



İSKENDERUN TEKNİK
ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

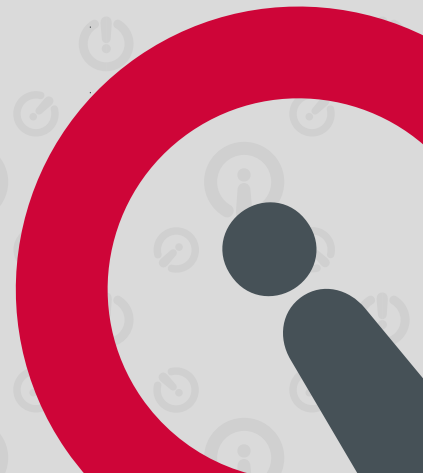
**YÜKSEK
LİSANS
TEZİ**

**İNSANSIZ HAVA ARACINA
KUŞ ÇARPMASI
PROBLEMİNİN MODELLENMESİ
VE SONLU ELEMANLAR
METODU İLE ANALİZİ**

Beste CİĞERCİOĞLU

**MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ
ANABİLİM DALI**

OCAK 2023





**İNSANSIZ HAVA ARACINA KUŞ ÇARPMASI PROBLEMİNİN
MODELLENMESİ VE SONLU ELEMANLAR METODU İLE ANALİZİ**

Beste CİĞERCİOĞLU

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**İSKENDERUN TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

OCAK 2023

Beste CİĞERCİOĞLU tarafından hazırlanan “İNSANSIZ HAVA ARACINA KUŞ ÇARPMASI PROBLEMİNİN MODELLENMESİ VE SONLU ELEMANLAR METODU İLE ANALİZİ” adlı tez çalışması aşağıdaki jüri tarafından OY BİRLİĞİ ile İskenderun Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Prof. Dr. Ahmet YAPICI

Makine Müh. Anabilim Dalı, İskenderun Teknik Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....
.....
.....

İkinci Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Göksel SARAÇOĞLU

Hava ve Uzay Bil. Fak. Uçak Bakım Onarım Böl., İskenderun Teknik Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....
.....
.....

Başkan: Prof. Dr. Yusuf CÜNEDİOĞLU

Makine Müh. Anabilim Dalı, Niğde Ömer Halisdemir Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....
.....
.....

Üye: Doç. Dr. Erdoğan KANCA

Makine Müh. Anabilim Dalı, İskenderun Teknik Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....
.....
.....

Üye: Doç. Dr. Üyesi Sezer ÇOBAN

Hava ve Uzay Bil. Fak. Uçak Bakım Onarım Böl., İskenderun Teknik Üniversitesi

Bu tezin, kapsam ve kalite olarak Yüksek Lisans Tezi olduğunu onaylıyorum.

.....
.....
.....

Tez Savunma

Tarihi: 31/01/2023

Jüri tarafından kabul edilen bu tezin Yüksek Lisans Tezi olması için gerekli şartları yerine getirdiğini onaylıyorum.

.....

Doç. Dr. Ersin BAHÇECİ
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

ETİK BEYAN

İskenderun Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında;

- Tez üzerinde Yükseköğretim Kurulu tarafından hiçbir değişiklik yapılamayacağı için tezin bilgisayar ekranında görüntülediğinde asıl nüsha ile aynı olması sorumluluğunun tarafıma ait olduğunu,
- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu, bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

İmza

Beste CİĞERCİOĞLU

İNSANSIZ HAVA ARACINA KUŞ ÇARPMASI PROBLEMİNİN MODELLENMESİ VE
SONLU ELEMANLAR METODU İLE ANALİZİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Beste CİĞERCİOĞLU

İSKENDERUN TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

OCAK 2023

ÖZET

Kuş çarpması; bir hava aracına kuş ve türevlerinin çarpması olayıdır. Uçuş güvenliğinden dolayı en riskli kaza olarak gösterilmesinin yanı sıra kuş çarpmasını ilgilendiren en önemli konular arasında sivil hava taşıtları ve askeri hava taşıtları bulunur. Havada oluşan kuş çarpışmaları çok ciddi sonuçlar doğurabilmektedir. Bu bağlamda maddi kaybı en aza indirebilmek ve can güvenliğini sağlamak adına kuş çarpması olayı üzerine gerekli çalışmalar yapılmaktadır.

Bu tez çalışmasında bir insansız hava aracına kuş çarpması problemi ele alınmıştır. İnsansız hava aracına kuş çarpması olayının incelenmesi için dört farklı kanat kalınlığı (4 mm, 8 mm, 12 mm, 16 mm) ile analizler gerçekleştirilmiştir. Öncelikli olarak kanat profiline, kuş geometrisine ve bunların malzeme özelliklerine karar verilmiştir. Kanat malzeme yapısı olarak iki farklı kompozit malzeme ve iki izotropik malzeme üzerinde çalışılmıştır. Bu kapsamda, kanat aerofil kesidi olarak NACA-2408 tercih edilmiştir.

Kuş modeli temsili olarak geometrik şekillerle belirlenmiştir. Bu problem için seçilen kuş modeli daha önce literatürde sık kullanılan kuş geometrilerinden en iyi sonucu veren yarım küre uçlu silindirdir. Hidrokinamik bir yapıya sahip olan bu kuş modeli kanat modelinin ortasına çarptığı varsayılarak üç farklı hız değeri için (33 m/s, 37 m/s, 42 m/s) kuş çarpması analizleri gerçekleştirilmiştir. Analizler sonlu elemanlar yöntemi programı olan ANSYS Workbench ile simüle edilerek çarpışma sonuç verilerine ulaşılmıştır.

Anahtar Kelimeler : Kuş çarpması, İHA, Sonlu elemanlar analizi, Kompozit malzeme
Sayfa Adedi : 84
Danışman : Prof. Dr. Ahmet YAPICI

INVESTIGATION OF BIRD STRIKE EFFECT ON THE COMPOSITE WING
STRUCTURE OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE
(Master's. Thesis)

Beste CİĞERCİOĞLU

ISKENDERUN TECHNICAL UNIVERSITY
INSTITUTE OF GRADUATE STUDIES

JAN 2023

ABSTRACT

Bird strike is an incident in which an aircraft is struck by birds and their derivatives. In addition to being among the most dangerous accidents in terms of flight safety, bird strike is an important issue for both civil aircraft and military aircraft. As a result of collisions between aircraft and birds, accidents with material and life loss can occur. In this context, necessary studies are carried out on the bird strike incident in order to minimize material loss and ensure life safety.

In this thesis, the problem of bird strike to an unmanned aerial vehicle is addressed. Four different wing thicknesses (4 mm, 8 mm, 12 mm, 16 mm) have been analyzed to investigate the bird strike to an unmanned aerial vehicle. Firstly, the airfoil, bird geometry and their material properties were decided. Two different composite materials and two isotropic materials were studied as the wing material structure. In this context, NACA-2408 was preferred as the wing aerofoil section.

The bird model has been representatively determined by geometric shapes. The bird model chosen for this problem is a cylinder with hemispherical tip, which gives the best results among the bird geometries commonly used in the literature. This bird model, which is considered to have hydrodynamic structural properties, is assumed to hit the center of the wing model and bird impact analyses are performed for three different velocity values (33 m/s, 37 m/s, 42 m/s). The analyses were simulated with ANSYS Workbench, a finite element method program, and the collision result data were obtained.

Key Words : Bird strike, UAV, Finite element analysis, Composite material
Page Number : 84
Supervisor : Prof. Dr. Ahmet YAPICI

TEŞEKKÜR

Bu tez çalışmasının başından sonuna kadar her aşamasında gerek lisans eğitimim gerekse yüksek lisans eğitimim boyunca sonsuz sabrı ve özverisiyle desteğini hiç eksik etmeyen, yoğun akademik çalışmalarına rağmen hiçbir zaman ilgisiz bırakmayan bana her daim ışık tutan, tez danışman hocam Prof. Dr. Ahmet YAPICI' ya en yoğun duygularıyla teşekkürlerimi sunarım.

Tezimin en kritik döneminde hiç çekinmeden tüm pozitifliği ile bizi motive ederek akademik bilgileri ile ışık tutarak desteklerini esirgemeyen Dr. Öğr. Üyesi Göksel SARAÇOĞLU'nun katkılarından dolayı sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Beni saf sevgiyle büyüten, bu yaşıma kadar her daim beni destekleyen, bana sonsuz güvenen ve bunu hep hissettiren, eğitimim ve meslek hayatım boyunca yaşadığım tüm zorluklara rağmen beni başaracağıma inandıran, en büyük şansım olan bütün aile üyelerim; canım babam Mürşit REŞİTOĞLU'na ve canım annem Fedva REŞİTOĞLU'na, kardeşlerim Berna GÜLTEKİN, Buse REŞİTOĞLU ve İbrahim Can REŞİTOĞLU'na, meslektaşım olan ve bu süreçte desteklerini esirgemeyen canım eşim Ogün CİĞERCİOĞLU'na sonsuz sevgi ve teşekkürlerimi sunuyorum, bu çalışmanın bana vermiş olduğu onur ve bana ait her türlü hakkının kendilerine de ait olduğunu söylemek istiyorum.

Bu tez çalışmasının ülkemize faydalı olmasını umut ediyorum.

İÇİNDEKİLER

| | Sayfa |
|--|--------------|
| ÖZET | iv |
| ABSTRACT | v |
| TEŞEKKÜR..... | vi |
| ÇİZELGELERİN LİSTESİ..... | viii |
| RESİMLERİN LİSTESİ | xi |
| SİMGELER VE KISALTMALAR | xiii |
| 1. GİRİŞ..... | 1 |
| 2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR..... | 12 |
| 3. MATERYAL ve YÖNTEM..... | 19 |
| 3.1 Materyal..... | 19 |
| 3.1.1 Kanat Profili | 19 |
| 3.2.1 Kuş Geometrisi | 24 |
| 3.2 Yöntem | 36 |
| 3.2.1 Sonlu Elemanlar Yöntemi | 36 |
| 3.2.2 Sonlu Elemanlar Analizinde Kapalı Dinamik ve Açık Dinamik (Implicit ve Explicit Dynamics) Yöntemler | 46 |
| 3.2.3 Hasar Kriterlerine Genel Bakış..... | 51 |
| 4. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA..... | 63 |
| 5. SONUÇ VE ÖNERİLER..... | 76 |
| KAYNAKLAR | 78 |

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

| Çizelge | Sayfa |
|--|--------------|
| Çizelge 1.1. Hasarlı çarpışma sayılarının toplam rapor edilen çarpışmalara oranı | 4 |
| Çizelge 1.2. Uçuşa elverişlilik için bir uçağın farklı yapılarının gerekli bazı FAR sertifikasyon kriterleri | 9 |
| Çizelge 3.1. Kanat profili için kullanılan kompozit malzemelerin özellikleri..... | 23 |
| Çizelge 3.2. Kanat profili için kullanılan izotropik malzemelerin özellikleri | 23 |
| Çizelge 3.3. Yönetmeliklerde belirtilen kuş ağırlıkları..... | 24 |
| Çizelge 3.4. Analizlerin kodlamaları (X: Kalınlık (mm), Y: Çarpışma Hızı (m/s))..... | 36 |
| Çizelge 3.5. Tsai-Wu parametreleri..... | 57 |
| Çizelge 3.6. Hoffman'ın hasar indeksi (2D) katsayıları..... | 58 |
| Çizelge 3.7. Hoffman'ın hasar indeksi (3D) katsayıları..... | 59 |
| Çizelge 4.1. Karbon Elyaf ve Cam Elyaf Kompozit malzemelerin çarpışma analizi sonucunda oluşan gerilme değerleri..... | 70 |
| Çizelge 4.2. Karbon fiber takviyeli kompozit malzeme için analiz sonucunun farklı hasar kriterlerine göre karşılaştırılması | 72 |
| Çizelge 4.3. Cam fiber takviyeli kompozit malzeme için analiz sonucunun farklı hasar kriterlerine göre karşılaştırılması | 73 |
| Çizelge 4.4. Farklı dizilim açlarına göre gerilme değerleri | 74 |
| Çizelge 4.5. Farklı dizilim açlarına göre elde edilen gerilmelerin farklı hasar kriterlerine göre kıyaslanması..... | 74 |
| Çizelge 4.6. İzotropik malzemelerin von Mises kriterine göre değerlendirilmesi..... | 75 |

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

| Şekil | Sayfa |
|---|--------------|
| Şekil 1.1. Kuş çarpması anına ait basınç değişim eğrisi | 7 |
| Şekil 3.1. (a) Elemanlara ayrıştırılmış (a) baraj bendi ve (b) bisiklet anahtarının iki boyutlu modelleri (tüm elemanlar ve düğümler bir düzlemde yer almaktadır) | 38 |
| Şekil 3.2. Seri haldeki doğrusal yaylar | 39 |
| Şekil 3.3. İzole edilmiş bir yay elemanı..... | 40 |
| Şekil.3.4. İşaret düzeni..... | 40 |
| Şekil 3.5. Durum (a): i düğümü sabit ve j düğümü kayar durumu | 41 |
| Şekil 3.6. Durum (b): j düğümü sabit ve i düğümü kayar durumu. | 41 |
| Şekil 3.8 Durum (a) ve durum (b) kombinasyonu | 42 |
| Şekil 3.9. Düğüm 2 ve düğüm 3 sabitlenmiş durumda..... | 42 |
| Şekil 3.10. Düğüm 1 ve düğüm 3 sabitlenmiş durumda..... | 43 |
| Şekil 3.11. Düğüm 1 ve düğüm 2 sabitlenmiş durumda..... | 43 |
| Şekil 3.12. Bir boyutlu yaylar ve düğümler sistemi..... | 47 |
| Şekil 3.13. Newton Raphson Metoduyla implicit yakınsama[51]. | 49 |
| Şekil 3.14. Düzlemsel gerilme durumunda eşdeğer gerilme. | 53 |
| Şekil 3.15. Tam kayma gerilmesi durumu (a) asal gerilme grafiği (b) emniyetli alan grafiği. | 53 |
| Şekil 3.16. Mukavemet sembollerinin yönleri..... | 55 |
| Şekil 3.17. Enine sıkıştırma ve düzlem içi kaymaya maruz kalan tek yönlü bir laminanın kırılma düzlemi açısı..... | 61 |
| Şekil 4.1. Kanat kalınlığına ve kuşun çarpma hızına bağlı karbon fiber takviyeli kompozit kanatta meydana gelen von Mises gerilme değerleri..... | 65 |
| Şekil 4.2. Kanat kalınlığına ve kuşun çarpma hızına bağlı cam fiber takviyeli kompozit kanatta meydana gelen von Mises gerilme değerleri..... | 66 |
| Şekil 4.3. Kanat kalınlığına ve kuşun çarpma hızına bağlı Alüminyum Alaşım NL yapılı kanatta meydana gelen von Mises gerilme değerleri..... | 67 |
| Şekil 4.4. Kanat kalınlığına ve kuşun çarpma hızına bağlı Alüminyum Alaşım 6061 yapılı kanatta meydana gelen von Mises gerilme değerleri..... | 67 |
| Şekil 4.5. Kullanılan tüm malzemeler için; 4 mm kanat kalınlığında çarpışma hızlarına göre oluşan gerilme değeri..... | 68 |

| Şekil | Sayfa |
|--|--------------|
| Şekil 4.6. Kullanılan tüm malzemeler için; 8 mm kanat kalınlığında çarpışma hızlarına göre oluşan gerilme değeri..... | 68 |
| Şekil 4.7. Kullanılan tüm malzemeler için; 12 mm kanat kalınlığında çarpışma hızlarına göre oluşan gerilme değeri..... | 69 |
| Şekil 4.8. Kullanılan tüm malzemeler için; 16 mm kanat kalınlığında çarpışma hızlarına göre oluşan gerilme değeri..... | 69 |



RESİMLERİN LİSTESİ

| Resim | Sayfa |
|--|--------------|
| Resim 1.1. Kuş çarpışmasında en çok hasar alan uçak yapıları..... | 1 |
| Resim 1.2. Calbraith Perry Rodgers kaza sonrası uçağı | 5 |
| Resim 1.3. Lockheed L-188 Electra tipi 375 sefer sayılı Eastern Air Lines uçağının kaza.... fotoğrafi | 6 |
| Resim 1.4. Bir anten bileşeninin FAA kuş çarpması sertifikasyon testi..... | 8 |
| Resim 1.5. Kuş çarpması sertifikasyon testlerinde kullanılan kuş bazukası sistemi modeli | 10 |
| Resim 1.6. Jelatin küresel silindirik model ve iç iskelet yapısına sahip model | 11 |
| Resim 3.1. Geometri modülünün çalıştırılması | 19 |
| Resim 3.2. NACA 2408 Kanat Profilinin oluşturulması | 20 |
| Resim 3.3. ACP Pre modülünün görünümü..... | 20 |
| Resim 3.4. Analizde kullanılacak malzemelerin seçilmesi..... | 21 |
| Resim 3.5. NACA 2408 kanat profili önden görünümü | 22 |
| Resim 3.6. Testlerde kullanılan farklı kuş geometrileri..... | 24 |
| Resim 3.7. Kuş geometrisinin oluşturulması | 25 |
| Resim 3.8. Kuş geometrisi ve kanat profilinin önden görünümü | 26 |
| Resim 3.9. Kuş geometrisi ve kanat profilinin üstten görünümü | 26 |
| Resim 3.10. Kuş geometrisi ve kanat profilinin izometrik görünümü..... | 27 |
| Resim 3.11. Sonlu elemanlar ağının oluşturulması | 27 |
| Resim 3.12. ACP Kompozit ara yüzünün genel görünümü..... | 28 |
| Resim 3.13. Karbon elyaf kompozite ait elyaf yönü olan 0° ve yüzeye dik olan yönler..... | 28 |
| Resim 3.14. Cam elyaf kompozit malzemeye ait en üst tabakanın 0° elyaf yönü | 29 |
| Resim 3.15. Cam elyaf kompozit malzemeye ait en üst tabakanın 90° elyaf yönü | 29 |
| Resim 3.16. Cam elyaf kompozit malzemeye ait en üst tabakanın 45° elyaf yönü | 30 |
| Resim 3.17. Cam elyaf kompozit malzemeye ait üçüncü tabakanın -45° elyaf yönü..... | 30 |
| Resim 3.18. Tabaka malzemesi ve kalınlığının belirlenmesi | 31 |
| Resim 3.19. Karbon elyaf malzemesine ait elastik özellikler..... | 31 |
| Resim 3.20. Kompozit malzemelerin tabaka dizilimi sayısı ve açılarının belirlenmesi..... | 32 |
| Resim 3.21. Yönlerin (X, Y, Z) belirlenmesi | 32 |
| Resim 3.22. Tabaka dizilim yönünün belirlenmesi | 33 |

| | |
|---|----|
| Resim 3.23. Grup sayısının belirlenmesi | 33 |
| Resim 3.24. Malzeme kalınlığının görüntülenmesi | 34 |
| Resim 3.25. Açık Dinamik modülünün çalıştırılması..... | 34 |
| Resim 3.26. Kanat profilinin sabitlemesi..... | 35 |
| Resim 3.27. Kuş geometrisine hız değerinin tanımlanması..... | 35 |
| Resim 4.1. Kuşun çarpması esnasında oluşan toplam deformasyon değerleri | 63 |
| Resim 4.2. Kuşun çarpması esnasında X- yönünde oluşan deformasyon değerleri | 63 |
| Resim 4.3. Çarpışma sonrasında oluşan eşdeğer gerilme | 64 |
| Resim 4.4. Çarpışma sonrasında kanadın delinmesi..... | 64 |



SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

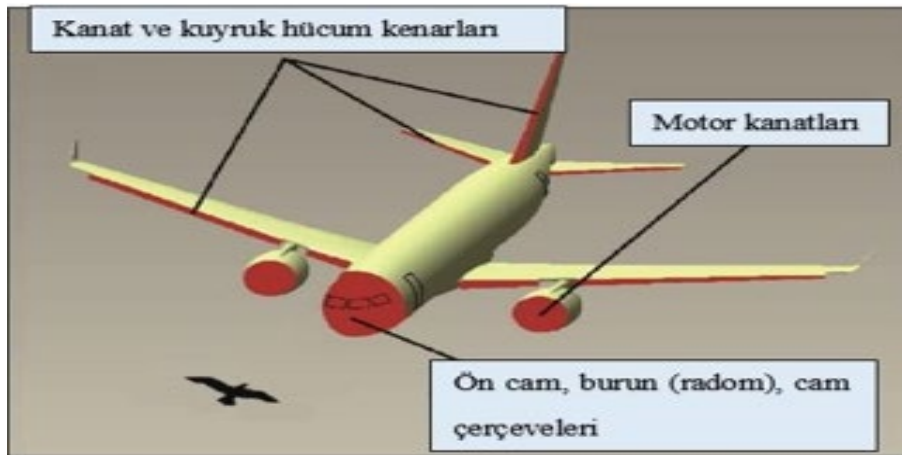
| Simgeler | Açıklamalar |
|----------------------|--------------------|
| mm | Milimetre |
| m² | Metrekare |
| N | Newton |
| g | Gram |
| MPa | Megapascal |
| GPa | Gigapascal |
| % | Yüzde |

1. GİRİŞ

Uçan bir kuşun, hareket halindeki bir uçağa çarpması olayı kuş çarpması olarak adlandırılmaktadır. Uçuş güvenliği açısından ciddi bir risk arz etmektedir. Uçaklardaki kuş çarpmaları vakaları çok yüksek hızda olduğundan, uçuş güvenliği için tehdit oluşturan ciddi kazalara ve can ve mal kaybına yol açmaktadır. Aynı zamanda kuş çarpması olayı, dünya çapındaki havacılık endüstrileri için her yıl önemli bir ekonomik kayba neden olmaktadır.

Alçak irtifa uçakları için kritik bir tehdit olan kuş çarpmaları uçak yapılarında ciddi hasara yol açabilir. Tüm yabancı cisim hasarlarının yaklaşık %90'ının kuşlardan kaynaklandığı bildirilmektedir. İstatistikler ayrıca tüm çarpışmaların %72'sinin 150 m'nin altında, %92'sinin ise 900 m'nin altında yere yakın olarak gerçekleştiğini göstermektedir ki bu da kalkış ve iniş özellikle kritik hale getirmektedir [1].

Federal Havacılık İdaresi (Federal Aviation Administration)'ne göre, yaban hayatının sivil ve askeri uçaklara çarpması 1988-2020 yılları arasında 293'ten fazla kişinin ölümüne ve 271'den fazla uçağın tahrip olmasına neden olmuştur. Kuş çarpışmalarının en çok yaşandığı uçak yapıları kanatlar, ön cam, burun, gövde ve motorlar olarak bilinmektedir. Resim 1.1'de kuş çarpışmasında en çok hasar alan uçak yapıları gösterilmiştir [2].



Resim 1.1. Kuş çarpışmasında en çok hasar alan uçak yapıları [2].

2019'daki toplam 17.358 kuş çarpışması rekorundan sonra 2020 yılında %33 oranlık düşüşle 11.605 kuş çarpması rapor edilmiştir. Kuş çarpmalarında 2019'a kıyasla yaşanan düşüş, COVID-19 salgınının havalimanlarındaki uçak hareketliliği üzerindeki etkisine bağlanabilir [3].

1990-2020 yılları arasındaki 31 yıllık bir dönemde, %98,2 oranında ABD'de olan toplam 243.064 kuş çarpma olayı rapor edilmiştir. 1990 yılından 2020 yılına kadar kuş çarpmalarının %53'ü Temmuz ve Ekim ayları arasında meydana gelmiştir. Bu aylar aynı zamanda kuzey yarımküredeki kuşlar için en yoğun göç ayları olarak bilinmektedir. Kuş çarpmalarının %62'sinin gündüz, %29'unun ise gece meydana geldiği tespit edilmiştir. Ayrıca hava şartlarının kötü olduğu durumlarda yağmurda, karda ve sisli hava durumlarında kuş çarpma olayları çok az sayıda gözlemlenmiştir [4].

1990 ile 2020 yılları arasında 608 kuş türünün uçaklara çarptığı tespit edilmiş ve bu türlerden 304'ünün hasara neden olduğu bildirilmiştir. 2020 yılında 315 kuş türünün sivil uçaklar tarafından vurulduğu tespit edilmiştir. Güvercinler (%13), yırtıcı kuşlar (%12), martılar (%10), kıyı kuşları (%9) ve su kuşları (%5) uçaklarla çarpışan en yaygın kuş türleri olarak rapor edilmiştir. Bununla birlikte, olası bir çarpışma durumunda, su kuşlarının güvercinlerden 4,2 kat, martı veya yırtıcı kuşlardan ise 1,2 ila 1,5 kat daha fazla hasara neden olduğu tespit edilmiştir [4].

1990 ile 2021 yılları arasındaki raporlarda ise; bildirilen 249.554 kuş çarpmasından 118.659'unda (%48) kuşun türü tespit edilmiştir, 24.027 çarpmada (%10) ise kuşun en azından tür grubu (örneğin martı, şahin, ördek) tespit edilmiştir [5].

Tür tespiti 1990'larda yüzde 30'un altında iken 2021'de yüzde 61'e yükselmiştir. Toplamda, 620 kuş türünün uçaklar tarafından vurulduğu tespit edilmiştir ve bu türlerden 313'ünün 1990-2021 yılları arasında hasara neden olduğu rapor edilmiştir [5].

Kumrular/güvercinler (% 13), yırtıcı kuşlar (% 12), martılar (% 10), kıyı kuşları (% 9) ve su kuşları (%5) en sık çarpılan kuş grupları olmuştur. Güvercinler, yırtıcı kuşlar ve martıların her biri su kuşlarının iki katından daha fazla sayıda çarpma olayına karışmıştır. Ancak su kuşları, kumru/güvercinlere göre 4,2 kat, martı ve yırtıcı kuşlara göre ise 1,2 ila 1,6 kat daha fazla zarar verici saldırıya karışmıştır. Kuş türünün belirlendiği tüm zarar verici çarpmaların yüzde 27'sini su kuşları oluşturmuştur [6].

Nakliye Uçaklarına Kuş Çarpması

1990 - 2021 yılları arasında kuş çarpmalarının yaklaşık yüzde 42'si nakliye uçakları ile meydana gelen kazaların yüzde 71'i uçak 0 feet AGL'(ABOVE GROUND LEVEL) de iken meydana gelmiştir [5].

500 feet veya daha düşük AGL'de ve yüzde 92'si 3.500 feet AGL'de veya altında meydana gelmiştir. Kuş çarpmalarının yaklaşık yüzde 1'i 9.500 feet AGL'nin üzerinde meydana gelmiştir. 500 feet AGL'nin üzerinde rapor edilen saldırı sayısı her 1.000 fitlik artış için yüzde 32 oranında azalmıştır. Bir nakliye aracına kuş çarpması ile ilgili rapor edilen rekor yükseklik ABD'deki uçak 31,300 feet AGL'dir [5][7].

Genel Havacılık Uçaklarına Kuş Çarpması

1990 - 2021 yılları arasında yaklaşık yüzde 37 genel havacılık uçaklarına kuş çarpmalarının yüzde 71'i uçak 0 feet AGL'deyken meydana gelmiştir [5].

1990-2021 yılları arasındaki çarpışmalar 500 feet veya daha düşük AGL'de meydana gelmiş ve yüzde 97'si 3.500 feet AGL'de veya altında gerçekleşmiştir, yüzde 1'inden azı da 7.500 feet AGL'nin üzerinde meydana gelmiştir. Rapor edilen bir kuş çarpması için rekor yükseklik ABD'de bir genel havacılık uçağı 24,000 feet AGL olarak rapor edilmiştir [5].

1990-2021 yılları arasında bildirilen 249.554 kuş çarpmasından 118.659'unda (48%) kuşun türü tespit edilmiş, 24.027 çarpmada (10%) ise kuşun en azından tür grubu (örneğin martı, şahin, ördek) tespit edilmiştir [5].

Çizelge 1.1'de hasarlı çarpışma sayılarının toplam rapor edilen çarpışmalara olan oranı verilmiştir.

Çizelge 1.1. Hasarlı çarpışma sayılarının toplam rapor edilen çarpışmalara oranı [5].

| YIL | Rapor Edilen Toplam Çarpışmalar | Rapor Eden Hasarlı Çarpışmalar | Hasarlı Çarpışmanın Toplam Çarpışmaya Oranı |
|------|---------------------------------|--------------------------------|---|
| 2010 | 9,889 | 595 | 6.0% |
| 2011 | 10,104 | 542 | 5.4% |
| 2012 | 10,903 | 613 | 5.6% |
| 2013 | 11,406 | 609 | 5.3% |
| 2014 | 13,683 | 587 | 4.3% |
| 2015 | 13,788 | 622 | 4.5% |
| 2016 | 13,353 | 589 | 4.4% |
| 2017 | 14,788 | 667 | 4.5% |
| 2018 | 16,233 | 720 | 4.4% |
| 2019 | 17,381 | 757 | 4.4% |
| 2020 | 11,666 | 486 | 4.2% |
| 2021 | 15,556 | 657 | 4.2% |

Tarihte Gerçekleşen Önemli Kuş Çarpması Kazaları

Orville Wright ilk uçuşunu yaptıktan yaklaşık 2 yıl sonra 7 Eylül 1905 tarihinde bir kuşa çarparak kuşu öldürmüştür. Bu olay tarihte ilk kuş çarpması kazası olarak kaydedilmiştir. Kaza sonrasında uçakta herhangi bir hasar gözlemlenmemiştir [8].

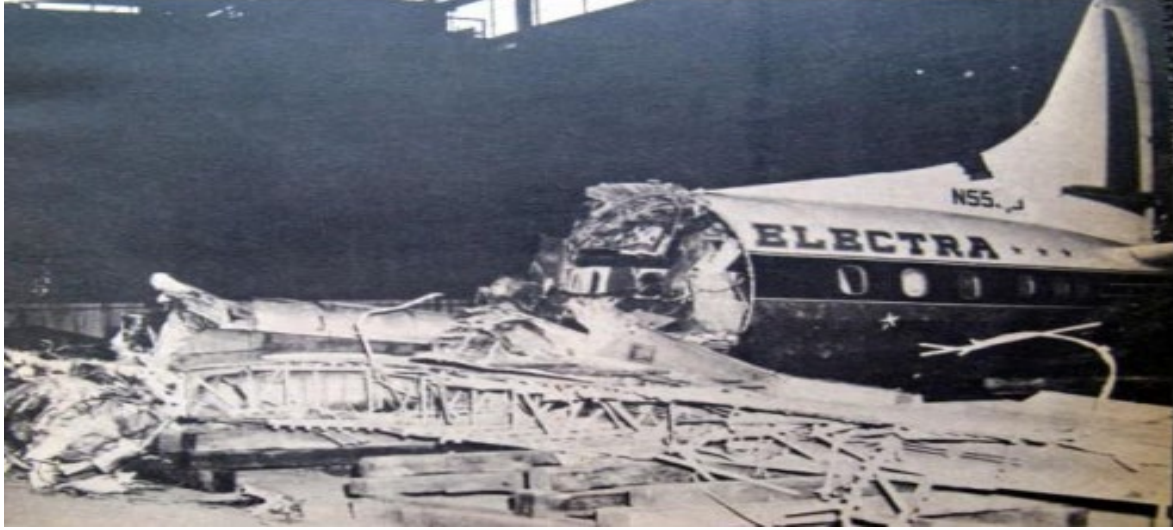
Calbraith Perry Rodgers, 3 Nisan 1912'de Kaliforniya'da bir gösteri uçuşu yaptığı sırada kuş sürüsüne çarparak kontrolünü kaybetmiştir, boynu kırılmış ve göğüs kafesi uçağın motoru tarafından hasar görerek ilk ölümlü kuş çarpması vakası gerçekleşmiştir [9].

Resim 1.2'de Calbraith Perry Rodgers'in kaza sonucu uçağının parçalandığına dair fotoğrafı bulunmaktadır [10].



Resim 1.2. Calbraith Perry Rodgers kaza sonrası uçağı [10].

3 Ekim 1960 tarihinde kuş çarpması kazalarının içinde en çok can kaybına sahip olan kaza gerçekleşmiştir.[8] Boston'da bir Lockheed Electra uçağı kalkıştan altı saniye sonra, 20.000 kadar sığırcık kuşundan oluşan bir sürü aniden uçağın karşısına çıkmıştır ve yüzlerce kuş motorların içine girmiştir. Sonuç olarak, dört motordan ikisi güç kaybetmiştir ve üçü alev almıştır. Uçak yaklaşık 300 feet yükseklikten takla atarak pistin hemen kuzeyindeki sığ suya neredeyse dikey olarak çakılmıştır (Resim 1.3). Kazada 72 yolcudan 62'si hayatını kaybetmiştir [11].



Resim 1.3. Lockheed L-188 Electra tipi 375 sefer sayılı Eastern Air Lines uçağının kaza fotoğrafı [12].

1960'ta kuş çarpması sonucu düşen Lockheed L-188 Electra tipi 375 sefer sayılı Eastern Air Lines uçağının kaza fotoğrafı (Resim 3) Sivil Havacılık Kurulu (CAB) tarafından kazayla ilgili soruşturma sırasında çekilmiştir [12].

Kuş Çarpması Teorisi

Kuş çarpma olayı hidrodinamik bir çarpışma olarak değerlendirilebilir. Çarpışmanın olduğu an mikro saniyeler içerisinde gerçekleşmektedir. Çarpan nesnenin, yani kuşun, çarpışma anındaki davranışı göz önüne alındığında, çarpışma dört ana kategoride sınıflandırılabilir: elastik, plastik, hidrodinamik ve patlayıcı veya sonik [13].

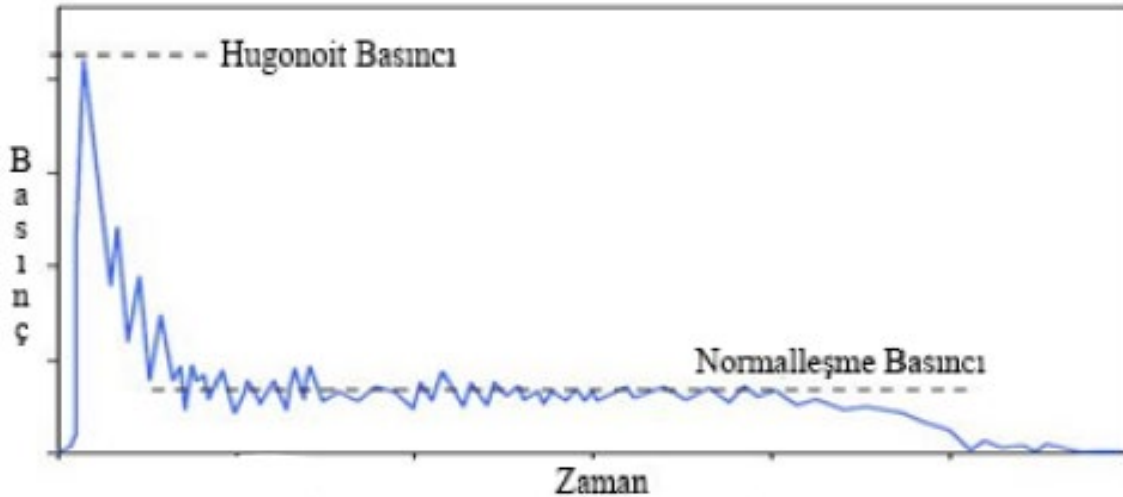
Elastik çarpışma olayının gerçekleştiği sırada; çarpışan cisimde oluşan iç gerilmeler malzeme dayanımının altındadır, malzeme elastik çarpışma kategorisinde bu gerilmelere dayanabilir. Elastik çarpışmada oluşan gerilmeler malzemenin akma dayanımını aşmaz. Bu nedenle çarpmanın niteliği ve süresi sadece malzemenin elastik modüllerine ve elastik dalga hızlarına bağlıdır [13].

Hız arttıkça, oluşan gerilmeler plastik deformasyona neden olur. Malzemenin mukavemeti baskın faktördür. Hızlar daha da arttıkça, çarpman cismin yavaşlamasıyla oluşan gerilmeler akma gerilmesinin büyük oranda üstüne çıkar [13].

Hidrodinamik rejimde çarpan cisim yani kuş; sıvı olarak davranır, bu durumda dayanım yerine asıl önemli olan malzemenin yoğunluğudur [14].

Bu rejimlerin her birinde, gerilme dalgaları malzeme boyunca yayılır, böylece enerji; çarpma cisim yani kuş ve hedef boyunca dağılır. Darbe hızı dalga hızına yaklaştıkça veya dalga hızını aştıkça, darbe bölgesinde daha fazla enerjinin dağılması gerekir [13].

Dalga hareketi, gerilme dağılımının belirlenmesinde önemli bir rol oynamaktadır ve şok dalgaları üretilmektedir. z artmaya devam ettikçe, tüm enerji çarpma alanında birikir. Üretilen ısı çok küçük bir bölgede yoğunlaşır ve bu nedenle malzemeyi eritmek ve sonunda buharlaştırmak için yeterlidir. Bu süreç hedef yüzeyindeki küçük bir patlamaya benzer. Yüksek basınç nedeniyle, malzemenin bir kısmında bir şok dalgası oluşur, ancak diğer kısmında serbest bir bölge vardır. Malzeme yüzeyinde basınç meydana gelir bu yüzden cisim bu kısımdan yayılmaya başlar. Bu yayılma dalgasının meydana gelmesiyle basınç değeri önemli ölçüde azalmaya neden olur. Yayılma dalgasından önce, basınç değeri mikrosaniyeler içinde en yüksek seviyesine yükselir ve daha sonra bu yayılma dalgasıyla birlikte düzgün bir akış davranışına doğru azalır (Şekil 1). Basıncın en yüksek değerine ulaştığı noktaya 'Hugonoit Basıncı' denir [13] [15].



Şekil 1.1. Kuş çarpması anına ait basınç değişim eğrisi [15].

Sonuç olarak kuş çarpması olayı genellikle bir hedefi vuran su jeti olarak kabul edilir. İlk şok ve sürekli akış, bir kuş çarpması olayının iki ana aşamasıdır. Başka bir deyişle, Hugoniot basıncı kuş çarpması için maksimum basınç iken, durgunluk basıncı final basıncıdır [16].

Sertifikasyon Değerleri

Ulusal Havacılık İdaresine göre (FAA) uçuşu yatkınlık kriterleri, bir uçağın standart büyüklükte bir kuş ile çarpıştıktan sonra uçuşu başarıyla tamamlamaya yetecek bir yapısal seviyede tasarlanmasını gerektirmektedir. Bu kriterler, uçak tasarımcılarının uçak yapılarını, özellikle de ön cam, motor, gövde ve kanat ön kenarını daha dayanıklı olacak şekilde tasarlamalarını sağlar [17].

Modern jet uçakları zamanla daha fazla yolcu taşımaktadır. Bir uçakta meydana gelebilecek olan ufak bir hasarın çok ciddi felaketlerle sonuçlanabileceği bilinmektedir. Uçaklara ait farklı yapılardaki parçaların, ön cam, kanatlar ve kuyruğun hücum kenarları gibi, yüksek enerjili darbelere direnebilmesi ve böylece kuş çarpmasından sonra uçağın güvenli bir şekilde inişini garanti edebilmesi amaçlanmıştır. Bir uçak, belirtilen yüksek enerjili kuş çarpması olayları "sürekli güvenli uçuş ve iniş" gerekliliklerine uygunluk göstermelidir [18].

Havacılık otoriteleri; ileriye dönük tüm bileşenlerin, operasyonel kullanımına izin verilmeden önce sertifikasyon testlerinde bir kuş çarpmasına karşı belirli bir direnç seviyesini kanıtlanmasını zorunlu kılmaktadır. Bu gereksinimler, son zamanlarda Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı'nın (EASA) sertifikasyon özelliklerinde ve Federal Havacılık Yönetmeliklerinde (FAR) yer almaktadır [19].



Resim 1.4. Bir anten bileşeninin FAA kuş çarpması sertifikasyon testi [20-21].

Testlerde, yüksek çözünürlüklü ve yüksek hızlı kameralar, Resim 1.4'te gösterildiği gibi çarpma anını kaydetmek için hedef bileşene odaklanır. Böylece hedef bileşenin zamana bağlı deformasyonu gözlemlenebilir ve kaydedilebilir. Bu değerleri kaydetmek için hedef bileşen üzerine gerilim ve deformasyon ölçerler de yerleştirilebilmektedir. Sertifikasyon kuruluşu test sonrası parçaların son durumuna ve değerlere bakıp sertifikasyon değerlendirmesini sonuçlandırır [21-22].

FAR sertifikasyon kriteri örneği olarak; uçağın farklı yapılarında uçuşa elverişlilik için olması gereken belirli FAR sertifikasyon değerleri Çizelge 1.2'de ki gibidir.

Çizelge 1.2. Uçuşa elverişlilik için bir uçağın farklı yapılarının gerekli bazı FAR sertifikasyon kriterleri [23];

| Uçak Yapısı | FAR Kriteri | Gereksinimleri |
|--------------------|-------------|---|
| Ön Cam | 25.775 (b) | Seyir halinde ve deniz seviyesinde olan bir uçağın ön camına 1.8 kg ağırlığında ki bir kuşun etkisi olamaz. |
| | 25.775 (c) | Seyir halinde olan bir uçakta pilotların can güvenliğini tehlikeye atmayacak şekilde ön cam tasarlanmalıdır. |
| Genel Yapı | 25.571 | Uçak seyir halinde ve deniz seviyesindeyken veya 8000 ft yükseklikte seyir hızının %85'inde giderken, 1,8 kg kütleli bir kuşa çarptıktan sonra uçuş başarılı bir şekilde tamamlanmalıdır. |
| Kuyruk | 25.631 | Uçak seyir halinde ve deniz seviyesindeyken 8 lb kütleli bir kuşa çarptıktan sonra uçuş başarılı bir şekilde tamamlanmalıdır. |
| Çift Pitot Tüpleri | 25.1323 (j) | Kuş çarpması olayından sonra pitot tüplerinin hiç biri zarar görmemelidir. |

Kuşun Sayısal Olarak Modellenmesi

İlk zamanlarda, kuş çarpması olayına dayanıklı uçak yapıları tasarlamak, potansiyel hasarı tahmin edebilmek için deneysel testler ve teorik hesaplamalar kullanılmaktaydı. Zaman içinde bilgisayar ve simülasyon alanındaki teknolojik yenilikler, maliyet ve zamandan

tasarruf etmek amacıyla klasik deneylerin yerini almıştır. Karmaşık hava araçlarına kuş çarpması analizinin doğru ve verimli bir şekilde incelenmesi mümkün kılınmaktadır [15].

Sertifikasyon testlerinin haricinde deneysel testler de yapılmaktadır. Deneysel testlerde kuş veya tavuk cesetleri yerine jelatin malzemelerden yapılmış cisimler de kullanılabilir. Bu malzemeler, çarpma anında kuşun stresine, basınç dağılımına ve parçalanmasına benzer şekilde davranmaktadır. Genel olarak, kuş çarpması testi, ölü bir kuş veya tavuk cesedinin basınçlı hava tabancasının ağzına yerleştirilmesini ve test edilecek hedefe doğru önceden belirlenmiş hızlarda fırlatılmasını içerir [8, 21].

1972 yılından bu yana kuş çarpması sertifikasyon testlerinde kuş bazukası sistemi (Resim 5) kullanılmaktadır. Bu sistem; ön camları, kanatlar, kuyruk, pervane, motor gibi uçak yapılarının dayanıklılığını test etmek ve ölçüm yapmak için uygulanan sistemdir.

Çarpma testinde donmuş tavuk veya ölmüş kuşların cesetleri kullanılmaktadır. Motorlar en yüksek hızda iken bazukanın içerisine sıkıştırılmış basınçlı hava ile donmuş tavuk veya ölü kuş cesedinin türbine doğru 80,50 m/s hızla fırlatarak test gerçekleştirilir. F-16 kanopileri için bu hız değeri 180 m/s'dir [8, 24].

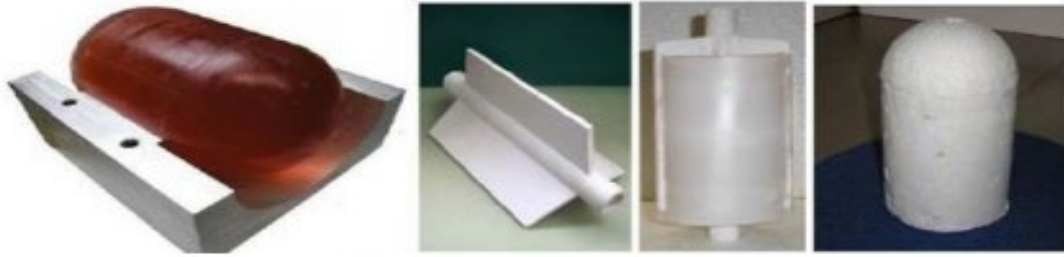


Resim 1.5. Kuş çarpması sertifikasyon testlerinde kullanılan kuş bazukası sistemi modeli [24].

İlk zamanlarda deneysel testlerde ideal olarak görülen kuş modelleri ve malzemeleri günümüze kadar hala kullanılmaktadır. Deney esnasında kullanmak için tercih edilen çeşitli malzemeler; balmumu, jelatin, emülsiyon ve süngerdir [21].

Willbeck (1977) yaptığı çalışmalar sonucunda kuş modelinin boyunu, eninin iki katı olarak belirtmiştir. Kuş geometrisinin iki ucunu da küresel bir silindir olarak belirtmiştir. Bu geometrik şekil, günümüzde hala sertifikasyon testlerinde kullanılabilen geçerli bir geometridir. Willbeck'in (1977) maksimum hızda meydana gelen kuş çarpması olayları sırasında kuş modelinin yapısının katı gibi değil sıvı gibi davrandığını belirtmiştir ve günümüzde hala geçerliliğini koruyan bir yaklaşımdır [25].

Deney sırasında kullanılan malzemeler (yapay kuş modelleri) gerçek bir kuşun gövdesiyle benzer özellikler göstermiştir. Özellikle istenilen yoğunlukta ve şekilde hazırlanabilen jelatin maddesi (Resim 6) deneysel testlerde sıklıkla kullanılmaktadır [21].



Resim 1.6. Jelatin küresel silindirik model ve iç iskelet yapısına sahip model [21].

Bu tez çalışmasında ise diğer hava araçlarına istinaden çok yüksek hızda olmayan İHA (İnsansız Hava Aracı) 'na kuş çarpması olayı incelenmiştir. İHA kanat malzeme yapısı için farklı kompozit malzemeler ile farklı hız ve kalınlıklardaki kanat yapılarına kuş çarpması olayı ANSYS programı ile simüle edilerek sonlu elemanlar metodu ile çözümlenmiştir.

2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR

Tan (2013), bir kuşun bir uçak kanadının hücum kenarına çarpma olasılığını sonlu elemanlar yöntemiyle incelemiştir. Analiz için gerekli olan kuş modeli ve kanat modelini belirleyerek SPH (Hidrodinamik Parçacık Metodu) yöntemi kullanmış ve LS-DYNA yazılımı ile problemi simüle etmiştir. LS-DYNA yazılımı ile elde ettiği verileri analiz etmiştir. Hidrodinamik yapısal özelliklere sahip bir kuş modeli ile bir uçak kanadını çarpıştırmıştır ve örnek kanat parçası üzerindeki gerilmeleri ve malzeme yer değiştirmeleri sonuçlarını elde etmiştir. Sonuçlar incelendiğinde örnek olarak alınan kanatta plastik deformasyon olduğu sonucunu bildirmiştir [21].

Kiper (2015), hidrodinamik yapısal özelliklere sahip olduğunu kabul görerek bir kuş modellemiştir, modellenen kuşun bir uçak kanadına çarpması olayını incelemiştir. Kuş çarpması sorununda en uygun kullanılacak analiz metodu SPH (Hidrodinamik Parçacık Metodu) olarak belirlemiştir. Analizde ihtiyaç duyulan uçağın kanat yapısını CATIA tasarım programında modellemiştir. LS-DYNA programında analiz yapmadan önce Hypermesh yazılımı ile çözüm ağları oluşturmuştur. Çarpma etkilerini incelemek için hazırladığı simülasyonlarda; 0,91 kg ve 1,82 kg ağırlığında iki farklı kuş modelini, kanat üzerinde farklı dört noktaya çarpıtılarak sonuçları incelemiştir. Johnson-Cook ve Piecewise Linear Plasticity modellerini malzeme modeli olarak kabul etmiştir. LS-DYNA programında kanat yapı elemanlarına bu modelleri tanımlamıştır. Analiz sonuçlarına göre, Johnson-Cook ve Piecewise Linear Plasticity malzeme modelleri, yapısal elemanlar üzerinde eşdeğer gerilmeler oluşturduğunu belirtmiştir [8].

Hu, Song, Wang, Chen, (2016), doğrusal olmayan sonlu eleman yöntemi ile ANSYS/LS-DYNA 3D kullanılarak kuş çarpmasına maruz kalan bir helikopter kompozit kokpitinin (HCC) yapısal çarpışma dayanıklılığı performansını araştırmak için etkili bir bağlantı modeli geliştirmişlerdir. Kuş yapısal modelinin mekanik parametrelerini düz bir plaka üzerinde bir kuş çarpma testi ile elde etmişlerdir ve doğrulanan kuş modelini daha sonra Federal Havacılık Yönetmeliği 29.631'e göre HCC'ye çarpan bir kuşu simüle etmek için uygulamışlardır. FE modelinin doğrulanmasına ek olarak, uçuşa elverişlilik gerekliliğini teyit etmek için aynı darbe koşulu altında tam ölçekli bir HCC kuş çarpma testi de gerçekleştirmişlerdir. Sayısal sonuçlara dayanarak, yapı sertliğini artırmak ve kuş çarpması direncini iyileştirmek için bir yapı tasarımı değişikliği gerçekleştirmişlerdir [26].

Pahange, Abolbashari, (2016), düzleştirilmiş parçacık hidrodinamiği (SPH) yöntemini kullanarak bir uçak kanadının ön kenar yapısına kuş çarpmasını simüle etmişlerdir. Modeli doğrulamak için, düz bir alüminyum plaka üzerinde bir kuş çarpması deneyi simüle etmişlerdir ve ardından bir uçak kanadının ön kenar yapısı üzerindeki kuş etkisini incelemişlerdir. Kanat iç yapısal bileşenleri olan kaburgayı, deriyi ve spar boyutlarını tasarım değişkenleri olarak dikkate alarak, yapısal kütle ve kanat derisi deformasyonunu detaylı olarak incelemişlerdir. Bunun için Taguchi'nin L18 faktöriyel deney tasarımına dayalı olarak 18 farklı kanat yapısı üzerinde kuş çarpması simülasyonları gerçekleştirmişlerdir. Kuş çarpmasına bağlı yapısal kütle ve kanat derisi deformasyonunu en aza indirmek için gri ilişkisel analiz kullanmışlardır. Varyans analizi (ANOVA) de uygulanmış ve kanat yapısının darbeye karşı performansı için deri kalınlığının en önemli parametre olduğu sonucuna varmışlardır. Son olarak, kanat yapısının performansındaki iyileşmeyi göstermek için optimum koşul altında bir doğrulama simülasyonu gerçekleştirmişlerdir [27].

Cerquaglia, Deliège, Boman, Papeleux, Ponthot (2017), Parçacık Sonlu Elemanlar Yöntemi (PFEM) ile, kuş çarpması olaylarını sayısal simülasyonu bağlamında değerlendirmişlerdir. Yöntemi değerlendirmek için, ilk olarak bir su jetinin sert bir yüzey üzerindeki etkisine dayanan teorik analizler gerçekleştirmişlerdir. Ardından, daha gerçekçi bir mermi geometrisinin etkisi analiz edilerek, yöntemin ayrılma ve parçalanmayı hesaba katma kabiliyetini vurgulamışlardır. Son olarak, yöntem, büyük plastik deformasyonlara maruz kalabilen çarpan yapının tanımı için doğrusal olmayan bir Sonlu Elemanlar yaklaşımını ve kuşun tanımı için PFEM'i birleştiren, akışkan-yapı etkileşimi için dinamik gevşemeli bölümlenmiş bir algoritma kullanılarak deforme olabilen hedeflere karşı darbeler için test etmiş ve sonuçları değerlendirmişlerdir [28].

Liu, Li, Yu, Tang, Gao, Lv, Zhang, (2017), kuş çarpması sürecini simüle etmek için SPH yöntemi ile birleştirilmiş sonlu elemanlar yöntemini kullanarak yeni bir kuyruk ön kenar yapısı tasarlamak için çalışmalar yapmışlardır. Kuş SPH modeli ile simüle edilirken, yapı geleneksel Lagrangian elemanları ile modellemişlerdir. Sayısal modeli doğrulamak için kuş çarpması deneyleri yapmışlardır. Simülasyon ve deneysel sonuçlar arasındaki iyi uyumlar, birleşik SPH-FE yönteminin kuş çarpmasına maruz kalan uçak yapılarının deformasyon ve hasar davranışını tahmin etmek için geçerli ve etkili bir araç sağladığını göstermişlerdir. Böylece, kuş çarpmasına dayanıklı yapıların tasarlanması için bir örnek çalışma

sergilemişlerdir. Ön kenar yapısına üçgen bir takviye bileşeni ekleyen yeni tasarımın, kuş çarpmasını önleme performansını büyük ölçüde artırdığı sonucuna ulaşmışlardır. Ayrıca tasarım ile ticari bir uçağın yatay kuyruk ön kenarı için kuş çarpması simülasyonları ve deneyleri gerçekleştirmişlerdir [29].

Liu, Li, Yu, Tang, Gao, Lv, Zhang, (2017), Bu çalışmada, güçlendirici kanatlar üzerinde kuş çarpması deneylerinin yapılabilmesi için çok eksenli bir kuvvet ölçüm aracı geliştirmişlerdir. İyi seçilmiş bir kütleyle üç dönme serbestlik derecesi vererek, aktarılan dönme momentumunu, çarpma kuvveti için doğrudan bir ölçü olan optik bir ölçümden elde etmeyi amaçlamışlardır. Ölçüm aracını; basitleştirilmiş bir çelik kanat kullanmışlardır deneysel ve sayısal olarak doğrulamışlardır [30].

Kalam, Kumar, Janardhana, (2017), sayısal simülasyon ile gerçekleştirilen hidrodinamik kuş modellerinin bir duyarlılık çalışmasını ele almışlardır. Analiz, ikame kuşların rijit bir Alüminyum kare plaka üzerindeki etkisi için açık bir Sonlu Elemanlar Analizi (FEA) kodu AUTODYNE kullanılarak gerçekleştirmişlerdir. Kuş gövdesi, Silindirik, Yarım Küre uçlu Silindirik, Elipsoidal ve Küresel şeklinde gözenekli bir su-hava malzemesi olarak modellemişlerdir. Sonlu elemanlar kuş modellemesini, %10 gözenekliliğe sahip malzemeler için Tekdüze Parçacık Hidrodinamiği (SPH) yöntemi kullanarak gerçekleştirmişlerdir. Dört kuş modelinden elde edilen teorik sonuçları, simülasyon sonuçları ile karşılaştırmışlardır [31].

Allaey, Luyckx, Paepegem, Degrieck, (2017), Bir kuşun bir yapı üzerindeki etkisinin o yapıya uygulanan basınç ile karakterize edilebileceği, bu nedenle, kuş çarpması araştırmalarında, kuş çarpması modellemesine yönelik ilk adım genellikle bu çarpma basınçlarının incelenmesidir düşüncesiyle, kuş çarpması sırasında şok rejiminin önemli olduğu konusunda bir çalışma yapmışlardır. Çeşitli SPH simülasyonlarının ve deneysel bir test kampanyasının sonuçlarına dayanarak şok rejimini etkileyen bazı temel parametreleri ortaya koymuşlardır. Sayısal olarak elde edilen şok basınç darbesi üzerinde bir yakınlaştırma gerçekleştirilerek, darbe basıncı ve süresinin teori ile sağladığı uyumu göstermişlerdir. Elastik enerji, şok rejiminin varlığı için bir ölçü olarak tanıtılmıştır; bu şok rejiminin yarım küre uçlar için nispeten ihmal edilebilir olduğunu göstermişlerdir. Simülasyonlardan elde edilen kararlı durum basınçlarını analiz etmişlerdir [32].

Cerquaglia, Deliége, Boman, Papeleux, Ponthot, (2017) bu çalışmalarında Parçacık Sonlu Elemanlar Yöntemi (PFEM)'ni, kuş çarpması olaylarının sayısal simülasyonu bağlamında değerlendirmişlerdir. Yöntemin yeteneklerini değerlendirmek için, ilk olarak bir su jetinin sert bir yüzey üzerindeki etkisine dayanan teorik analizlerini gerçekleştirmişlerdir. Ardından, daha gerçekçi bir mermi geometrisinin etkisini analiz ederek, yöntemin ayrılma ve parçalanmayı hesaba katma kabiliyetini vurgulamışlardır. Son olarak, yöntem, büyük plastik deformasyonlara maruz kalabilen çarpan yapının tanımını için doğrusal olmayan bir Sonlu Elemanlar yaklaşımını ve kuşun tanımını için PFEM'i birleştiren, akışkan-yapı etkileşimi için dinamik gevşemeli bölümlenmiş bir algoritma kullanılarak deforme olabilen hedeflere karşı darbeler için test etmişlerdir. Bu makalede sunulan çalışmalar arasında, kuş çarpması simülasyonlarının değerlendirilmesi için yeni bir sayısal kriter de önerilmiştir [33].

LIU, LI, YU, GAO, LIU, (2018), yaptıkları çalışmada kuş çarpmasına dayanıklı uçak yapıları tasarlamak için bir yöntem sunmayı amaçlamış ve örneklendirmişlerdir. Çalışmasında kuş çarpması deneyleri ve simülasyonlarına vurguda bulunmuşlardır. Kuş çarpması simülasyonlarını gerçekleştirmek için sonlu elemanlar yazılımı olan PAM-CRASH kullanmışlardır. Bir kuş ile hedef arasındaki çarpışmayı simüle etmek için Düzgün Parçacıklı Hidrodinamik (SPH) ve Sonlu Elemanlar (FE) yöntemi kullanmışlardır. Kuş modelini SPH yöntemi ile oluşturmuşlardır. Uçak yapılarında kullanılan alüminyum alaşımları, kompozit malzemeler ve köpük malzemeler gibi çeşitli yapısal malzemeler için yapısal modeller sunmuş ve çeşitli malzeme testlerini yaparak model parametrelerini bu şekilde belirlemişlerdir. Simülasyon sonuçları ve deneysel veriler arasında tutarlı sonuçlar elde etmişlerdir. Sayısal modelin kuş çarpması altında çeşitli uçak yapılarının dinamik tepkilerini tahmin edebildiğini ve sayısal simülasyonun kuş çarpmasına dayanıklı uçak yapıları tasarlamak için bir araç olarak kullanılabileceğini bildirmişlerdir [34].

Zhang, Li, Zhang, (2018) sabit rijit bir düz plakaya ve döner jet motorlu bir fana kuş çarpması üzerindeki açıların etkilerini incelemişlerdir. Gerçekçi bir kuş modeli olarak yarım küre uçlu bir silindir kuş modeli belirlemişlerdir. Kuş modelini düzgün parçacık hidrodinamiği (SPH) yöntemini kullanarak modellemişlerdir. Kuşlar uçak motoruna herhangi bir yönden çarpabileceği görüşüyle ilk olarak bir doğrulama testi olarak rastgele duruş açılarında sert bir düz plakaya çarpan kuş modellerinin simülasyonlarını gerçekleştirmişlerdir. Sonuç olarak, kuş modelinin farklı duruş açılarının kuş çarpması tepkisi üzerinde belirgin bir etkiye sahip olduğunu göstermişlerdir. Tutum açısı arttıkça, tepe

darbe kuvvetinin daha büyük hale geldiğini ve kuş modelinin daha fazla enerji kaybettiğini belirtmişlerdir. Jet motoru fanının dönüşünü dikkate almışlardır ve dönen motor kanatlarına rastgele tutum açılarından çarpan gerçekçi kuş modellerinin çarpma davranışlarını incelemişlerdir. Tutum açısının kanat köklerindeki en önemli darbe kuvveti, kinetik enerji ve von Mises gerilimi üzerindeki etkilerine değinmişlerdir. Kuş çarpması simülasyonunda gerçek kuşun duruş açılarının ve jet motoru fanının dönüşünün dikkate alınmasının yapısal toleranslı tasarımda pratik öneme sahip olduğu sonucuna varmışlardır [35].

Kahvecioğlu, (2019) Kuş Çarpmasına Maruz Helikopter Kanopilerinin Yapısal Davranışını incelemiştir. Öncelikle kuş modelini belirlemiştir. Kuş modelini oluşturulurken, kuş karakterlerine uygun yöntem olan SPH metodunu tercih etmiştir. Bu çalışmada çarpan yapı olarak kuş geometrisini yarım küre uçlu silindir geometrisi olarak seçmiştir. Malzeme özelliklerini suyunkine benzer seçmiş ve sıfır boşluk oranı kullanmıştır. Havacılık sektöründe aktif durumda bulunan Gazelle SA341 ve AS365 Dauphin helikopterlerinin kanopisinin modellemesini gerçekleştirmiştir. LS-DYNA programında yarım küre uçlu silindir şeklinde oluşturulan ve SPH metodu ile modellenen kuş modelinin, oluşturulan iki farklı kanopi modelinin kritik olduğu düşünülen orta, üst ve köşe bölgelerine, 3 farklı hızla çarpma analizlerini gerçekleştirmiştir. Bu analizlerin sonucunda; kanopi geometrileri üzerinde oluşan deplasman değerleri ile von Mises gerilmeleri ve kuş geometrisi ile kanopilerin enerji değişimlerini elde etmiş ve sonuçlarını karşılaştırmıştır [36].

Sun, Sun, Ni, Liang, (2019), bir amfibinin dikey kuyruğuna monte edilen ve tasarım aşamasında olan bir ön kenar parçası için kuş çarpması davranışlarının sayısal bir analizini gerçekleştirmişlerdir. Birleştirilmiş bir SPH-FE (Düzgün Parçacıklı Hidrodinamik- Sonlu Elemanlar) modelleme yöntemini kullanmışlardır. Kuş çarpması sürecinde yapısal hasarın sayısal doğruluğunu artırmak için çok eksenli gerilme durumlarını ve yüksek gerinim oranını dikkate alan yeni bir dinamik kırılma kriteri benimsemişlerdir. Ön kenar bölümü için tasarım konfigürasyonunun ve SPH-FE modelinin geçerliliğini kontrol etmek için gaz tabancası deneyini gerçekleştirmişlerdir ve sayısal sonuçla iyi bir uyum gösterdiğini belirtmişlerdir. Kuş çarpmasına karşı performansı artırmak için sayısal analiz yoluyla yapı içindeki iki eleman arasında bir örtüşme ilişkisini önermişlerdir [37].

Siemann, Ritt, (2019) çalışmalarında kuş modeli belirlemek için Düzgün Parçacık Hidrodinamiği (SPH) yöntemini kullanan kuş çarpması sayısal simülasyonlarını konu

almışlardır. Klasik ağ örgü tabanlı parçacık dağılımlarına sahip kuş modelleri ile oluşturulan ilk parçacık dağılımlarına sahip kuş modelleri arasında bir karşılaştırma sunmuşlardır. Kuş modelini parçacıklarla doldurmak için benimsenen iterasyon tekniği açıklamışlardır. Bu tekniği kullanarak oluşturulan parçacık dağılımlarını, literatürde yaygın olarak kullanılan referans kuş modelleri ile karşılaştırarak değerlendirmişlerdir. Düz bir hedef yapı üzerindeki genel kuş çarpması simülasyonlarının sonuçları, önerilen kuş modellerinin akış davranışı, toplam enerjinin korunumu, normal kuvvetler, basınçlar ve hesaplama verimliliği açısından klasik ağ tabanlı parçacık dağılımlarına sahip kuş modellerine göre farklılıklarını ve artılarından bahsetmişlerdir [38].

Tatlier, Baran (2020), Uçuş otoriteleri, uçakların havacılık sektörüne sunulmasından önce üreticilerin çok sayıda test gerçekleştirmesini zorunlu kıldığına değinmişlerdir. Sayısal çalışmalar ve kuş çarpması simülasyonları, yapılan maliyetli testlerden kaçınmak için uçak bileşenleri tasarımının önemli bir parçası haline geldiğini belirtmişlerdir. Yapmış oldukları literatür araştırmaları sonucunda kuş çarpması olaylarının çok sayıda araştırmacı tarafından sayısal olarak geniş çapta incelendiğini, ancak sadece birkaçının kuş çarpması deformasyonunun bir uçak bileşeninin akış ve aerodinamik koşulları üzerindeki etkisini dikkate aldığını belirtmişlerdir. Bu çalışmalarında kuş çarpması nedeniyle hasar görmüş bir kanadın aerodinamik davranışı için bir Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizi sunmuşlardır. HAD analizi için deforme olmuş bir kanat profili elde etmek amacıyla kuş çarpması analizi, kuş modeli için Düzgünleştirilmiş Parçacık Hidrodinamiği (SPH) kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Deforme edilmiş kanat geometrisini; kaldırma, sürüklenme ve moment katsayılarını elde etmek için AHD çözücüsüne aktarmışlardır. Deforme kanat profilinin sürüklenme katsayısı, deforme kanat profilinin basınç dağılımının bozulması nedeniyle arttığı sonucuna ulaşmışlardır Kaldırma katsayısının kuş çarpmasından etkileneceğini ve değişen hücum açılarına göre değişeceğini belirtmişlerdir. Deforme kanat profili daha küçük hücum açıları için bozulmuş bir moment katsayısı sunduğunu ve negatif bir değere ulaştığını bildirmişlerdir [39].

Arachchige, Ghasemnejad, Yasae, (2020), çalışmalarında sandviç kompozit ön kenar yapılarında iki farklı takviyenin performansını karşılaştırmak için deri kalınlığı, katmanlar ve darbe hızlarının etkisini analiz etmek üzere sandviç kompozit ön kenar üzerinde parametrik bir sayısal çalışma gerçekleştirmişlerdir. Açık sonlu elemanlar yazılımı olan LS-DYNA kullanılarak bal peteği ve köpük ile güçlendirilmiş bir kompozit ön kenarın sayısal

analizini gerçekleştirmişlerdir. Çalışma ilk olarak Lagrangian ve SPH yöntemlerinden elde edilen farklı kuş geometrileri için metalik ön kenar üzerindeki etki için en uygun durum denklemlerini incelemiş ve sonuçlandırmıştır. Tüm sayısal sonuçlar ile literatürdeki mevcut deneysel verileri kıyaslamışlardır ve sonuçlarını doğrulamışlardır. Sonuç olarak yumuşak gövde darbeleri altında sandviç uçak yapıları için geliştirilmiş darbe direnci ile sonuçlanan tasarım değişkenlerinin kombinasyonuna karar vermede uçak tasarımcılarına yardımcı olacak uygun maliyetli ve doğru bir sayısal model sağlayacağını bildirmişlerdir [40].

May, Arnold-Keifer, Landersheim, Laveuve, Asins, Imbert, (2021), 2 kg ağırlığındaki bir kuşun karbon elyaf takviyeli plastik dönüşümlü bir ön kenara çarpma davranışını sonlu eleman simülasyonları ile incelemiştir. Kompozit kaplamanın her zaman delikli olduğunu göstermişlerdir. Bu nedenle, yakıt tankının kuş tarafından etkilenmemesini sağlamak için kuşu saptırabilen dahili bir kuş çarpması koruma sistemi tasarlamışlardır [41].

Joshi, Maharshi, Goyal, Patel, Panwar, (2022) çalışmalarında, mekanik özelliklerini korurken elektromanyetik (EM) dalgaları absorbe edebilen uçak kanat derisi için çok işlevli bir hibrit karbon-bazalt-polianilin kompozit önermişlerdir. Hazırladıkları numune 2.1396 dielektrik kayıp tanjantına sahip olduğunu, %5 ağırlığa sahip bir polianilin optimum olduğunu bulmuşlardır. Hibrit kompozit bir kuş çarpmasını simüle ederek ve 1,2 mm kalınlık için -48,54 mm'lik bir maksimum sapma gözlemlemişlerdir. Hazırladıkları kompozitin sapma davranışını çeşitli çalışmalarla karşılaştırmışlardır ve -28,97 mm'lik bir sapma için 3,6 mm'lik bir kalınlığın en uygun olduğunu belirtmişlerdir. Kavisli bir ön kenar profili için, 1.488 mm kalınlık için sapma değerini 580 mm tespit etmişlerdir. İki kaburga, bir spar ve iki kirişe sahip, tamamı karbon-bazalt-PANI kompozitten modellenmiş ve maksimum 450 mm merkez noktası sapması gösteren tamamen kompozit bir kanat modeli tasarlamışlardır ve bu çalışmalarında önermişlerdir [42].

3. MATERYAL ve YÖNTEM

Bu tez çalışmasında; yönetmelikler ve daha önce yaşanan kuş çarpması kazaları verileri dikkate alınarak insansız hava aracının kanadının ön kenarına kuş çarpması olayı ele alınmıştır.

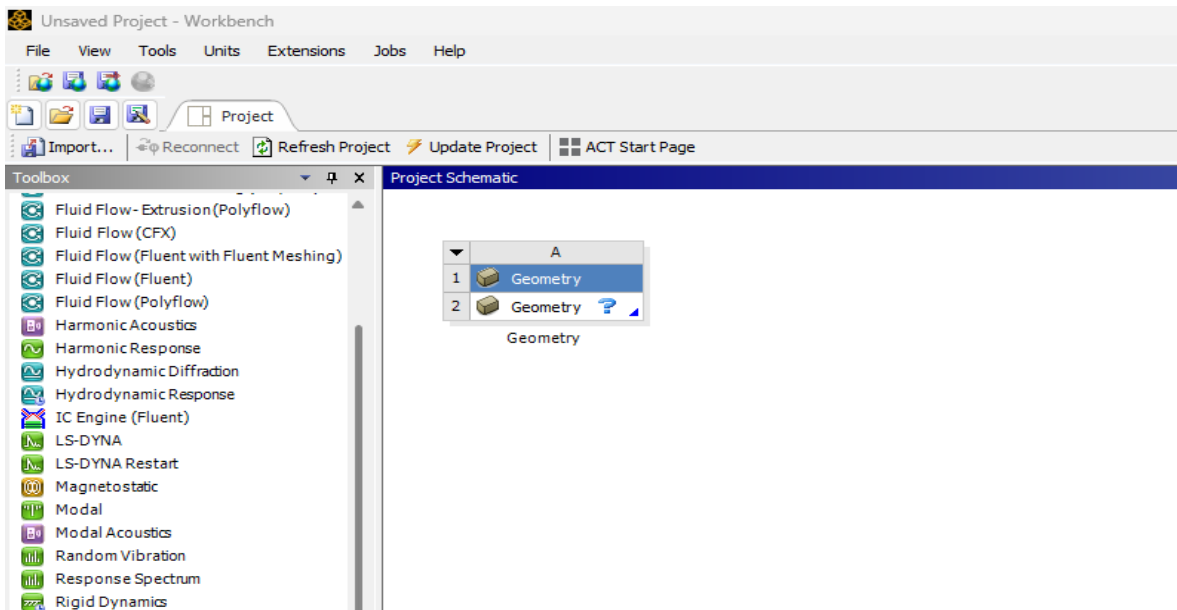
3.1 Materyal

Bu çalışmada kullanılan kuş, kanat geometrileri ve malzemeler Ansys Workbench programı kullanılarak tanımlanmıştır.

3.1.1 Kanat Profili

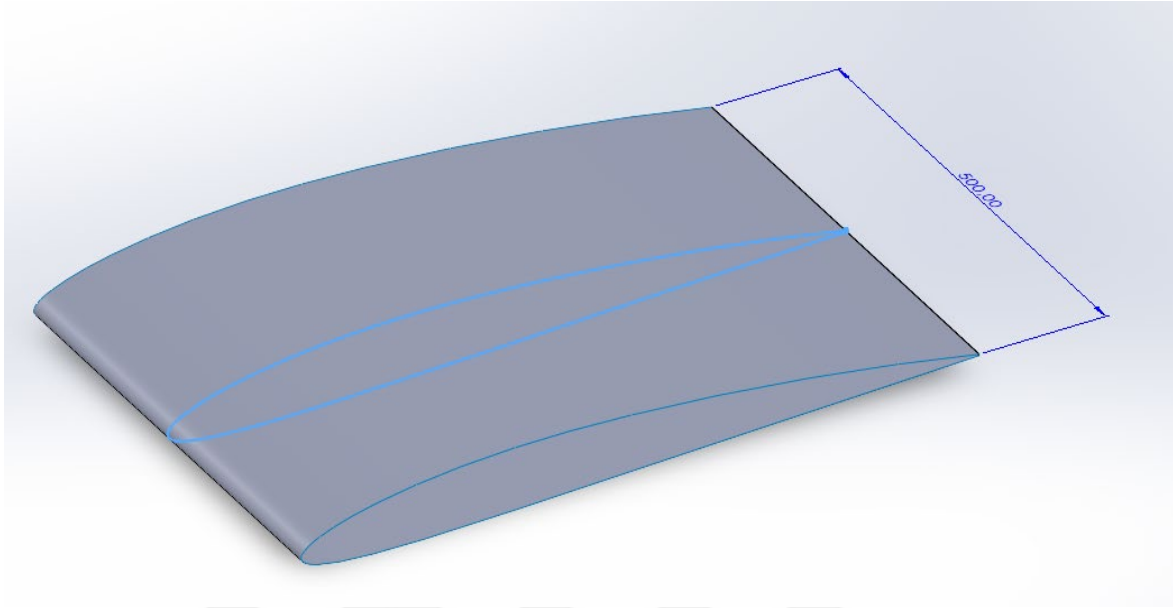
Bu kapsamda, kanat aerofil kesidi olarak NACA-2408 tercih edilmiştir [43]. Kanat için iki farklı kompozit malzeme ve iki izotropik malzeme üzerinde çalışılmıştır. Kanat yapısı için seçilen cam ve karbon fiber takviyeli tabakalı kompozit malzemelerin fiber dizilimleri sırasıyla $[0]$ ve $[0/90]$ şeklindedir [44]. Diğer seçilen izotropik malzemeler ise Alüminyum alaşım NL (nonlineer), Alüminyum alaşım 6061 malzemeleridir.

Kanat modeli sonlu elemanlar analiz programı olan ANSYS programında modellenmiştir (Resim 3.1).



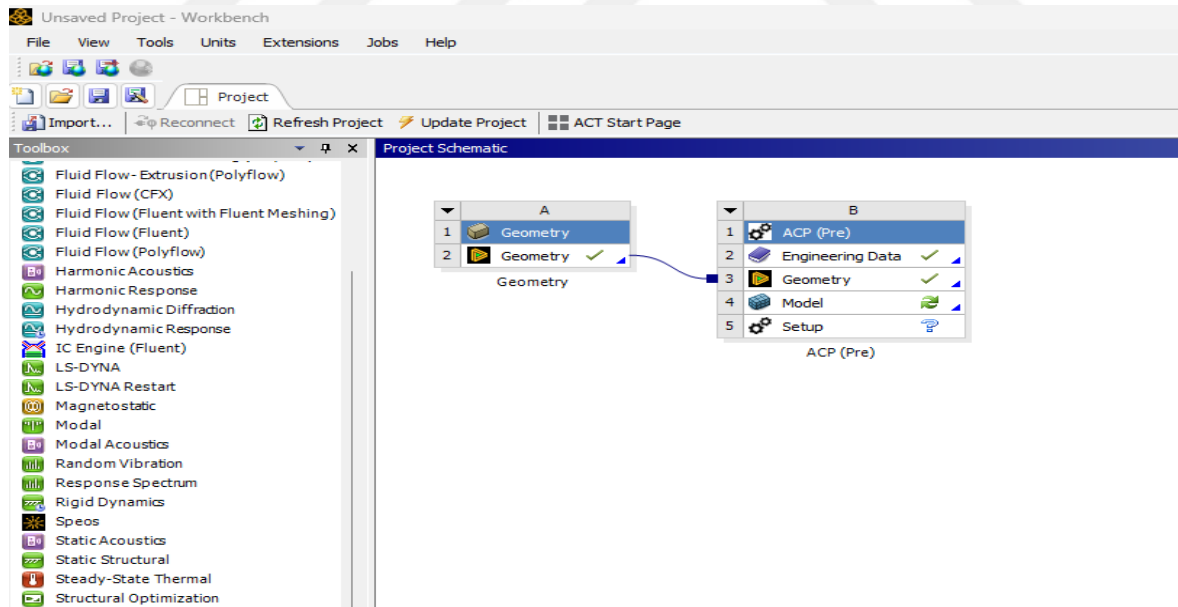
Resim 3.1. Geometri modülünün çalıştırılması

Kanat profilinin oluşturulması Resim 3.2’de görülmektedir.



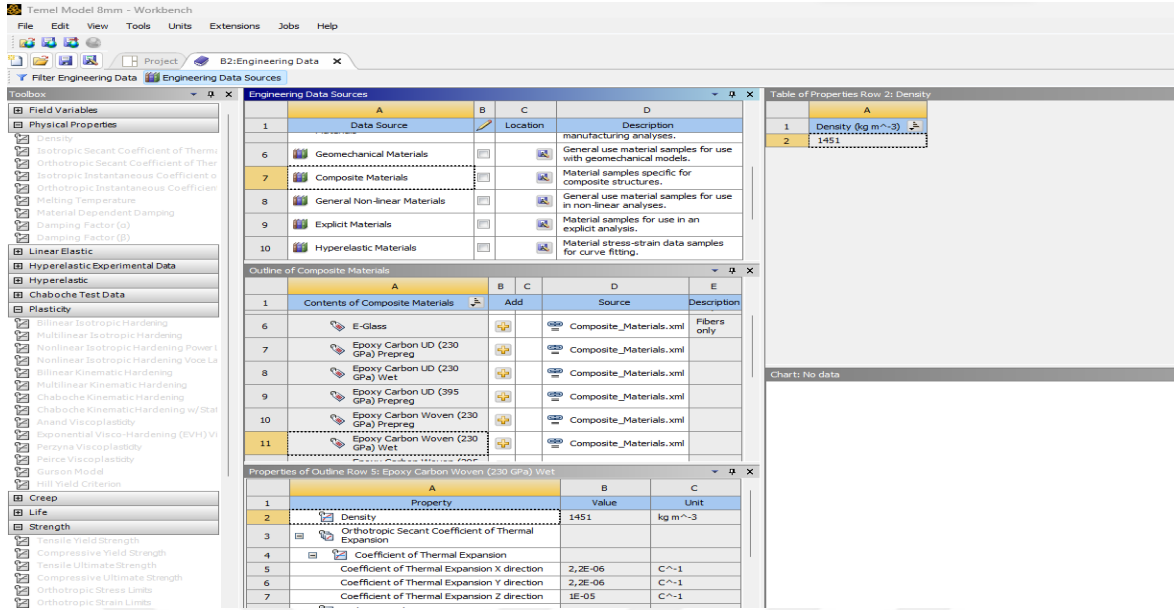
Resim 3.2. NACA 2408 Kanat Profilinin oluşturulması

Kompozit malzemelerin modellemesinde ACP modülü kullanılmıştır (Resim 3.3).



Resim 3.3. ACP Pre modülünün görünümü

Analizde kullanılacak malzemelerin seçilmesi için Ansys Workbench malzeme kütüphanesinin çalıştırılması Resim 3.4’te görülmektedir.



Resim 3.4. Analizde kullanılacak malzemelerin seçilmesi

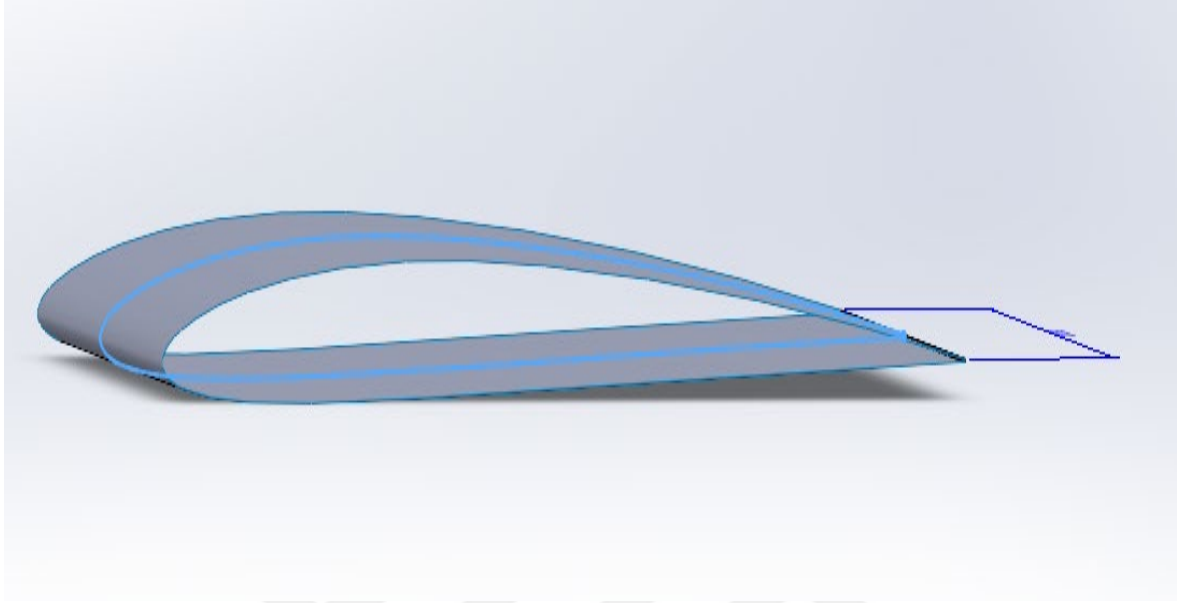
İnsansız hava aracına ait NACA-2408 kanat uzunluğu 1000 mm, genişliği 500 mm olarak kabul edilmiştir.

İnsansız hava aracına kuş çarpması olayının incelenmesi için dört farklı kanat kalınlığı ile analizler gerçekleştirilmiştir. Bir tabaka kalınlığı 0,25 mm olarak kabul edilmiştir. Kalınlık değerleri sırasıyla 4 mm, 8 mm, 12 mm, 16 mm olarak ele alınmıştır. Bu durumda 4 mm kalınlığa sahip bir kompozit malzeme 16 tabakadan oluşmaktadır. Kuşun, seçilen kanat modelinin ortasına çarptığı varsayılarak kuş çarpması analizleri gerçekleştirilmiştir.

Kanat profili; uçağın kanadının yandan görülen iki boyutlu kesiti anlamına gelmektedir. Bu çalışmada NACA-2408 kanat modeli kullanılmıştır. Bu kanat profili, NACA 4 haneli sayılar serisi olarak bilinmektedir. NACA 4 haneli serisi; kanadın profilinin bombesinin tanımlanmasında, maksimum bombenin konumunu belirlemek ve bombenin kalınlığını tespit etmek için kullanılır [18].

Veter çizgisi, bir kanat profilinin hücum ve firar kenarlarından geçen doğrudur. NACA-2408 kanat profili için; profilin maksimum kamburluğunun %2 olduğunu, bu noktanın kanat profili hücum kenarına uzaklığının veter çizgisine oranının %40 olduğunu ve kanat profilinin maksimum kalınlığının veter çizgisine oranının %8 olduğunu ifade eder [45].

NACA-2408 kanat profili ANSYS Workbench analiz programında modellenmiştir (Resim 3.5).



Resim 3.5. NACA 2408 kanat profili önden görünümü

ANSYS Workbench programında malzeme kütüphanesinden seçilen; Epoxy Carbon Woven (Karbon fiber takviyeli kompozit), Epoxy E-Glass Wet (Cam fiber takviyeli kompozit), Aluminum Alloy NL (Alüminyum Alaşım NL), Aluminum alloy, wrought, 6061 (Alüminyum Alaşım 6061) malzemeleri özellikleri Çizelge 3.1 ve Çizelge 3.2' de verilmiştir.

Çizelge 3.1. Kanat profili için kullanılan kompozit malzemelerin özellikleri

| Malzeme Özellikleri | Malzemeler | |
|--------------------------|-----------------------------|-----------------------------|
| | Karbon Elyaf | Cam Elyaf |
| Yoğunluk | 1,48e-06 kg/mm ³ | 1,85e-06 kg/mm ³ |
| Elastisite Modülü X Yönü | 91820 MPa | 35000 MPa |
| Elastisite Modülü Y Yönü | 91820 MPa | 9000 MPa |
| Elastisite Modülü Z Yönü | 9000 MPa | 9000 MPa |
| Poisson Oranı XY | 0,050000 | 0,28000 |
| Poisson Oranı YZ | 0,300000 | 0,40000 |
| Poisson Oranı XZ | 0,300000 | 0,28000 |
| Kayma Modülü XY | 3600 MPa | 4700 MPa |
| Kayma Modülü YZ | 3000 MPa | 3500 MPa |
| Kayma Modülü XZ | 3000 MPa | 4700 MPa |
| Çekme X Yönü | 829 MPa | 780 MPa |
| Çekme Y Yönü | 829 MPa | 31 MPa |
| Çekme Z Yönü | 50 MPa | 31 MPa |
| Basma X Yönü | -439 | -480 |
| Basma Y Yönü | -439 | -100 |
| Basma Z Yönü | -140 | -100 |
| Kayma X Yönü | 120MPa | 60 MPa |
| Kayma Y Yönü | 50MPa | 35 MPa |
| Kayma Z Yönü | 50MPa | 60 MPa |

Çizelge 3.2. Kanat profili için kullanılan izotropik malzemelerin özellikleri

| Malzeme Özellikleri | Malzemeler | |
|--------------------------|-----------------------------|------------------------------|
| | Alüminyum Alaşım NL | Alüminyum Alaşım 6061 |
| Yoğunluk | 2,77e-06 kg/mm ³ | 2,713e-06 kg/mm ³ |
| Elastite Modülü | 71000 MPa | 69040 MPa |
| Poisson Oranı | 0,33000 | 0,33000 |
| Hacimsel Elastite Modülü | 69608 MPa | 67686 MPa |
| Kayma Modülü | 26692 MPa | 25955 MPa |
| S Çekme | - | 313,10 MPa |
| S Akma | - | 259,20 MPa |

3.2.1 Kuş Geometrisi

Kuş çarpma analizinin yapılabilmesi için ilk olarak kuş modelini belirlemek gerekmektedir. Kuş modelinin belirlenmesi, kuşun geometrisini ve malzeme seçimini kapsamaktadır.

Kuş geometrisinde yaygın olarak kullanılan belirli geometrik şekiller vardır. Bunlar silindirik, küresel uçlu silindirik, küresel ve elipsoid şekillerdir. (Resim 3.6) Geometrik kuş şekillerinden gerçek kuş gövdesine en yakın küresel silindirik ve elipsoid şekilli olanlardır.



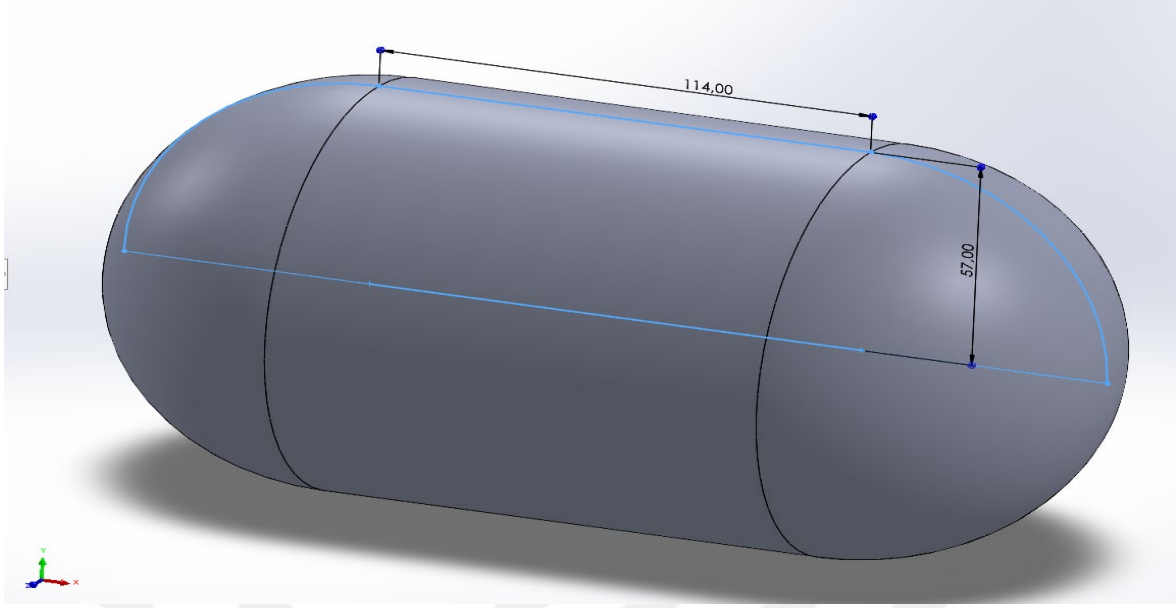
Resim 3.6. Testlerde kullanılan farklı kuş geometrileri [21].

Yönetmeliklerde kullanılan farklı kuş ağırlıkları Çizelge 3.3'te verilmiştir.

Çizelge 3.3. Yönetmeliklerde belirtilen kuş ağırlıkları [21]

| Kurumlar | FAA | EASA | STANAG |
|----------------|-----------------|-----------------|-----------------|
| Standartlar | FAR | JAR | USAR |
| Uçak Kuyruğu | 8 lb / 3,628 kg | 8 lb / 3,628 kg | - |
| Uçak Parçaları | 4 lb / 1,814 kg | 4 lb / 1,814 kg | - |
| İHA Parçaları | - | - | 2 lb / 0,907 kg |

Bu tez çalışmasında kuş geometrisi olarak küresel uçlu silindirik bir kuş modeli kullanılmıştır. Kuşun geometrik şekli Ansys programında çizilmiştir (Resim 3.7). Kuş geometrisi oluşturulurken çapı 114 mm, uzunluğu 228 mm olarak tercih edilmiştir.

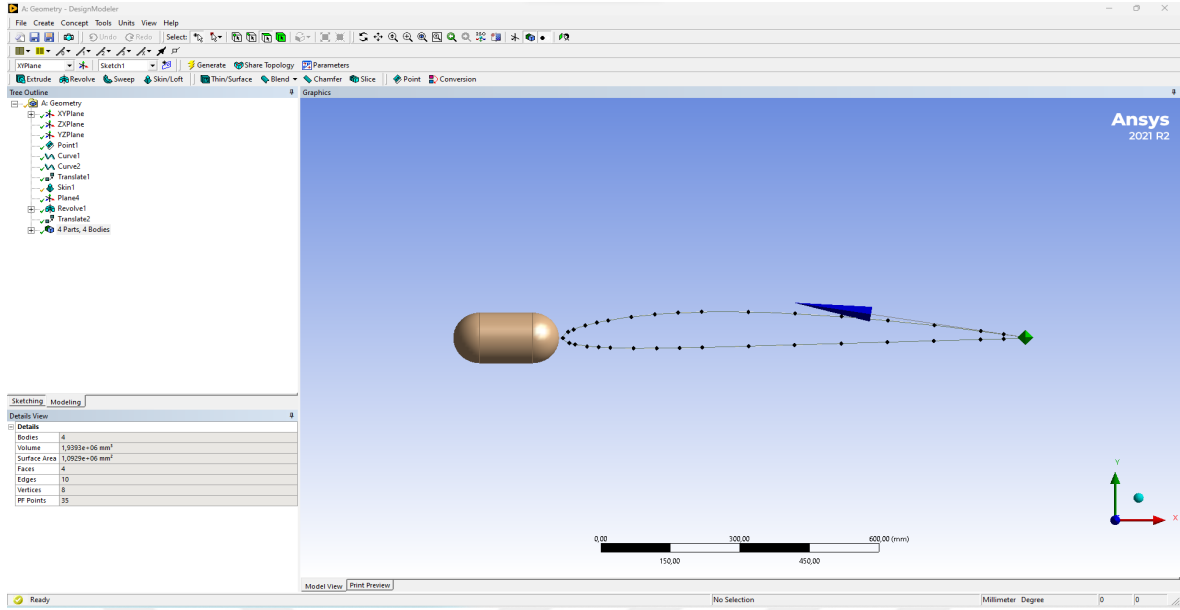


Resim 3.7. Kuş geometrisinin oluşturulması

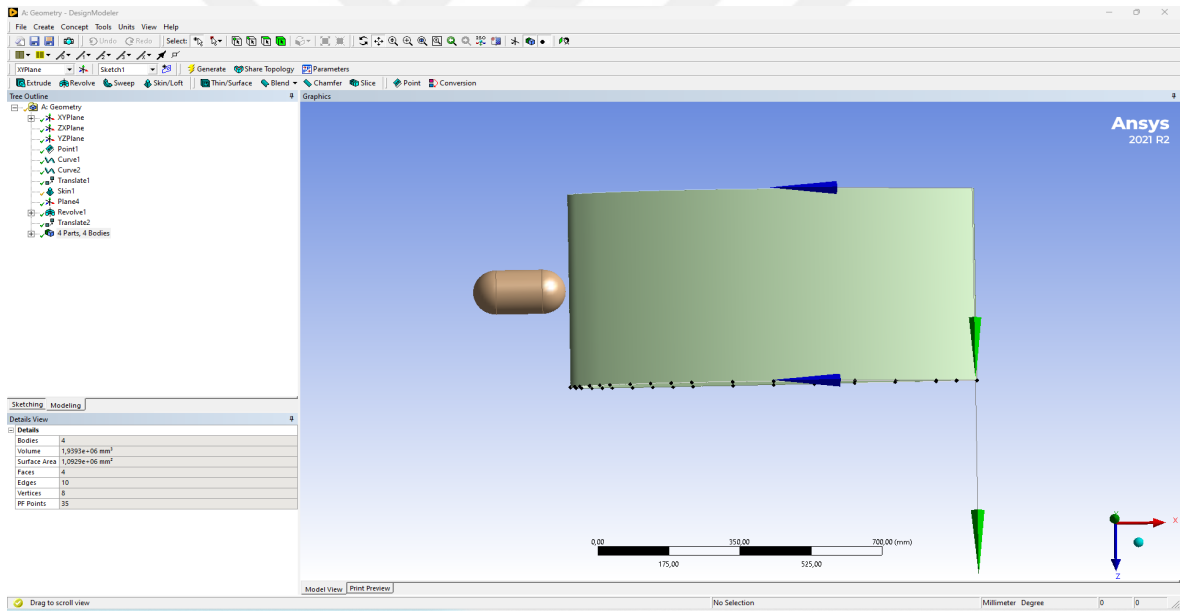
Kuşun geometrisi seçildikten sonra kuş modelinin malzeme yapısına literatür araştırmaları neticesinde karar verilmiştir. Kuşun çarpma noktasında hızlı yavaşlaması nedeniyle, kuş malzemesinin akma gerilmesinin çarpma anında büyük ölçüde aşıldığı bilinmektedir. Bu kapsamda kuş modelinin malzeme yapısı akışkan olarak ele alınmıştır.

Kuş modeli oluşturulduktan sonra Ansys malzeme kütüphanesinden kuşun malzeme yapısı “su” olarak seçilmiştir. Kuş modeli için literatüre uygun olacak şekilde, 950 kg/m^3 yoğunluk değeri kullanılmıştır. Kuş, belirlenen kanat parçasına sırasıyla üç farklı hızda (42 m/s , 37 m/s ve 33 m/s) çarptırılmıştır. Bu değerler belirlenirken STANAG standartlarına göre İnsansız Hava Aracı'nın seyir hızı ile kuşun seyir hızları toplamı yaklaşık olarak 42 m/s ve iniş kalkış sırasında daha düşük hızlarda seyrettiği için çarpma hızı 33 m/s alınmıştır. Ayrıca bu iki hız aralığında bulunan 37 m/s hız ile çarpışma gerçekleşmesi halinde doğacak sonuçlar simüle edilmiştir.

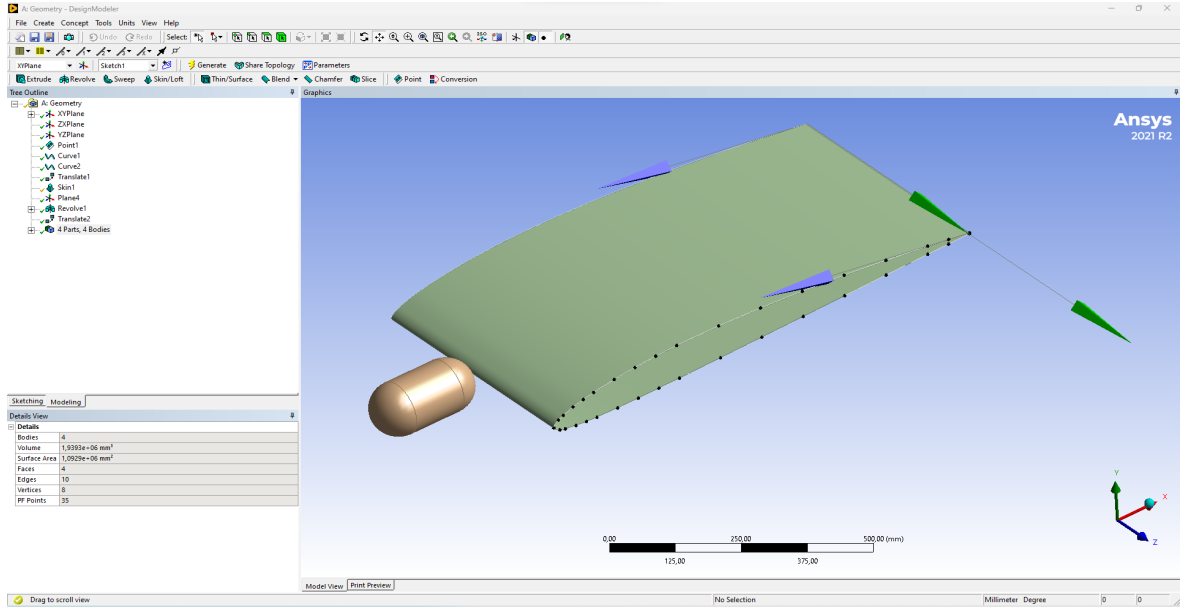
Ansys programında çizilen kuş geometresi ve kanat profillerinin görünüşleri Resim 3.8-3.10'da verilmiştir. Kuş geometrisi ile kanat profili arasında çarpışma analizi süresinin uzamaması için $0,01 \text{ mm}$ boşluk bırakılmıştır.



Resim 3.8. Kuş geometrisi ve kanat profilinin önden görünümü

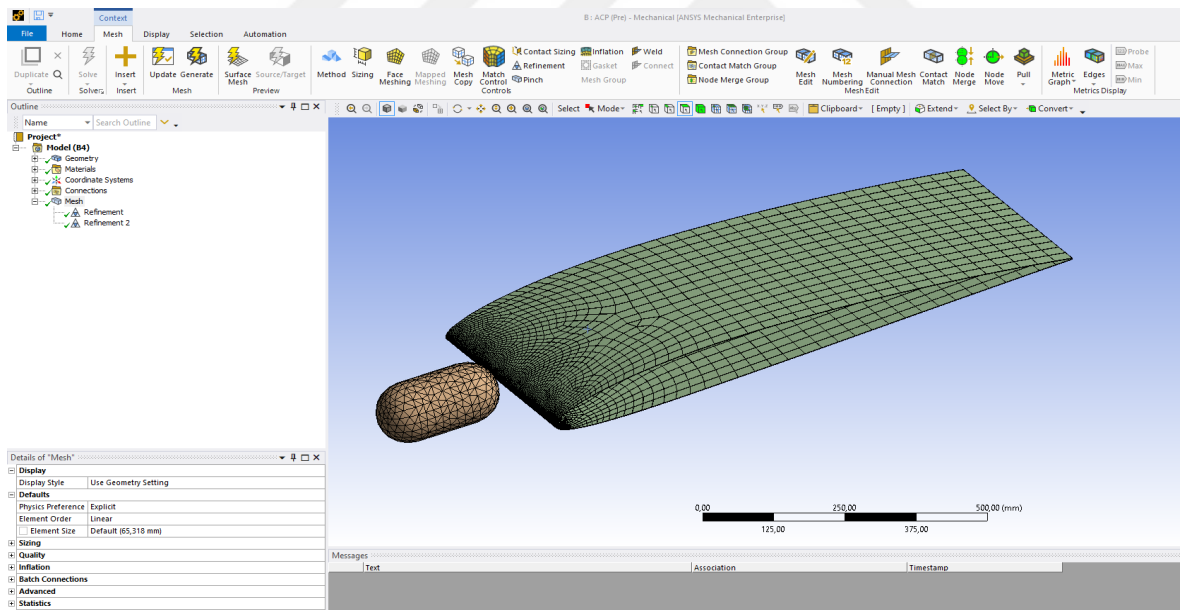


Resim 3.9. Kuş geometrisi ve kanat profilinin üstten görünümü



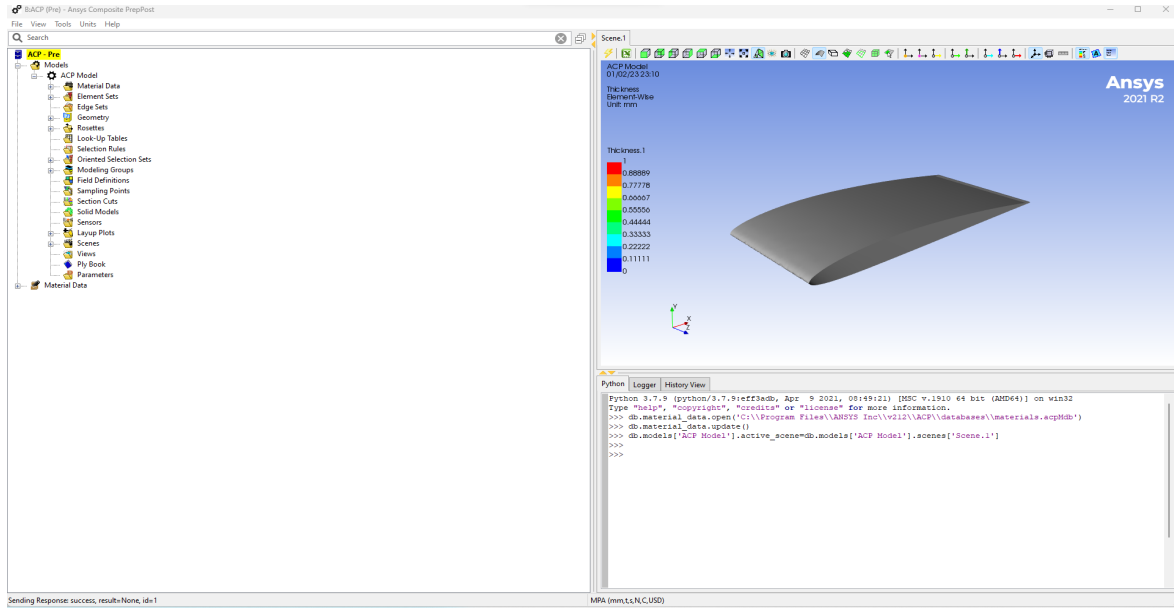
Resim 3.10. Kuş geometrisi ve kanat profilinin izometrik görünümü

Analiz öncesi sonlu elemanlar ağının oluşturulması Resim 3.11’de gösterilmiştir.



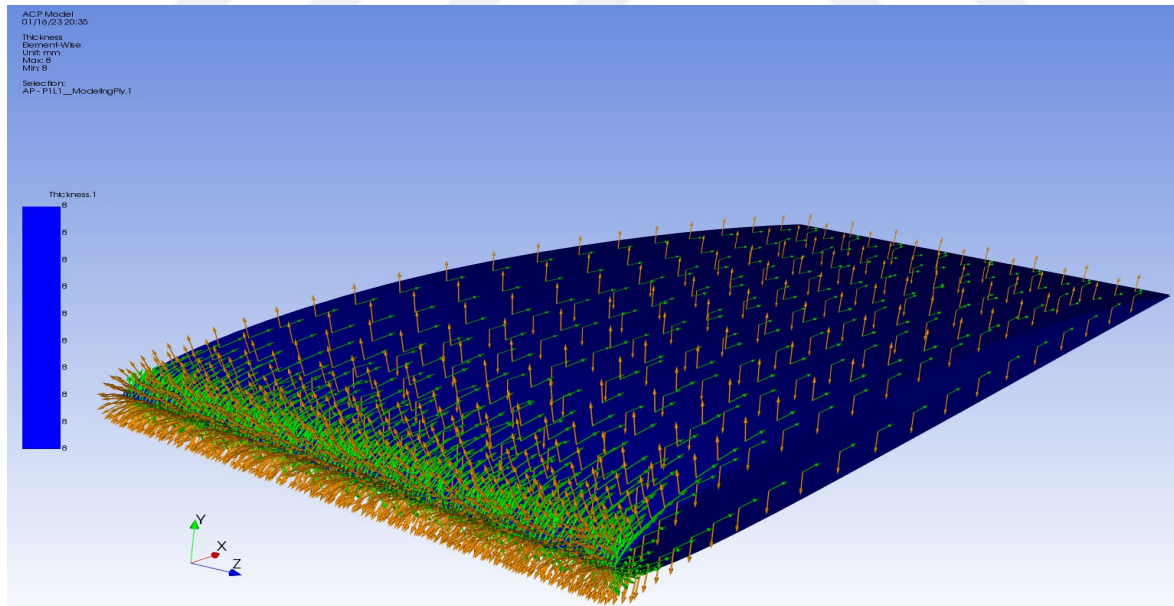
Resim 3.11. Sonlu elemanlar ağının oluşturulması

ACP modülü, kompozit malzemelerin tanımlanması ve malzeme yapılarının belirlenmesi kullanılmıştır (Resim 3.12).



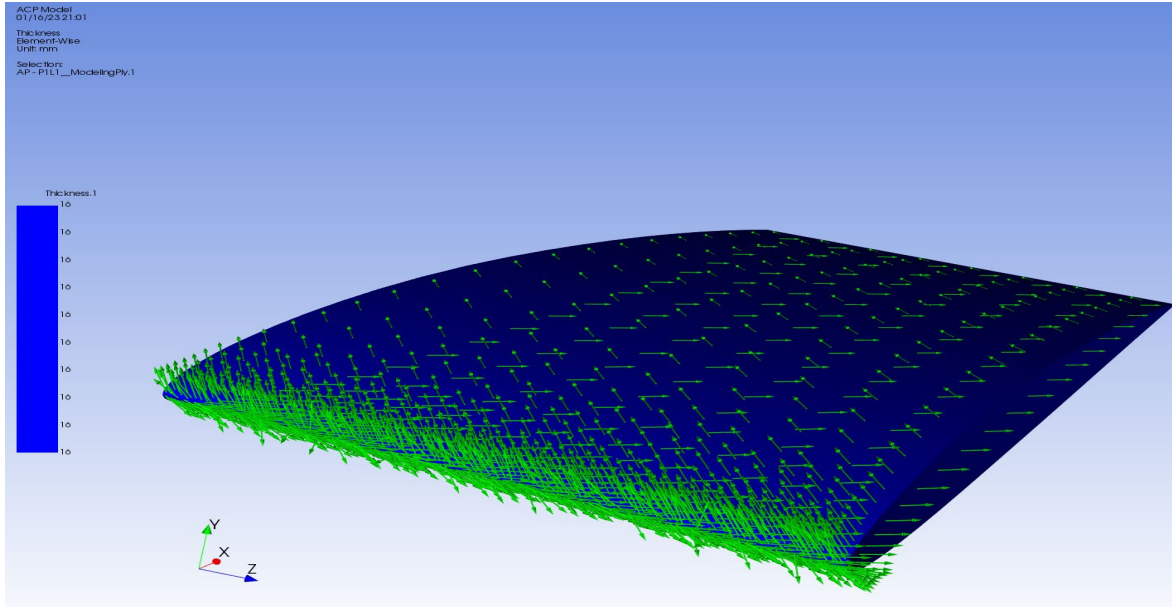
Resim 3.12. ACP Kompozit ara yüzünün genel görünümü

Karbon elyaf malzeme örgülü (woven) bir yapıya sahip olup 1- ve 2- yönlerinde mekanik özellikler birbirine eşittir. Bu malzemeye ait elyaf yönü bütün tabakalar için seçilmiş olan 0° ve yüzeye dik olan yönler Resim 3.13’de verilmiştir.

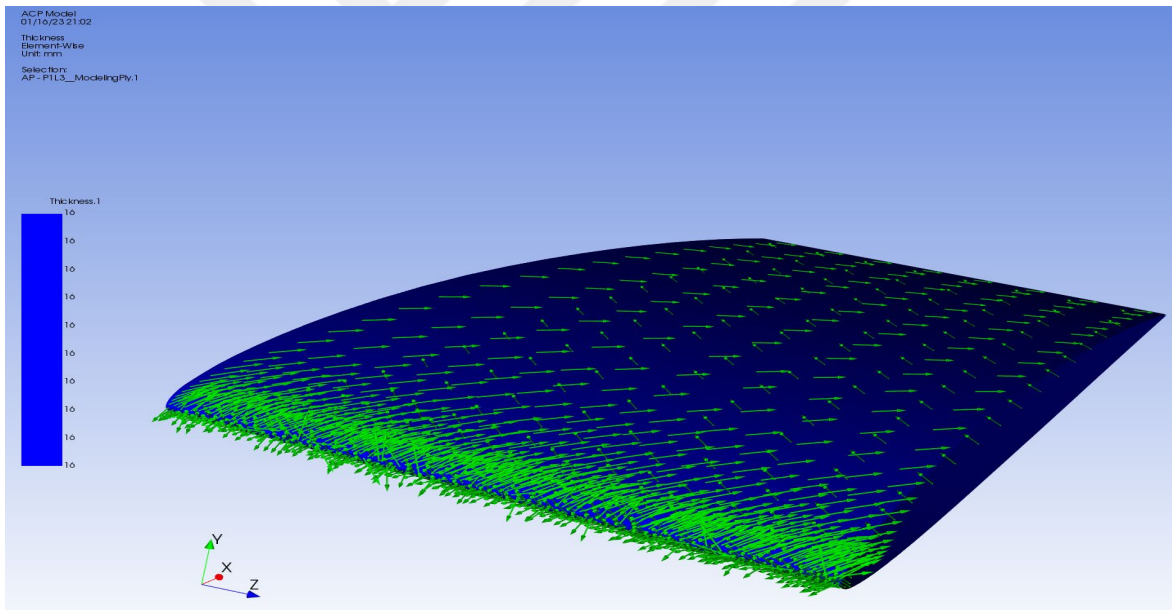


Resim 3.13. Karbon elyaf kompozite ait elyaf yönü olan 0° ve yüzeye dik olan yönler

Cam elyaf malzeme tek yönlü bir yapıya sahip olup 1- ve 2- yönlerinde mekanik özellikler birbirinden farklıdır. Bu malzemeye ait farklı yönlerde elyaf dizilimlerine sahip tabakalardan oluşan kompozit yapı Resim 3.14-3.17’de verilmiştir. Bu resimlerde en üst tabakaya ait elyaf yönü verilmiştir.

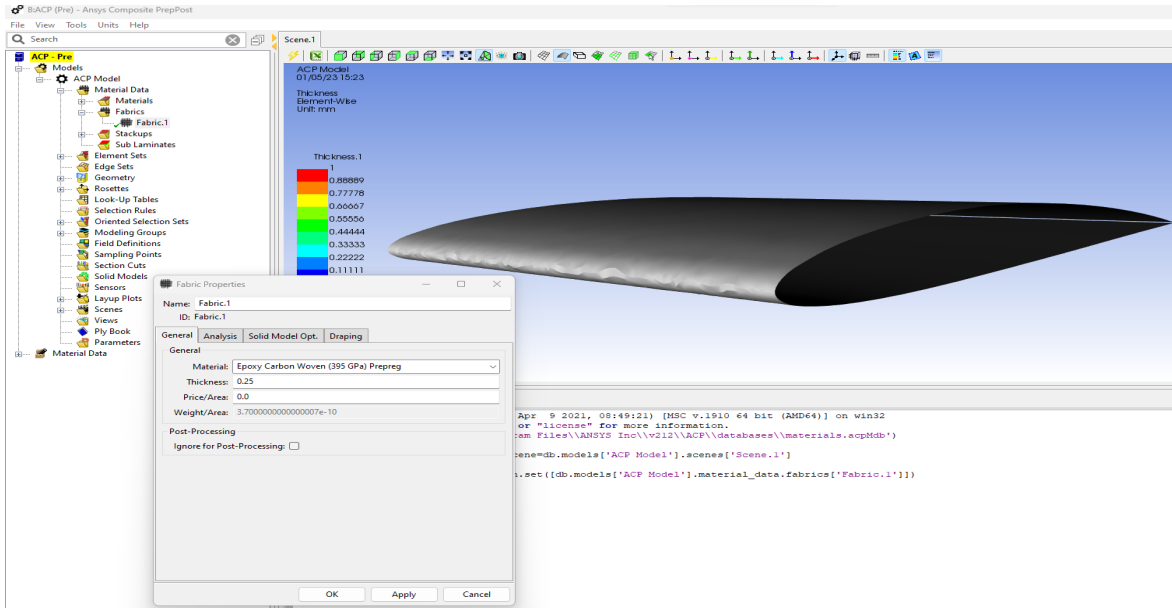


Resim 3.16. Cam elyaf kompozit malzemeye ait en üst tabakanın 45° elyaf yönü



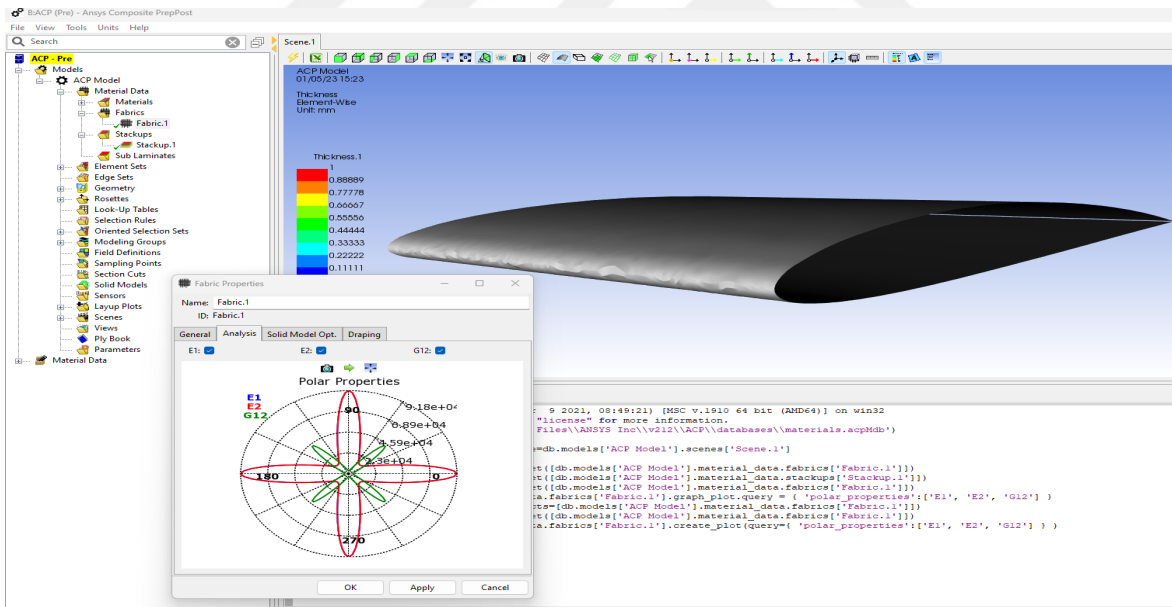
Resim 3.17. Cam elyaf kompozit malzemeye ait üçüncü tabakanın -45° elyaf yönü

Analiz öncesi kanat profili için kompozit malzemenin seçilmesinin ardından tabaka kalınlığı (Resim 3.18) literatürden faydalanılarak 0,25 mm olarak belirlenmiştir [46].



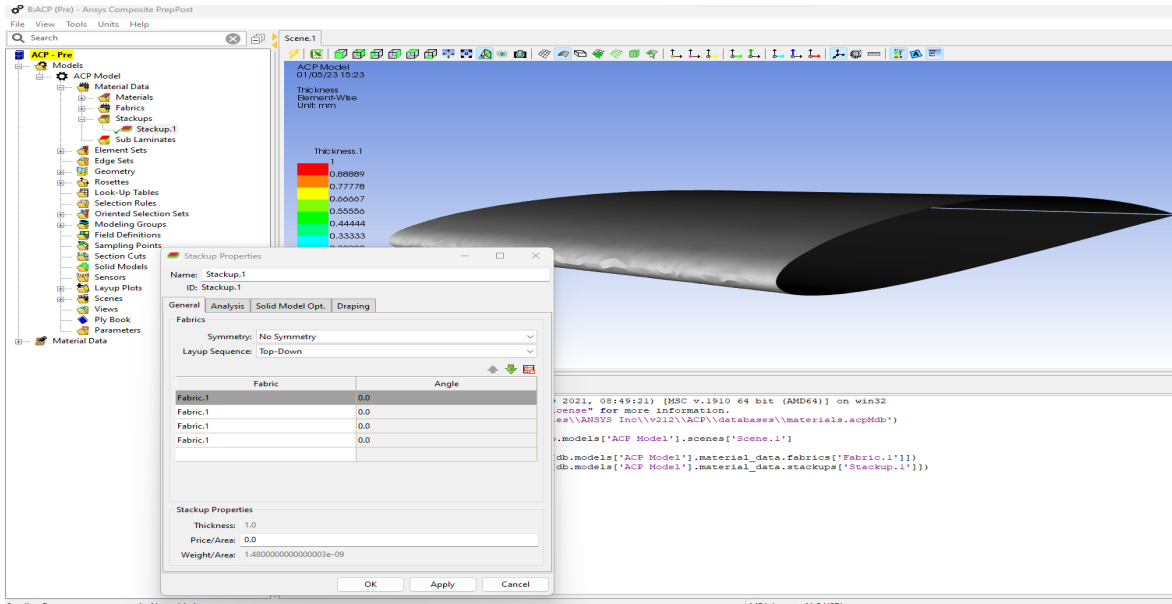
Resim 3.18. Tabaka malzemesi ve kalınlığının belirlenmesi

Karbon elyaf malzemesine ait elastik özellikleri (E_1 , E_2 , G_{12}) Resim 3.19'da görülmektedir.



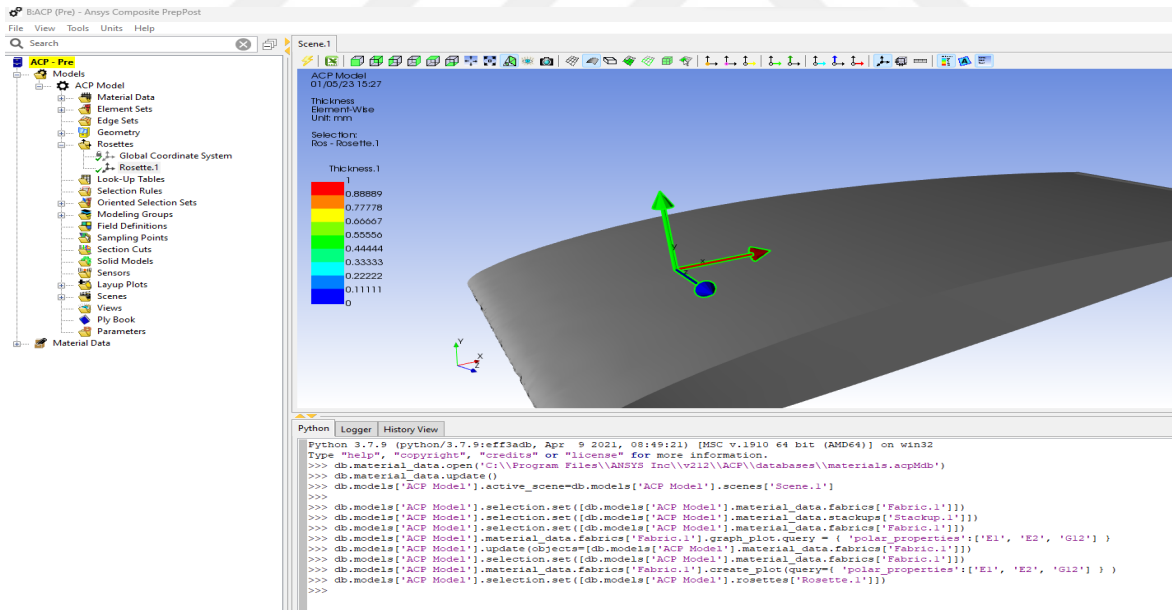
Resim 3.19. Karbon elyaf malzemesine ait elastik özellikler

Kanat malzemesinde kullanılan kompozit malzemelerin tabaka dizilimi sayısı ve açıları Resim 3.20'de görüldüğü gibi belirlenmiştir.



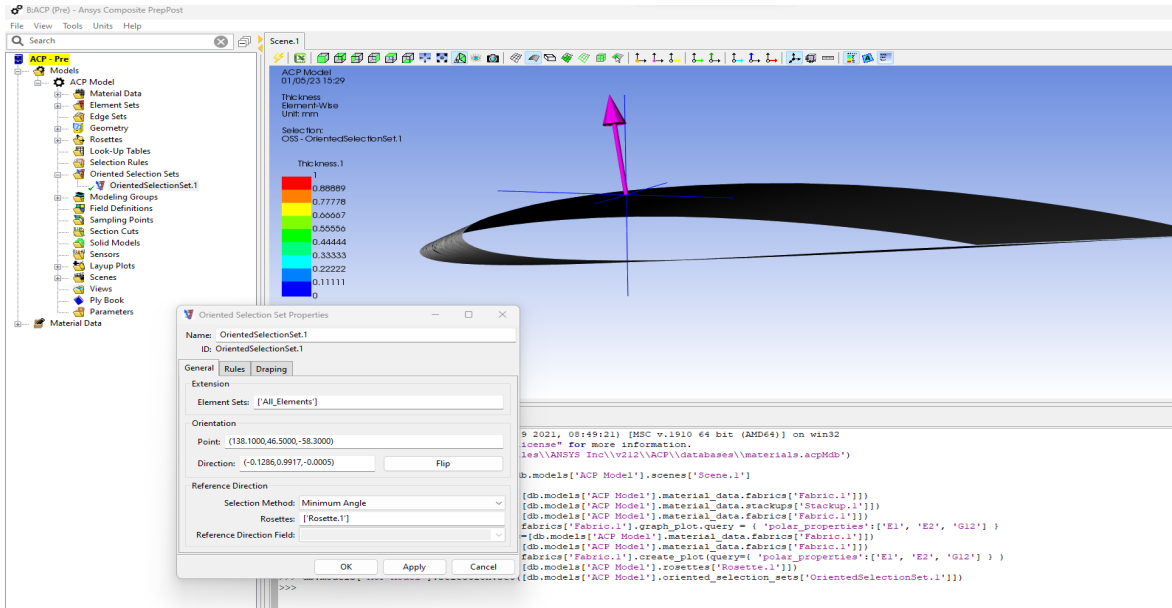
Resim 3.20. Kompozit malzemelerin tabaka dizilimi sayısı ve açılarının belirlenmesi

Kartezyen koordinat sistemine göre yönlerin (X, Y, Z) belirlenmesi Resim 3.21'de görülmektedir.



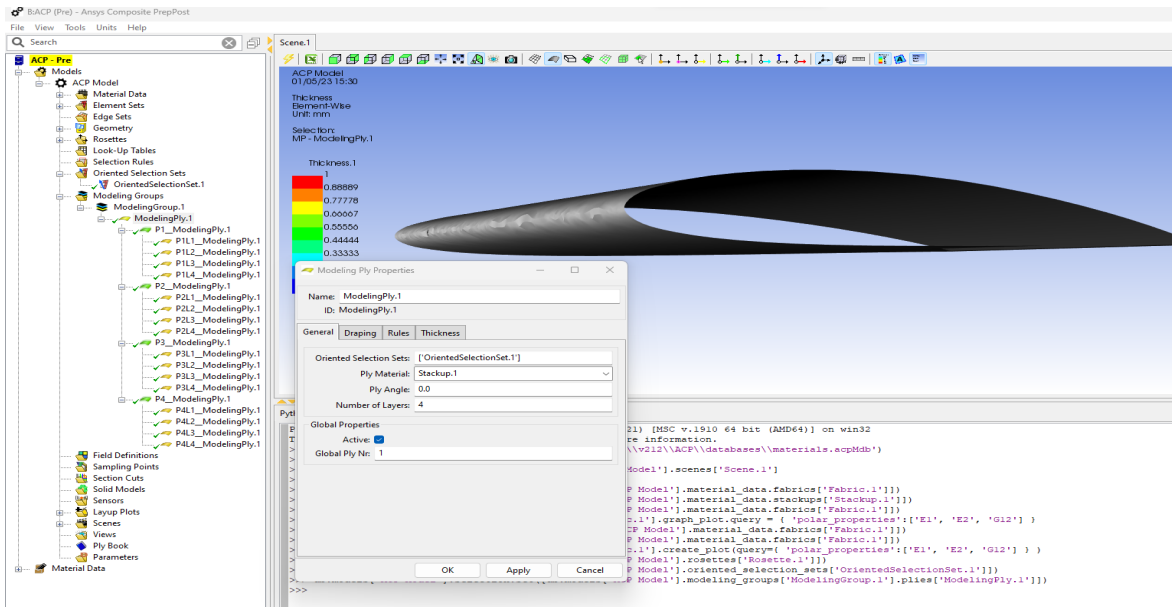
Resim 3.21. Yönlerin (X, Y, Z) belirlenmesi

Kompozit malzeme tabaka diziliminin yönünün dışa doğru seçilmesi Resim 3.22'de görülmektedir.



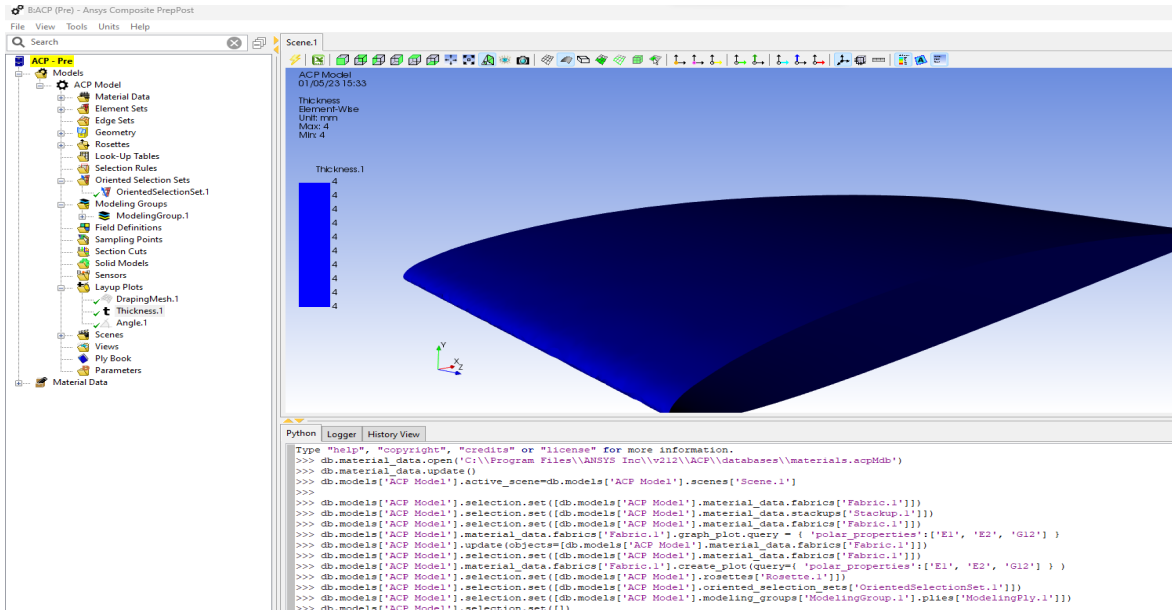
Resim 3.22. Tabaka dizilim yönünün belirlenmesi

Daha önce belirlenen dört tabakadan oluşan malzeme grubu istenilen malzeme kalınlığına ulaşıncaya kadar arttırılmıştır (Resim 3.23). Dolayısıyla 4 mm kalınlık için 4 grup, 8 mm kalınlık için 8 grup, 12 mm kalınlık için 12 grup, 16 mm kalınlık için 16 grup oluşturulmuştur.



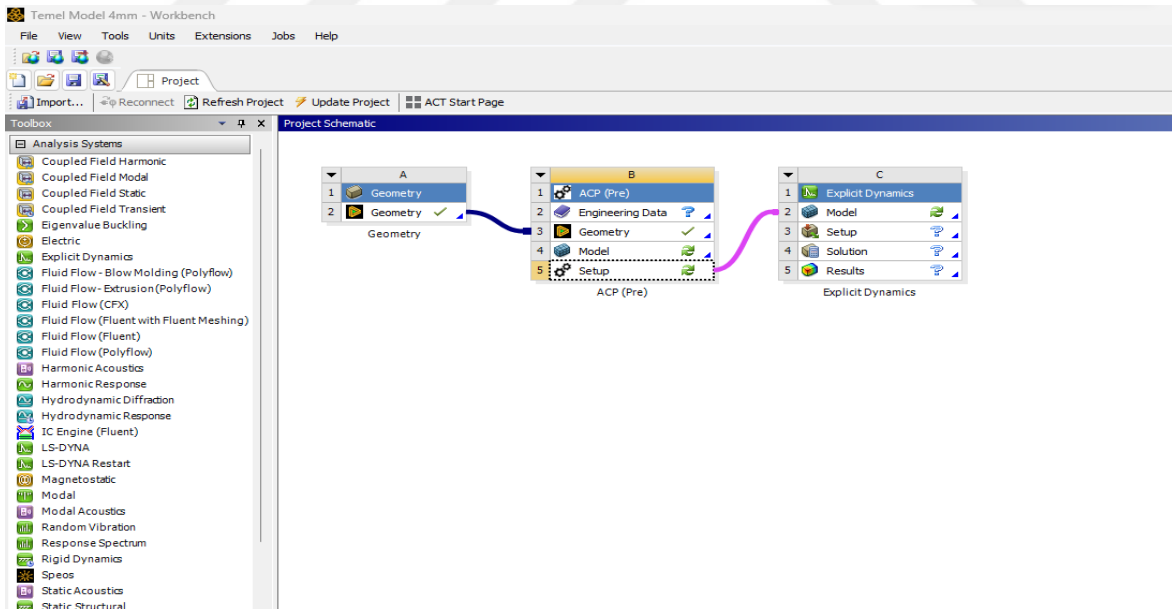
Resim 3.23. Grup sayısının belirlenmesi

Dört grulu (4 mm kalınlıkta) bir malzemenin kalınlık görüntüsü Resim 3.24'te görülmektedir.



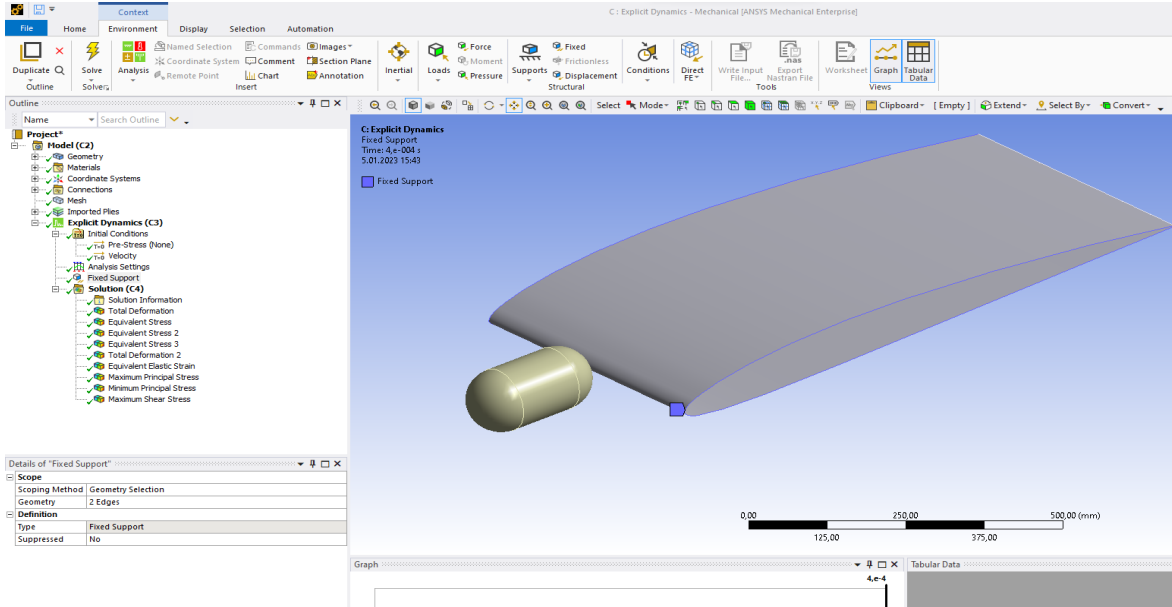
Resim 3.24. Malzeme kalınlığının görüntülenmesi

Çarpışma analizinin gerçekleştirileceği Açık Dinamik (Explicit Dynamics) modülünün çalıştırılması Resim 3.25’de görülmektedir. Açık Dinamik modülü çok büyük şekil değişimlerin olduğu durumlarda kullanılmaktadır.



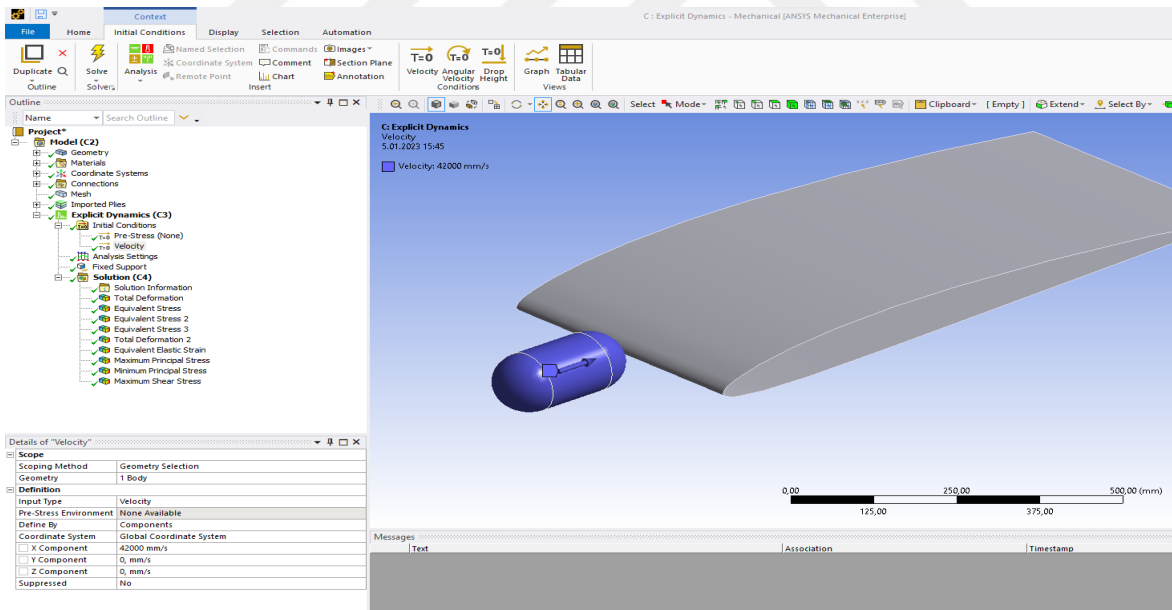
Resim 3.25. Açık Dinamik modülünün çalıştırılması

Çarpma analizi öncesinde kanat profili her iki taraftan sabitlenmiştir (Resim 3.26).



Resim 3.26. Kanat profilinin sabitlenmesi

Çarpışma analizi için kuş geometrisine çarpışma hızı değerleri Resim 3.27'de ki gibi tanımlanmıştır.



Resim 3.27. Kuş geometrisine hız değerinin tanımlanması

Çarpışma analizi için gerekli bütün tanımlamalar tamamlandıktan sonra Sonlu Elemanlar Analizi (SEA) gerçekleştirilmiştir.

Analizlerde kullanılan farklı malzemelerin farklı kalınlık ve hızlara göre kodlamaları Çizelge 3.4'de görülmektedir.

Çizelge 3.4. Analizlerin kodlamaları (X: Kalınlık (mm), Y: Çarpışma Hızı (m/s))

| | |
|--------------|---|
| KE-X-Y | KE: Karbon Elyaf |
| CE-X-Y | CE: Cam Elyaf |
| AA NL-X-Y | AA NL: Alüminyum Alaşımı doğrusal olmayan |
| AA6061T6-X-Y | AA6061T6: Alüminyum Alaşımı 6061 T6 |

3.2 Yöntem

Bu tez çalışmasında bir insansız hava aracına kuş çarpması problemi Sonlu Elemanlar Yöntemiyle analiz edilmiştir.

3.2.1 Sonlu Elemanlar Yöntemi

Sonlu elemanlar yöntemi (SEM) çok yönlü bir sayısal tekniktir ve her türlü fiziksel problemi çözmek için genel amaçlı bir araçtır. Hem alan problemlerini (diferansiyel denklemler tarafından yönetilen) hem de alan dışı problemleri çözmek için kullanılabilir.

Sonlu elemanlar metodu (SEM), karmaşık mühendislik sistemlerinin fiziksel davranışlarını tahmin etmek ve simüle etmek için temel bir araç haline gelmiştir. Ticari sonlu elemanlar analizi (SEA) programları, endüstrideki mühendisler ve üniversiteler ile devlet laboratuvarlarındaki araştırmacılar arasında yaygın bir kabul görmüştür. Bu nedenle, akademik mühendislik bölümleri, yalnızca SEM teorisini değil, aynı zamanda ticari olarak mevcut SEA programlarını kullanarak uygulamalarını da kapsayan lisansüstü veya lisans son sınıf derslerini içerir [47].

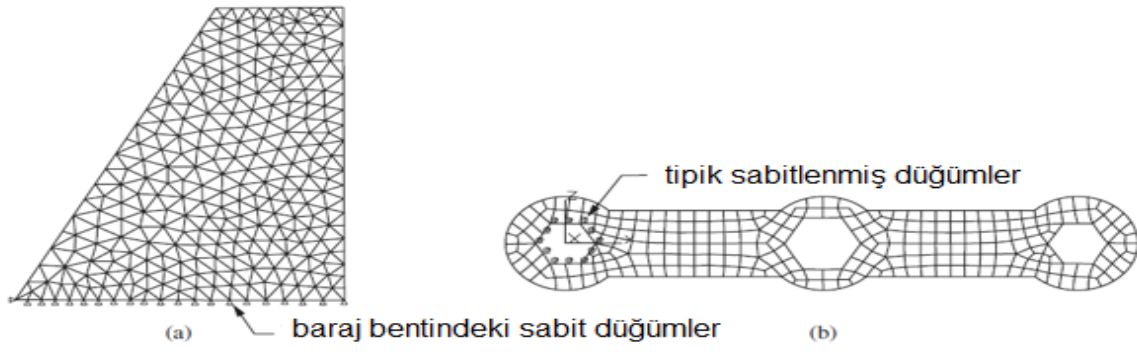
Sonlu elemanlar metodu (SEM) iki doğrultuda gelişmiştir. Matematiksel bir bakış açısıyla, potansiyel enerjiyi minimuma indiren bir fonksiyon oluşturmanın bir yöntemidir. Mühendislik açısından bakıldığında, ayrı ayrı analiz edilebilen yapısal elemanların yapı için genel bir denge denkleminde bir araya getirilmesi yöntemidir. Matematiksel bakış açısı SEM, uzun bir geçmişe sahip olan Rayleigh-Ritz yönteminin özel bir biçimidir. Bu yöntem modern SEM'in 1943 yılında Courant ile başladığı söylenebilir [48].

Sonlu elemanlar metodu, mühendislik problemlerini çözmek için kullanılan sayısal bir yöntem ve matematiksel fiziktir. Mühendislik ve matematiksel fizik alanındaki tipik problem

alanları sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak çözülebilen fizik, yapısal analiz, ısı transfer, sıvı akışı, kütle taşınımı ve elektromanyetik potansiyeldir.

Karmaşık geometriler, yükler ve malzeme özellikleri içeren fiziksel sistemler için, fiziksel sistemin cevabını simüle etmek için analitik matematiksel çözümler elde etmek genellikle mümkün değildir. Analitik çözümler, bir matematiksel çözüm tarafından verilen çözümlerdir. Bir cismin herhangi bir konumunda istenen bilinmeyen büyüklüklerin değerlerini veren ifade (burada toplam yapı veya ilgilenilen fiziksel sistem) ve bu nedenle sonsuz sayıda vücuttaki konumlar. Bu analitik çözümler genellikle sıradan veya tipik olarak mühendisler, fizikçiler ve matematikçiler tarafından oluşturulan kısmi diferansiyel denklemler Çok sayıda prototip tasarımın oluşturulması ve test edilmesi ihtiyacını ortadan kaldırmak için oldukça maliyetli olabilir. Karmaşık geometriler, yükler ve malzeme özellikleri nedeniyle bu diferansiyel denklemlerin çözümü genellikle elde edilemez. Bu nedenle, çözümü yaklaşık olarak tahmin edebilen sonlu elemanlar yöntemi gibi sayısal yöntemlere güvenmek gerekir.

Problemin sonlu eleman formülasyonu, diferansiyel denklemlerin çözümünü gerektirmek yerine, çözüm için denklemler eş zamanlı cebirsel bir sistemle sonuçlanır. Bu sayısal yöntemler, süreklilikteki ayrık sayıdaki noktalarda bilinmeyenlerin yaklaşık değerlerini verir. Dolayısıyla, bir cismi daha küçük parçalardan oluşan eşdeğer bir sisteme bölerek modelleme süreci İki veya daha fazla eleman için ortak noktalarda birbirine bağlanan birimlerin (sonlu elemanlar) gövdeleri (düğüm noktalar veya düğümler) ve/veya sınır çizgileri ve/veya yüzeyler ayrıklaştırma olarak adlandırılır. Şekil 3.1 şunları göstermektedir: Sırasıyla bir beton barajın kesiti ve bir bisiklet anahtarı bu süreci göstermektedir. Barajın 490 adet düzlem üçgen elemana bölüldüğü ayrıklaştırma ve anahtarı 254 düzlem dörtgen elemana bölünmüştür. Her iki modelde de elemanlar düğümlerde ve elemanlar arası sınır çizgileri boyunca bağlanır. Sonlu elemanlar yönteminde, bunun yerine tüm gövde için problemi tek bir işlemde çözmek için, her bir gövde için denklemler formüle edilir. Sonlu elemanlar ve ardından tüm gövde için çözüm elde etmek üzere bunlar birleştirilir.



Şekil 3.1. (a) Elemanlara ayrıştırılmış (a) baraj benti ve (b) bisiklet anahtarının iki boyutlu modelleri (tüm elemanlar ve düğümler bir düzlemde yer almaktadır) [49].

Kısaca, yapısal problemlerin çözümü tipik olarak yer değiştirmelerin belirlenmesi anlamına gelir. Her bir düğümdeki ve yapıyı oluşturan her bir elemanın içindeki gerilmeler uygulanan yüklerle. Yapısal olmayan problemlerde, düğüm bilinmeyenleri örneğin şunlar olabilir; termal veya akışkan akışları nedeniyle sıcaklıklar veya akışkan basınçları [49].

SEM'in diğer yöntemlere göre en önemli avantajı, fiziksel alanı karmaşık bir geometriye sahip olduğunda özel bir zorlukla karşılaşılması ve dolayısıyla karmaşık geometri problemler için çok uygun olmasıdır. Diğer önemli avantajı ise SEM formülasyonları için genel amaçlı bilgisayar kodları yazmanın daha kolay olmasıdır.

Bir SEM problemi formüle edilirken üç farklı yaklaşım kullanılmaktadır. Bunlar doğrudan, varyasyonel ve ağırlıklı artık yöntemleridir. Burada, basitliğinden dolayı, doğrudan yaklaşımın detayına girilecektir.

Doğrudan Yaklaşım

Doğrudan yaklaşım, yapısal analizin "doğrudan rijitlik yöntemi" ile ilgilidir ve sonlu elemanlar yöntemi ile ilk kez karşılaşıldığında, anlaşılması en kolay olanıdır. Bu yaklaşımın ana avantajı, çok fazla matematik kullanmadan temel teknikleri ve sonlu elemanlar yöntemi formülasyonunda yer alan temel kavramın açığa kavuşturulmasıdır. Ancak, doğrudan yaklaşımla sadece basit problemler çözülebilir.

Bu yaklaşımın ilk adımı, incelenen sistemi tek tek elemanlardan oluşan eşdeğer bir idealize sistemle değiştirmektir. Bu elemanların düğüm adı verilen belirli noktalarda birbirlerine bağlı oldukları varsayılır. Sistemdeki elemanlar tanımlandıktan sonra, ilgili değişkenler açısından eleman denklemlerini oluşturmak için doğrudan fiziksel muhakeme kullanılabilir. Bir sonraki adımda, münferit eleman denklemleri birleştirilerek sistemin tamamı için denklemler oluşturulur ve bilinmeyen düğüm değişkenleri için denklem sistemi çözülür.

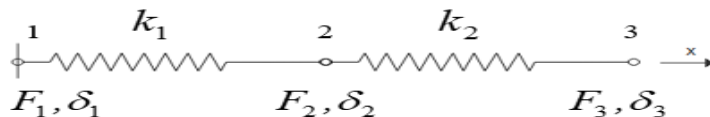
Sistemin (çözüm bölgesi) ayrıklaştırılmasına ilişkin temel fikir yapısal analizden geldiğinden, sonlu eleman kavramına ilişkin tartışmaya, bu alandaki basit bir örnek ele alınarak başlanabilir.

Lineer Yay Sistemi

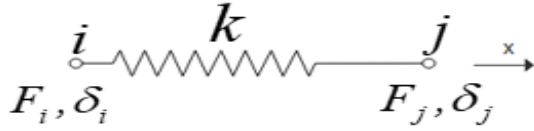
Sonlu elemanlar yöntemi bakış açısıyla incelenebilecek en temel sistemlerden biri doğrusal yay sistemidir. x-yönünde seri bağlı iki yaydan oluşan bir sistem düşünülürse (Şekil 3.2) yayın uçlarından biri duvara rijit bir şekilde bağlıyken, diğer uçtaki yay hareket etmekte serbesttir. Burada kuvvetler, yer değiştirmeler ve yay rijitliği, sistemin parametreleridir. Her bir yay, bir eleman olarak tanımlanır. Dolayısıyla, sistem, iki eleman ve üç düğümden oluşmaktadır [50].

Bir elemanın özelliklerini (belirtilen bu durumda, kuvvet-yer değiştirme denklemlerini) belirlemek için bir eleman izole edilir ve serbest cisim diyagramı çizilir. İzole edilmiş yay elemanı için F_i ve F_j düğüm kuvvetleri ve δ_i ve δ_j düğüm yer değiştirmelerini belirtir (Şekil 3.3). Bu durumda alan (bilinmeyen) değişkeni, yer değiştirmedir. Burada, alan değişkeninin eleman üzerindeki değişimini temsil etmek için bir enterpolasyon polinomu seçmek zorunluluğu yoktur, çünkü kuvvet-yer değiştirme ilişkisinin tam bir gösterimi mevcuttur. Fiziksel mantıkla, böyle bir eleman denklemi oluşturulabilir (Eş.1). Burada, basit Hook yasası, gerekli kuvvet-yer değiştirme ilişkisini verir ve k , bir ucundan sabitlenmiş tek bir yay için yay rijitliğidir.

$$F = k\delta \quad (1)$$



Şekil 3.2. Seri haldeki doğrusal yaylar



Şekil 3.3. İzole edilmiş bir yay elemanı

İzole edilmiş yay elemanında, elemanın her bir bağımsız yer değiştirme modunu benimsemesine ve Hook yasasını uygulamasına izin verilir. İşaret konvansiyonu Şekil 3.4'te gösterilmiştir.



Şekil.3.4. İşaret düzeni

Burada farklı durumlar söz konusudur. İlkinde, j ucu sabitlenirken sadece i düğümünün sapabileceği varsayılır ($F_{ia} = k\delta_i$) (Şekil 3.5). Yay üzerine etki eden kuvvetlerin dengesi şu kısıtları (Eş.2 ve 3) gerektirir:

$$F_{ia} + F_{ja} = 0 \quad (2)$$

$$F_{ia} = -F_{ja} = -k\delta_i \quad (3)$$

Bu basit yay için yer değiştirmenin süreklilik gerekliliklerinin otomatik olarak karşılandığına dikkat edilmelidir. Bir sonraki durumda, i düğümü ilk konumunda sabitlenir ve j düğümünün F_{jb} kuvvetinin etkisi altında hareketine izin verilerek durum tersine çevrilir (Şekil 3.5). Böylece, $F_{jb} = k\delta_j$ ve

$$F_{ib} + F_{jb} = 0 \quad (4)$$

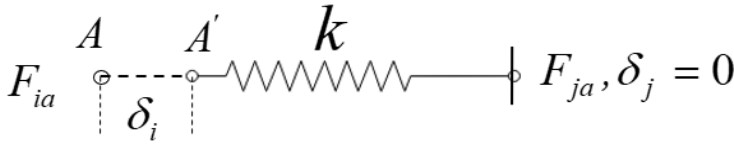
$$F_{ib} = -F_{jb} = -k\delta_j \quad (5)$$

Şimdi, her iki düğümün de aynı anda kaymasına izin verilirse, düğüm kuvvetleri ve düğüm yer değiştirmeleri arasındaki ilişki, ilk iki durumun üst üste binmesi (süperpozisyon) ilkesi ile elde edilebilir (Şekil 3.6). Böylece, i düğümündeki toplam kuvvet,

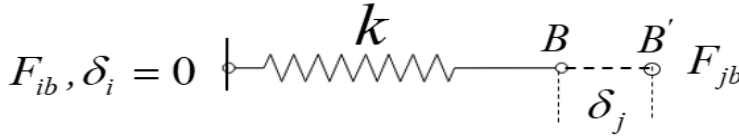
$$F_i = F_{ia} + F_{ib} = k\delta_i - k\delta_j \quad (6)$$

ve j düğümündeki toplam kuvvet,

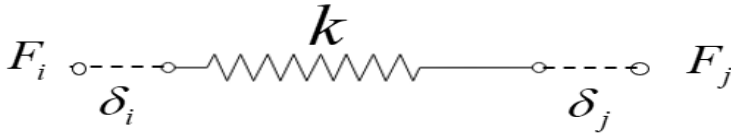
$$F_j = F_{ja} + F_{jb} = -k\delta_i + k\delta_j \quad (7)$$



Şekil 3.5. Durum (a): i düğümü sabit ve j düğümü kayar durumu.



Şekil 3.6. Durum (b): j düğümü sabit ve i düğümü kayar durumu.



Şekil 3.7. Düğüm i ve j kayar durumu.

Matris gösterimi kullanılarak, yukarıdaki her iki denklem birleştirilebilir ve kompakt biçimde yazılabilir (Eş.8):

$$\begin{bmatrix} k & -k \\ -k & k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_i \\ \delta_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_i \\ F_j \end{bmatrix} \Rightarrow [k^e][\delta] = [F] \quad (8)$$

Burada kare matris $[k^e]$ eleman rijitlik matrisi, sütun vektörü $[\delta]$ düğüm noktası yer değiştirme vektörü ve sütun vektörü $[F]$ eleman için düğüm noktası kuvvet vektörü olarak bilinir. Yukarıdaki eleman denklemi basit bir sonlu elemanlar sistemi için türetilmiş olsa da,

problemin türü ve elemanın karmaşıklığı ne olursa olsun, eleman denkleminin genel formu aynı kalır. Denklemin şekli, eleman özelliklerinin türetilme şekline bakılmaksızın da aynıdır.

Tek bir eleman için eleman denklemini türettikten sonra, bir sonraki hedef, tüm sistem için bir denklem elde etmektir. Bunu yapmak için, tekil eleman durumunda yapıldığı gibi aynı şekilde ilerlenir.

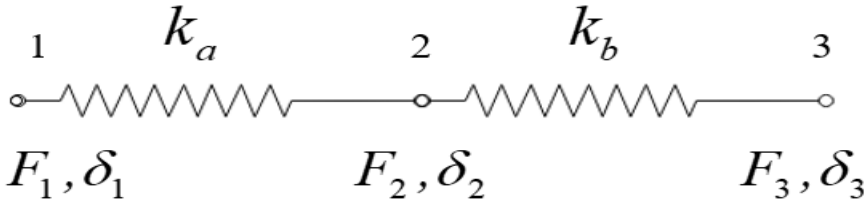
İlk olarak, δ_2 ve δ_3 sifıra eşitlenerek sadece '1' düğümünün sapmasına izin verilir (Şekil 3.8).

Sol yay göz önüne alındığında, statik kanunları şunları verir (Eş.9):

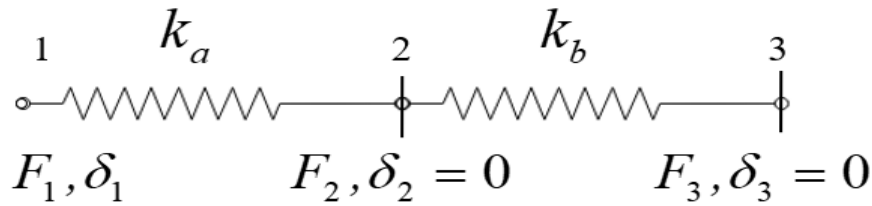
$$F_2 = -F_1 \text{ ve } F_1 = -k_a \delta_1 \quad (9)$$

δ_2 ve δ_3 sıfır olarak belirlendiğinden, '3' düğümünde hiçbir kuvvet bulunamaz. Yani,

$$F_3 = 0$$



Şekil 3.8 Durum (a) ve durum (b) kombinasyonu.



Şekil 3.9. Düğüm 2 ve düğüm 3 sabitlenmiş durumda.

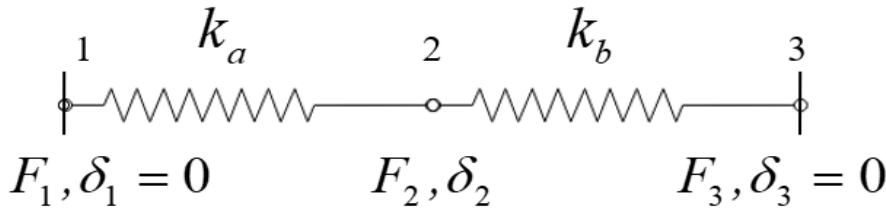
Daha sonra, δ_1 ve δ_3 sifıra eşit olarak ayarlanır (Şekil 3.10). Bu durumda, yer değiştirmenin sürekliliği her iki yayın da aynı miktarda sapmasını gerektirir; dolayısıyla '2' düğümündeki kuvvet $k_a \delta_2$ ve $k_b \delta_2$ olmak üzere iki bileşenden oluşur. Bu nedenle,

$$F_2 = (k_a + k_b)\delta_2 \quad (10)$$

$$F_1 = -k_a\delta_2 \quad (11)$$

$$F_3 = -k_b\delta_2 \text{ ve} \quad (12)$$

$$F_1 + F_2 + F_3 = 0 \quad (13)$$



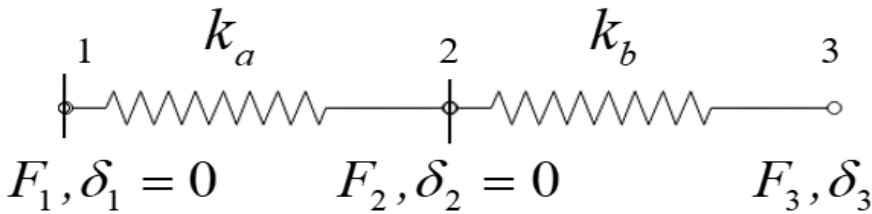
Şekil 3.10. Düğüm 1 ve düğüm 3 sabitlenmiş durumda.

Son olarak, δ_1 ve δ_2 değerleri, aşağıdaki eşitlikler için sıfıra eşitlenir (Şekil 3.11):

$$F_3 = k_b\delta_3 \quad (14)$$

$$F_2 = -F_3 = -k_b\delta_3 \quad (15)$$

$$F_1 = 0$$



Şekil 3.11. Düğüm 1 ve düğüm 2 sabitlenmiş durumda.

Şimdi, süperpozisyon ilkesini kullanarak, sistemin rijitlik matrisini elde etmek için her üç durum da birleştirilir. Üç düğümdeki toplam kuvvetler şu şekilde (Eş.16, 17 ve 18) verilir:

$$F_1 = k_a \delta_1 - k_a \delta_2 + 0 \quad (16)$$

$$F_2 = -k_a \delta_1 + k_a \delta_2 + k_b \delta_2 - k_b \delta_3 \quad (17)$$

$$F_3 = 0 - k_b \delta_2 + k_b \delta_3 \quad (18)$$

Matris formunda:

$$\begin{bmatrix} k_a & -k_a & 0 \\ -k_a & k_a + k_b & -k_b \\ 0 & -k_b & k_b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \end{bmatrix} \Rightarrow [K][\delta] = [F] \quad (19)$$

Burada $[K]$, sistemin tüm rijitlik matrisidir.

Bu basit durumda rijitlik matrisinin oluşturulması zor değildir, ancak sistem çok sayıda elemandan (yay) oluşuyorsa, sistem için rijitlik matrisinin oluşturulmasına yönelik bu yöntem son derece sıkıcı olacaktır. Bireysel eleman matrisi biliniyorsa, rijitlik matrisini bir araya getirmenin basit ve anlaşılır bir yolu vardır. Bireysel eleman 1 ve 2 için eleman matrisi sırasıyla şu şekilde (Eş.20) verilir:

$$\begin{bmatrix} k_a & -k_a \\ -k_a & k_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \end{bmatrix} \text{ ve } \begin{bmatrix} k_b & -k_b \\ -k_b & k_b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_2 \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_2 \\ F_3 \end{bmatrix} \quad (20)$$

İki eleman matrisi aynı düzeyde olmasına rağmen, farklı yer değiştirme kümeleriyle ilgili olduklarından doğrudan toplanamazlar. Satır ve sütunlara sıfırlar eklenerek her iki matris de aşağıdaki gibi (Eş. 21) genişletilebilir:

$$\begin{bmatrix} k_a & -k_a & 0 \\ -k_a & k_a & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ ve } \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_b & -k_b \\ 0 & -k_b & k_b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ F_2 \\ F_3 \end{bmatrix} \quad (21)$$

Şimdi, her iki rijitlik matrisi eklenebilir (Eş.22):

$$\begin{bmatrix} k_a & -k_a & 0 \\ -k_a & k_a + k_b & -k_b \\ 0 & -k_b & k_b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \end{bmatrix} \Rightarrow [K][\delta] = [F] \quad (22)$$

Bu işlem dizisi, sistemin tam rijitlik matrisini elde etmek için daha önce kullanılan süperpozisyon prensibiyle aynıdır. Böylece, münferit elemanların rijitlik matrisleri, sistemin tam sistem matrisini elde etmek için uygun şekilde toplanabilir.

Denklem Sistemlerinin Çözümü

Yukarıda yazılan Eş.22, aşağıdaki gibi yeniden yazılabilir (Eş.23):

$$[\delta] = [K]^{-1} [F] \quad (23)$$

Eş.23'teki sistem matrisi $[K]$ tekildir, çünkü determinant sıfırdır, dolayısıyla $[K]$ 'nin tersi mevcut değildir. Bu da denklem sisteminin δ için çözülemeyeceği anlamına gelmektedir. Ancak, bu ikilem için son derece basit bir açıklama mevcuttur; yapı zemine (duvara) sabitlenmemiştir. Bu nedenle, yapıya herhangi bir dış kuvvet uygulanması, sistemin rijit bir cisim olarak hareket etmesine neden olacaktır. Bu durum, herhangi bir düğüm zemine sabitlenirse giderilebilir. Böylece, o düğüm sıfır yer değiştirmeye sahip olacak şekilde kısıtlanır. Bu kısıtlama sınır koşulu haline gelir. '1' düğümünün sabit olduğu varsayılırsa ($\delta_1 = 0$), o zaman,

$$\begin{bmatrix} k_a & -k_a & 0 \\ -k_a & k_a + k_b & -k_b \\ 0 & -k_b & k_b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 = 0 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \end{bmatrix} \quad (24)$$

Eş.24 sistemi, bilinmeyen bir F_1 tepkisi ve iki bilinmeyen δ_2 ve δ_3 yer değiştirmesi içerir. F_2 ve F_3 bilinen uygulanan kuvvetlerdir. Eş.24'teki matris denklemi, Eş.25a ve Eş.25b'deki gibi ikiye ayrılabilir:

$$[-k_a \quad 0] \begin{bmatrix} \delta_2 \\ \delta_3 \end{bmatrix} = [F_1] \quad (25a)$$

$$\begin{bmatrix} k_a + k_b & -k_b \\ -k_b & k_b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_2 \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_2 \\ F_3 \end{bmatrix} \quad (25b)$$

Eş.25b, δ_2 ve δ_3 için çözülebilir ve değerleri bilinmeyen tepki kuvveti F_1 'in değerini bulmak için Eş.25a'da yerine konulabilir.

Yer değiştirmeler elde edildikten sonra, elemanlardaki iç kuvvetler aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$P_1 = k_a (\delta_2 - \delta_1) = k_a \delta_2 \quad (26)$$

$$P_2 = k_b (\delta_3 - \delta_2) \quad (27)$$

Bu şekilde çözüm süreci tamamlanmış olur.

3.2.2 Sonlu Elemanlar Analizinde Kapalı Dinamik ve Açık Dinamik (Implicit ve Explicit Dynamics) Yöntemler

Geleneksel olarak, geçici bir yapısal sistemin sonlu eleman analizi örtük çözüm yöntemi kullanılarak gerçekleştirilir [51]. Bu yaklaşım, iki temel ilkeyi içerir:

1. Yapının hareketiyle ilgili içsel faktörleri tanımlamak için kütle, rijitlik ve sönümlenme matrislerinin bir araya getirilmesi,
2. Bu hareketi tanımlayan adi diferansiyel denklemin yaklaşık çözümü:

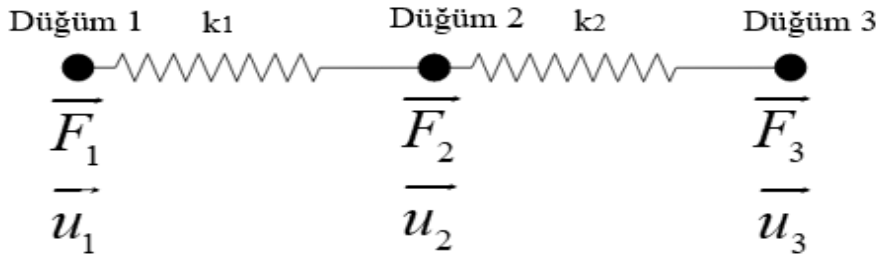
$$F = [K]u + [C]v + [M]a \quad (28)$$

Bu hareket denklemi, esasen, bir nesneye etki eden herhangi bir dış kuvvetin, o nesnenin yer değiştirmesine (u vektörü), hızına (v vektörü) ve ivmesine (a vektörü) neden olacağını gösterir. Bu hareketin büyüklüğü, sistemdeki rijitlik (K matrisi), sönümlenme miktarı (C matrisi) ve sistemin kütlesi (M matrisi) ile ters orantılı olacaktır. Bu matrisler, kullanılan malzemenin ne kadar yaylı veya elastik olduğu, ısı veya ses nedeniyle ne kadar kinetik

enerji kaybı meydana geldiği ve hızdaki bir değişikliğe karşı ne kadar direnç olduğu şeklinde düşünebilir. Yer değiştirme, hız ve ivmenin, bu denklemlerin doğrudan çözülmesini çok zorlaştıracak şekilde birbiriyle ilişkili olması işleri daha da karmaşık hale getirmektedir.

Buradaki diğer önemli kavram, karmaşık bir sistemin davranışını tanımlamak için matrislerin kullanılmasıdır. Genel olarak sonlu elemanlar analizi, komşu düğümlere çok daha fazla bağlantıya sahip birçok düğüme bölünmüş bir bileşen veya bileşen grubu içerdiğinden, her düğüm için hareket denklemleri çok hızlı bir şekilde karmaşıklaşmaya başlar. Matrisler, bu karmaşık sistemleri, çözücünün lineer cebirde mümkün olan belirli işlemlerden yararlanmasına olanak tanıyan düzenli bir şekilde tanımlamanın bir yoludur.

Bir boyutlu yaylar ve düğümler sistemi ele alınsın (Şekil 3.12). Hareket denklemlerinin yalnızca elastik (yer değiştirmeye ilgili) kısmının dikkate alındığı ve eylemsizlik (ivme) veya sönümlenmenin (hız) dikkate alınmadığı göz önüne alınmalıdır:



Şekil 3.12. Bir boyutlu yaylar ve düğümler sistemi.

Her bir düğüme etki eden toplam kuvvet ve her bir düğümün yer değiştirmesi, komşu düğüm veya düğümlerin göreceli yer değiştirmesi ve bunları birbirine bağlayan yayların rijitliği ile ilişkili olacaktır. Bir rijitlik matrisi kullanarak, tüm sistemin davranışını matematiksel olarak tanımlamak mümkündür:

$$F_1 = k_1 u_1 - k_1 u_2 \quad (29)$$

$$F_2 = -k_1 u_1 + (k_1 + k_2) u_2 - k_2 u_3 \Rightarrow \begin{Bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} k_1 & -k_1 & 0 \\ -k_1 & k_1 + k_2 & -k_2 \\ 0 & -k_2 & k_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{Bmatrix} \quad (30)$$

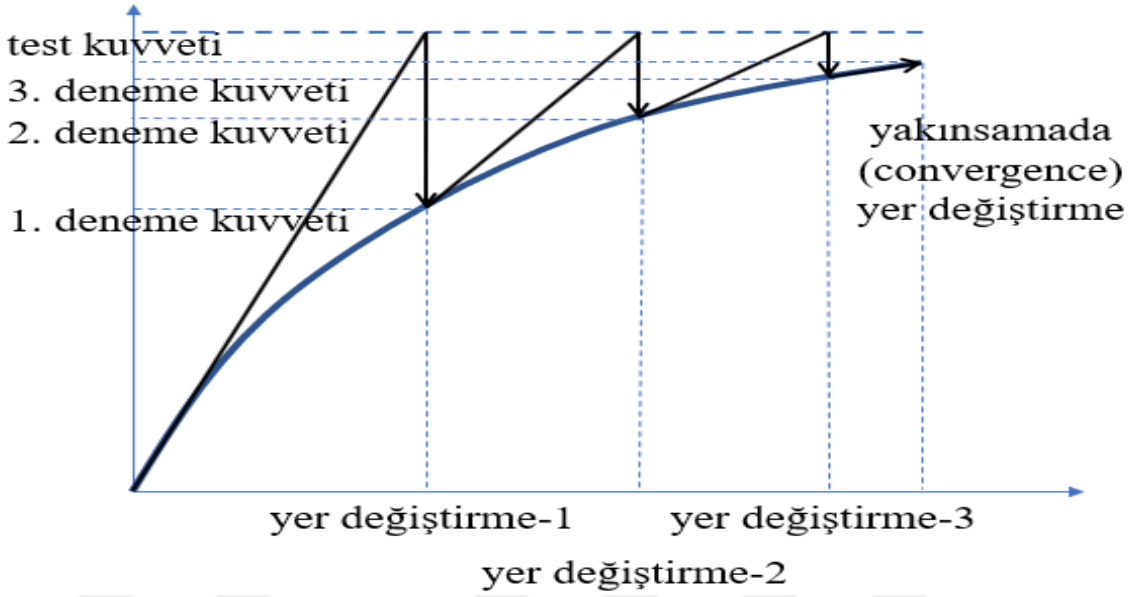
$$F_3 = k_2 u_3 - k_2 u_2 \quad (31)$$

Daha önce incelenen hareket denkleminin ilk kısmına bakıldığında, bunun daha önce kısmen işlendiği görülebilir. Bu durumda, tek bir düğüm veya nesnenin matrisinin aksine basit bir sistemin küresel rijitlik matrisine bakılır. Bir sonlu eleman modelindeki düğümler arasındaki rijitlik, ele alınan basit sistemdeki yayların rijitliğine çok benzer olarak düşünülebilir ve sistemin kütlesi ve sönümlenme özellikleri, matris montajı açısından rijitliğe çok benzer olarak düşünülebilir.

Sonlu elemanlar analizi (FEA) yazılımıyla, sistemin tam hareket denklemlerini çözmeye çalışmadan önce bu matrisleri basitleştirmek için doğrusal cebirsel bir yaklaşım kullanılır. Aslında, çözme işlemi sırasında tüketilen CPU zamanının çoğu, bilindiği gibi, bu matris "ayrıştırması" tarafından alınır. Ek olarak, tam geçici hareket denklemleri zamanın bir noktasından diğerine doğrudan kolayca çözülemediğinden, Newmark Parametreleri olarak bilinen bir dizi değer, zaman adımları arasında artan yer değiştirme, hız ve ivme değişimine yaklaşmak için kullanılır.

Bu parametrelerden yararlanmanın en yaygın yöntemi Newton-Raphson iterasyonu olarak bilinir ve sistemdeki herhangi bir düğüm üzerindeki kuvveti çözmek için iteratif bir yaklaşım içerir.

Metodun çalışması irdelendiğinde, sistemin başlangıç konumu, hızı ve ivmesi bilinmektedir. Bu nedenle, bu durumdaki matrisler başlangıç noktamız olarak işlev görür ([51]). İlk zaman artışı için, Newmark Parametreleri kullanılarak değiştirilmiş bir dizi matris formüle edilir ve her düğüme bir test kuvveti uygulanır. Bu test kuvveti, her bir düğüm noktasında yeni bir konum, hız ve ivme kümesiyle sonuçlanacaktır. Bu yeni hesaplanan denge durumu aynı zamanda her düğümde yeni bir hesaplanan kuvvet kümesi ile sonuçlanacaktır ve bu hesaplanan kuvvet daha sonra test kuvveti ile karşılaştırılabilir. Genellikle ilk yineleme, kabul edilebilir bir artık değerle sonuçlanan bir aralığa düşen değerlerle sonuçlanmayacaktır, bu nedenle matrisler bu ilk denemeden daha fazla değiştirilecek ve süreç tekrarlanacaktır. Aynı süreç, test kuvveti ve hesaplanan kuvvet yakınsama olarak kabul edilebilecek kadar yakın olana kadar tekrarlanır.



Şekil 3.13. Newton Raphson Metoduyla implicit yakınsama[51].

Explicit (açık) dinamik, hareket denklemlerini çözmek için tamamen farklı bir yaklaşım benimser. Bir test kuvveti değeri kullanmak ve bu test kuvveti değeri sonuçtaki denge kuvvetleriyle eşleşene kadar sistem matrislerini kademeli olarak ayarlamak yerine, explicit yaklaşım, denklemlerdeki ivme ve hız terimlerinin kısa bir süre boyunca basitçe entegre edilmesini içerir. Bu, yalnızca yer değiştirme açısından tanımlanan denklemlerle sonuçlanır, yani bir çözüme doğru yakınsama gerekmeden çözülebilir. Bu yaklaşım, aynı zamanda matris birleştirme ve ayrıştırma ihtiyacını da atlar, yani çözücünün bir matris oluşturmak ve basitleştirmek için tüm o zamanı harcamasına gerek yoktur.

Genellikle zahmetli olan bu iki adımı ortadan kaldıran explicit yöntem, kullanıcıların, aksi takdirde yakınsaması çok zor olan son derece karmaşık ve doğrusal olmayan problemlerin üstesinden gelmesine olanak tanır (ve çoğu durumda bunu çok çok daha hızlı yapabilir). Aslında, bir zaman adımıdaki çözümün bir önceki adımdaki sistemin durumuna göre yakınsaması gerekmediğinden, explicit yöntem, bir sınır gerilme değerine dayalı olarak kırılma simülasyonu (simülasyondan silinen elemanlar) gibi bazı çok sofistike analizler için kullanılabilir.

Explicit yaklaşımın bu avantajlarından dolayı, her problem için kullanılıp kullanılmayacağı merak edilebilir. Explicit yaklaşım, analizin hem zamana bağlı (veya transient) olmasını hem de minimum bir zaman adımı boyutunun kullanılmasını gerektirir. Explicit dinamik hareket

denklemleri muhtemelen bütünüyle gösterilmeye değer değildir, ancak bir terim önemlidir (Eş.32):

$$= F_i - \left[K - \frac{2}{\Delta t_i^2} M \right] u_i - (\dots) \quad (32)$$

Bir osilatörün doğal frekans denklemi (Eş.33) biliniyorsa, yukarıdaki bu küçük terim tanıdık gelmeye başlar.

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K}{M}} \quad (33)$$

Buradaki önem şudur: Burada Δt_i olarak tanımlanan explicit analizin zaman adımı, sistemin doğal frekanslarının pi (π) sayısına bölünmesiyle elde edilen en kısa periyottan daha uzunsa, hareket denklemi kararsız hale gelir ve çözülemez. Eş.34'te yer alan T , en kısa periyodu göstermektedir:

$$\Delta t_i \leq \frac{T}{\pi} \quad (34)$$

Sistemin doğal frekansları çok sayıda faktöre duyarlıdır. Burada en önemlisi, doğal frekans için bu periyodun aşağıdakilerle azalacak olmasıdır:

- Artan malzeme rijitliği
- Malzeme yoğunluğunun azaltılması veya kütlenin azaltılması
- Tüm modeldeki en küçük ögenin boyutunun azaltılması

Bu nedenle, modeldeki en küçük eleman ne kadar rijit, masif (yoğun) ve küçükse, bir çözüm elde etmek için zaman adımı o kadar kısa olması gerekir. Ve bu zaman adımları birçok durumda saniyenin milyonda birinin küçük bir kesri olabilir. Bu nedenle, explicit yöntem ilgili denklemleri çözmenin daha doğrudan bir yolu olsa da, ilgili soruna bağlı olarak, explicit bir çözüm için gerekli olan çok sayıda zaman adımı nedeniyle implicit bir çözücü ile yaklaşmak yine de daha verimli olabilmektedir.

Implicit yaklaşım, FEA problemlerini çözmek için hala sağlam ve güvenilir bir yöntemdir ve genellikle statik durumlar veya non-linear durum içermeyenler için daha fazla zaman ve çaba gerektiren bir yaklaşımdır. Bununla birlikte, bir simülasyon modelin durumunda çok hızlı değişiklikler söz konusu olduğunda, örneğin, büyük miktarda deformasyon olduğunda, explicit yöntem üstündür.

3.2.3 Hasar Kriterlerine Genel Bakış

Anizotropik yapıda kompozitten imâl edilmiş havaaracı kanadının kuş çarpmasına karşı hasar derecesi, ilgili hasar kriterleriyle irdelendiği gibi, alüminyum alaşımı gibi izotropik malzeme ile de kıyaslanmıştır. Dolayısıyla, bu bölümde, önce, ele alınan izotropik malzemeye uygun olarak seçilen von Mises kriteri, daha sonra da, kompozit malzemelerin hasar kriterlerine genel bir bakış gerçekleştirilmiştir.

Maksimum Bozulma Enerjisi Teorisi (von Mises Teorisi)

Von Mises teorisi olarak da bilinen maksimum bozulma enerjisi teorisi, 1904 yılında M.T.Huber tarafından önerilmiş ve R.von Mises (1913) tarafından daha da geliştirilmiştir. Bu teoride, test edilen numunenin ya da yapının plastik deformasyona uğraması, yapının herhangi bir noktasında, birleşik gerilme durumunda birim hacim başına bozulma enerjisinin, basit bir çekme testinde meydana gelen akma gerilmesine eşit olması durumunda meydana gelir. Gerinim enerjisi, genel olarak Eş.35 ile elde edilir [52]:

$$U = \frac{1}{2} \sigma_{ij} \varepsilon_{ij} \quad (35)$$

Eş.36, 37 ve 38, Hooke Kanunun üç eksenli gerilme durumu için gerinimi (şekil değiştirme oranını) belirtir. Bir yönde gerilmeye maruz kalan numunenin enine daralmasının boyuna uzamasına oranı Poisson oranı olarak bilinir ve “ ν ” ile gösterilir.

$$\varepsilon_1 = \frac{1}{E}(\sigma_1 - \nu\sigma_2 - \nu\sigma_3) \quad (36)$$

$$\varepsilon_2 = \frac{1}{E}(-\nu\sigma_1 + \sigma_2 - \nu\sigma_3) \quad (37)$$

$$\varepsilon_3 = \frac{1}{E}(-\nu\sigma_1 - \nu\sigma_2 + \sigma_3) \quad (38)$$

Eş.36, 37 ve 38, Eş.35'deki genel gerinim enerjisi denkleminde yerine konulursa, Eş.39 elde edilir:

$$U = \frac{1}{2}\sigma_1 \frac{1}{E}(\sigma_1 - \nu\sigma_2 - \nu\sigma_3) + \frac{1}{2}\sigma_2 \frac{1}{E}(-\nu\sigma_1 + \sigma_2 - \nu\sigma_3) + \frac{1}{2}\sigma_3 \frac{1}{E}(-\nu\sigma_1 - \nu\sigma_2 + \sigma_3) \quad (39)$$

Hidrostatik stres (σ_h) hacimde bir değişikliğe neden olur ve Eş.40 ile gösterilir:

$$\sigma_h = \frac{\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3}{3} \quad (40)$$

Hidrostatik gerilme ile ilişkili gerinim enerjisi:

$$U_h = \frac{1}{2E}[\sigma_h^2 + \sigma_h^2 + \sigma_h^2 - 2\nu(\sigma_h\sigma_h + \sigma_h\sigma_h + \sigma_h\sigma_h)] = \frac{3(1-2\nu)}{2E}\sigma_h^2 \quad (41)$$

Bozunma enerjisi, ilk hâl ile ikinci hâl arasındaki farka eşit olacaktır:

$$U_d = U - U_h \quad (42)$$

$$U_d = \frac{1+\nu}{3E}[\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - \sigma_1\sigma_2 - \sigma_2\sigma_3 - \sigma_3\sigma_1] \quad (43)$$

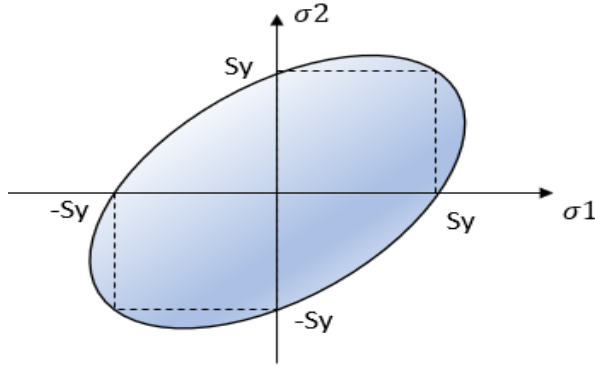
Eş.43'ten eşdeğer gerilme tespit edilirse, Eş.44'e ulaşılır:

$$\sigma_{eff} = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}} \quad (44)$$

Düzlemsel gerilme, ince bir plağın yatay eksenlerindeki gerilme hâli ile ilişkilidir ve düşey gerilmenin olmadığı ($\sigma_3=0$) bir durumdur. Düzlemsel gerilme durumunda, Eş.44, Eş.45'e dönüşür:

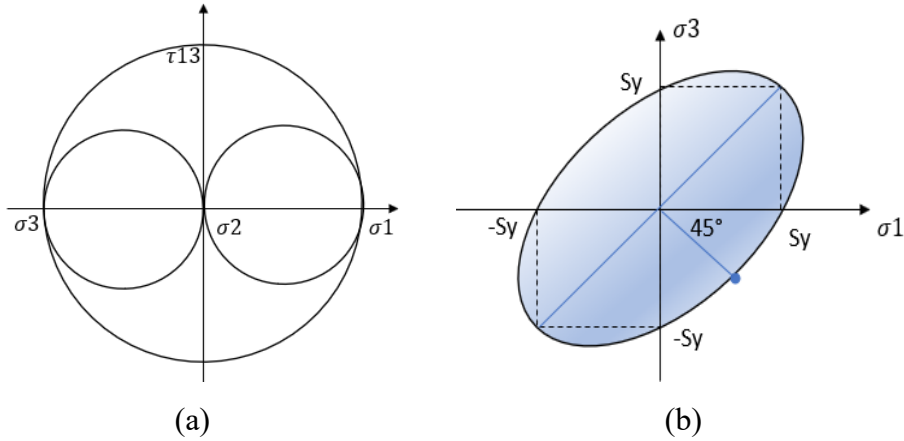
$$\sigma_{eff} = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_1\sigma_2} \quad (45)$$

Eğer, tespit edilen eşdeğer gerilme, Şekil 3.14'te boyalı alan içinde kalıyorsa, akma meydana gelmeyecek, bir diğer ifadeyle, hasar meydana gelmeyecektir.



Şekil 3.14. Düzlemsel gerilme durumunda eşdeğer gerilme.

Tam kayma gerilmesi durumunda, $\sigma_3 = -\sigma_1$ olacaktır (Şekil 3.15a). Bu durumda, eşdeğer gerilme, Eş.46'daki değere ve akma gerilmesine (S_y) sahip olacaktır.



Şekil 3.15. Tam kayma gerilmesi durumu (a) asal gerilme grafiği (b) emniyetli alan grafiği.

$$\sigma_{eff} = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_3^2 - \sigma_1\sigma_3} = \sqrt{3\sigma_1^2} = \sqrt{3\tau_{max}^2} = S_y \quad (46)$$

Bu durumda, maksimum kayma gerilmesi ile akma gerilmesi arasında Eş.47 geçerli olacaktır:

$$\tau_{max} = 0,577S_y \quad (47)$$

Anizotropik (kompozit) malzeme hasar kriterleri için en çok kullanılan iki boyutlu hasar kriterlerine genel bir bakış ve analitik tanımları verilmiştir. Genel gerilme durumları için hasar yüklerini tahmin etmek amacıyla birçok farklı hasar kriteri formüle edilmiştir. Bu metinde, öncelikle iki ana grupta toplanabilecekleri aşağıdaki sınıflandırma önerilmektedir:

1. Farklı gerilme bileşenleri arasındaki etkileşimleri ihmal eden hasar kriterleri,
2. Farklı gerilme bileşenleri arasındaki etkileşimleri dikkate alan hasar kriterleri.

Birinci gruba ait kriterler en basit olanlarıdır ve genellikle üç düzlem içi gerilme bileşeninin her biri için bir eşitsizlik önerirler. Geri kalan kriterlerde, bir yöndeki hasar diğer yönlerdeki yüklerle, kesme dahil, duyarlı olabilir. Bu son grup aşağıdaki iki alt gruba ayrılabilir.

- a. Hasar zarfını tanımlamak için tek bir eşitsizlik öneren kriterler,
- b. İnteraktif ve interaktif olmayan koşulların bir kombinasyonunu öneren kriterler.

Hoffman, Tsai-Wu, Liu-Tsai ve Tsai-Hill karesel kriterler olup birinci gruba, Hashin ve Rotem, Hashin, Puck ve Schuermann ve LaRC kriterleri ise ikinci gruba aittir. Genel olarak, her bir hasar kriterine karşılık gelen bir Hasar İndeksi (FI) daha vardır. Tekil değeri aşan bir Hasar İndeksi, uygulanan kritere göre hasarın oluştuğu anlamına gelir.

Aşağıdaki kavramların daha iyi anlaşılması için bazı faydalı tanımlar bildirilmiştir:

- Hasar İndeksleri: Sadece bir hasarın oluşumunun belirtildiği ve hasarın modunun belirtilmediği fenomenolojik bir hasar kriterini temsil eder.
- Dayanım oranı: Hasar kriterine uygulanan yükün yüzdesini gösterdiğinden, hasar indeksine göre daha doğrudan bir hasar göstergesidir. Dayanım oranı şu şekilde tanımlanır:

$$\text{Dayanım Oranı (SR)} = \text{İzin verilen gerilme} / \text{Hesaplanan gerilme}$$

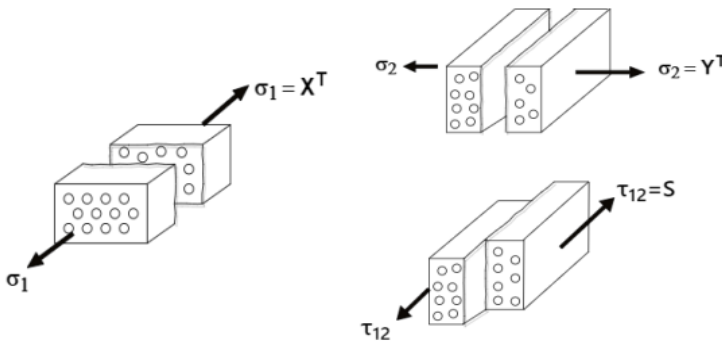
Örneğin, $SR = 0,75$ sadece bir hasarın meydana geldiğini göstermekle kalmaz, aynı zamanda uygulanan yükün izin verilenin %25 üzerinde olduğunu da gösterir. Öte yandan $FI = 1,25$ değeri bir hasar yüzdesini temsil etmez; sadece bir hasar durumunun var olduğunu gösterir [53].

Maksimum Gerilme ve Maksimum Şekil Değişirme Kriterleri

Maksimum gerilme ve maksimum şekil değişirme kriterleri ilk gruba aittir, bu nedenle farklı gerilme bileşenleri arasında herhangi bir etkileşimi dikkate almaz. Yön 1'in liflerle aynı olduğu bir Kartezyen malzeme referans çerçevesi (Şekil 3.16) göz önüne alındığında, aşağıdaki (Eş.48) koşullardan en az birinin karşılanması durumunda hasar meydana gelir [54];

- $\sigma_{11} \geq X^T$ veya $\sigma_{11} \leq -X^C$
 - $\sigma_{22} \geq Y^T$ veya $\sigma_{22} \leq -Y^C$
 - $\tau_{12} \geq S^L$
- (48)

Burada, σ_{11} ve σ_{22} düzlem içi normal gerilme bileşenleri, τ_{12} ise düzlem içi kayma gerilmesi bileşenidir. X^T ve X^C sırasıyla çekme ve basma altında lif yönündeki malzeme mukavemeti (boyuna çekme ve basma mukavemetleri) iken, Y^T ve Y^C sırasıyla çekme ve basma altında lif yönüne normal malzeme mukavemeti (enine çekme ve basma mukavemetleri) ve S^L boyuna kesme mukavemetidir.



Şekil 3.16. Mukavemet sembollerinin yönleri [53].

Hasar endeksi, $\sigma_{11} \geq 0$ durumu için $X^T = X$ veya $X^C = X$ olarak düşünüldüğünde, şu şekilde değerlendirilir (veya $\sigma_{11} < 0$ ise, enine çekme için de aynıdır):

$$FI = \text{Max} \left[\frac{\sigma_{11}}{X}, \frac{\sigma_{22}}{Y}, \frac{\tau_{12}}{S} \right] \quad (49)$$

Maksimum gerinme (strain) kriteri, maksimum gerilme kriteri ile aynı yaklaşım izlenerek elde edilir, ancak hasar koşullarında karşılık gelen gerilmeler dikkate alınır.

Bu FI elde edildikten sonra, karşılık gelen hasar yükünü, L_F , aşağıdaki gibi tanımlamak mümkündür:

$$L_F = kL \quad (50)$$

Burada L etkiyen yük ve $k = 1/FI$ 'dir.

Tsai-Hill Kriteri

Tsai-Hill Kriteri deformasyon enerjisine atıfta bulunarak formüle edilmiştir ve bu nedenle düzlem içi kayma gerilmesinin etkisini dikkate alan etkileşimli bir kriterdir [55,56]. İzotropik malzemeler için uygulanan von Mises enerjisi hasar teorisinin anizotropik malzemelere uyarlanmış hâlidir [55]. Hasar koşulu, $\sigma_{11} \geq 0$ durumu için $X^T=X$ veya $X^C=X$ olarak düşünüldüğünde veya $\sigma_{11} < 0$ durumunda enine çekme için de aynıdır) şu şekilde değerlendirilir:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X} \right)^2 - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^2} + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L} \right)^2 \geq 1 \quad (51)$$

Karşılık gelen hasar yükü formül Eş.35 ile verilir, ancak bu durumda $k = 1/\sqrt{FI}$ dir.

Modifiye edilmiş Tsai-Hill Kriteri

Bu kriter, bası Tsai-Hill kriterinin, bası mukavemetlerinin dikkate alınarak modifiye edilmiş hâlidir. Bu kritere göre, düzlem gerilme durumu için Eş.52 ihlal edilirse, incelenen noktada hasar oluşur [55]:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^T} \right)^2 - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^T X^C} + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L} \right)^2 \geq 1 \quad (52)$$

Bu kriter, genel bir kriter olup, tüm ortotropik malzeme tipi ve tüm noktasal gerilme durumları için kullanılabilir.

Tsai-Wu Kriteri

Tsai-Wu kriteri fiziksel bir temelden türetilmemiştir, ancak deneysel sonuçlara uymak için formüle edilmiştir [57,58]. Düzlem içi kayma gerilmesi etkilerini dikkate alan etkileşimli bir yaklaşımdır. Hasar koşulu aşağıdaki eşitsizlik ile ifade edilir:

$$A_{11}\sigma_{11}^2 + 2A_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} + A_{22}\sigma_{22}^2 + A_{66}\tau_{12}^2 + B_1\sigma_{11} + B_2\sigma_{22} \geq 1 \quad (53)$$

Burada eşitsizliğin ilk terimi Tsai-Wu'nun hasar indeksidir ve diğer terimler Çizelge 3.4 ifadeleri verilen Tsai-Wu parametreleridir.

Çizelge 3.5. Tsai-Wu parametreleri.

| | |
|----------|--------------------------------------|
| A_{11} | $\frac{1}{X^T X^C}$ |
| A_{22} | $-\frac{1}{2\sqrt{X^T X^C Y^T Y^C}}$ |
| A_{12} | $\frac{1}{Y^T Y^C}$ |
| A_{66} | $\frac{1}{S^T S^C}$ |
| B_1 | $\frac{1}{X^T} - \frac{1}{X^C}$ |
| B_2 | $\frac{1}{Y^T} - \frac{1}{Y^C}$ |

A_{12} katsayısı, genellikle laminaların iki eksenli testleri ile elde edilir/düzeltilir.

Tsai-Wu kriterine karşılık gelen hasar yükü şöyledir:

$$L_F = kL \quad (54)$$

Burada L etkiyen yüküdür ve k şu şekilde elde edilir:

$$k = \text{Min} \left(\frac{2}{\pm B_1 \sigma_{11} \pm B_2 \sigma_{22} \sqrt{(4A_{11} + B_1^2) \sigma_{11}^2 + 2(4A_{12} + B_1 B_2) \sigma_{11} \sigma_{22} + (4A_{22} + B_2^2) \sigma_{22}^2 + 4A_{66} \tau_{12}^2}} \right) \quad (55)$$

Hoffman Kriteri

Hoffman'ın teorisinde, eşit olmayan çekme ve basma mukavemetlerine sahip genel bir düzlem gerilme durumunda, ortotropik bir lamina için ortaya çıkan hasar indeksi şu şekilde verilir [60].

$$FI_{Hoffman2D} = \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \right) \sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} + \frac{\sigma_{12}^2}{S^2} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X_t X_c} \quad (56)$$

Bu teorinin, denklemde doğrusal terimler kullanarak izin verilebilir çekme ve basma gerilmelerindeki farkı dikkate aldığını gözönüne almak gerekir. Mukavemet oranını ve ardından emniyet payını hesaplamak için Çizelge 3.6'deki terimler tanımlanır:

Çizelge 3.6. Hoffman'ın hasar indeksi (2D) katsayıları.

| | |
|---------------------------------------|------------------------------|
| $F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}$ | $F_{22} = \frac{1}{Y_t Y_c}$ |
| $F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}$ | $F_{66} = \frac{1}{S^2}$ |
| $F_{11} = \frac{1}{X_t X_c}$ | |

Yukarıdaki terimler Hoffman FI denkleminde yerine konularak ve $FI = 1$ eşitliğinde ayarlanarak SR için aşağıdaki ifade elde edilmiştir:

$$SR = \frac{-b + \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \quad (57)$$

Burada,

$$\begin{aligned} a &= F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 - F_{11}\sigma_1\sigma_2 \\ b &= F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 \\ c &= -1' \text{ dir.} \end{aligned} \quad (58)$$

Kompozitlerin katı elemanlar kullanılarak modellenmesi durumunda, yani 3 boyutlu bir ağ ve gerilme durumu için, hata indeksi ilişkisi ortaya çıkar:

$$FI_{Hoffman3D} = C_1(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + C_2(\sigma_3 - \sigma_1)^2 + C_3(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + C_4\sigma_1 + C_5\sigma_2 + C_6\sigma_3 + C_7\tau_{23}^2 + C_8\tau_{13}^2 + C_9\tau_{12}^2 \quad (59)$$

Katsayılar Çizelge 3.7'de özetlenmiştir:

Çizelge 3.7. Hoffman'ın hasar indeksi (3D) katsayıları

| | |
|--|--|
| $C_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Z_t Z_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} - \frac{1}{X_t X_c} \right)$ | $C_6 = \left(\frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_c} \right)$ |
| $C_2 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Z_t Z_c} - \frac{1}{Y_t Y_c} \right)$ | $C_7 = \frac{1}{S_{23}^2}$ |
| $C_3 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} - \frac{1}{Z_t Z_c} \right)$ | $C_8 = \frac{1}{S_{13}^2}$ |
| $C_4 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}$ | $C_9 = \frac{1}{S_{12}^2}$ |
| $C_5 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}$ | |

Her durumda, aşağıdaki malzeme verileri gereklidir:

- X_t, X_c çekme ve basmada 1-yönünde izin verilen maksimum gerilmelerdir;
- Y_t, Y_c çekme ve basmada 2 yönünde izin verilen maksimum gerilmelerdir;
- Z_t, Z_c çekme ve basmada 3 yönünde izin verilen maksimum gerilmelerdir;
- S_{12} izin verilen maksimum düzlem içi kayma gerilmesidir;
- S_{23} izin verilen maksimum 23 kayma gerilmesidir;
- S_{13} izin verilen maksimum 13 kayma gerilmesidir.

Hashin Kriteri

Hashin ve Rotem'in çalışmalarında [60], lamine kompozitlerin hasar görmesi ilk kez farklı fiziksel olaylara bağlanmıştır: fiber ağırlıklı ve matris ağırlıklı hasar modları. Hashin Kriteri, çekme veya basma kaynaklı matris veya elyaf hasarını ayırt etmek için etkileşimli ve etkileşimli olmayan dört koşulun bir kombinasyonunu önermektedir. İlk olarak [61]'de tanımlanmış ve daha sonra [62]'de revize edilmiştir. Hashin Kriteri etkileşimli bir kriter olup, hasar koşulları aşağıdaki eşitsizlikler tarafından verilmektedir.

a) Basma için matris hasarı ($\sigma_{22} \geq 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \geq 1 \quad (60)$$

b) Çekme için matris hasarı ($\sigma_{22} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S^T}\right)^2 + \frac{\left[\left(\frac{Y^c}{2S^T}\right)^2 - 1\right]\sigma_{22}}{Y^c} + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \geq 1 \quad (61)$$

c) Çekme için fiber hasarı ($\sigma_{11} \geq 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \geq 1 \quad (62)$$

d) Sıkıştırma için fiber hasarı ($\sigma_{11} < 0$)

$$-\frac{\sigma_{11}}{X^c} \geq 1 \quad (63)$$

Formül b)'de S^T terimi, deneysel olarak ölçülmesi çok zor olan enine kayma mukavemetidir. Analitik bir ilişki önerilmektedir:

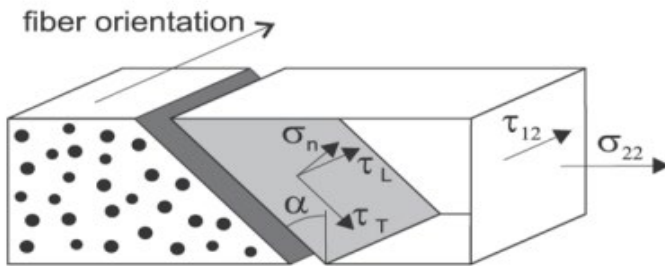
$$S^T = Y^c \cos(\alpha) \left(\sin(\alpha) + \frac{\cos(\alpha)}{\tan(2\alpha)} \right) \quad (64)$$

Burada α , LaRC kriterlerinde de benimsenen kırılma düzlemi açısıdır.

Hashin'in hasar indeksi, önceki ifadeler arasında en yüksek değer ile verilir. Hashin Kriterine karşılık gelen hasar yükü şu şekilde verilir:

$$L_f = kL \quad (65)$$

Burada, doğrusal analiz durumunda, k , L yükü ile hesaplanan sonuçların değişen bir k_{try} faktörü ile ölçeklendirilmesiyle bulunabilir. Bir dizi iterasyondan sonra, $FI \approx 1$ ise $k = k_{try}$ 'dir.



Şekil 3.17. Enine sıkıştırma ve düzlem içi kaymaya maruz kalan tek yönlü bir laminanın kırılma düzlemi açısı [53].

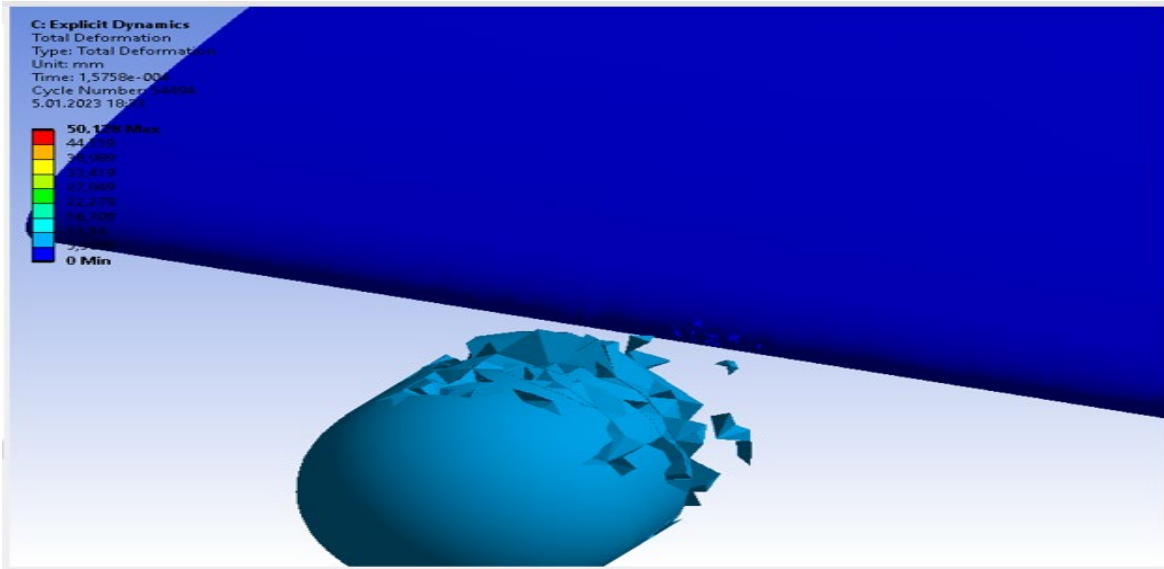
Tez çalışmasının konusu olan bir insansız hava aracının kanadına kuş çarpması probleminin analizinde kompozit malzemelerde Maksimum gerilme, Tsai-Hill, modifiye edilmiş Tsai-Hill ve Hoffman Kriterleri, izotropik malzemelerde ise von Mises (Eşdeğer) gerilme kriteri göz önüne alınmıştır.



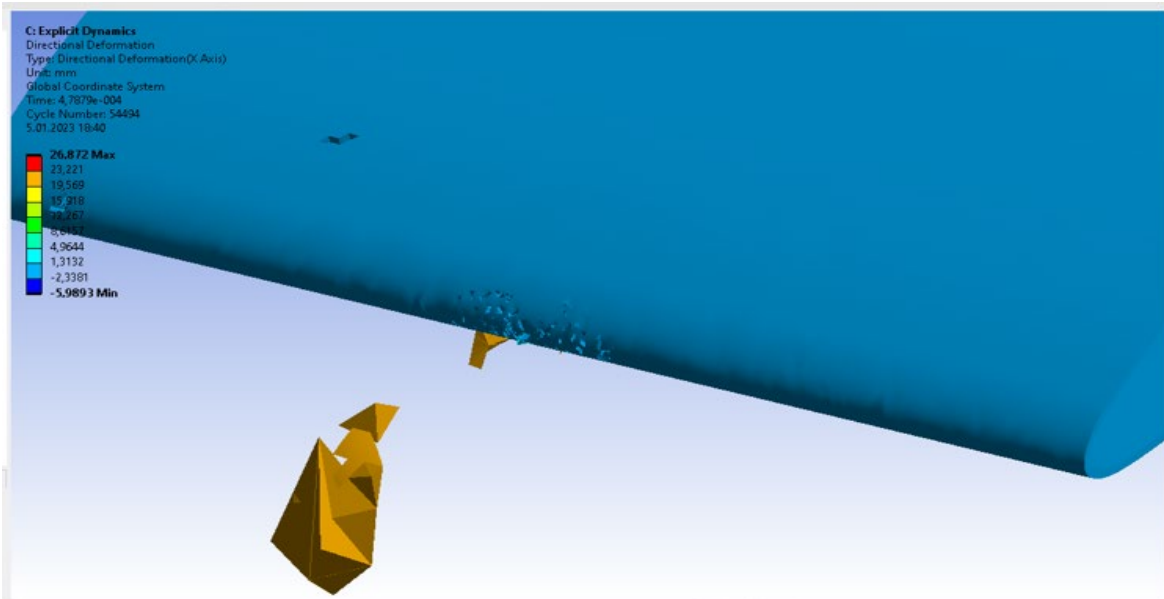
4. ARAŞTIRMA BULGULARI VE TARTIŞMA

Kuş çarpması konusu havacılık endüstrisi için önemlidir. Bu analizler ile yapısal sonuçlar, deneysel testlere kıyasla çok daha uygun maliyetlidir.

İHA kanadına kuş çarpması analizi sonlu elemanlar analiz programı (ANSYS-explicit) ile simüle edilip çözümlenmiştir. Kuşun çarpma anında oluşan deformasyon değerleri Resim 4.1 ve Resim 4.2 'de verilmiştir. Simülasyona göre hem kuş hem de uçak kanadı büyük deformasyonlara sahiptir.

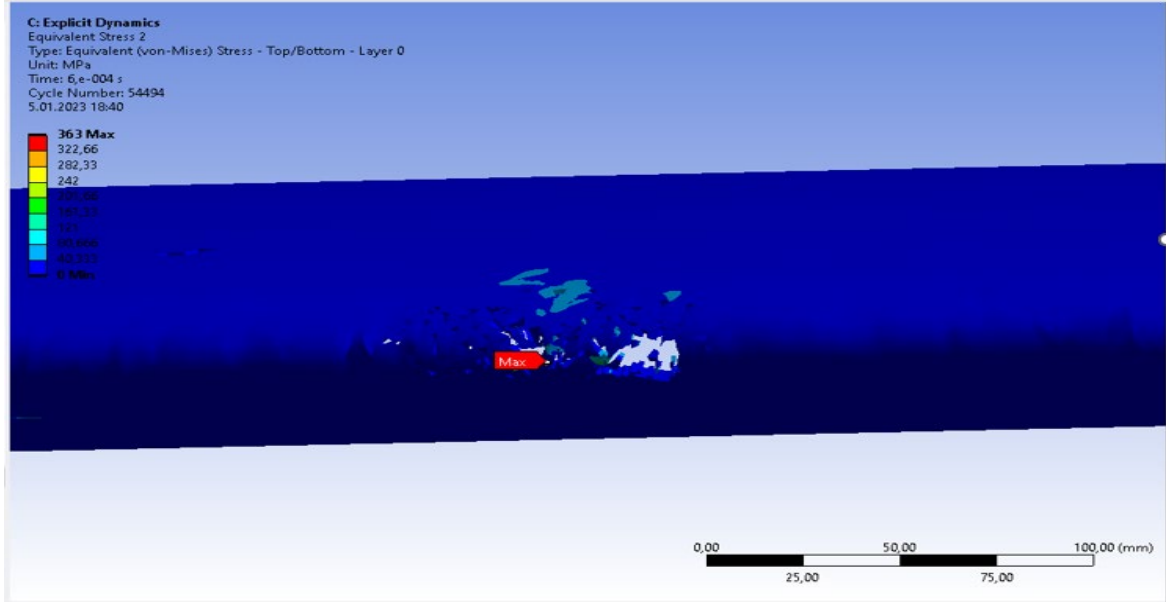


Resim 4.1. Kuşun çarpması esnasında oluşan toplam deformasyon değerleri

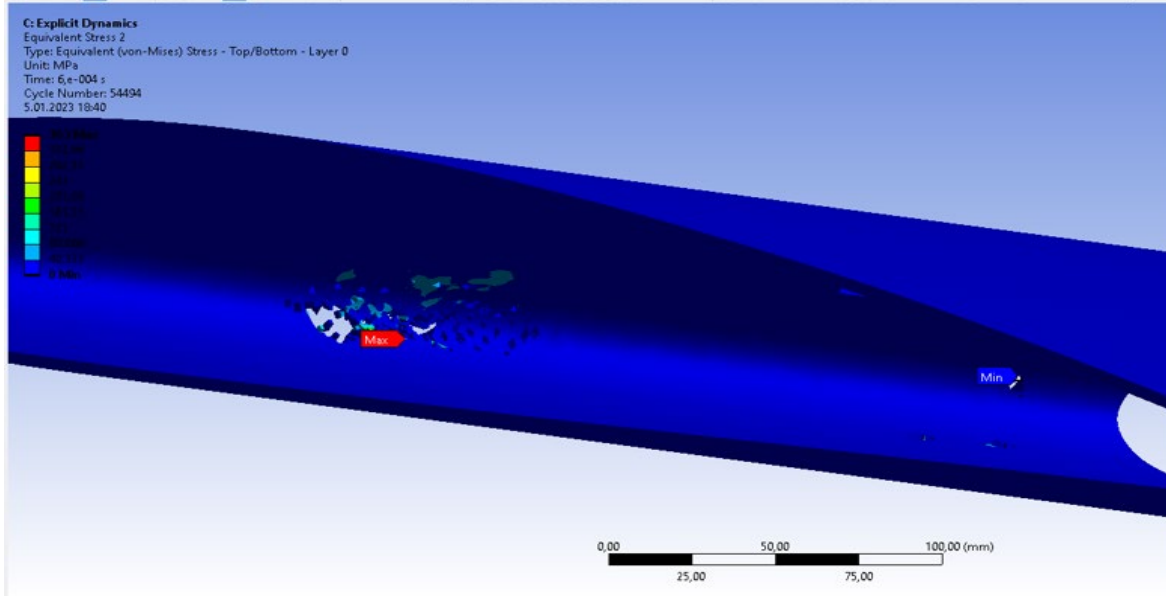


Resim 4.2. Kuşun çarpması esnasında X- yönünde oluşan deformasyon değerleri

Kuşun çarpması sonrasında oluşan eşdeğer gerilme ve kanadın delinmesi Resim 4.3 ve Resim 4.4'te verilmiştir. Kompozit kanadın ön kenarına çarpan kuşun çarpma hızı arttıkça, doğal olarak, kanatta karşılaşılan von Mises gerilme değeri, her iki kompozit malzeme için artış göstermiştir.



Resim 4.3. Çarpışma sonrasında oluşan eşdeğer gerilme



Resim 4.4. Çarpışma sonrasında kanadın delinmesi

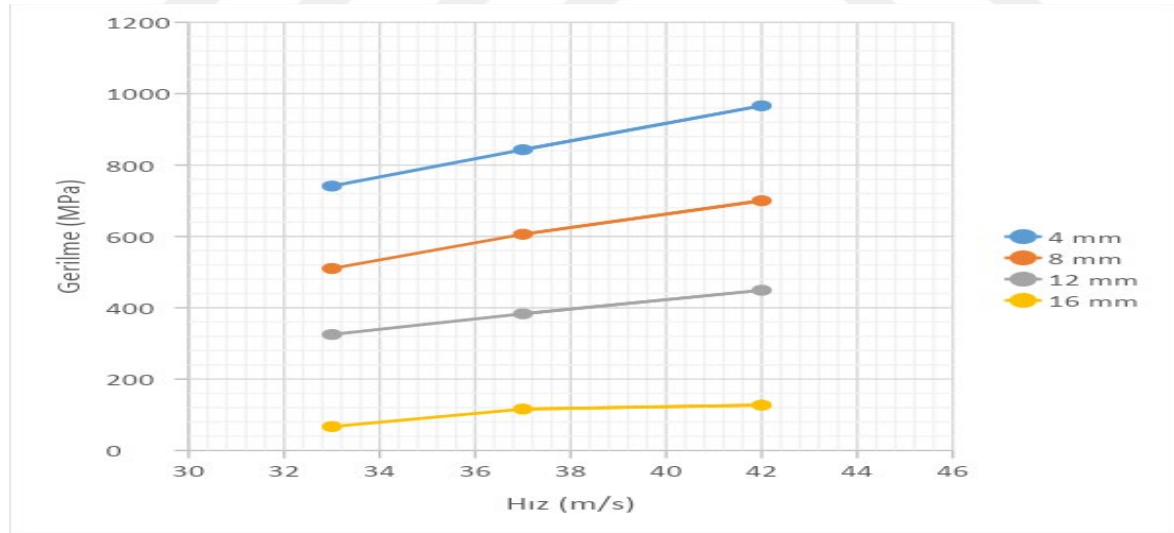
Kalınlığı 4 mm'den 12 mm'ye çıkarılan karbon fiber takviyeli kompozit kanadın, kuşun tüm çarpışma hızlarında meydana gelen gerilme değerinin doğrusal olarak azalış meydana

getirdiği görülmektedir (Şekil 4.1). Ayrıca 12 mm'den daha fazla olan kalınlık değerlerinde ise, kalınlık etkisinin özellikle 33 m/s değerinden daha yüksek çarpışma hızında, gerilme değerinin düşümünde daha fazla etkili olduğu tespit edilmiştir.

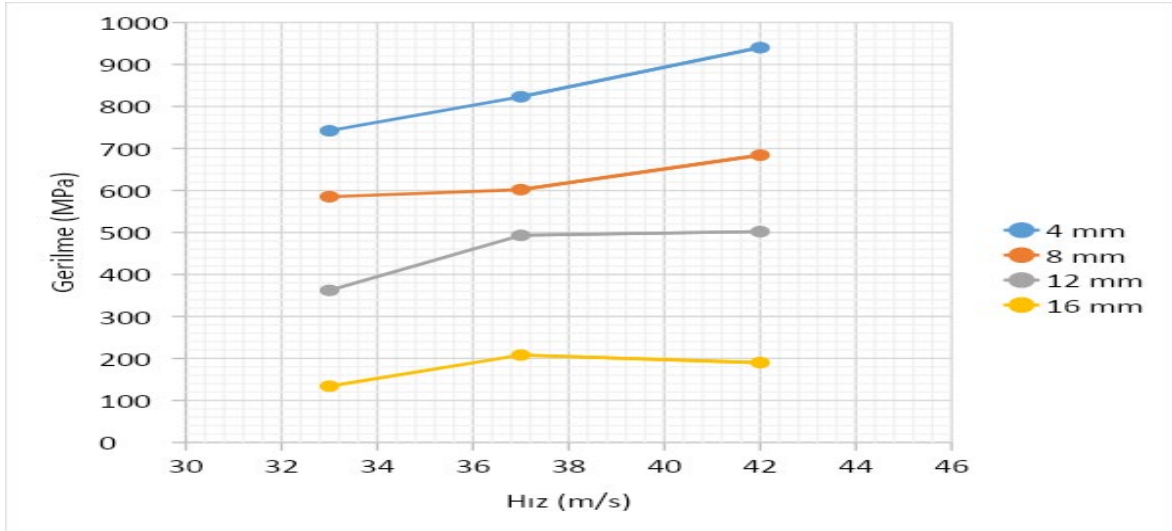
Cam fiber takviyeli kompozit kanat için kalınlık-çarpma hızı ve von Mises gerilme değeri ilişkisi irdelendiğinde, karbon fiberdeki doğrusal ilişkinin kısmen kaybolduğu tespit edilmiştir. Genel olarak, kalınlık değeri arttıkça, gerilme değerleri düşmüştür (Şekil 4.2). Hız değeri 33 m/s'den 37 m/s değerine çıkarıldığında, tüm kalınlık değerlerinde aynı oranda gerilme değerinde artış görülmüştür. Ancak 37 m/s değerinden daha yüksek çarpma hızında, gerilme değerlerindeki artış daha düşük eğimde artmakta olduğu tespit edilmiştir.

Karbon fiber takviyeli kompozite kıyasla cam fiber takviyeli kompozit kanat için 16 mm kalınlıkta, grafikteki eğimde az bir oranda yön değiştirmesi yaşanmıştır. Çarpışma hızı arttırılsa dahi, gerilme değeri korunmaktadır ve az da olsa bir miktar azalma göstermiştir.

Şekil 4.1 ve Şekil 4.2'de malzeme kalınlıklarına göre çarpma hızı karşısında oluşan von Mises değerleri gösterilmiştir.



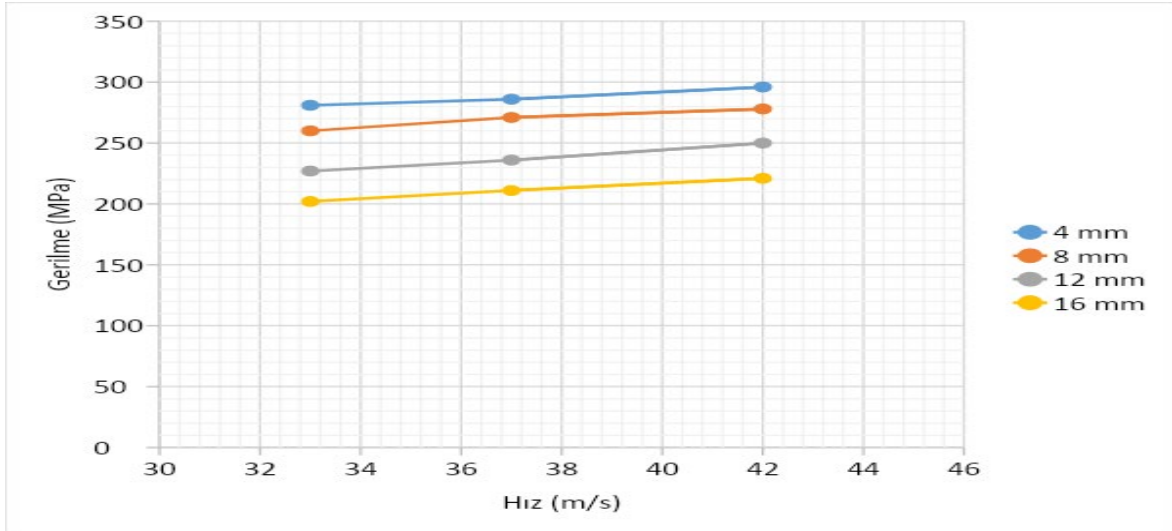
Şekil 4.1. Kanat kalınlığına ve kuşun çarpma hızına bağlı karbon fiber takviyeli kompozit kanatta meydana gelen von Mises gerilme değerleri



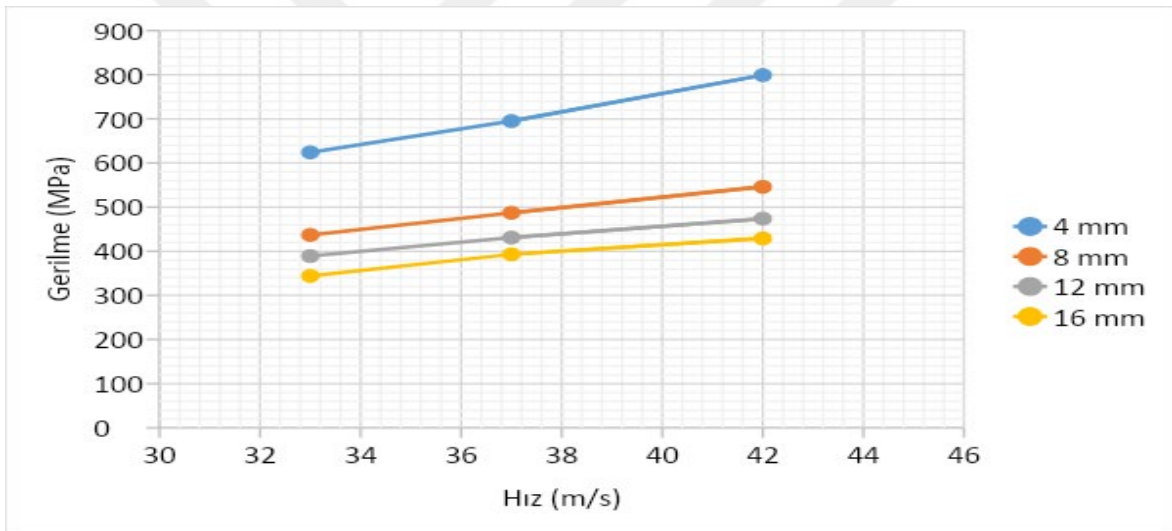
Şekil 4.2. Kanat kalınlığına ve kuşun çarpma hızına bağlı cam fiber takviyeli kompozit kanatta meydana gelen von Mises gerilme değerleri

Karbon ve cam fiber takviyeli tabakalı kompozit malzeme arasında karşılaşılan kanat cidar kalınlığına elde edilen gerilme doğrusundaki eğim farklılığı, karbon fiber takviyeli tabakalı epoksi kompozitin rijitliğinin cam fiber takviyeli kompozite göre yüksek olmasından kaynaklanmaktadır. Düşük cidar kalınlık değerlerinde, cam fiber takviyeli kompozitte meydana gelen tahribatın etkisi, fiberlerin esnemesi, matris arayüzünden sıyrılması ve fiber kopmasını beraberinde getirirken, karbon fiber takviyeli kompozit malzemede, yüksek rijitlik, düşük cidar kalınlığında dahi etkisini göstererek, kompozitin bir bütün olarak tepkisini vermesini sağlayabilmektedir. Dolayısıyla, cam fiber takviyeli kompozitin eğim farklılığı, rijitliğinin kalınlık etkisiyle değişiminden kaynaklanmaktadır.

İzotropik bir malzeme olan alüminyum alaşımı kullanıldığında ve aynı şartlarda test edildiğinde, karbon fiber takviyeli kompozit kanatın karakteristiğine benzer bir grafiğin elde edildiği görülmektedir (Şekil 4.3 ve 4.4). Eğim doğrusundaki, 37 m/s çarpışma hız değerindeki bel vermenin tüm ele alınan malzemeler için mihenk noktası olduğu, fakat cam fiber takviyeli kompozitin daha belirgin bir karakteristik sunduğu görülmektedir.



Şekil 4.3. Kanat kalınlığına ve kuşun çarpma hızına bağlı Alüminyum Alaşım NL yapıları kanatta meydana gelen von Mises gerilme değerleri

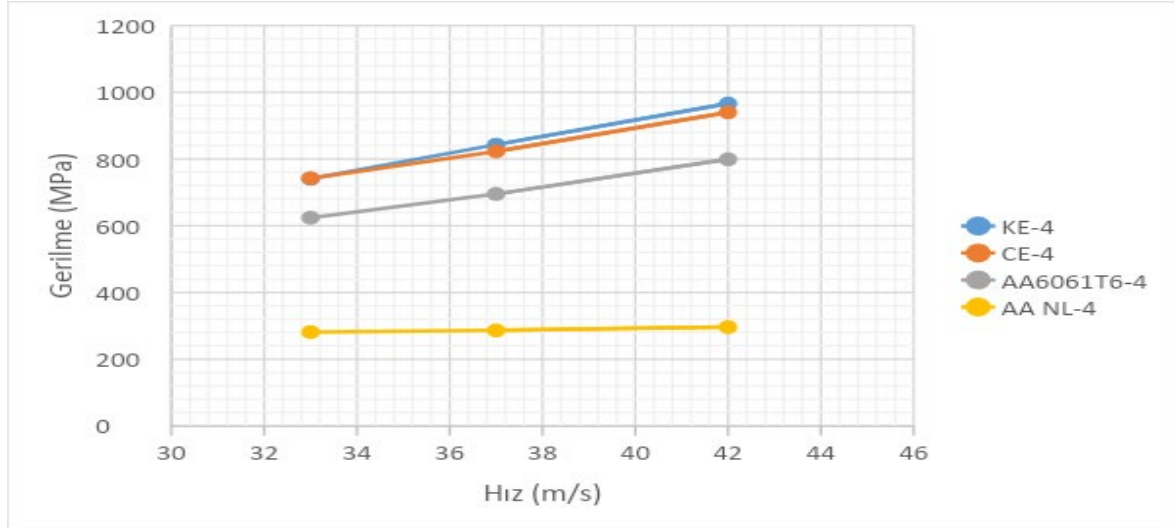


Şekil 4.4. Kanat kalınlığına ve kuşun çarpma hızına bağlı Alüminyum Alaşım 6061 yapıları kanatta meydana gelen von Mises gerilme değerleri

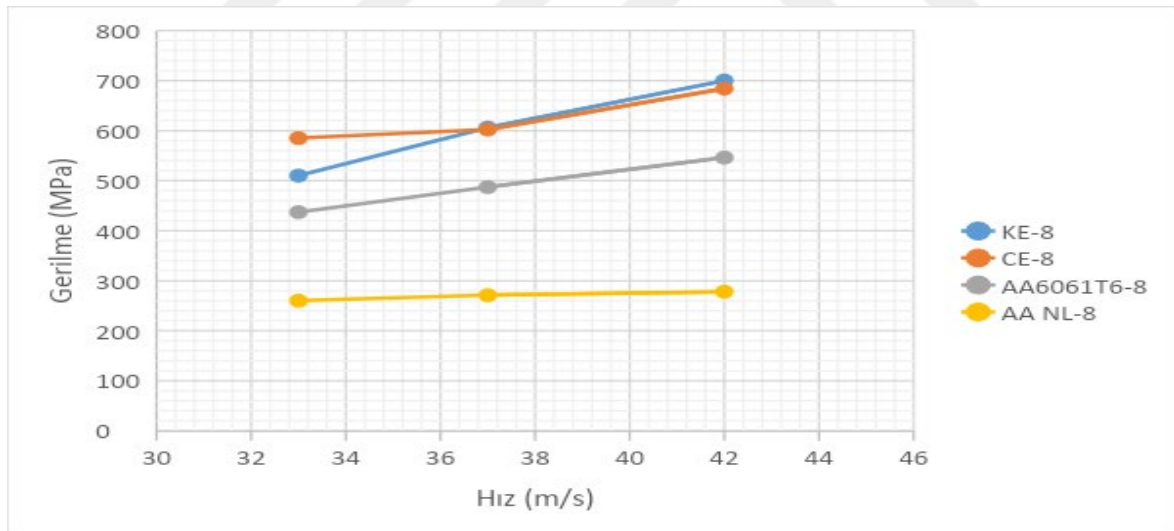
Kanat yapısında kullanılan tüm malzemeler için (Karbon Elyaf, Cam Elyaf, Alüminyum Alaşım NL, Alüminyum Alaşım 6061) kanat kalınlık değerlerinin çarpışma hızlarına göre gerilme değerleri grafiklerinin kıyaslamasına, Şekil 4.5 ile Şekil 4.8 aralığında yer verilmiştir. Burada, birtakım kısaltmalara yer verilmiştir. Karbon fiber takviyeli kompozit için KE, cam fiber takviyeli kompozit için CE, 6061 alüminyum alaşım malzeme için AA6061T6 ve alüminyum alaşım-NL için AANL kısaltmaları kullanılmıştır.

Şekil 4.5, 4.6 ve 4.7 incelendiğinde, aynı çarpma hızında, anizotropik yapıdaki malzemelerde daha yüksek gerilme değerlerinin tespit edilmesidir. Karbon fiber takviyeli kompozite benzer karakteristikte darbe davranışı gösteren alüminyum alaşımında tespit

edilen von Mises gerilme değerinin daha düşük kalması, düşük kalınlık değerlerinde izotropik malzemenin daha fazla esnemesinden ve enerjiyi sönümleyebilmesinden kaynaklanmaktadır.

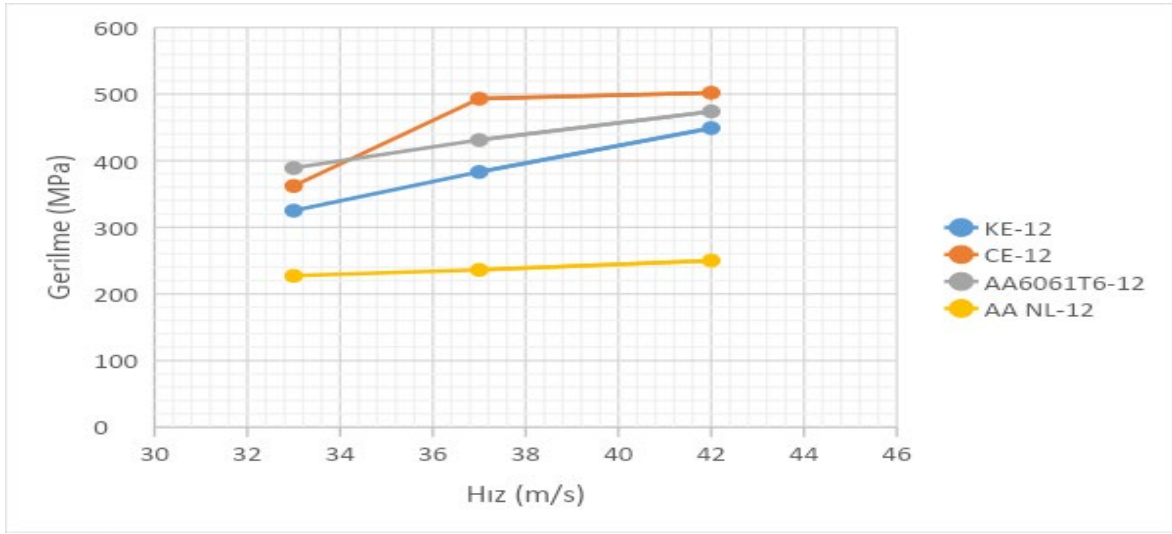


Şekil 4.5. Kullanılan tüm malzemeler için; 4 mm kanat kalınlığında çarpışma hızlarına göre oluşan gerilme değeri

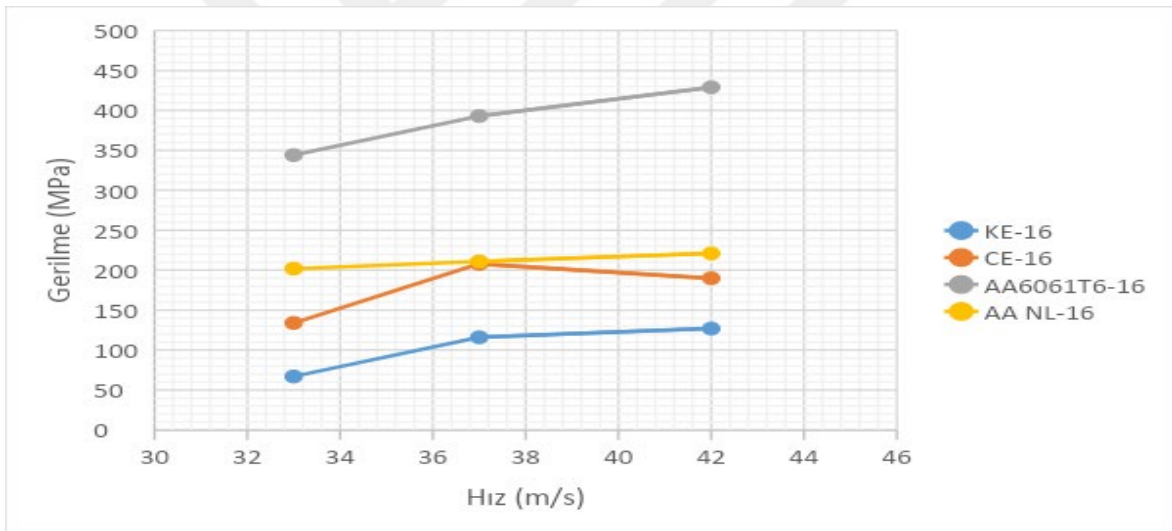


Şekil 4.6. Kullanılan tüm malzemeler için; 8 mm kanat kalınlığında çarpışma hızlarına göre oluşan gerilme değeri

Cidar kalınlığında kritik eşik olan 12 mm değerinin yer aldığı Şekil 4.6 incelendiğinde, 6061 alüminyum alaşımının, kalınlığın etkisiyle, karbon fiberden daha yüksek gerilme değerleri sunduğu görülmektedir. Cam fiber takviyeli kompozit malzeme ise, kalınlığın rijitliğe etkisiyle, yaklaşık 35 m/s çarpma hız değerinden itibaren daha yüksek gerilme değerleri verdiği görülmektedir.



Şekil 4.7. Kullanılan tüm malzemeler için; 12 mm kanat kalınlığında çarpışma hızlarına göre oluşan gerilme değeri



Şekil 4.8. Kullanılan tüm malzemeler için; 16 mm kanat kalınlığında çarpışma hızlarına göre oluşan gerilme değeri

Kanat cidar kalınlığı 16 mm olarak seçildiğinde, izotropik 6061 alaşımının yüksek gerilme değeri farklılığı daha fazla ön plana çıkmıştır (Şekil 4.8). Yüksek cidar kalınlık değerlerinde, anizotropik malzemelerin, izotropik malzemelerden daha düşük gerilme değerleri sunması, 3-yönünde dizili halde bulunan fiber tabakaların enerji sönmleme kabiliyetlerini öne çıkarmaktadır.

Karbon elyaf ve cam elyaf takviyeli kompozit malzemelerin çarpışma analizi sonucunda oluşan gerilme değerleri, Çizelge 4.1’de verilmiştir. Malzeme kısaltmasının yanında bulunan

ilk sayı, malzeme kalınlığını verirken, diğ er sayı, çarpışma hızını m/s birimi üzerinden vermektedir.

Çizelge 4.1. Karbon Elyaf ve Cam Elyaf Kompozit malzemelerin çarpışma analizi sonucunda oluşan gerilme değ erleri

| | Maksimum Eşdeğ er Gerilme (MPa) | Maksimum Asal Gerilme (MPa) | Minimum Asal Gerilme (MPa) | Maksimum Kayma Gerilmesi (MPa) |
|----------|--|------------------------------------|-----------------------------------|---------------------------------------|
| KE-4-42 | 966 | 773 | -814 | 521 |
| KE-4-37 | 843 | 737 | -777 | 479 |
| KE-4-33 | 741 | 624 | -673 | 425 |
| | | | | |
| KE-8-42 | 700 | 516 | -620 | 394 |
| KE-8-37 | 606 | 480 | -479 | 341 |
| KE-8-33 | 510 | 350 | -344 | 282 |
| | | | | |
| KE-12-42 | 449 | 336 | -389 | 257 |
| KE-12-37 | 383 | 314 | -310 | 220 |
| KE-12-33 | 325 | 245 | -309 | 186 |
| | | | | |
| KE-16-42 | 127 | 114 | -115 | 73 |
| KE-16-37 | 116 | 84 | -87 | 67 |
| KE-16-33 | 67 | 53 | -73 | 39 |
| | | | | |
| CE-4-42 | 940 | 731 | -757 | 525 |
| CE-4-37 | 823 | 723 | -811 | 472 |
| CE-4-33 | 742 | 690 | -640 | 425 |
| | | | | |
| CE-8-42 | 684 | 458 | -413 | 394 |
| CE-8-37 | 602 | 403 | -388 | 345 |
| CE-8-33 | 585 | 413 | -364 | 336 |
| | | | | |
| CE-12-42 | 502 | 351 | -345 | 290 |
| CE-12-37 | 493 | 307 | -310 | 284 |
| CE-12-33 | 362 | 284 | -277 | 204 |
| | | | | |
| CE-16-42 | 190 | 122 | -163 | 102 |
| CE-16-37 | 208 | 119 | -121 | 116 |
| CE-16-33 | 134 | 85 | -95 | 77 |

Elde edilen gerilme değ erleri, Maksimum Gerilme, Tsai-Hill, Düzeltilmiş Tsai-Hill ve Hoffman Kriterlerine göre değ erlendirilmiş ve sonuçlar Çizelge 4.2 ve 4.3'te verilmiştir. Karbon fiber takviyeli kompozit malzemenin en kritik ve düşük cidar kalınlığı 4 mm değ eri

göz önüne alındığında, Maksimum Gerilme Kriterine göre simüle edilen üç hız değerinde de emniyetli değeri verdiği tespit edilmiştir. Bu sonuçta, fiber diziliminin $[0^\circ/90^\circ]$ olmasının da etkisi bulunmaktadır. Buna karşın, kanadın aerofil yapısında, ön kenardan firar kenarın doğru fiber dizilimine sahip cam takviyeli kompozit malzeme, bu kritere göre değerlendirme yapıldığında, tüm kalınlık ve çarpışma hız değerlerinde emniyetsiz sonuç doğurduğu görülmektedir.

Von-Mises gibi eşdeğer gerilme değerini gözönüne alan Tsai-Hill kriterine göre irdeleme yapıldığında, karbon fiber takviyeli kompozit malzemenin emniyetli alan aralığı düşmüş ve sadece 16 mm kalınlık değerinde emniyetli sonucun alındığı tespit edilmiştir. Kriter, deformasyon enerjisine atıfta bulunarak formüle edildiği için ve bu nedenle düzlem içi kayma gerilmesinin etkisini dikkate alan etkileşimli bir kriter olduğundan dolayı, düşük cidar kalınlıklarında emniyetsiz sonuç vermiştir. Tsai-Hill kriteri, daha dar bir emniyet alanı sunduğu için, cam fiber takviyeli malzemenin (emniyetsiz) durumunda bir değişim gözlemlenmemiştir.

Tsai-Hill hasar kriterinde sadece çekme gerilmeleri kullanılmıştır. Ancak tek eksenli bir kompozit tabakada çekme ve basma mukavemetleri arasında farklılıklar vardır. Fiber yönünde çekme dayanımı, basma dayanımından genellikle daha yüksektir. Ayrıca fiberlere dik doğrultuda basma dayanımı çekme dayanımından genellikle daha yüksek olmaktadır. Düzeltilmiş Tsai-Hill, bası gerilmesi kriterini özellikle göz önüne almaktadır. Karbon fiber takviyeli kompozit malzemenin bası gerilmesi 439 MPa seviyelerinde iken, cam fiber takviyeli kompozit malzeme 100 MPa seviyesindedir. Dolayısıyla, Tsai-Hill Kriterine benzer bir sonuç elde edilmiş, cam fiber takviyeli malzeme emniyetsiz sonuç verirken, karbon fiber takviyeli kompozit malzeme, 16 mm cidar kalınlık değerinde emniyetli değeri verebilmiştir.

Hoffman hasar kriteri basitçe Tsai-Hill hasar kriterinin modifiye edilmiş halidir. Tsai-Hill kriterinde basma ve çekme mukavemetleri arasındaki fark göz ardı edilmektedir. Hoffman kriterinde çekme ve basma mukavemetlerinin farklı olduğu göz önüne alınmıştır. X-Y düzleminde kayma gerilmesinin ihmâl edildiği Hoffman Kriteri göz önüne alındığında, karbon ve cam fiber takviyeli kompozit malzemeler için sonuç değişmemiştir.

Çizelge 4.2. Karbon fiber takviyeli kompozit malzeme için analiz sonucunun farklı hasar kriterlerine göre karşılaştırılması

| | Maksimum Gerilme Kriteri | | Tsai-Hill Kriteri | | Düzeltilmiş Tsai-Hill Kriteri | | Hoffman Kriteri | |
|----------|--------------------------|-----------|-------------------|------------|-------------------------------|------------|-----------------|------------|
| | Değeri | Durumu | Değeri | Durumu | Değeri | Durumu | Değeri | Durumu |
| KE-4-42 | 814<829 | EMNİYETLİ | 21,6 | EMNİYETSİZ | 26,42 | EMNİYETSİZ | 24,09 | EMNİYETSİZ |
| KE-4-37 | 777<829 | EMNİYETLİ | 18,44 | EMNİYETSİZ | 22,83 | EMNİYETSİZ | 20,7 | EMNİYETSİZ |
| KE-4-33 | 673<829 | EMNİYETLİ | 14,38 | EMNİYETSİZ | 17,64 | EMNİYETSİZ | 16,06 | EMNİYETSİZ |
| | | | | | | | | |
| KE-8-42 | 620<829 | EMNİYETLİ | 12,19 | EMNİYETSİZ | 14,82 | EMNİYETSİZ | 13,56 | EMNİYETSİZ |
| KE-8-37 | 480<829 | EMNİYETLİ | 9,08 | EMNİYETSİZ | 10,79 | EMNİYETSİZ | 9,97 | EMNİYETSİZ |
| KE-8-33 | 350<829 | EMNİYETLİ | 6,05 | EMNİYETSİZ | 6,94 | EMNİYETSİZ | 6,51 | EMNİYETSİZ |
| | | | | | | | | |
| KE-12-42 | 389<829 | EMNİYETLİ | 5,16 | EMNİYETSİZ | 6,21 | EMNİYETSİZ | 5,73 | EMNİYETSİZ |
| KE-12-37 | 314<829 | EMNİYETLİ | 3,79 | EMNİYETSİZ | 4,51 | EMNİYETSİZ | 4,16 | EMNİYETSİZ |
| KE-12-33 | 309<829 | EMNİYETLİ | 2,74 | EMNİYETSİZ | 3,38 | EMNİYETSİZ | 3,11 | EMNİYETSİZ |
| | | | | | | | | |
| KE-16-42 | 115<829 | EMNİYETLİ | 0,43 | EMNİYETLİ | 0,53 | EMNİYETLİ | 0,48 | EMNİYETLİ |
| KE-16-37 | 87<829 | EMNİYETLİ | 0,34 | EMNİYETLİ | 0,40 | EMNİYETLİ | 0,38 | EMNİYETLİ |
| KE-16-33 | 73<829 | EMNİYETLİ | 0,12 | EMNİYETLİ | 0,16 | EMNİYETLİ | 0,16 | EMNİYETLİ |

Çizelge 4.3. Cam fiber takviyeli kompozit malzeme için analiz sonucunun farklı hasar kriterlerine göre karşılaştırılması

| | Maksimum Gerilme Kriteri | | Tsai-Hill Kriteri | | Düzeltilmiş Tsai-Hill Kriteri | | Hoffman Kriteri | |
|----------|--------------------------|------------|-------------------|------------|-------------------------------|------------|-----------------|------------|
| | Değeri | Durumu | Değeri | Durumu | Değeri | Durumu | Değeri | Durumu |
| CE-4-42 | 757<31 | EMNİYETSİZ | 674,66 | EMNİYETSİZ | 137,15 | EMNİYETSİZ | 246,89 | EMNİYETSİZ |
| CE-4-37 | 811<31 | EMNİYETSİZ | 748,12 | EMNİYETSİZ | 131,06 | EMNİYETSİZ | 258,38 | EMNİYETSİZ |
| CE-4-33 | 690<31 | EMNİYETSİZ | 477,9 | EMNİYETSİZ | 93,83 | EMNİYETSİZ | 169,96 | EMNİYETSİZ |
| | | | | | | | | |
| CE-8-42 | 458<31 | EMNİYETSİZ | 221,27 | EMNİYETSİZ | 61,34 | EMNİYETSİZ | 89,65 | EMNİYETSİZ |
| CE-8-37 | 403<31 | EMNİYETSİZ | 190,24 | EMNİYETSİZ | 49,06 | EMNİYETSİZ | 73,52 | EMNİYETSİZ |
| CE-8-33 | 413<31 | EMNİYETSİZ | 169,76 | EMNİYETSİZ | 45,54 | EMNİYETSİZ | 66,52 | EMNİYETSİZ |
| | | | | | | | | |
| CE-12-42 | 351<31 | EMNİYETSİZ | 147,62 | EMNİYETSİZ | 35,99 | EMNİYETSİZ | 54,45 | EMNİYETSİZ |
| CE-12-37 | 310<31 | EMNİYETSİZ | 122,72 | EMNİYETSİZ | 32,58 | EMNİYETSİZ | 46,76 | EMNİYETSİZ |
| CE-12-33 | 284<31 | EMNİYETSİZ | 91,66 | EMNİYETSİZ | 19,71 | EMNİYETSİZ | 30,34 | EMNİYETSİZ |
| | | | | | | | | |
| CE-16-42 | 163<31 | EMNİYETSİZ | 30,59 | EMNİYETSİZ | 5,66 | EMNİYETSİZ | 7,83 | EMNİYETSİZ |
| CE-16-37 | 121<31 | EMNİYETSİZ | 19,02 | EMNİYETSİZ | 5,29 | EMNİYETSİZ | 5,75 | EMNİYETSİZ |
| CE-16-33 | 95<31 | EMNİYETSİZ | 11,06 | EMNİYETSİZ | 2,60 | EMNİYETSİZ | 2,42 | EMNİYETSİZ |

Cam fiber takviyeli 16 mm kalınlığa sahip kompozit malzemenin 33 m/s hızla gerçekleşen çarpışmanın farklı dizilim açlarına göre analizi sonucunda elde edilen gerilme değerleri, Çizelge 4.3'te verilmiştir. Tek yönlü cam fiber takviyeli kompozit malzeme, tüm hasar kriterlerinde emniyetsiz sonuç vermiştir. Çizelge 4.4'te, $[0^\circ/90^\circ]$ fiber oryantasyonunun gerilme değerlerini düşürdüğü, $\pm 45^\circ$ diziliminin ise değerleri minimuma indirdiği görülmektedir.

Çizelge 4.4. Farklı dizilim açlarına göre gerilme değerleri

| | Maksimum Eşdeğer Gerilme (MPa) | Maksimum Asal Gerilme (MPa) | Minimum Asal Gerilme (MPa) | Maksimum Kayma Gerilmesi (MPa) |
|--|---------------------------------------|------------------------------------|-----------------------------------|---------------------------------------|
| $[0^\circ]_4 \times 16$ | 134 | 85 | -95 | 77 |
| $\{[0^\circ]_2 [90^\circ]_2\} \times 16$ | 64 | 29 | -59 | 37 |
| $\{[0^\circ]_4 [90^\circ]_4\} \times 8$ | 59 | 26 | -57 | 32 |
| $\{[45^\circ]_2 [-45^\circ]_2\} \times 16$ | 41 | 35 | -47 | 23 |

Tek yönlü cam elyaf takviyeli kompozit malzemenin farklı dizilim açlarına göre analizi sonucu elde edilen gerilme değerlerinin farklı hasar kriterlerine göre değerlendirmesi, Çizelge 4.5'te verilmiştir. Bu durumda, cam fiber takviyeli kompozitin, düzeltilmiş Tsai-Hill ve Hoffman Kriterlerine göre emniyetli sonuç verdiği görülmektedir. Bu durumda, fiber oryantasyonunun anizotropik yapıda ne kadar önemli ve etkili olduğunu ortaya koymaktadır. Farklı açılardaki fiber dizilimi, X ve Y eksenlerindeki gerilme farkını küçültmesi, emniyetli sonucun ortaya çıkmasını sağlamıştır.

Çizelge 4.5. Farklı dizilim açlarına göre elde edilen gerilmelerin farklı hasar kriterlerine göre kıyaslanması

| | Maksimum Gerilme | | Tsai Hill Kriteri | | Düzeltilmiş Tsai Hill | | Hoffman Kriteri | |
|--|-------------------------|-------------------|--------------------------|-------------------|------------------------------|-------------------|------------------------|-------------------|
| | Değeri | Durumu | Değeri | Durumu | Değeri | Durumu | Değeri | Durumu |
| $[0^\circ]_4 \times 16$ | 95<31 | EMNİYETSİZ | 11,06 | EMNİYETSİZ | 2,56 | EMNİYETSİZ | 2,42 | EMNİYETSİZ |
| $\{[0^\circ]_2 [90^\circ]_2\} \times 16$ | 59<31 | EMNİYETSİZ | 4,01 | EMNİYETSİZ | 0,73 | EMNİYETLİ | 0,17 | EMNİYETLİ |
| $\{[0^\circ]_4 [90^\circ]_4\} \times 8$ | 57<31 | EMNİYETSİZ | 2,45 | EMNİYETSİZ | 0,37 | EMNİYETLİ | -0,21 | EMNİYETLİ |
| $\{[45^\circ]_2 [-45^\circ]_2\} \times 16$ | 47<31 | EMNİYETSİZ | 3,67 | EMNİYETSİZ | 0,61 | EMNİYETLİ | 0,05 | EMNİYETLİ |

Çizelge 4.6'da izotropik malzemelerin çarpışma sonucu von Mises (Eşdeğer gerilme) kriterine göre oluşan gerilme değerlerinin malzemedeki emniyet durumları gösterilmiştir. Buradaki emniyet durumu emniyet katsayısı dikkate alınarak değerlendirilmiştir.

Çizelge 4.6. İzotropik malzemelerin von Mises kriterine göre değerlendirilmesi

| Malzeme | Von Mises Kriteri | |
|----------------|-------------------|------------|
| | Emniyet Katsayısı | Durumu |
| AA NL-4-42 | 0,98 | EMNİYETSİZ |
| AA NL-4-37 | 1,01 | KRİTİK |
| AA NL-4-33 | 1,03 | KRİTİK |
| | | |
| AA NL-8-42 | 1,08 | KRİTİK |
| AA NL-8-37 | 1,11 | EMNİYETLİ |
| AA NL-8-33 | 1,27 | EMNİYETLİ |
| | | |
| AA NL-12-42 | 1,22 | EMNİYETLİ |
| AA NL-12-37 | 1,27 | EMNİYETLİ |
| AA NL-12-33 | 1,32 | EMNİYETLİ |
| | | |
| AA NL-16-42 | 1,26 | EMNİYETLİ |
| AA NL-16-37 | 1,32 | EMNİYETLİ |
| AA NL-16-33 | 1,39 | EMNİYETLİ |
| | | |
| AA6061T6-4-42 | 1,27 | EMNİYETLİ |
| AA6061T6-4-37 | 1,26 | EMNİYETLİ |
| AA6061T6-4-33 | 2,09 | EMNİYETLİ |
| | | |
| AA6061T6-8-42 | 2,17 | EMNİYETLİ |
| AA6061T6-8-37 | 2,95 | EMNİYETLİ |
| AA6061T6-8-33 | 3,49 | EMNİYETLİ |
| | | |
| AA6061T6-12-42 | 3,01 | EMNİYETLİ |
| AA6061T6-12-37 | 4,04 | EMNİYETLİ |
| AA6061T6-12-33 | 4,66 | EMNİYETLİ |
| | | |
| AA6061T6-16-42 | 3,51 | EMNİYETLİ |
| AA6061T6-16-37 | 7,04 | EMNİYETLİ |
| AA6061T6-16-33 | 4,48 | EMNİYETLİ |

Çizelge 4.6 incelendiğinde sadece AA NL-4-42 analizinde yani 4 mm kalınlığa sahip ve 42 m/s hızla kuş çarpası durumunda emniyet katsayısının “1” den küçük olduğu bu nedenle de emniyetsiz olduğu görülmektedir. Bu analizde emniyet katsayısı 1,1 den küçük değerler için malzemenin durumu “KRİTİK” olarak tanımlanmıştır çünkü “1” sınırına çok yakındır. Daha kalın malzemelerde ise durumlar “EMNİYETLİ” olarak değerlendirilmiştir.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, ilk etapta $[0^\circ/90^\circ]$ fiber dizilimine sahip karbon fiber takviyeli ve tek yönlü cam fiber takviyeli kompozit malzemenin bir insansız hava aracının aerofoil kesitli kanat yapısında kullanılması ve üç değişik hızda kuş çarpması vakası sonrası çeşitli hasar kriterleriyle emniyetli bir durumun oluşup oluşmadığı ele alınmıştır. Kompozit malzemelerin cidar kalınlıkları ve çarpışma hızı arasında korelasyon kurularak, hangi cidar kalınlık değeri ve çarpışma hızında, fiber yönlerinde ve eş değer gerilme değerlerinin hangi seviyede olduğu, ANSYS Workbench'te ACP ve Explicit Dynamics modülleri kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Yapılan analizler, karbon fiber takviyeli kompozit malzeme açısından incelendiğinde, deneyde kullanılan üç çarpışma hız değeri (33, 37 ve 42 m/s) için kalınlık 16 mm'nin altında olduğunda emniyetsiz bir durumun meydana geldiği, bu değer üzerinde ise, emniyetli bir durumun meydana geldiği tespit edilmiştir.

Tek yönlü cam fiber takviyeli kompozit malzeme açısından sonuçlar incelendiğinde, simüle edilen çarpma olayının malzeme de meydana getirdiği hasarın göz önüne alınan tüm (Maksimum Gerilme, Tsai-Hill, Düzeltilmiş Tsai-Hill ve Hoffman) hasar kriterlerine göre uygun bir malzeme türü olmadığı görülmüştür. Kalınlık değeri ve çarpma hızına göre elde edilen gerilme değerleri, karbon fiber takviyeli kompozit malzeme için lineer karakteristik sunarken, cam fiber takviyeli kompozitte, kalınlık değerinin, malzemenin gerilme üzerine etkisinin daha fazla olduğu görülmüştür. Bu durum, tek-yönlü malzemenin iki boyutlu durumunda maksimum dayanım değerleri arasındaki farkın yüksek olmasından ve hem de karbon fiber takviyeli kompozit malzemeye göre rijitliğinin daha düşük olmasından kaynaklanmıştır.

Her iki malzeme grubu arasında kıyaslama yapıldığında, tek farkın dayanım olmadığı, güçlü elyafın zayıf reçine ile kombinasyonunun da delaminasyon yoluyla darbe enerjisini emebildiği için iyi bir darbe direnci sağladığı sonucuna varılmıştır [44].

Cam fiber dizilimleri farklılaştırılarak simülasyon devam ettirildiğinde, malzemenin Düzeltilmiş Tsai-Hill ve Hoffman Kriterlerini karşılamaya başladığı, fakat, Maksimum Gerilme ve Tsai-Hill Kriterlerini hâlen sağlayamadığı tespit edilmiştir. Bu durum da, yönler arasındaki gerilme dayanım değerleri arasındaki farkın düşmesinden kaynaklanmıştır.

Kompozit malzemelerde, bu tez kapsamında kullanılmayan farklı hasar kriterleri bulunmaktadır. Bunlardan bir tanesi, Hashin-Rotem Kriteridir ve fiber hasarı ve matris hasarını, sıkıştırma ve çekme yönünde ayrı ayrı şekilde hesaplanmasını sağlamaktadır. Matris hasar modu, elyafa gelen yanal ve teğetsel gerilmelerle ilgilidir. Bu hasar kriterinde sadece elyaf yönündeki gerilme ve mukavemet değerleri hesaba katılmaktadır. Dolayısıyla, fiber hasar modu normal gerilmeler, enine mukavemet, kayma gerilmesi ve mukavemet değerlerinden oluşmaktadır ve bu konuda yapılacak çalışmalarda kullanılması önerilmektedir. Önerilen bir diğer yöntem de, Hashin-Rotem Kriteri ile aynı aile grubunda yer alan ve karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerde açık deliklerin, cıvataların veya darbe yüklerinin etkilerini hesaplamak amacıyla geliştirilmiş olan Chang-Chang Kriteridir. Kuşkusuz, adı geçen hasar kriterleri, kompozit malzemelerin farklı hasar modlarına sahip olabileceğini göz önüne almakta ve hasar modlarını hesaplayabilmesinin yanında ilerlemeli hasar analizi için de uygun olmakta ve anizotropik yapıda farklı bakış açıları sağlayabilmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] Long, S., Mu, X., Liu, Y., Wang, H., Zhang, X., & Yao, X. (2021). Failure modeling of composite wing leading edge under bird strike. *Composite Structures*, 255, 113005.
- [2] Gülcan, O. (2019). Kuş Çarpmaları ve Uçaklara Etkileri Üzerine Bir Gözden Geçirme Çalışması., *Mühendis ve Makine*, cilt 60, sayı 696, s. 192-220.
- [3] Dede, O. (2015). *Investigation of effects of bird strike problem on wing leading edge by using explicit finite element method* [M.S. - Master of Science]. Middle East Technical University.
- [4] Dolbeer, R.,A., Begier, M. J., Miller, P. R., Weller J. R. and Anderson, A. L. (2020). Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States, 1990-2020.
- [5] Dolbeer, R.,A., Begier, M. J., Miller, P. R., Weller J. R. and Anderson, A. L. (2021). Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States 1990-2021
- [6] Nilsson, C., La Sorte, F.A., Dokter, A.M., Horton, K.G., Van Doren, B.M., Kolodzinski, J.J., Shamoun-Baranes, J., & Farnsworth, A. (2021). Bird strikes at commercial airports explained by citizen science and weather radar data. *Journal of Applied Ecology*.
- [7] Metz, I.C., Ellerbroek, J., Mühlhausen, T., Kügler, D., Kern, S., & Hoekstra, J.M. (2021). The Efficacy of Operational Bird Strike Prevention. *Aerospace* 8, no. 1: 17.
- [8] Kiper, T. (2015). Kuş Çarpmasının Bir Eğitim Uçağı Kanadı Üzerindeki Etkilerinin Analizi, Yüksek Lisans Tezi, *Gazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara.
- [9] The World's Work, (1912). 23. Cilt, Walter Hines Page, Arthur Wilson Page Doubleday, Page & Company.
- [10] İnternet: Calbraith Perry Rodgers, Wikipedia – Calbraith Perry Rodgers URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Calbraith_Perry_Rodgers. Son Erişim Tarihi: 03.03.2023
- [11] İnternet: Lockheed Electra Uçağı Kazası, Celebrate Boston, Worst Bird Strike, URL: (<http://www.celebrateboston.com/disasters/logan-electra-bird-strike-1960.htm>). Son Erişim Tarihi: 2020
- [12] Official United States Air Force Website, URL: (<https://www.amc.af.mil/News/Photos/igphoto/2000829019/>). Son Erişim Tarihi: 28.10.2021
- [13] Hasılıcı, Z. (2022). Kuş Çarpmasına Maruz Kalan Kompozit Yapıların Analizinde Tam Bağlantılı Sinir Ağları Kullanılarak Tahmin Modelinin Geliştirilmesi, Doktora Tezi, *Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul.
- [14] Wilbeck, J.S. (1978). Impact Behavior of Low Strength Projectiles. Air Force Report AFML-TR-77-134.
- [15] Hedayati, R., Sadighi, M. (2016). Bird Strike an Experimental, Theoretical and Numerical Investigation, *Woodhead Publishing in Mechanical Engineering*.

- [16] Riccio, A., Cristiano, R., Saputo, S., & Sellitto, A. (2018). Numerical methodologies for simulating bird-strike on composite wings. *Composite Structures*, vol. 202, pp. 590–602.
- [17] Nizampatnam, L.S. (2007). Models and methods for bird strike load predictions, *Wichita State University*, Kansas City, US.
- [18] Sarıbaş, M.F. (2022). Bir Uçak Kanadının Hücum Kenarına Kuş Çarpmasının Düzgün Parçacık Hidrodinamiği Kuş Modeli Kullanarak Sayısal İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, *Başkent Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara.
- [19] Kumar, D., & Giriya, V. (2018). A Review on BirdStrike Analysis on Leading Edge of an Aircraft Wing Structure using a SPH Formulation. *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)*, vol. 05 no. 10, pp. 330-334.
- [20] NTSB/AAR, (2008). Following an In-Flight Collision with Large Birds. Aviation Accident Report, *National Transportation Safety Board*. Oklahoma City, Oklahoma.
- [21] Tan, S. (2013). Bir Uçak Kanadının Hücum Kenarına Kuş Çarpmasının Sayısal Olarak Modellenmesi ve Analizi. Yüksek Lisans Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul.
- [22] McCallum, S.C., Constantinou, C. (2005). The Influence of Bird-Shape in Bird-Strike Analysis. Mathematical Modelling Department, *Advanced Technology Centre*, Bristol, UK.
- [23] Kumar, Y.B. (2017). Design and Analysis of a New Type of Aircraft Wing Leading Edge Against Bird-Impact, *Research Journal of Engineering Sciences*, Vol. 6 no. 3, pp. 23-47.
- [24] NRC, (2007). It's a Bird, It's a Plane. It's a Bird Striking a Plane. *National Research Council of Canada*. Ottawa, Ontario.
- [25] Wilbeck, J.S. (1978). Impact Behavior of Low Strength Projectiles, *Air Force Materials Laboratory*.
- [26] Hu, D., Song, B., Wang, D., & Chen, Z. (2016). Experiment and numerical simulation of a full-scale helicopter composite cockpit structure subject to a bird strike. *Composite Structures*, 149, 385-397.
- [27] Pahange, H., & Abolbashari, M.H. (2016). Mass and performance optimization of an airplane wing leading edge structure against bird strike using Taguchi-based grey relational analysis. *Chinese Journal of Aeronautics*, 29, 934-944.
- [28] Cerquaglia, M.L., Deliège, G., Boman, R., Papeleux, L., & Ponthot, J. (2017). The particle finite element method for the numerical simulation of bird strike. *International Journal of Impact Engineering*, 109, 1-13.
- [29] Liu, J., Li, Y., Yu, X., Zhong-bin, T., Gao, X., Lv, J., & Zhang, Z.L. (2017). A novel design for reinforcing the aircraft tail leading edge structure against bird strike. *International Journal of Impact Engineering*, 105, 89-101.
- [30] Allaes, F., Luyckx, G., Paepegem, W.V., & Degrieck, J. (2016). Development and validation of a set-up to measure the transferred multi-axial impact momentum of a bird strike on a booster vane. *International Journal of Impact Engineering*, 99, 102-110.
- [31] Kalam, S.A., Kumar, R.V., & Janardhana, G.R. (2017). SPH High Velocity Impact Analysis-Influence of Bird Shape on Rigid Flat Plate. *Materials Today: Proceedings*, 4, 2564-2572.

- [32] Allaeyes, F., Luyckx, G., Paepegem, W.V., & Degrieck, J. (2017). Numerical and experimental investigation of the shock and steady state pressures in the bird material during bird strike. *International Journal of Impact Engineering*, 107, 12-22.
- [33] Cerquaglia, M.L., Deliége, G., Boman, R., Papeleux, L., & Ponthot, J. (2017). Reprint of: The particle finite element method for the numerical simulation of bird strike☆☆☆. *International Journal of Impact Engineering*, 110, 72-84.
- [34] Liu, J., Yulong, L., Yu, X., Gao, X., & Liu, Z. (2018). Design of aircraft structures against threat of bird strikes. *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol 31, 7, 1535-1558.
- [35] Zhuo, Z., Li, L., & Zhang, D. (2018). Effect of arbitrary yaw/pitch angle in bird strike numerical simulation using SPH method. *Aerospace Science and Technology*, Volume 81, 284-293.
- [36] Kahvecioğlu, M. (2019). Kuş Çarpmasına Maruz Helikopter Kanopilerinin Yapısal Davranışı, Yüksek Lisans Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul.
- [37] Sun, F., Sun, Q., Ni, L., & Liang, K. (2019). Numerical analysis of anti-bird strike performance in structural connection design for a vertical tail leading edge. *Thin-Walled Structures*. Volume 144,106319.
- [38] Siemann, M., & Ritt, S. (2019). Novel particle distributions for SPH bird-strike simulations. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Volume 343, 746-766.
- [39] Tatlıer, M.S., & Baran, T. (2020). Structural and CFD analysis of an airfoil subjected to bird strike. *European Journal of Mechanics B-fluids*, 84, 478-486.
- [40] Arachchige, B., Ghasemnejad, H., & Yasaei, M. (2020). Effect of bird-strike on sandwich composite aircraft wing leading edge. *Adv. Eng. Softw.*, 148, 102839.
- [41] May, M., Arnold-Keifer, S., Landersheim, V., Laveuve, D., Contell Asins, C., & Imbert, M. (2021). Bird strike resistance of a CFRP morphing leading edge. Volume 4,100115.
- [42] Joshi, S., Maharshi, K., Goyal, N., Patel, S., & Panwar, R. (2022). Multifunctional Carbon-Basalt hybrid composites against bird strike. *Materials Today: Proceedings*. 2214-7853.
- [43] İnternet : NACA 2408, URL : <http://airfoiltools.com/> Son Erişim Tarihi:2023
- [44] Ciğercioğlu, B., Saraçoğlu, G., Yapıcı, A. (2022). Bir İnsansız Hava Aracının Kompozit Kanat Yapısına Kuş Çarpması Etkisinin İncelenmesi, *International Anatolian Congress on Scientific Research*, December 27-29, 2022, 142.
- [45] Tarhan, C. (2012). Naca0012 Kanat Profili Etrafındaki Hava Akışının Sayısal ve Deneysel İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, *Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Kayseri.
- [46] Yan, B., Zhu, S., Tong, M., & Pan, S. (2020). Experimental study on the mechanical properties of laminates made of thin carbon fiber plies. *Composite Structures*, 245, 112336.
- [47] Madenci, E., & Guven, I. (2015). The Finite Element Method and Applications in Engineering Using ANSYS. (2th ed.). Springer New York, NY, ISBN: 978-1-4899-7549-2. 10.1007/978-1-4899-7550-8

- [48] Dill, E.H. (2011). *The Finite Element Method for Mechanics of Solids with ANSYS Applications* (1st ed.). CRC Press. <https://doi.org/10.1201/b11455>
- [49] Logan, D.L. (2016). *A First Course in the Finite Element Method* (Enhanced Sixth ed.). Cengage Learning, ISBN: 9780357676646
- [50] Salih, A.A. *Finite Element Method*. Indian Institute of Space Science and Technology, Technical Notes of Department of Aerospace Engineering.
- [51] İnternet: Explicit Dinamik ve ANSYS. URL:
URL:<https://blogs.rand.com/randsim/2020/11/explicit-dynamics-and-ansys-part-i.html>,
Son Erişim Tarihi: 15.01.2023.
- [52] Babalık, F.C, Çavdar, K. (2021). *Makine Elemanları ve Konstrüksiyon Örnekleri*. Dora Yayınları. ISBN: 9786052473108.
- [53] Grasso, A. (2018). *Implementation of Classical and Advanced Failure Criteria For Composite Layered Structures in SEMAP and Assessment of Results*, *Aerospace Engineering* Master's Degree Thesis, Politecnico Di Torino, Torino, Italy.
- [54] Nali, P., & Carrera, E. (2012). A Numerical Assessment on Two-Dimensional Failure Criteria For Composite Layered Structures. *Composites Part B-engineering*, 43, 280-289.
- [55] Zor, M. (2022). *Kompozit Malzeme Mekaniği Ders Notları*. *Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği*.
- [56] Hill, R. (1965). Theory of Mechanical Properties of Fiber-Strengthened Materials. III. Self-Consistent Model. *J Mech Phys Solids*, 13:189-198.
- [57] Tsai, S.W. (1968). *Strength Theories of Filamentary Structures Fundamental Aspects of Fibre Reinforced Plastic Composites*. Wileyinterscience, New York.
- [58] Tsai, S.W., & Wu, E.M. (1971). A General Theory of Strength for Anisotropic Materials. *Journal of Composite Materials*, 5, 58 - 80.
- [59] Liu, K., & Tsai, S.W. (1998). A Progressive Quadratic Failure Criterion For a Laminate. *Composites Science and Technology*, 58(7):1023–32.
- [60] Hoffman, O. (1967). The Brittle Strength of Orthotropic Materials. *Journal of Composite Materials*, 1, 200 - 206.
- [61] Hashin, Z., & Rotem, A. (1973). A Fatigue Failure Criterion for Fiber Reinforced Materials. *Journal of Composite Materials*, 7, 448 - 464.
- [62] Hashin, Z. (1980). Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites. *Journal of Applied Mechanics*, 47, 329-334.

DİZİN

A

Açık Dinamik · vii, xiv, 38, 50
Alüminyum · x, xi, 16, 22, 25, 26, 40, 71, 72

B

basınç · x, 8, 9, 11, 16, 20
basma · 59, 62, 63, 65, 76
Basma · 26, 65

C

Cam · ix, xiii, xiv, 10, 25, 26, 32, 33, 34, 40, 69, 72, 73,
75, 79, 84

Ç

çekme · 55, 59, 60, 62, 63, 64, 65, 76, 84
Çekme · 26, 27, 65

D

deformasyon · xiv, 10, 14, 16, 55, 60, 67, 68, 76

E

elastik · xiv, 7, 35, 50, 51
Elastisite Modülü · 26
Elastite Modülü · 26, 27
elyaf · xiii, xiv, 20, 32, 33, 34, 35, 65, 74, 80, 84
EMNİYETLİ · 81

F

fiber · ix, x, 22, 25, 64, 65, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 76,
77, 78, 79, 80, 83, 84

G

gerilme · ix, x, xi, xii, xiv, 8, 19, 53, 55, 56, 57, 58, 59,
60, 61, 62, 63, 66, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75,
76, 79, 80, 83, 84
gerinme · 60

H

hasar · ix, xiii, 1, 5, 6, 16, 19, 55, 57, 58, 59, 60, 61,
62, 63, 64, 66, 76, 78, 79, 80, 83, 84

Hasar · vii, 55, 58, 59, 60, 61

Hashin Kriteri · 64, 65

Hız · 7, 8, 69

Hidrodinamik · iv, 8, 14, 17, 19

İ

İzole · x, 43, 44

K

kalınlık · 21, 37, 39, 69, 70, 72, 74, 76, 83
Kanat · iv, vii, ix, x, xi, xiii, xiv, 15, 22, 23, 24, 26, 35,
39, 70, 71, 72, 74, 88
kanat geometrileri · 22
Kanat modeli · 22
kanat profili · xiii, 20, 24, 25, 29, 34, 38
Kanat yapısı · 22
Kapalı Dinamik · vii, 50
Karbon · ix, xiii, xiv, 25, 26, 32, 35, 40, 69, 70, 72, 74,
75, 76, 78
Karbon Elyaf · ix, 26, 40, 72, 75
Kayma · 26, 27, 75, 80
Kayma Modülü · 26, 27
kaza · iv, xiii, 6, 7
kompozit · iv, ix, x, xiii, xiv, 13, 14, 17, 20, 21, 22, 24,
25, 26, 31, 33, 34, 35, 55, 58, 66, 68, 69, 70, 71,
72, 73, 74, 76, 77, 78, 79, 80, 83, 84
Kompozit · iv, ix, xiii, xiv, 20, 23, 32, 36, 68, 75, 83,
84, 85, 88

KRİTİK · 81

kuş · iv, ix, xiii, 1, 2, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14,
15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 24, 28, 29, 39, 40,
55, 66, 67, 81, 83

Kuş · iv, vii, x, xiii, xiv, 1, 2, 4, 5, 7, 8, 11, 12, 14, 15,
16, 17, 18, 19, 28, 29, 30, 31, 39, 67, 85, 86, 87

kuş çarpması · iv, xiii, 1, 2, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12,
13, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 22, 24, 40, 66, 67, 83

Kuş geometrisi · xiii, 28, 29, 30, 31

Kuş Geometrisi · vii, 28

Kuş modeli · iv, 29

kuş modelleri · 16, 18, 19

M

malzeme · iv, ix, 7, 8, 13, 14, 17, 22, 24, 25, 28, 29,
31, 32, 36, 37, 41, 54, 55, 58, 59, 61, 64, 68, 70,
71, 72, 73, 74, 76, 78, 79, 83

mukavemet · 84

P

Poisson Oranı · 26

S

Sonlu Elemanlar Yöntemi · vii, 15, 17, 40

Ş

Sekil Değiştirme · 59

T

Tsai-Hill · 58, 60, 61, 66, 75, 76, 80, 83, 84

Tsai-Wu · ix, 58, 61, 62

V

von Mises · ix, x, xi, 18, 55, 60, 66, 68, 69, 70, 71, 72,
80, 81

Y

Yoğunluk · 26

Yüksek basınç · 8



TEKNOVERSİTE



teknoversite **AYRICALIĞINDASINIZ**

İSTE

