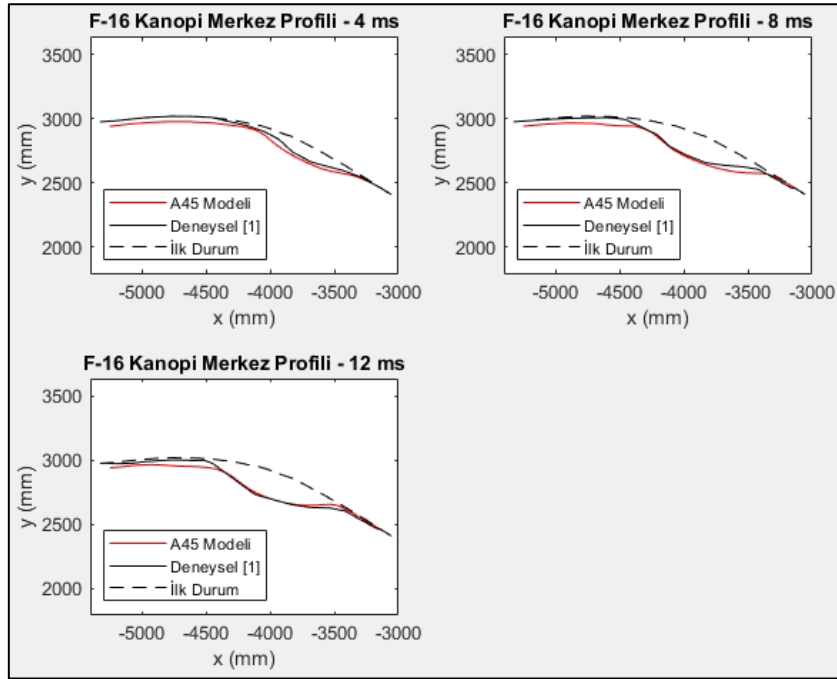


Şekil 4. Altı farklı kuş SPH yapısı

Oluşturulan bütün kanopi ve kuş modelleri birbiriyle eşleştirilerek analiz edilmiştir ve toplamda $8 \times 6 = 48$ farklı model incelenmiştir. Sonuçları karşılaştırmak için 12 ms'deki maksimum deformasyon değerleri incelenmiştir. Karşılaştırma yapabilmek için öncelikle her bir kuş modeli sabit tutulup kanopi modelleri birbirleriyle karşılaştırılmıştır. En uygun kanopi modeli belirlendikten sonra ise kuş modelleri birbirleriyle karşılaştırılmıştır. Yapılan ağ yakınsama çalışmasının detayları EK-A'da verilmiştir. Kanopi ağ yapısı için eleman boyutu 25 mm olduğunda sonuçlar yakınsamaya başlamaktadır. Kuş SPH parçacık sayısı ise kanopi deformasyonu üstünde belirlenebilir bir etkiye sahip olmamıştır ve sonuçlar birbirine yakın gelmiştir. Ağ yakınsama çalışması tamamlandıktan sonra seçilen A45 modeli deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Çarpışma sırasında 4 ms aralıklarla çarpışma görüntüleri Şekil 5'te, kanopi merkez profilinin deneysel ve nümerik sonuçları ise Şekil 6'da gösterilmiştir. Şekil 6'da sunulan sonuçlara göre A45 SE modelinin deneysel sonuçlar ile tutarlı olduğu görülmektedir. Böylelikle kanopiye kuş çarpması SE modeli doğrulanmıştır.



Şekil 5. 4 ms aralıklarla çarpışma görüntüleri

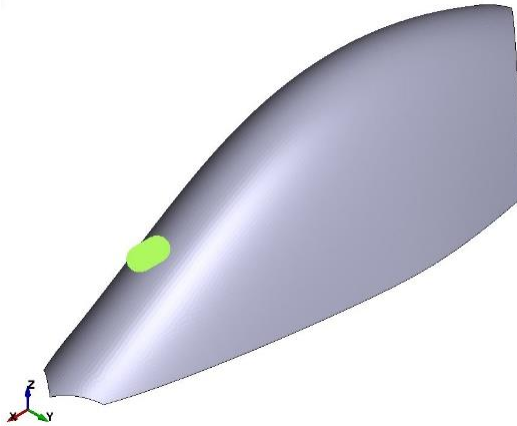


Şekil 6. A45 modelinin deneysel sonuçlarla karşılaştırılması

UYGULAMA PROBLEMİ

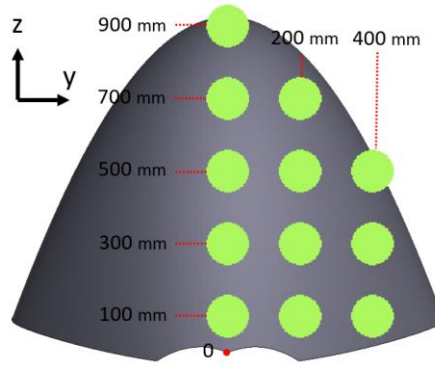
MMU Kanopisi ve En Kritik Çarpma Bölgesi:

SE yöntemi ile uçak kanopisinin kuş çarpması analizi yapabilme kabiliyetinin kazanılmasının ardından, MMU kanopisi için kuş çarpması SE modeli oluşturulmuştur (bkz. Şekil 7). Kanopi 12654 kabuk elemandan, kuş 29857 parçacıktan oluşmaktadır. Kanopi, TPU ara katmanı ile birlikte 3 katmandan oluşmaktadır. Katmanlarda kullanılacak aday malzemeler; polikarbonat (PC), dökme akrilik (CPMMA) ve gerdirilmiş akriliktir (SPMMA). MMU kanopisi için çarpışma koşulları FAR 25.571 standartına göre 1.8 kg kuşun 237 m/s hızla çarpması olarak belirlenmiştir.



Şekil 7. MMU kanopisine kuş çarpması modeli.

Kanopi tasarım eniyileme çalışmalarına başlamak için öncelikle en kritik çarpışma bölgesi incelenmiştir. Bu kapsamda kanopinin farklı bölgelerine kuş çarptırılmış ve maksimum deformasyon değerleri karşılaştırılmıştır. Çarpma bölgesi inceleme çalışmalarında, kanopi yapısı sabit tutulmuş, kanopi katmanlarının sırasıyla 8 mm PC, 1.92 mm TPU ve 8 mm PC olduğu durum ele alınmıştır. Kuşun kanopiye çarptırıldığı bazı bölgeler Şekil 8'de gösterilmiştir.



Şekil 8. Çarpışma konumları

Kanopinin ön uç noktası $(z, y) = (0, 0)$ olarak belirlenmiştir. Çarpışma konumlarının deformasyon sonuçları Tablo 7’de verilmiştir. Tablo 7’ye bakıldığında kanopi merkezinden yanlara doğru gidildikçe deformasyonun azaldığı görülmektedir. Bu durum, kuşun merkezdeki çarpışma açısının daha dik olmasından kaynaklanmaktadır. Kanopinin orta noktalarında ise deformasyon en fazla gelmektedir. $(z, y) = (500, 0)$ mm konumunda maksimum deformasyon 105.4 mm’dir. En fazla deformasyonun olduğu bu konum en kritik çarpışma bölgesi olarak belirlenmiştir. Takip eden çalışmalar bu çarpışma bölgesinde gerçekleştirilmiştir.

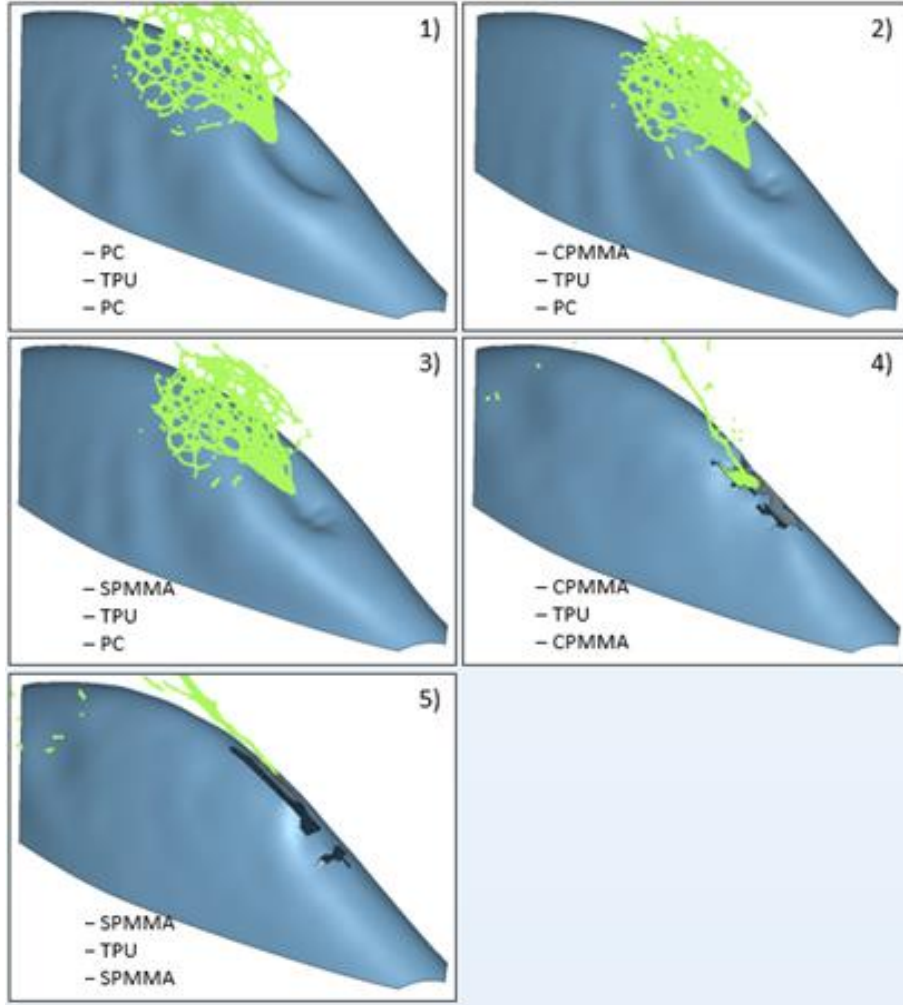
Tablo 7. Çarpışma konumları maksimum deformasyonları

Çarpışma Konumu z, y (mm)	Maksimum Deformasyon (mm)
100, 0	66.4
100, 200	54.5
100, 400	21.4
200, 0	86.4
200, 200	80.1
200, 400	62.7
300, 0	96.5
300, 200	90.2
300, 400	72.5
400, 0	101.6
500, 0	105.4
500, 200	82.5
500, 400	38.8
600, 0	101.1
700, 0	83.3
700, 200	55.0
800, 0	48.1
900, 0	14.1

Tablo 8’de ele alınan farklı malzeme konfigürasyonları analiz edilmiştir. Bu koşullarda bu konfigürasyonlarda oluşan deformasyon görselleri Şekil 9’da verilmiştir. Analiz sonuçlarına göre üst ve alt katmanda akrilik malzemenin aynı anda kullanılması, malzemenin gevrek olmasından dolayı kanopinin delinmesine yol açmaktadır. Alt katmanın PC, üst katmanın ise PC, CPMMA ve SPMMA olduğu konfigürasyonlar benzer davranış göstermiştir.

Tablo 8. Katman malzeme konfigürasyonları

Konfig.	Üst Katman (kuş tarafı)	Ara Katman	Alt Katman (pilot tarafı)
1	PC	TPU	PC
2	CPMMA	TPU	PC
3	SPMMA	TPU	PC
4	CPMMA	TPU	CPMMA
5	SPMMA	TPU	SPMMA



Şekil 9. Malzeme konfigürasyonları ve çarpışmadaki maksimum deformasyon halini

Optimizasyon çalışması:

Alt ve üst sınırların belirlenmesi: Kanopi için izin verilen maksimum deformasyon 30 mm'dir. Maksimum deformasyonun 30 mm ve civarı olduğu katman kalınlıklarını belirlemek için, TPU kalınlığı 1.92 mm'de sabit tutulup diğer katman kalınlıkları değiştirilerek denemeler yapılmıştır. Bu denemelerin katman bilgileri ve deformasyon sonuçları Tablo 9'da verilmiştir. İlk incelemelere göre PC-TPU-PC konfigürasyonu için 13-1.92-13 mm katman kalınlıkları olan tasarım, 30 mm'nin altında deformasyon sonucu vermiştir. Optimizasyon tasarım uzayı bu kalınlıklar çevresinde oluşturulmuştur: üst ve alt katman için minimum ve maksimum kalınlıklar 11 ve 15 mm olarak belirlenmiştir. Ara katman kalınlığı için ise 0.64, 1.28, 1.92 ve 2.56 mm alternatifleri ele alınmıştır.

Tablo 9. Katman konfigürasyonları ve deformasyon sonuçları

Kütle (kg)	PC (mm)	TPU (mm)	PC (mm)	Maks. Deform. (mm)
95.66	8	1.92	8	112.1
106.34	9	1.92	9	88.4
117.02	10	1.92	10	70.9
127.70	11	1.92	11	50.1
138.37	12	1.92	12	37.3
149.05	13	1.92	13	28.5
159.73	14	1.92	14	22.3
170.40	15	1.92	15	18.1

Optimizasyon problemi formülasyonu: Kanopi için kurgulanan optimizasyon problemi Denklem 6'de verilmiştir. Burada x tasarım değişkenleri, f ağırlık, A kanopi alanı, ρ malzeme yoğunluğu, t_1 üst, t_2 ara, t_3 alt katman kalınlığı, $D(x)$ çarpışma sırasındaki maksimum deformasyon değeridir. Denklem (6.1)'de tasarım değişkenleri, (6.2)'de amaç fonksiyonu, (6.3-6.5)'te ise kısıtları verilmiştir.

$$\text{Bul } \mathbf{x} = \{t_1, t_2, t_3\} \quad (6.1)$$

$$\text{Min } f(x) = A(\rho_1 t_1 + \rho_2 t_2 + \rho_3 t_3) \quad (6.2)$$

$$D(x) - 30 \leq 0 \text{ (mm)} \quad (6.3)$$

$$11 \leq \{t_1, t_2\} \leq 15 \text{ mm} \quad (6.4)$$

$$t_2 = \{0.64, 1.28, 1.92, 2.56\} \text{ mm} \quad (6.5)$$

Vekil modeller: Optimizasyon problemini çözebilmek için öncelikle deformasyonu tahmin edebilen vekil modeller (matematiksel modeller) oluşturulmuştur. Vekil modellerin oluşturulabilmesi için öncelikle bir veri seti gerekmektedir. Veri setini oluşturmak için LHS (*Latin hypercube sampling*) yöntemi kullanılmıştır. Tasarım değişkeni sayısı 3 olduğundan, 10 katı olacak şekilde 30 adet veri oluşturulmuştur. Oluşturulan tasarımlar ve Tablo 8'deki malzeme konfigürasyonlarına göre deformasyon sonuçları Tablo 10'da verilmiştir. Tablo 10'daki veri seti kullanılarak her bir malzeme konfigürasyonu için katman kalınlıklarına bağlı olarak deformasyonu tahmin edebilen vekil modeller oluşturulmuştur. Vekil modellerin oluşturulması için MATLAB yazılımı kullanılmıştır.

Tablo 10. Vekil modeller için veri seti

	Katman kalınlıkları (mm)			Konfigürasyon				
	t_1	t_2	t_3	1	2	3	4	5
1	11.60	0.64	13.20	39.09	36.63	35.66	32.11	31.19
2	12.93	0.64	14.53	27.15	25.35	24.66	23.54	22.87
3	13.07	0.64	14.67	26.17	24.51	23.79	22.91	22.21
...
28	14.40	2.56	11.20	29.83	28.06	27.30	23.24	22.58
29	14.80	2.56	14.13	18.95	17.75	17.27	17.27	16.81
30	14.93	2.56	12.80	22.21	20.74	20.14	19.12	18.59

Vekil modeller oluşturulurken konservatif bir yaklaşım izlenmiştir. Kritik kısıtların olduğu birçok problemde konservatif vekil modellerin kullanımı tavsiye edilmektedir [Viana vd., 2010]. Bu sayede optimum sonuçların olurlu bölgede sonuç verme olasılığı artırılmaktadır. Konservatif matematiksel model oluşturulmasında sabit güvenli payı (*constant safety margin, CSM*) ve sabit güvenlik faktörü (*constant safety factor, CSF*) olmak üzere iki farklı yöntem kullanılmıştır. Denklem 7 ve 8'de gösterildiği gibi CSM, sonuçlara bir güvenlik payı eklerken CSF, sonuçları bir güvenlik faktörü ile çarpmaktadır.

$$\hat{y}_{CSM} = \hat{y} + S_m \text{ (güvenlik payı)} \quad (7)$$

$$\hat{y}_{CSF} = \hat{y} * S_f \text{ (güvenlik faktörü)} \quad (8)$$

Burada \hat{y} vekil modelin tahmin değeri, \hat{y}_{CSM} tahmin değerinin güvenlik payı eklenmiş hali ve \hat{y}_{CSF} ise tahmin değerinin güvenlik faktörü ile çarpılmış halidir. Güvenilirlik oranı %90 olarak belirlenmiştir. Güvenilirlik oranı, $e(x) = \hat{y}(x) - y(x)$ olarak ifade edilen tahmin hatalarının, kümülatif dağılım fonksiyonu $F_E(e)$ ile hesaplanabilir. Burada $\hat{y}(x)$ herhangi bir noktadaki tahmin değeri, $y(x)$ ise gerçek değerdir. $F_E(e)$ herhangi bir değer altında kalan hataların oranını verir. Denklem 9'da güvenilirlik oranının (% c) hesaplanması verilmiştir. Güvenlik payı ve faktörü ise güvenilirlik oranına bağlı olarak Denklem 10'daki gibi hesaplanır.

$$\% c = 100 (1 - F_E(0)) \quad (9)$$

$$S_m, S_f = F_E^{-1} \left(1 - \frac{\% c}{100} \right) \quad (10)$$

Bu çalışmada karesel polinom model, sabit, doğrusal ve karesel eğilimli Kriging vekil model tipleri kullanılmıştır. Vekil modellerin hatalarını ölçmek için $NRMSE_{CV}$ (normalized root mean square error – cross validation) hata metriği kullanılmıştır. RMSE değeri, veri noktalarındaki hataların karelerinin ortalamasının kareköküdür ve formülasyonu Denklem 11'da verilmiştir. $NRMSE_{CV}$ değeri ise, $RMSE_{CV}$ değerinin veri noktalarına bağlı olarak normalize edilmesiyle elde edilir (bkz. Denklem 12).

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (y_i - \hat{y}_i)^2}{n_y}} \quad (11)$$

$$NRMSE = \frac{RMSE}{y_{maks} - y_{min}} \quad (12)$$

PC-TPU-PC konfigürasyonu için oluşturulan vekil modellerin doğrulukları Tablo 11'de, CPMMA-TPU-PC konfigürasyonu için oluşturulan vekil modellerin doğrulukları Tablo 12'de, SPMMA-TPU-PC konfigürasyonu için oluşturulan vekil modellerin doğrulukları Tablo 13'te, PC-TPU-CPMMA konfigürasyonu için oluşturulan vekil modellerin doğrulukları Tablo 14'te, PC-TPU-SPMMA konfigürasyonu için oluşturulan vekil modellerin doğrulukları Tablo 15'te verilmiştir. Karesel eğilimli Kriging (CSM) vekil modelin PC-TPU-PC, CPMMA-TPU-PC ve SPMMA-TPU-PC konfigürasyonları için, sabit eğilimli Kriging (CSF) vekil modelin ise PC-TPU-CPMMA ve PC-TPU-SPMMA konfigürasyonları için doğruluğu en yüksek vekil modeller olduğu görülmektedir. Ayrıca, tablolar incelendiğinde, CSM'nin çoğunlukla CSF'den daha iyi sonuç verdiği görülmektedir.

Tablo 11. PC-TPU-PC konfigürasyonu için oluşturulan vekil modellerin doğrulukları

	Vekil Model	$NRMSE_{CV}$	CSM veya CSF
1	Karesel Polinom (CSM)	% 1.13	0.229 mm
2	Karesel Polinom (CSF)	% 1.05	1.0062
3	Sabit Eğilimli Kriging (CSM)	% 1.08	0.139 mm
4	Sabit Eğilimli Kriging (CSF)	% 1.05	1.0042

5	Doğrusal Eğilimli Kriging (CSM)	% 1.46	0.331 mm
6	Doğrusal Eğilimli Kriging (CSF)	% 1.60	1.0116
7	Karesel Eğilimli Kriging (CSM)	% 0.83	0.106 mm
8	Karesel Eğilimli Kriging (CSF)	% 0.92	1.0044

Tablo 1. CPMMA-TPU-PC konfigürasyonu için oluşturulan vekil modellerin doğrulukları

	Vekil Model	NRMSE _{CV}	CSM veya CSF
1	Karesel Polinom (CSM)	% 1.93	0.415 mm
2	Karesel Polinom (CSF)	% 2.44	1.0194
3	Sabit Eğilimli Kriging (CSM)	% 3.25	0.853 mm
4	Sabit Eğilimli Kriging (CSF)	% 3.30	1.0290
5	Doğrusal Eğilimli Kriging (CSM)	% 3.73	0.858 mm
6	Doğrusal Eğilimli Kriging (CSF)	% 3.55	1.0253
7	Karesel Eğilimli Kriging (CSM)	% 1.68	0.337 mm
8	Karesel Eğilimli Kriging (CSF)	% 1.76	1.0122

Tablo 13. SPMMA-TPU-PC konfigürasyonu için oluşturulan vekil modellerin doğrulukları

	Vekil Model	NRMSE _{CV}	CSM veya CSF
1	Karesel Polinom (CSM)	% 0.58	0.112 mm
2	Karesel Polinom (CSF)	% 0.71	1.0055
3	Sabit Eğilimli Kriging (CSM)	% 1.61	0.229 mm
4	Sabit Eğilimli Kriging (CSF)	% 1.54	1.0075
5	Doğrusal Eğilimli Kriging (CSM)	% 0.99	0.166 mm
6	Doğrusal Eğilimli Kriging (CSF)	% 0.94	1.0051
7	Karesel Eğilimli Kriging (CSM)	% 0.47	0.094 mm
8	Karesel Eğilimli Kriging (CSF)	% 0.54	1.0041

Tablo 14. PC-TPU-CPMMA konfigürasyonu için oluşturulan vekil modellerin doğrulukları

	Vekil Model	NRMSE _{CV}	CSM veya CSF
1	Karesel Polinom (CSM)	% 2.41	0.314 mm
2	Karesel Polinom (CSF)	% 2.70	1.0155
3	Sabit Eğilimli Kriging (CSM)	% 1.24	0.196 mm
4	Sabit Eğilimli Kriging (CSF)	% 1.26	1.0079
5	Doğrusal Eğilimli Kriging (CSM)	% 1.83	0.239 mm
6	Doğrusal Eğilimli Kriging (CSF)	% 1.92	1.0098
7	Karesel Eğilimli Kriging (CSM)	% 1.98	0.144 mm
8	Karesel Eğilimli Kriging (CSF)	% 2.12	1.0070

Tablo 15. PC-TPU-SPMMA konfigürasyonu için oluşturulan vekil modellerin doğrulukları

	Vekil Model	NRMSE _{CV}	CSM veya CSF
1	Karesel Polinom (CSM)	% 2.47	0.307 mm
2	Karesel Polinom (CSF)	% 2.80	1.0161
3	Sabit Eğilimli Kriging (CSM)	% 1.22	0.195 mm
4	Sabit Eğilimli Kriging (CSF)	% 1.25	1.0082
5	Doğrusal Eğilimli Kriging (CSM)	% 1.69	0.279 mm
6	Doğrusal Eğilimli Kriging (CSF)	% 1.79	1.0117
7	Karesel Eğilimli Kriging (CSM)	% 2.10	0.121 mm
8	Karesel Eğilimli Kriging (CSF)	% 2.23	1.0061

Vekil model tabanlı optimizasyon çalışmalarda çoğunlukla doğruluk derecesi en yüksek olan vekil model kullanılmaktadır. Ancak, doğruluğu en yüksek vekil model ile elde edilen optimum, diğer vekil modellerle elde edilen optimumlardan her zaman daha iyi performans göstermeyebilir [Acar vd., 2011]. Bu nedenle bu çalışmada, oluşturulan tüm konservatif vekil modeller, MATLAB yazılımında öntanımlı genetik algoritma çözücüsüne entegre edilmiş ve optimizasyon problemi çözülerek aday optimumlar belirlenmiştir (bu yaklaşıma çoklu vekil model yaklaşımı denilmektedir [Viana vd. 2013]). Elde edilen aday optimum tasarımları test etmek için kuş çarpması analizleri yapılmıştır (bkz. Tablo 16-20). Sonuçlar incelendiğinde 40 tasarımdan 28'i emniyetli bölgede sonuç vermiştir ve konservatif vekil modeller oldukça iyi performans göstermiştir. Ele alınan 5 malzeme konfigürasyonunun 4'ünde Karesel eğilimli Kriging (CSM) modeli ile elde edilen optimum tasarımlar en iyi performansı göstermiştir.

Tablo 16. PC-TPU-PC konfigürasyonu için elde edilen aday optimum tasarımlar

Vekil Model	Katman (mm)				Deformasyon (mm)	Kütle (kg)
	Toplam	t ₁	t ₂	t ₃		
1	27.26	11.00	1.28	14.98	29.61	145.53
2	27.25	11.02	1.28	14.95	29.64	145.47
3, 4	27.10	11.00	1.28	14.82	30.33	144.67
5, 6	27.13	11.01	1.28	14.84	30.12	144.83
7	27.23	11.01	1.92	14.30	29.85	145.37
8	27.24	11.10	1.92	14.22	29.85	145.42

Tablo 17. CPMMA-TPU-PC konfigürasyonu için elde edilen aday optimum tasarımlar

Vekil Model	Katman (mm)				Deformasyon (mm)	Kütle (kg)
	Toplam	t ₁	t ₂	t ₃		
1	26.79	11.17	0.64	14.98	29.57	142.02
2	26.83	11.20	0.64	14.99	29.40	142.23
3	26.95	12.08	0.64	14.23	29.42	142.80
4	26.95	12.10	0.64	14.21	29.44	142.79
5	26.92	11.29	0.64	14.99	29.09	142.71
6	26.90	11.03	1.92	13.95	29.24	142.62
7	26.79	11.15	0.64	15.00	29.55	142.02
8	26.80	11.19	0.64	14.97	29.54	142.07

Tablo 18. SPMMA-TPU-PC konfigürasyonu için elde edilen aday optimum tasarımlar

Vekil Model	Katman (mm)				Deformasyon (mm)	Kütle (kg)
	Toplam	t ₁	t ₂	t ₃		
1	26.50	11.06	0.64	14.80	29.86	140.48
2	26.51	11.04	0.64	14.83	29.83	140.54
3, 4	26.54	11.05	0.64	14.85	29.70	140.70
5	26.50	11.02	0.64	14.84	29.85	140.49
6	26.50	11.07	0.64	14.79	29.87	140.48
7	26.51	11.04	1.28	14.19	29.91	140.54
8	26.51	11.00	1.28	14.23	29.90	140.54

Tablo 19. PC-TPU-CPMMA konfigürasyonu için elde edilen aday optimum tasarımlar

Vekil Model	Katman (mm)				Deformasyon (mm)	Kütle (kg)
	Toplam	t ₁	t ₂	t ₃		
1	25.86	11.16	2.56	12.14	29.55	136.97
2	25.90	11.18	2.56	12.16	29.41	137.18
3, 4, 5, 6	25.56	11.00	2.56	12.00	30.67	135.38
7	25.77	11.65	2.56	11.56	29.84	136.54
8	25.78	11.68	2.56	11.54	29.75	136.60

Tablo 20. PC-TPU-SPMMA konfigürasyonu için elde edilen aday optimum tasarımlar

Vekil Model	Katman (mm)				Deformasyon (mm)	Kütle (kg)
	Toplam	t ₁	t ₂	t ₃		
1	25.63	11.00	2.56	12.07	29.58	135.75
2	25.67	11.21	2.56	11.90	29.35	135.98
3, 4	25.32	11.00	2.56	11.76	30.67	134.12
5, 6	25.38	11.00	2.56	11.82	30.46	134.44
7	25.52	11.61	2.56	11.35	29.77	135.23
8	25.54	11.62	2.56	11.36	29.72	135.33

Tüm malzeme konfigürasyonların en hafif tasarımları özet olarak Tablo 21'de verilmiştir. SPMMA; CPMMA ve PC'ye göre daha iyi çarpışma performansı göstermektedir. SPMMA'nın alt katmanda olması, üst katmanda olmasına göre daha iyi performans vermiştir. Yalnız PC kullanılmasına göre alt katmanda SPMMA kullanılması 10 kg kadar hafifleme sağlamaktadır.

Tablo 21. Farklı optimum konfigürasyonların kıyaslanması

	Katman (mm)				Deformasyon (mm)	Kütle (kg)
	Toplam	t ₁	t ₂	t ₃		
PC-TPU-PC	27.23	11.01	1.92	14.30	29.85	145.37
CPMMA-TPU-PC	26.79	11.17	0.64	14.98	29.57	142.02
SPMMA-TPU-PC	26.50	11.06	0.64	14.80	29.86	140.48
PC-TPU-CPMMA	25.77	11.65	2.56	11.56	29.84	136.54
PC-TPU-SPMMA	25.52	11.61	2.56	11.35	29.77	135.23

SONUÇ

Bu çalışmada, milli muharip uçak kanopisinin kuş çarpması tehdidine karşı tasarımı ve optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda öncelikle bir F-16 kanopisine kuş çarpması ele alınarak sonlu elemanlar (SE) ağ yapısı yakınsama çalışması yapılmış ve sonuçlar literatür verileri ile doğrulanmıştır. SE yöntemi ile uçak kanopisinin kuş çarpması analizi yapabilme kabiliyetinin kazanılmasının ardından, milli muharip uçak kanopisi için optimizasyon çalışmaları yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar şu şekildedir:

- Kanopi için en kritik kuş çarpma bölgesini belirlemek üzere farklı bölgelerde çarpma durumları incelenmiştir. Kanopinin orta noktasında en fazla deformasyon değeri elde edilmiştir.
- Ağırlık optimizasyonu öncesinde malzeme konfigürasyonlarının performansları incelenmiştir. Kanopide yalnızca akrilik kullanıldığında malzemenin gevrek olmasından dolayı kanopinin delinmesi riski gözlemlenmiştir.
- Optimizasyon için vekil model tabanlı yaklaşım izlenmiş, sabit güvenli payı (CSM) ve sabit güvenlik faktörü (CSF) olmak üzere iki farklı konservatif yöntem ile karesel polinom model, sabit, doğrusal ve karesel eğilimli Kriging olmak üzere dört farklı vekil model tipi kullanılmıştır. Karesel eğilimli Kriging (CSM) vekil modelin en yüksek doğrulukta olduğu görülmüştür.
- Oluşturulan tüm konservatif vekil modeller, MATLAB yazılımında öntanımlı genetik algoritma çözücüsüne entegre edilmiş ve optimizasyon problemi çözülerek aday optimumlar belirlenmiştir. Elde edilen 40 tasarımdan 28'i emniyetli bölgede sonuç vermiştir (konservatif vekil modeller oldukça iyi performans göstermiştir.)
- PC-TPU-PC, CPMMA-TPU-PC, SPMMA-TPU-PC, PC-TPU-CPMMA ve PC-TPU-SPMMA olmak üzere ele alınan 5 malzeme konfigürasyonunun 4'ünde karesel eğilimli Kriging (CSM) modeli ile elde edilen optimum tasarımlar en iyi performansı göstermiştir.
- Kuş çarpmasına dayanıklı en hafif kanopi tasarımının PC-TPU-SPMMA malzeme konfigürasyonunda 11.61, 2.56, 11.35 mm kalınlıklarında olduğu belirlenmiş olup, bu tasarımın kütlesi ise 135.23 kg'dır.

Çalışma kapsamında ileriye yönelik olarak, üretilebilirliğin izin verdiği ölçüde bu çalışmada elde edilen optimum konfigürasyona sahip kanopinin üretilip kuş çarpması testlerinin yapılması planlanmaktadır.

TEŞEKKÜR

Bu çalışma TÜBİTAK tarafından 20AG001 numaralı program altında, 20AG027 numaralı proje kapsamında desteklenmektedir. Yazarlar sağladığı kanopi malzemeleri için TUSAŞ'a teşekkür eder.

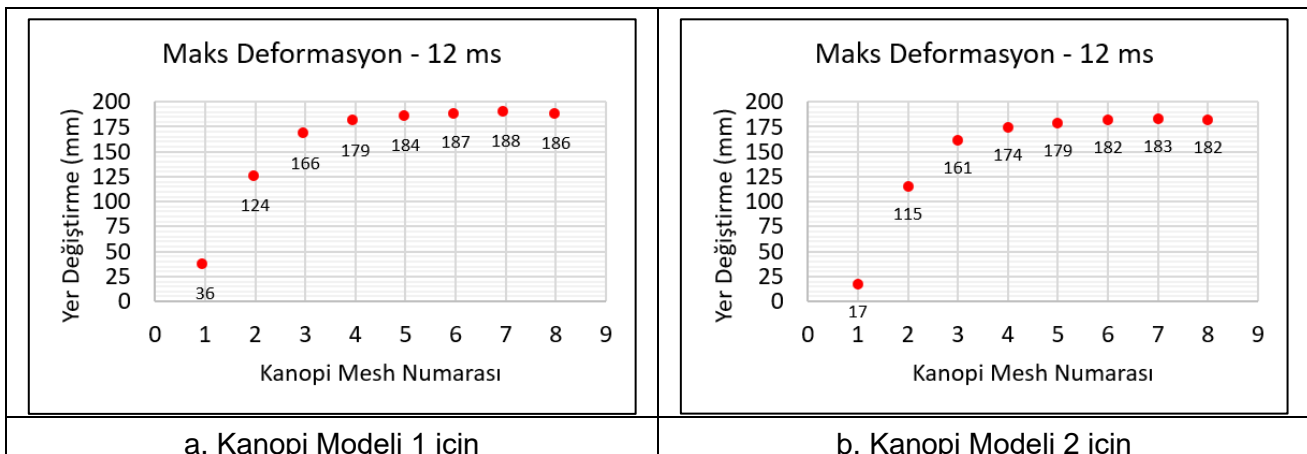
Kaynaklar

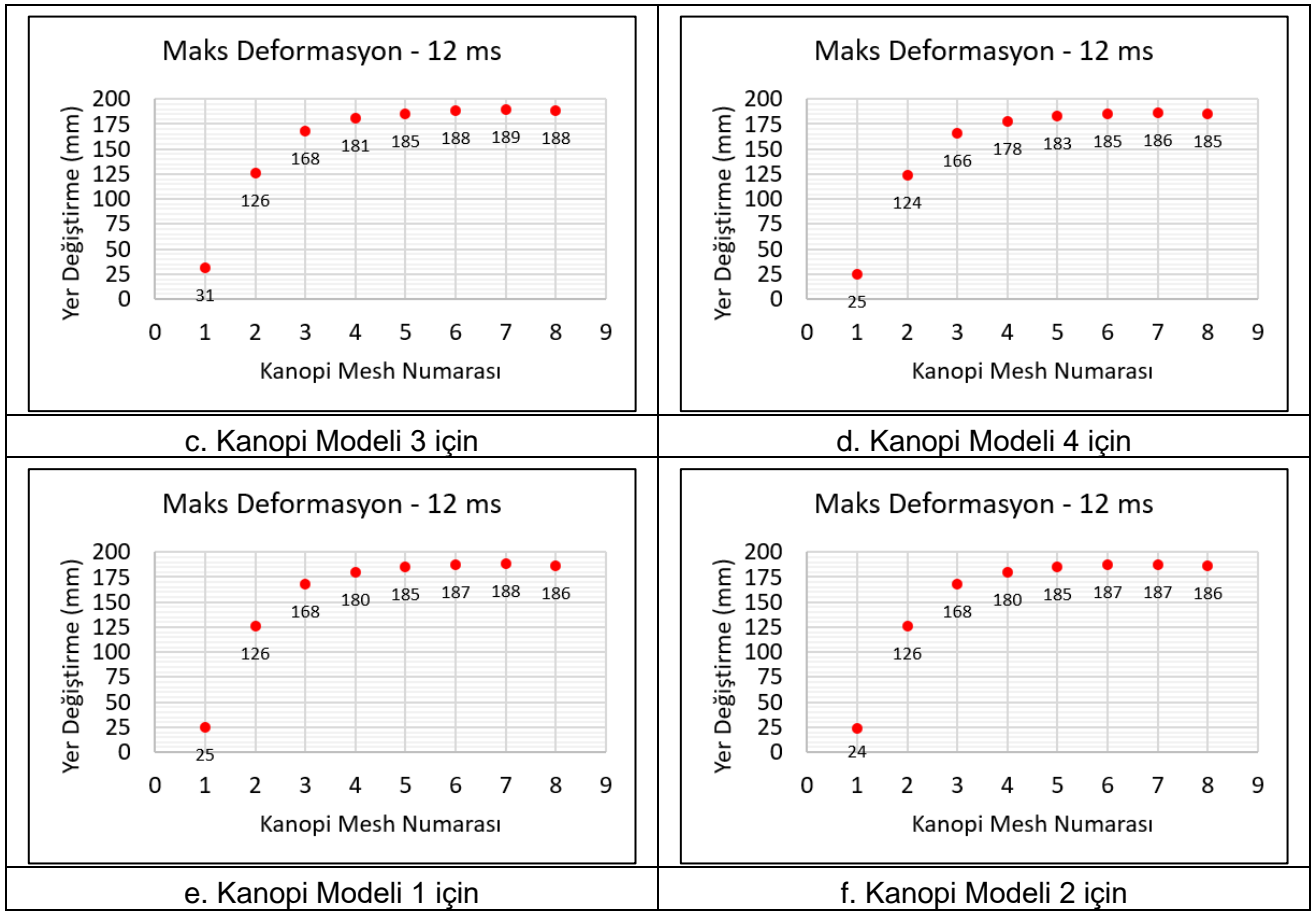
- Abrate, S., 2016. *Soft impacts on aerospace structures*, Progress in Aerospace Sciences, 81, 1-17.
- Acar, E., Guler, M.A., Gerçeker, B., Cerit, M.E., Bayram, B., 2011. *Multi-objective Crashworthiness Optimization of Tapered Thin-Walled Tubes with Axisymmetric Indentations*, Thin-Walled Structures, 49(1), 94-105.
- Brockman, R.A., Held, T.W., 1991. *Explicit finite element method for transparency impact analysis*, Air Force Systems Command, Wright Laboratory.
- 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.

- Dar, U. A., Zhang, W., Xu, Y., 2013. *FE analysis of dynamic response of aircraft windshield against bird impact*, International Journal of Aerospace Engineering, 2013.
- Grimaldi, A., Sollo, A., Guida, M., Marulo, F., 2013. *Parametric study of a SPH high velocity impact analysis—a birdstrike windshield application*, Composite Structures, 96, 616-630.
- Hedayati, R., Sadighi, M., 2015. *Bird strike: an experimental, theoretical and numerical investigation*, Woodhead Publishing, Sawston, England.
- Heimbs, S., 2011. *Computational methods for bird strike simulations: A review*, Computers & Structures, 89(23-24), 2093-2112.
- Ivančević, D., Smojver, I., 2011. *Hybrid approach in bird strike damage prediction on aeronautical composite structures*, Composite Structures, 94(1), 15-23.
- Johnson, G. R.; Cook, W. H., Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures. Engineering Fracture Mechanics 1985, 21 (1), 31-48.
- 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, 15(1), 93-106.
- Shah, Q.H., Abakr, Y.A., 2008. *Effect of distance from the support on the penetration mechanism of clamped circular polycarbonate armor plates*, International Journal of Impact Engineering, 35(11), 1244-1250.
- Tezel, M.C., Özkan, Ö., Acar, E., 2023a. *Design Optimization of an Aircraft Canopy against Bird Strike*, 7th International Conference Against Fracture, 21-23 June 2023, Spetses Island, Greece, Abstract no. 41.
- Tezel, M.C. Yamaner, Y., Çoğuz, B.A., Acar, E., 2023b. *Exploring Design Options for Wing Leading Edge Against Bird Strike*, Journal of Aircraft, Vol. 60, No. 1, 2023, pp. 66-80.
- Türkmen, A.M., Çatalkaya, A.M., Bildik, A.A., Tezel, M.C., Acar, E., 2022. *Kütlesi Optimize Edilmiş Kuş Çarpmasına Dayanıklı Polikarbonat Kanopi Yapısı Geliştirilmesi*, 9. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, UHUK-2022-053, 14-16 Eylül 2022, İzmir, Türkiye.
- Viana, F.A., Picheny, V., Haftka, R.T., 2010. *Using cross validation to design conservative surrogates*, AIAA Journal, 48(10), 2286-2298.
- Viana, F.A.C., Haftka, R.T., Watson, L.T., 2013. *Efficient global optimization algorithm assisted by multiple surrogate techniques*, Journal of Global Optimization, 56, 669–689.
- Wang, F.S., Yue, Z.F., 2010. *Numerical simulation of damage and failure in aircraft windshield structure against bird strike*, Materials & Design, 31(2), 687-695.
- 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 17th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 11th AIAA No (p. 2575).

EK-A: Validasyon modeli ağ yakınsama sonuçları

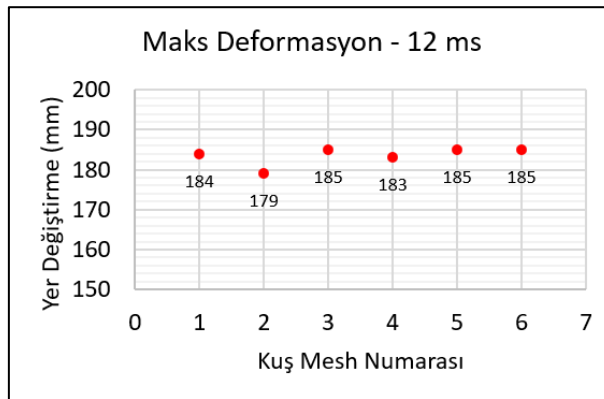
Her bir kuş modeli için kanopi modellerinin sonuçlara etkisi Şekil A1-A6'da gösterilmiştir. Tüm kuş modelleri için, 5 numaralı kanopi ağ yapısından sonra sonuçların yakınsadığı görülmektedir.





Şekil A1: Farklı kuş modelleri için deformasyon sonuçları

Kuş SPH yapılarını karşılaştırmak için 5 numaralı kanopi yapısı sabit tutulmuş ve farklı kuş modelleri kullanılmıştır. Şekil A2'de kuş SHP yapılarının sonuçlara etkisi gösterilmiştir. Şekil A2'ye göre kuş SPH yapısının sonuçlara önemli bir etkisinin olmadığı görülmektedir. Sonuçlar birbirine yakın çıktığı için literatürde yeterince iyi olarak belirtilen SPH sayısına yakın olan 4 numaralı kuş modeli seçilmiştir. Nihayetinde seçilen model A45 modeli olmuştur. Kuş modelinde 4.22 mm boşluklarla 25000 parçacık, kanopi modelinde 25 mm eleman boyutlarıyla 5000 eleman bulunmaktadır. Burada kanopi geometrisi MMU kanopisinde değişeceği için eleman sayısı değil eleman boyutları dikkate alınmıştır.



Şekil A2. Kuş modellerinin deformasyon sonuçlarına etkisi (Kanopi Modeli 5 için)