
GAZİ ÜNİVERSİTESİ
Gazi
1926

KUŞ ÇARPMASININ BİR EĞİTİM UÇAĞI KANADI ÜZERİNDEKİ ETKİLERİNİN ANALİZİ

Tuğçe KİPER

YÜKSEK LİSANS
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MAYIS 2015

Tuğçe KİPER tarafından hazırlanan "KUŞ ÇARPMASININ BİR EĞİTİM UÇAĞI KANADI ÜZERİNDEKİ ETKİLERİNİN ANALİZİ" adlı tez çalışması aşağıdaki jüri tarafından OY BİRLİĞİ ile Gazi Üniversitesi Makine Mühendisliği Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Danışman: Prof. Dr. İbrahim USLAN

Makine Mühendisliği Dalı, Gazi Üniversitesi

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

İkinci Danışman: Doç. Dr. Mehmet Ali GÜLER

Makine Mühendisliği Dalı, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

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

Başkan : Prof. Dr. Mehmet Arif ADLI

Makine Mühendisliği Dalı, Gazi Üniversitesi

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

Üye : Prof. Dr. Metin U. SALAMCI

Makine Mühendisliği Dalı, Gazi Üniversitesi

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

Üye : Dr. Murat BÜYÜK

Türk Standardları Enstitüsü

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

Tez Savunma Tarihi: 20 Mayıs 2015

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

.....

Prof. Dr. Şeref SAĞIROĞLU

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında;

- 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.

Tuğçe Kiper

30.05.2015

KUŞ ÇARPMASININ BİR EĞİTİM UÇAĞI KANADI ÜZERİNDEKİ ETKİLERİNİN ANALİZİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Tuğçe KİPER

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Mayıs 2015

ÖZET

Hava araçları ile kuşların havada çarpışması durumu uçuş güvenliğini etkilemekle birlikte maddi kayıplara ve ölümlere yol açmaktadır. Havacılık sektöründe çarpmaların çoğunluğu, hava aracının ön ve kanat kısımlarında gerçekleşirken, birçok durumda da kuş, hava aracının jet motoru tarafından emilir, motorun pallerinin ve gövdesinin hasara uğramasına neden olur. Meydana gelen bu kazalar sebebiyle çarpışma durumlarına dayanıklı tasarımlar yapılması gerekmektedir. Bu çalışmada hidrodinamik yapısal özelliklere sahip olduğu kabul edilerek modellenen kuş, bir uçak kanadına çarptırılmıştır. Kuş çarpması problemine en uygun analiz metodu olarak belirlenen SPH (Hidrodinamik Parçacık Metodu) yaklaşımı geçmiş çalışma sonuçlarıyla karşılaştırılarak doğrulanmıştır. Analiz için gerekli olan uçak kanat yapısı CATIA tasarım programında modellenmiştir. LS-DYNA programında analiz yapılmadan önce Hypermesh yazılımı ile çözüm ağları oluşturulmuştur. Kuşu temsil eden geometri hem çok yüksek deformasyonlara uğradığı hem de istenen doğruluğu makul analiz süreleri içerisinde sağlayabildiği için dolayı SPH metodu bu problem için en uygun yöntem olduğu belirlenmiştir. Çarpma etkilerinin incelenmesi için hazırlanan simülasyonlarda; 0,91 kg ve 1,82 kg ağırlığında iki farklı kuş modeli, kanat üzerinde dört farklı yere çarptırılmıştır. Malzeme modeli olarak ise Johnson-Cook ve Piecewise Linear Plasticity modelleri LS-DYNA programında kanat yapısal elemanlarına tanımlanmıştır. Analiz sonuçlarına göre, Johnson-Cook ve Piecewise Linear Plasticity malzeme modelleri, yapısal elemanlar üzerinde eşdeğer gerilmeler oluşturmuştur. Kuş kütlesinin artması kanat üzerinde hasarı artırmıştır. Çarpma destek elemanları üzerinde gerçekleştiğinde, kabukta hasar oluşsa da ön kiriş elemanı üzerinde en az deformasyon oluşan durumdur. Kuşun destek elemanları arasına çarpması durumu, ön kiriş ve yakıt tankında hasar oluşması durumu için en kritik senaryodur. Bu tez kapsamında gerçekleştirilen çalışmada kanadın kuşa çarptığı iki koşul incelenmiştir.

Bilim Kodu	:	914.1.055
Anahtar Kelimeler	:	Kuş çarpması, kuş bazukası, uçak kazası, sonlu elemanlar yaklaşımları, hidrodinamik parçacık metodu
Sayfa Adedi	:	125
Danışman	:	Prof. Dr. İbrahim USLAN
İkinci Danışman	:	Doç. Dr. Mehmet Ali GÜLER

ANALYSIS OF BIRD STRIKE EFFECTS ON THE WING OF A TRAINING AIRCRAFT

(M. Sc. Thesis)

Tuğçe KİPER

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

May 2015

ABSTRACT

Collisions between aircrafts and birds not also threaten the flight security but also cause financial loss and loss of life. The majority of bird strikes has impacts on the front part and wings of aircrafts in the aviation industry. In substantial amount of cases, birds are absorbed by jet engines and cause damages on blades and body of engine. Crash proof designs are required because of these accidents. In this study, bird is modelled as it has hydrodynamic structural properties, collided to an aircraft wing. The bird strike on a training plane, the amount of damped energy at the wing during this collision and deformation of the wing were examined on this thesis. In order to prove the accuracy of SPH (Smooth Particle Hydrodinamics) method, parameters of a previous study in literature are used for validating. Wing structure of training plane that required for analysis, was modelled in CATIA. Analysis environment and fine mesh model were formed in Hypermesh software before the analysis in LS-DYNA program. SPH (Smooth Particle Hydrodinamics) is determined as the most appropriate method for this problem because of providing desired accuracy in reasonable analysis period and high deformation of bird geometry. Two different bird models with the weights of 0.91 kg and 1.82 kg were collided to four different locations on the wing in the course of simulations. Johnson-Cook and Piecewise Linear Plasticity material models were determined as material models of wing structural members in LS-DYNA program. According to analysis results, Johnson-Cook and Piecewise Linear Plasticity material models formed approximate stresses on the wing structural members. Increase in the bird mass increases the damage on the wing. Although bird strike causes damage on the skin when it happened on the rib, it is situation that the least deformation on front spar web appears. The bird strike between ribs is the most critical scenario for the occurrence of damage to fuel tank and front spar web.

Science Code	:	914.1.055
Key Words	:	Bird strike, bird impact, chicken gun, airplane crash, finite element methods, smooth particle hydrodynamics method
Page Number	:	125
Supervisor	:	Prof. Dr. İbrahim USLAN
Co-Supervisor	:	Assoc. Prof. Dr. Mehmet Ali GÜLER

TEŞEKKÜR

Bu tezi hazırlarken, bilgi ve birikimiyle bana yol gösteren, her türlü desteğini her zaman hissettiğim danışmanlarım Sayın Prof. Dr. İbrahim USLAN'a ve Doç. Dr. Mehmet Ali GÜLER'e teşekkürlerimi sunmayı borç bilirim

Çalışmamda kullandığım analiz programlarında benden desteğini esirgemeyen Dr. Murat BÜYÜK'e ve Uğur YOLUM'a, tezimin hazırlanması sırasında beni cesaretlendiren ve manevi destek sağlayan değerli Caner ELİBOL'a ve değerli Derya GÜRAK'a, yüksek lisans eğitimim boyunca sağladığı imkanlar sayesinde tezin ortaya çıkmasını sağlayan TUSAŞ'a (Türk Havacılık ve Uzay Sanayi) teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET iv

ABSTRACT v

TEŞEKKÜR vi

İÇİNDEKİLER vii

ÇİZELGELERİN LİSTESİ x

ŞEKİLLERİN LİSTESİ xi

RESİMLERİN LİSTESİ xiii

SİMGELER VE KISALTMALAR xvi

1. GİRİŞ 1

2. KUŞ ÇARPMASI KAZALARI 3

2.1. Kaza Raporlarının İncelenmesi 3

2.2. Dünya Genelinde Gerçekleşen Kuş Çarpması Kazaları 10

2.3. Kuş Çarpması Olaylarının Önlenmesine Yönelik Çalışmalar 12

2.4. İlgili Yönetmelikler 15

2.5. Uçaklar Üzerinde Yapılan Kuş Çarpması Testleri 16

3. KUŞ ÇARPMASI ANALİZ YÖNTEMLERİ 19

3.1. Lagrange Yaklaşımı 19

3.2. Euler Yaklaşımı 21

3.3. ALE (Değişken Lagrange-Euler) Yaklaşımı 22

3.4. Ağsız Yöntemler ve SPH Yaklaşımı 23

3.5. Sonlu Elemanlar Yöntemlerinin Karşılaştırılması 25

Sayfa

4. KUŞ ÇARPMASI KAZASI İLE İLGİLİ YAPILAN ÇALIŞMALAR, ARAŞTIRMALAR VE BULGULAR 29

4.1. Geçmiş Yıllarda yapılan çalışmalar 29

4.2. Kuş Çarpmasının modellenmesi ve analizi ile ilgili çalışmalar 32

4.2.1. Çelik levha üzerine kuş çarpması testi ve simülasyonu 32

4.2.2. ALE ve SPH yaklaşımlarının nümerik simülasyonlarla karşılaştırılması 37

5. BİR EĞİTİM UÇAĞI KANADINA KUŞ ÇARPMASININ SAYISAL OLARAK MODELLENMESİ 41

5.1. Sonlu Elemanlar Metodu ile Kanadın Modellenmesi 42

5.2. Malzeme Modelleri 45

5.2.1. Johnson–Cook (MAT_015) malzeme modeli 46

5.2.2. Piecewise linear plasticity (MAT_024) malzeme modeli 49

5.3. SPH Kuş Modeli 54

5.4. SPH Kuş Modelinin Doğrulanması 56

6. ANALİZ BULGULARI 61

6.1. Kabuk Üzerinde Oluşan Gerilmeler 63

6.2. Ön Kiriş ve Destek Elemanları Üzerinde Oluşan Gerilmeler 72

6.2.1. Model-A için ön kiriş ve destek elemanları analizi 73

6.2.2. Model-B için ön kiriş ve destek elemanları analizi 74

6.2.3. Model-C için ön kiriş ve destek elemanları analizi 75

6.2.4. Model-D için ön kiriş ve destek elemanları analizi 76

6.2.5. Model-E için ön kiriş ve destek elemanları analizi 77

6.2.6. Model-F için ön kiriş ve destek elemanları analizi 78

6.2.7. Model-G için ön kiriş ve destek elemanları analizi 79

Sayfa

6.2.8. Model-H için ön kiriş ve destek elemanları analizi 80

6.2.9. Model-I için ön kiriş ve destek elemanları analizi 81

6.2.10. Model-J için ön kiriş ve destek elemanları analizi 82

6.2.11. Model-K için ön kiriş ve destek elemanları analizi 83

6.3. Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılması 85

6.4. Enerji Değişimlerinin Karşılaştırılması 87

7. SONUÇ VE ÖNERİLER 89

7.1. Sonuçlar 89

7.2. Öneriler 91

KAYNAKLAR 93

EKLER 101

ÖZGEÇMİŞ 125

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge **Sayfa**

Çizelge 2.1. Yüksek hasar ve can kaybına neden olan kazalar 11

Çizelge 3.1. Analizlerin birbiriyle kıyaslanması..... 27

Çizelge 4.1. Jelatin karışım reçetesi..... 33

Çizelge 5.1. LS-DYNA birimleri 44

Çizelge 5.2. Kanat elemanlarının özellikleri..... 45

Çizelge 5.3. Alüminyum alaşımları için Johnson-Cook parametreleri 46

Çizelge 6.1. Model kriterleri..... 62

Çizelge 6.2. Analiz sonuçları..... 85

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil **Sayfa**

Şekil 2.1. Kuş çarpması vakalarının yıllara göre dağılımı 3

Şekil 2.2. Hasara neden olan kuş çarpması kazalarının yıllara göre dağılımı 4

Şekil 2.3. Hasara neden olan kuş çarpması kazalarının toplam kuş çarpma vakalarına oranı 4

Şekil 2.4. Kazaların meydana geldiği zaman dilimi 5

Şekil 2.5. Kazaların uçuş fazına göre dağılımı 6

Şekil 2.6. Çarpmaların gerçekleştiği uçak bileşenlerine göre dağılımı 6

Şekil 2.7. Uçak bileşenlerinde hasar oluşma oranları 7

Şekil 2.8. Kuş çarpması vakalarının uçuş planına etkileri dağılımı 7

Şekil 2.9. Kuş çarpması gerçekleştiği anda hava durumu 8

Şekil 2.10. Kuş çarpması vakalarının gerçekleştiği irtifa 8

Şekil 2.11. Çarpmanın gerçekleştiği irtifada hasar oluşma dağılımı 9

Şekil 2.12. Japonya'da kuş devriyelerinin, kuş çarpması olaylarındaki etkisi 14

Şekil 4.1. Kuş modelinin hız ve çap değişimi 35

Şekil 4.2. Hız değişim değerlerinin karşılaştırılması 37

Şekil 4.3. Hedef plaka merkezinde oluşan gerilmeler 38

Şekil 4.4. Hedef plaka merkezinde oluşan toplam yer değiştirmesi 39

Şekil 4.5. SPH ve ALE yaklaşımlarıyla oluşturulan silindirik kuş modellerinin enerji değişimleri 39

Şekil 5.1. AA 2024-T3 için gerilme akışı 48

Şekil 5.2. AA7075-T6 için gerilme akışı 49

Şekil 5.3. AA 2024-T3 gerilme – gerinim eğrileri 50

Şekil 5.4. AA 7075-T6 gerilme – gerinim eğrileri 51

Şekil 5.5. AA 2024-T3 malzemesi için oluşturulan eğri tablosu 52

Şekil 5.6. AA 7075-T6 malzemesi için oluşturulan eğri tablosu 53

Şekil **Sayfa**

Şekil 5.7. SPH modelinin en arkasında yer alan parçacığının yer değiştirme-zaman ilişkisi 59

Şekil 5.8. SPH modelinin en arkasında yer alan parçacığın hız değişimi..... 60

Şekil 6.1. “A” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı 73

Şekil 6.2. “B” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı..... 74

Şekil 6.3. “C” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı..... 75

Şekil 6.4. “D” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı 76

Şekil 6.5. “E” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı..... 77

Şekil 6.6. “F” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı 78

Şekil 6.7. “G” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı 79

Şekil 6.8. “H” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı 80

Şekil 6.9. “I” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı..... 81

Şekil 6.10. “J” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı..... 83

Şekil 6.11. “K” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı 84

Şekil 6.12. Ön kiriş üzerinde çarpma merkez noktalarının yer değiştirme eğrileri 86

Şekil 6.13. “A” modelinde kanat üzerindeki enerji değişimleri 87

Şekil 6.14. “B” modelinde kanat üzerindeki enerji değişimleri..... 87

Şekil 6.15. “E” modelinde kanat üzerindeki enerji değişimleri..... 88

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim **Sayfa**

Resim 2.1. Kaza sonrası Lockheed L-188 Electra 10

Resim 2.2. Kuş çarpması nedeniyle hasar görmüş kanat 12

Resim 2.3. Havalimanında görevli kuş devriyesi 13

Resim 2.4. Tokyo Uluslararası Havalimanı'ndaki radar sistemi 14

Resim 2.5. Kuş bazukası modeli 16

Resim 2.6. Bir anten bileşeninin FAA kuş çarpması sertifikasyon testi 17

Resim 3.1. Lagrange yaklaşımı ile oluşturulmuş çözüm ağı 19

Resim 3.2. Deforme olmuş Langrange çözüm ağı 20

Resim 3.3. Langrange metodunda meydana gelen çözüm ağı bozulması 20

Resim 3.4. Euler yaklaşımı ile oluşturulmuş çözüm ağı 21

Resim 3.5. ALE yaklaşımı ile oluşturulmuş çözüm ağı 22

Resim 3.6. ALE metodunda meydana gelen çözüm ağı bozulması 23

Resim 3.7. Ağlı ve ağsız (sağda) yaklaşımların elemanlara ayırma metodolojisi 24

Resim 3.8. SPH metodunda çarpışma simülasyonu 24

Resim 3.9. Lagrange(1), Euler(2) ve ALE(3) yaklaşımlarının ağ yapısı davranışı 25

Resim 3.10. Farklı yöntemler kullanılarak balistik simülasyon sonuçları 26

Resim 3.11. Farklı yöntemler kullanılarak Taylor Darbe Testi sonuçları 26

Resim 4.1. Jelatin kuş geometrisi 33

Resim 4.2. Gerilme ölçer lokasyonları 34

Resim 4.3. Çarpışma görüntüleri 34

Resim 4.4. ALE (solda) ve SPH (sağda) kuş modelleri 35

Resim 4.5. Çarpma anında ALE (ortada) ve SPH (sağda) kuş modelleri 36

Resim 4.6. Plaka ve ALE kuş modeli 38

Resim **Sayfa**

Resim 5.1. Kanat için hazırlanan CATIA modeli 41

Resim 5.2. Destek elemanı, ön kiriş, frame, boy kiriş ve ana kiriş CATIA modeli 42

Resim 5.3. Kabuk, kiriş, ön kiriş ağı ve destek elamanlarının çözüm ağı yapısı 43

Resim 5.4. Kabuk,kiriş,ön kiriş ağı ve destek elamanlarının çözüm ağı görünüşleri..... 43

Resim 5.5. Sınır koşulları..... 44

Resim 5.6. AA 7075-T6 Johnson-Cook malzeme kartı 47

Resim 5.7. AA 2024-T3 Johnson-Cook malzeme kartı 47

Resim 5.8. Piecewise linear plasticity (MAT_024) malzeme modeli 50

Resim 5.9. Eğri tablosu kartı..... 52

Resim 5.10. Eğri tablosunun kanat yapısal elemanlarına atanması 53

Resim 5.11. SPH kuş modeli malzeme kartı..... 55

Resim 5.12. 1,82 kg ağırlığındaki kuş boyutu ve SPH modeli 55

Resim 5.13. 0,91 kg ağırlığındaki kuş boyutu ve SPH modeli 55

Resim 5.14. Modellenen çelik plakanın malzeme kartı 57

Resim 5.15. SPH kuş modeli ve levhanın boyutları 57

Resim 5.16. Çarpışma anında 0,33 ms aralıklar ile alınan kamera görüntüleri ve karşılaştırılan simülasyon görüntüleri 58

Resim 6.1. Kanat en kesiti 61

Resim 6.2. Destek elemanlarının kanat içinde dizilişi..... 61

Resim 6.3. t=0,5 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri..... 63

Resim 6.4. t=1 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri..... 64

Resim 6.5. t=1,5 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri..... 66

Resim 6.6. t=2 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri..... 67

Resim 6.7. t=2,5 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri..... 68

Resim 6.8. t=3 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri..... 69

Resim **Sayfa**

Resim 6.9. “J” modelinde kabuk üzerinde oluşan gerilmeler..... 70

Resim 6.10. “K” modelinde kabuk üzerinde oluşan gerilmeler..... 71

Resim 6.11. “A” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler.. 73

Resim 6.12. “B” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler.. 74

Resim 6.13. “C” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler.. 75

Resim 6.14. “D” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler.. 76

Resim 6.15. “E” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler.. 77

Resim 6.16. “F” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler.. 78

Resim 6.17. “G” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler.. 79

Resim 6.18. “H” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler.. 80

Resim 6.19. “I” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler... 81

Resim 6.20. “J” modelinde ön kiriş çarpışma öncesi oluşan gerilmeler..... 82

Resim 6.21. “J” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler... 82

Resim 6.22. “K” modelinde ön kiriş çarpışma öncesi oluşan gerilmeler 83

Resim 6.23. “K” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler... 84

SİMGELER VE KISALTMALAR

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

Simgeler	**Açıklamalar**
knot	Havacılıkta kullanılan hız birimi, 0,514 m/s

Kısaltmalar	**Açıklamalar**
ALE	Değişken Lagrange-Euler Metodu
EOS	Durum Denklemi
EASA	Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı
FAA	Amerikan Federal Havacılık İdaresi
FAR	Federal Havacılık Normları
FEM	Sonlu Elemanlar Modeli
ICAO	Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı
JAR	Ortak Havacılık Normları
KCAS	Knot Birimine Göre Kalibre Edilmiş Hava Hızı
SPH	Hidrodinamik Parçacık Metodu
STANAG	NATO Standardizasyon Anlaşması

1. GİRİŞ

Kuş çarpması terimi en genel anlamda, kuşlar ile hava araçları özellikle de uçaklar arasında gerçekleşen çarpışmadır. Bu terim aynı zamanda kuşların enerji nakil hatları, rüzgar türbinleri, diğer ulaşım araçları vb. yapılara çarpması için de kullanılır. Kuş çarpması havacılık alanında gerçekleşen kazaların bilinen birçok sebebinden yalnızca bir tanesi olmakla birlikte, uçuş güvenliği açısından en tehlikeli kazalar arasında gösterilmektedir. Kuş çarpması kazalarını ön plana çıkaran başka bir neden de sık meydana gelmesidir. Hava araçları ve kuşların aynı hava sahasını paylaşmasından dolayı çarpma riski her daim vardır (Manville, 2005).

Havacılıkta kuş çarpması (ing. bird strike, bird impact) olarak tanımlanan bu kazaların, motorlu hava taşıtlarının icadı ile başladığını ve artan uçak sayısıyla beraber artmakta olduğunu söyleyebiliriz. Bununla beraber son yıllarda binlerce kaza kayıt altına alınmıştır. Kuş çarpması kazalarından dolayı oluşan senelik hasar Amerika Birleşik Devletleri'nde 400 milyon dolar (Sodhi, 2002), tüm dünyada 1,2 milyar dolar olarak tahmin edilmektedir. Söz konusu maddi kayıplar, hasarın onarılması ve hava aracının servis dışı kaldığı sürenin işletme kayıplarını içermektedir (Allan, 2001; Orosz, 2001).

Kuş çarpması kazalarının havacılık sektöründe bu kadar büyük önem teşkil ettiğinin anlaşılması üzerine; Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı (ICAO), Amerikan Federal Havacılık İdaresi (FAA), Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı (EASA) vb. kuruluşlar konu ile ilgili birçok rapor yayınlamış, düzenlemeler yapmış ve oluşturdukları standartlarla durumu kontrol etmeye çalışmışlardır. Bu eksende havacılık sektöründe üretim yapan firmaların konu ile ilgili denetimleri mümkün olmuş ve gerekli testlerden geçerek onay almaları sağlanmıştır. Birebir boyutlarda yapılması gereken bu zorunlu testlerin maliyetleri oldukça yüksektir. Testin başarısız olması halinde ise tasarım ve üretimin yenilenmesi ile maliyet katlanarak artmakta, ciddi zaman kayıpları olmaktadır. Bu nedenle konuyla ilgili çalışmaların büyük kısmını bilgisayar destekli analiz çalışmaları oluşturmaktadır. Kısa bir sürede gerçekleşen çarpışma olayını gerçeğe yakın olacak şekilde modellemek ve buna göre tasarım yapılarak üretim safhasına geçmek temel hedeftir. Böylece oldukça yüksek olan test maliyetlerinin düşürülmesi mümkün olabilecektir (Tan, 2013).

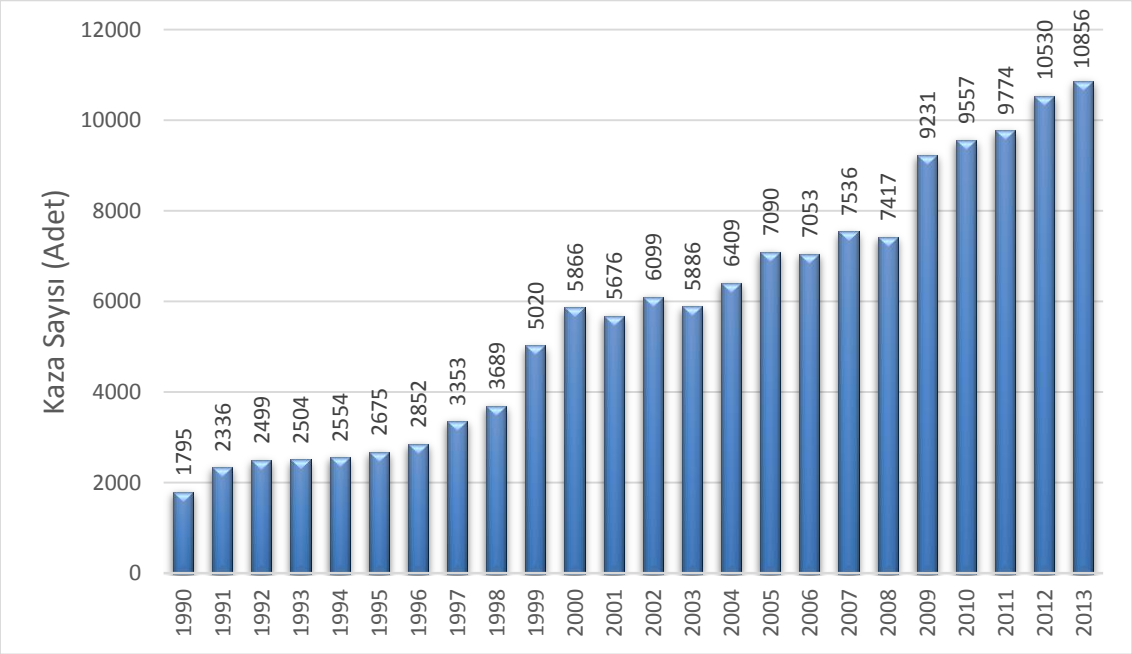
Bu tez kapsamında, bir eğitim uçağı kanadına kuş çarpması olayı bilgisayar ortamında simüle edilerek, çarpma anında hücum kenarında oluşabilecek hasar ve deformasyonların belirlenmesi amaçlanmıştır. Bu doğrultuda kuş modeli için mevcut yaklaşımlar değerlendirilerek, hücum kenarının farklı bölgelerinde çarpma durumları ayrı ayrı modellenmiştir. Kuş çarpması durumunda hücum kenarında oluşan gerilmeler ve deformasyonlar, tasarım kriteri de göz önünde bulundurularak değerlendirilmiştir. Buna ek olarak kanat için iki farklı malzeme modeli kullanılarak analiz sonuçları ortaya konmuştur. Ayrıca standardların tariflediği kuş modeli yanı sıra kütlesi iki kat artırılmış model ile de çarpma simülasyonu yapılarak farklılıklar incelenmiştir. Çalışmanın önemli bir kısmını da doğrulama simülasyonu oluşturmaktadır. Söz konusu simülasyon daha önce yapılmış kuş çarpması testinin birebir modellenmesi ile oluşturulmuştur. Çarpışma testi ve simülasyon sonuçları karşılaştırılarak, tamamen bilgisayar ortamında yapılan bu çalışmanın gerçek sonuçlara ne denli yakın olduğu ortaya konmuştur. Böylece Türk Havacılık Endüstirisinde kuş çarpması modellenmesi konusunda yapılan ve yapılacak olan çalışmalara katkı sağlanmıştır.

2. KUŞ ÇARPMASI KAZALARI

2.1. Kaza Raporlarının İncelenmesi

FAA 1990 yılından itibaren başlayarak Amerika'da sivil havacılık alanında gerçekleşen bütün kuş çarpması kazalarını raporlamış ve konu ile ilgili geniş bir veri tabanı oluşturmuştur. Resmi internet sitesinde 1990 – 2013 yılları arasında kayda aldığı ve raporladığı tüm kazaları "Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States 1990 - 2013" adı altında yayınlamıştır. FAA yıllık raporlarını yayınlamaya devam ederek bu alanda yapılan araştırmalara zemin oluşturmaya devam etmektedir (wildlife.faa.gov).

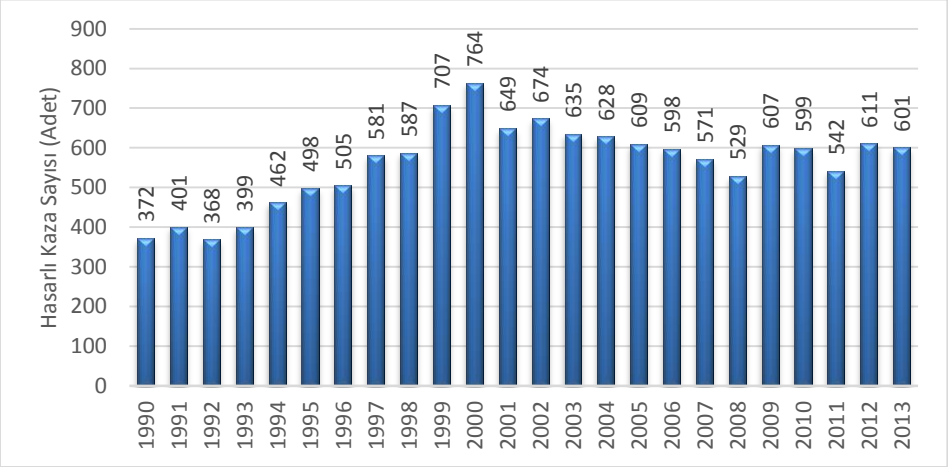
FAA'in raporuna göre 1990 – 2013 yılları arası 24 yıllık periyotta 142603 çarpma kayda alınmıştır. Bunların %2,2'si karasal memeliler, %0,7'si yarasalar, %0,1'i sürüngenler ve %97'si kuşlardır. Söz konusu yıllar arasında kayda alınan kuş çarpması vakaları toplamda 138257 adet olarak raporlanmıştır.



Şekil 2.1. Kuş çarpması vakalarının yıllara göre dağılımı (FAA, 2014)

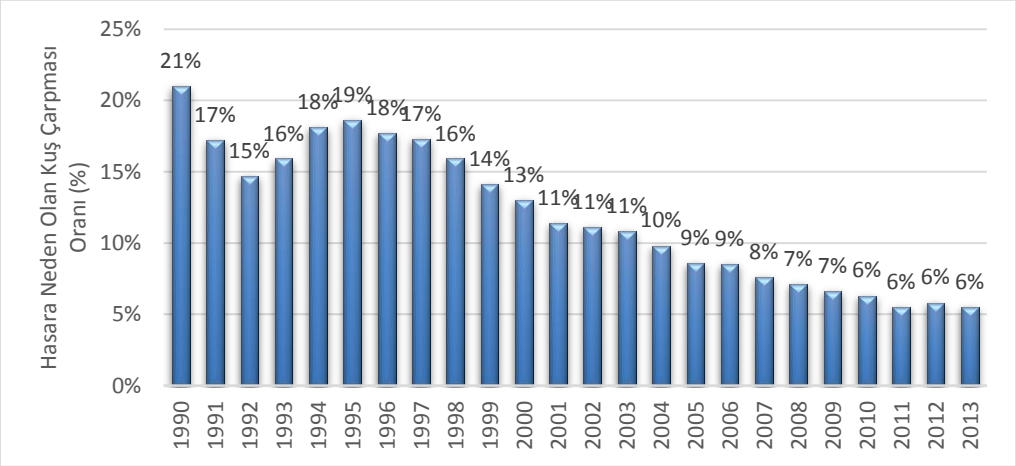
Yıllara göre kuş çarpması kazalarının sayılarına bakıldığında, kaza sayılarındaki artış net bir şekilde görülmektedir. Şekil 2.1.'de görüldüğü üzere ABD'de 1990 yılında 1795 kuş çarpması kazası kayıt altına alınmışken, bu sayı 2013 yılında yaklaşık 6 katına çıkarak

10875 olmuştur. FAA verilerine göre ABD'de gerçekleşen kuş çarpması kazaları yıllık ortalama %8,6 artmaktadır.



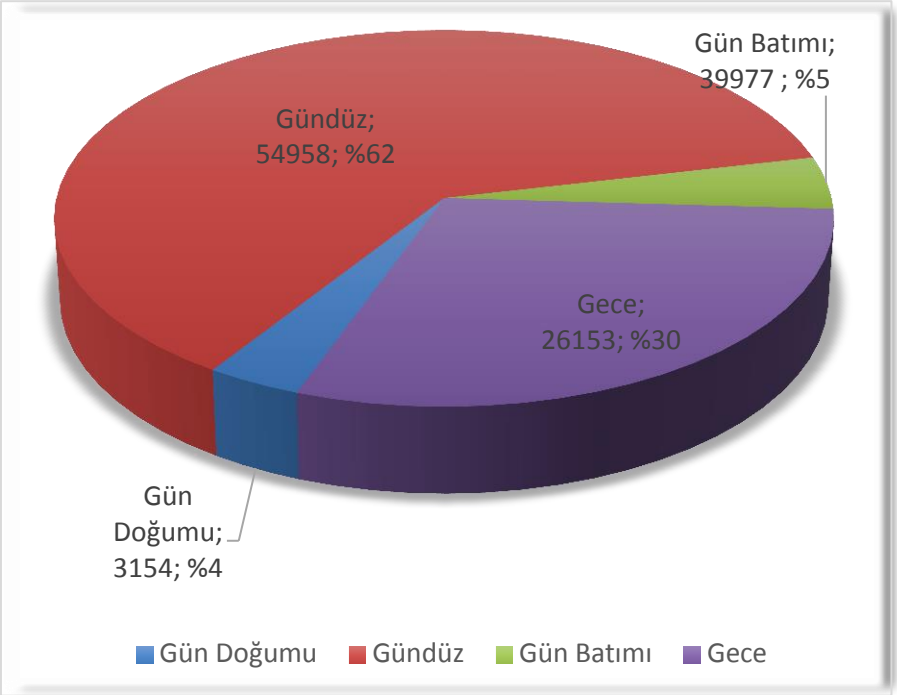
Şekil 2.2. Hasara neden olan kuş çarpması kazalarının yıllara göre dağılımı (FAA, 2014)

Kuş çarpması vakalarının her yıl artmasına karşın, hasara neden olan kazalar alınan önlemler ve bu alanda yapılan çalışmalar sonucunda 2000 yılından itibaren düşüş göstermiştir. Hasara neden olan kaza sayısı 1990 – 2000 yılları arası yıllık ortalama %6 artmış ve toplam çarpma vakası ile paralel artış göstermiştir. 2000 yılında hasara neden olan kuş çarpması vaka sayısı 764 olarak kayıt altına alınırken bu sayı 2013 yılında 601 olarak raporlanmıştır. Vaka sayısı her sene artmasına rağmen hasara neden olan kaza sayısı 2000 yılındaki pik değerine sonraki yıllarda ulaşamamıştır.



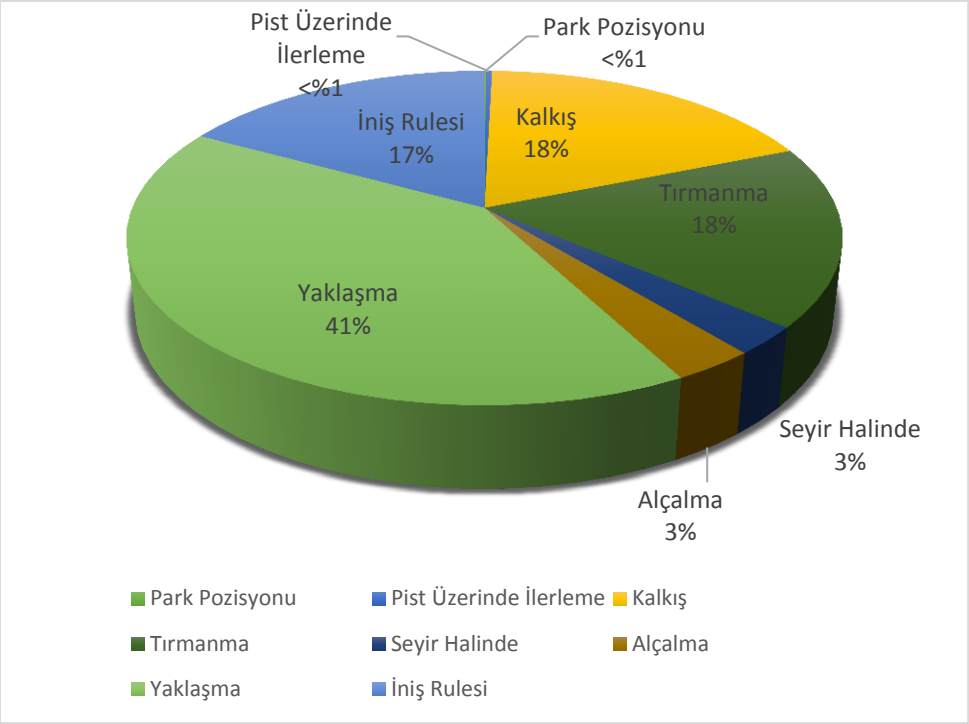
Şekil 2.3. Hasara neden olan kuş çarpması kazalarının toplam kuş çarpma vakalarına oranı (FAA, 2014)

Şekil 2.3'de görüldüğü üzere kuş çarpması vakaları önceki yıllar kadar hasara neden olmamaktadır. Bu konuda yapılan çalışmaların ve çıkarılan standardların uçakların hasar almayacak şekilde tasarlanmasını sağladığı söylenebilir.. Hasara neden olan kuş çarpması kazalarının toplam kuş çarpması vakalarına oranı 1995 yılından itibaren düzenli olarak azalmış ve son yıllarda %6 seviyelerinde raporlanmıştır.



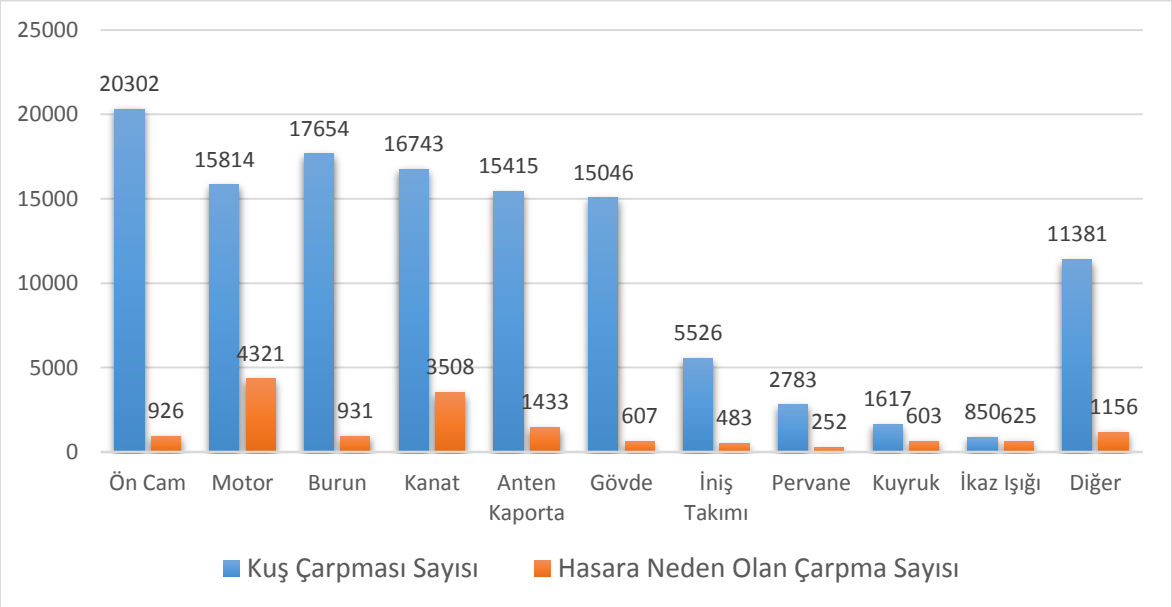
Şekil 2.4. Kazaların meydana geldiği zaman dilimi (FAA, 2014)

FAA veri tabanı incelendiğinde, kazaların meydana geldiği zaman dilimi de net bir şekilde görülebilir. Buna göre kazaların büyük çoğunluğu gündüz vakti gerçekleşmiştir. Şekil 2.4'de dağılımlarının görülebileceği kazaların; 3154 tanesi gün doğumu, 54958'i gündüz, 3977'si gün batımı ve 26153'ü gece meydana gelmiştir.



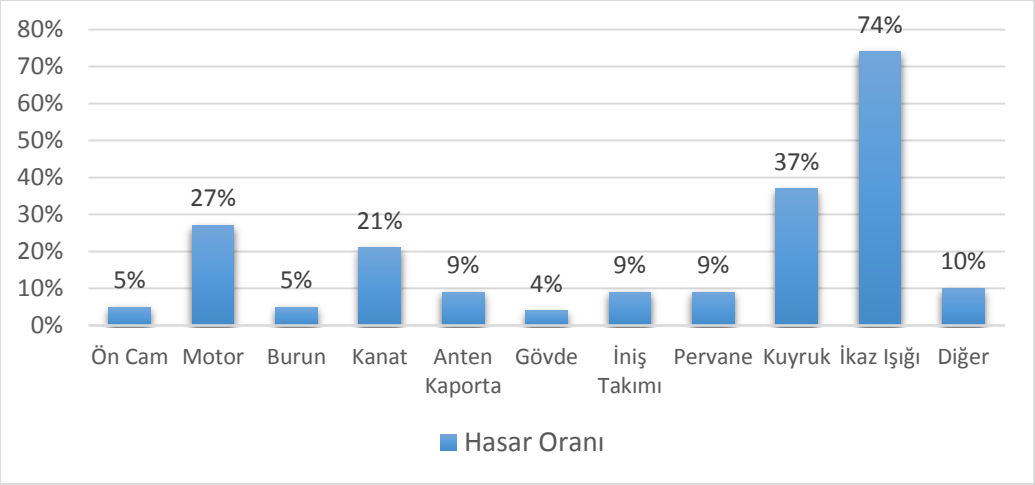
Şekil 2.5. Kazaların uçuş fazına göre dağılımı (FAA, 2014)

FAA 24 yıllık periyotta raporladığı 138257 adet kuş çarpması vakasının, 94822 tanesinin uçağın hangi pozisyonda olduğu zaman gerçekleştiğini tespit edebilmiştir. Şekil 2.5 incelediğinde kazaların büyük çoğunluğunun uçağın kalkış ve iniş pozisyonlarında, havalimanı yakınlarında gerçekleştiği görülmektedir.



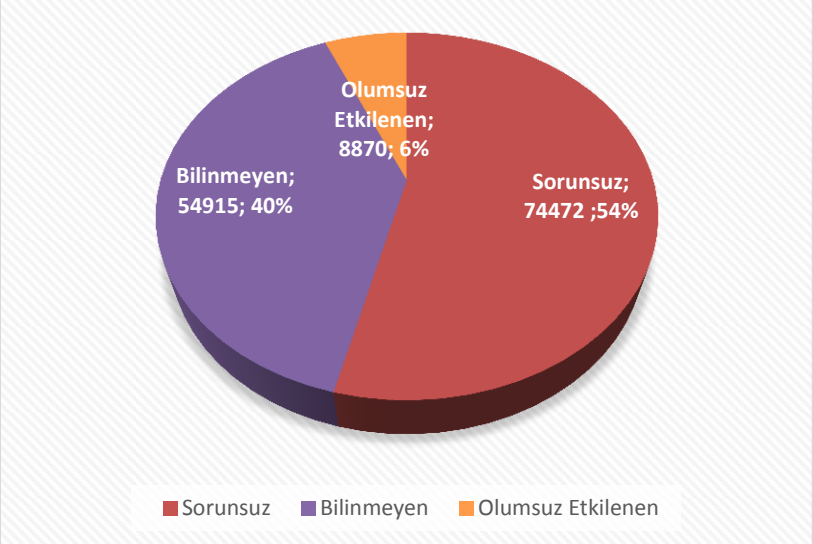
Şekil 2.6. Çarpmaların gerçekleştiği uçak bileşenlerine göre dağılımı (FAA, 2014)

Şekil 2.6'da kuş çarpması vakalarının uçağın hangi bileşenlerinde yoğunlaştığı görülebilir. FAA, 123131 adet kuş çarpması olayının uçağın hangi yapısal elemanı üzerinde gerçekleştiğini raporlayabilmiştir. Hasar oluşan uçak bileşenleri olarak motor ve kanat olarak ön plana çıkmaktadır.



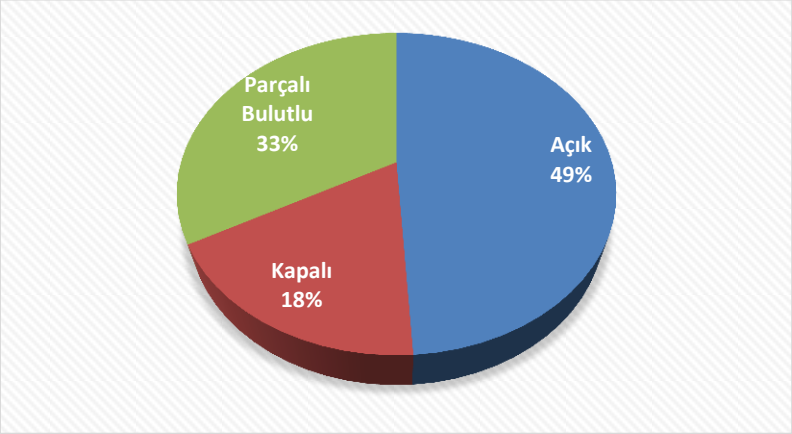
Şekil 2.7. Uçak bileşenlerinde hasar oluşma oranları (FAA, 2014)

Şekil 2.7'de uçak bileşenleri üzerinde çarpma etkisiyle hasar oluşma oranı gösterilmiştir. Buna göre motor çarpan kuşların %27'si hasar oluşturmaktadır. Bu oran kanat üzerinde %21'dir. Kuyrukta ise hasar oluşma oranı %37 olarak raporlanmıştır. Bu oranlar göz önüne alınarak analizlerin hangi bileşenler üzerinde yoğunlaştırılması gerektiği belirlenebilir.



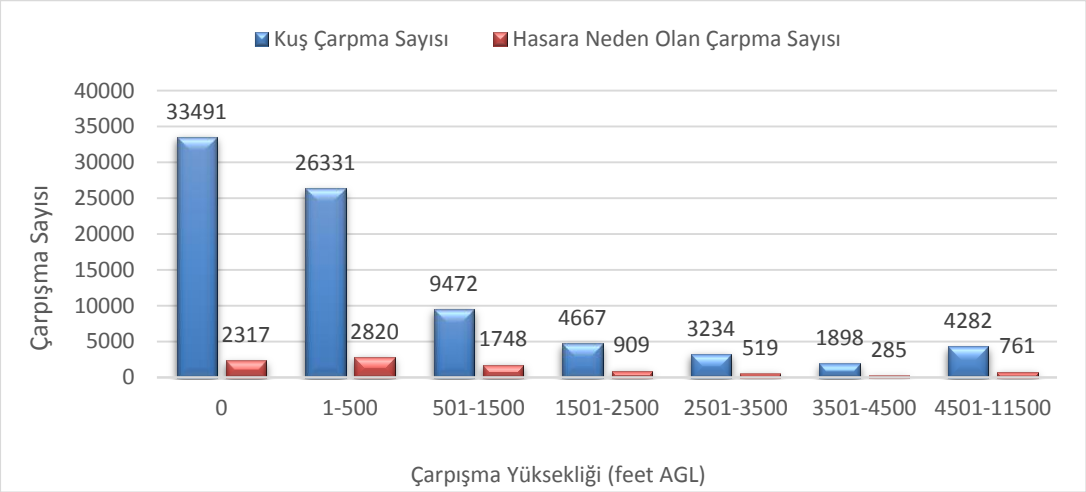
Şekil 2.8. Kuş çarpması vakalarının uçuş planına etkileri dağılımı (FAA, 2014)

Kuş çarpması vakalarının 8870 tanesi uçuş planlarını olumsuz olarak etkilemiş ve ekonomik kayba yol açmıştır. Bu olumsuz durumların; 4807 tanesi tedbirli iniş, 1847 tanesi uçuş iptali ve 391 tanesi motor durması olarak kaydedilmiştir.



Şekil 2.9. Kuş çarpması gerçekleştiği anda hava durumu (FAA, 2014)

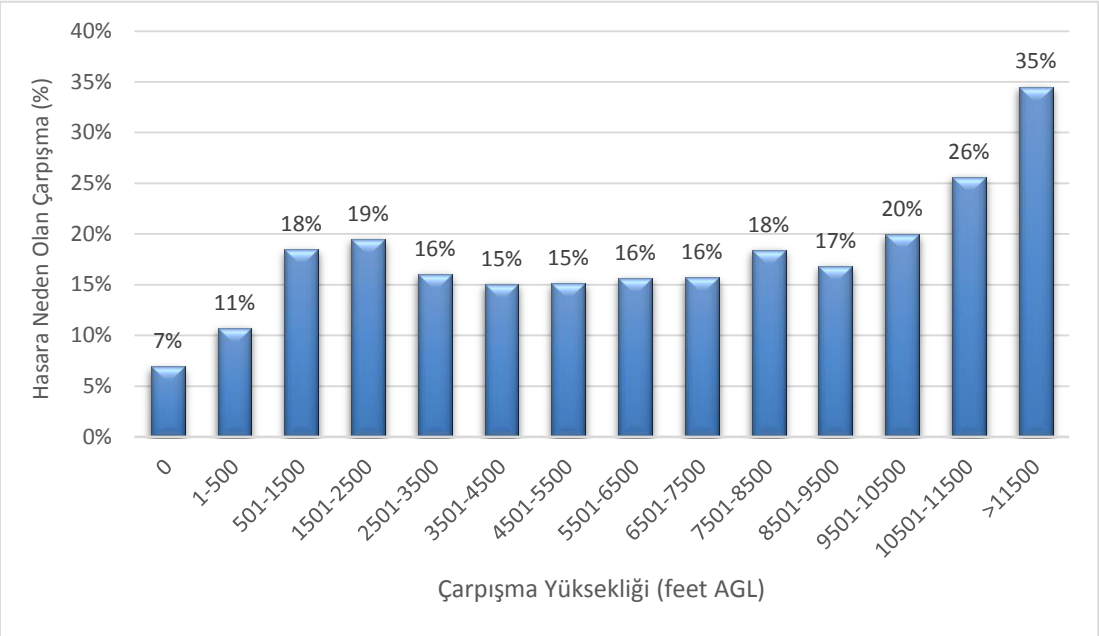
Şekil 2.9'da kuş çarpması vakalarının gerçekleştiği andaki hava durumu kayıtları gösterilmiştir. Buna göre kuş çarpması kazalarının her hava koşulunda oluşabileceği söylenebilir.



Şekil 2.10. Kuş çarpması vakalarının gerçekleştiği irtifa

FAA raporuna göre kuş çarpması vakalarının büyük çoğunluğu düşük irtifada gerçekleşmiştir. Bu değerlendirme yapılırken irtifası belirlenemeyen kuş çarpması vakaları göz ardı edilmiştir. Buna göre 1990 - 2013 yılları arası 33491 kuş çarpması vakası kalkış anında gerçekleşirken, 26331 kuş çarpması vakası da 1–500 feet arasında irtifada gerçekleşmiştir. Kalkış anında 2317 hasarlı kaza kayıt altına alınmıştır ve bu rakam 1–500

feet arası irtifada 2820'dir. Uçakların yerden yükselmesiyle beraber kuş çarpması vakaları görülme oranı azalmaktadır.



Şekil 2.11. Çarpmanın gerçekleştiği irtifada hasar oluşma dağılımı (FAA, 2014)

Uçakların irtifasının artmasıyla beraber kaza sayısı düşmekle beraber, hasar alma oranı artmaktadır. Rapora göre 11500 feet ve üzeri irtifada her 100 kazadan 35'inde uçaklarda hasar meydana gelmiştir. Bu oran kalkış anında %6 iken 1-500 feet arası irtifada %11'dir. Hasar oluşma oranının irtifa artışı ile doğru oranda artması Şekil 2.11'de açıkça görülmektedir. Buna göre yüksek irtifada gerçekleşen kuş çarpması vakalarının daha tehlikeli olduğu söylenebilir.

FAA'ın kayda aldığı 138257 adet kuş çarpmasının 19613'ünde uçaklara birden fazla kuş çarpmıştır ve çoklu çarpma olarak raporlanmıştır.

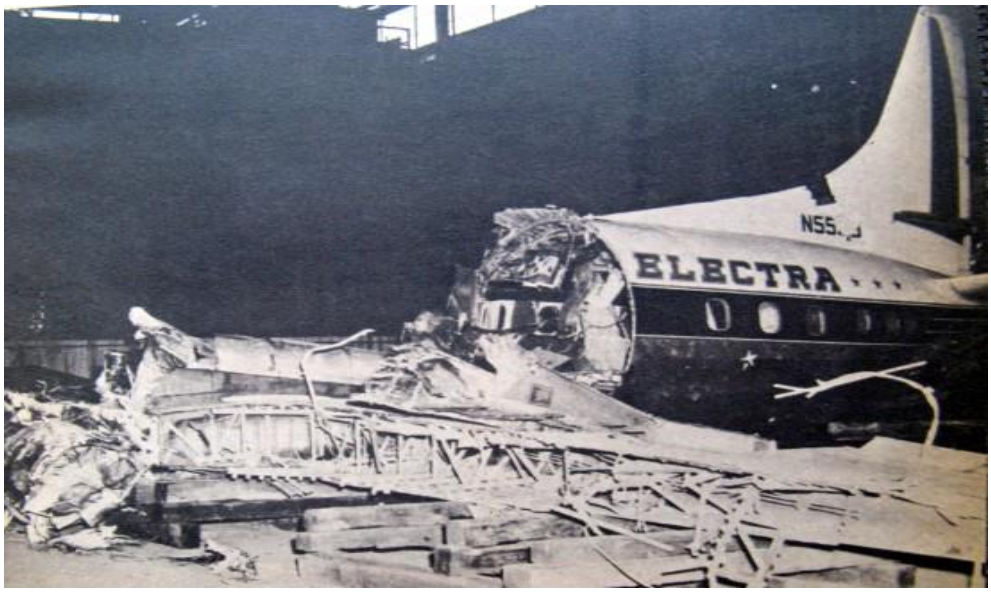
1990 – 2013 yılları arası Amerika'da kayda alınan toplam kuş çarpma kazalarının 12457 tanesinin uçaklarda hasar oluşturduğu, 8870 uçuşun olumsuz etkilendiği görülmüştür. Bunun sonucu olarak 590342 saatlik uçuş kaybı olmuş, uçaklar bakım onarıma alınmıştır.

FAA'ın yayınladığı son rapora göre dünya genelinde 1988 – 2013 yılları arası yaşanan kuş çarpması kazalarında 255 kişi hayatını kaybetmiş, 243 hava aracı tahrip olmuştur. (Richardson ve West, 2000; Thorpe, 2003; 2005; 2008).

2.2. Dünya Genelinde Gerçekleşen Kuş Çarpması Kazaları

Orville Wright'ın ilk uçuşu gerçekleştirmesinden yaklaşık 2 yıl sonra 7 Eylül 1905'te bir kuşa çarparak öldürmesi tarihin ilk kuş çarpması kazası olarak kaydedilmiştir. Kazada uçak hasar almamıştır (Dolbeer, 2011).

3 Nisan 1912 yılında ise tarihin ilk ölümlü kuş çarpması kazası yaşanmıştır. Calbraith Rodgers'in kullandığı uçağın kontrol kablolarına martı sıkışmasıyla uçak California Long Beach'e düşmüş ve pilot hayatını kaybetmiştir.



Resim 2.1. Kaza sonrası Lockheed L-188 Electra, 3 Ekim 1960

3 Ekim 1960'da kuş çarpması neticesinde yaşanan kazalar içinde en yüksek can kaybı yaşanmıştır. Kaza sonrası çekilen fotoğraf Resim 2.1'de görülmektedir.

Çizelge 2.1. Yüksek hasar ve can kaybına neden olan kazalar

Tarih	Yer	Hava Aracı	Uçuş Fazı	Kazaya Sebep Olan Kuş Türü	Yaralı	Can Kaybı
3 Eki 1960	Boston Logan Havalimanı	Lockheed L-188 Electra	Tırmanış	Sığırcık Sürüsü	9	62
23 Kas 1962	Elliot City	Vickers Viscount	Seyir Halinde (6000 ft.)	Kuğu	-	17
26 Şub 1973	Peachtree-Dekalb	Learjet	Tırmanış	Sığırcık Sürüsü	-	8
10 Eyl 1987	Colarado	B1-B	Seyir Halinde	Pelikan		3
13 Eki 1992	-	Antonov 124	Alçalma	1,5 - 2 kg Ağırlığında	1	8
22 Eyl 1995	Elmendorf AFB	E-3 AWACS	Kalkış	Kaz	-	24
15 Tem 1996	Eindhoven Havalimanı	Lockheed C-130	İniş	Sığırcık Sürüsü	-	34
18 Tem 1997	Pamplona-Vitoria	Robin DR380	Seyir Halinde (3000 ft.)	Akbaba	-	3
4 Eyl 1997	Komatipoort	Beech B95 Travel Air	Seyir Halinde (1500 ft.)	Akbaba	-	2
4 Şub 2002	Güney Afrika	Piper PA28 Saragota	Seyir Halinde	Akbaba	2	2
1 Haz 2003	Genoa	Lear 45	Seyir Halinde	Kuş Sürüsü	-	2
8 Tem 2003	-	Cessna 172 Skyhawk	Seyir Halinde (1100 ft.)	Akbaba	-	2
23 Eki 2007	Kuzey Dakota	Test Uçağı	Seyir Halinde	Kaz	-	2
4 Mar 2008	Oklahoma City	Cessna 500 Citation	Tırmanış	Pelikan	-	5
15 Oca 2009	New York	Airbus A320-214	Tırmanış	Kaz Sürüsü	-	-
28 Eyl 2012	Katmandu-Likla	Sornier 228-202	Tırmanış	-	-	19

Sivil havacılık tarihinde bilinen ölümlü kuş çarpması kazalarının önemli olanları Çizelge 2.1'de verilmiştir.



Resim 2.2. Kuş çarpması nedeniyle hasar görmüş kanat (Skakuj, 2014)

Resim 2.2'de kanat hücum kenarına çarpmış bir kuş görülmektedir. Kanatta meydana getirdiği hasar sebebiyle, uçuş güvenliği açısından sorun oluşturmakla birlikte maddi kayıp da söz konusudur.

2.3. Kuş Çarpması Olaylarının Önlenmesine Yönelik Çalışmalar

Kuş çarpmasının önlenmesi konusunda yapılan çalışmaların çıkış noktası; çeşitli kuruluşların ve organizasyonların kuş çarpması kazalarına ilişkin oluşturdukları veri tabanlarıdır. Bu verilerin (çarpan kuş cinsi, sayısı, çarpışmanın meydana geldiği bölge, çarpışmanın meydana geldiği mevsimsel ve günlük zaman dilimi, çarpışmanın gerçekleştiği irtifa, havalimanlarının etrafında yaşayan kuş popülasyonları ve nüfusları vb.) kuş çarpmalarını önleyecek şekilde kullanılması önleyici çalışmaların iskeletidir.

Genel olarak kuş çarpmasında bağlı kazalar, havalimanları çevresinde olmaktadır. Bunun sebebi; havalimanlarının genellikle şehir merkezlerinin dışında, doğal hayatın daha canlı olduğu yeşil alanların ortasında olmasıdır. Kuş popülasyonları da şehir merkezlerinden uzak yerlerde yoğunlaşmaktadır. Kuşlar, özellikle uçakların kalkış ve iniş esnasında

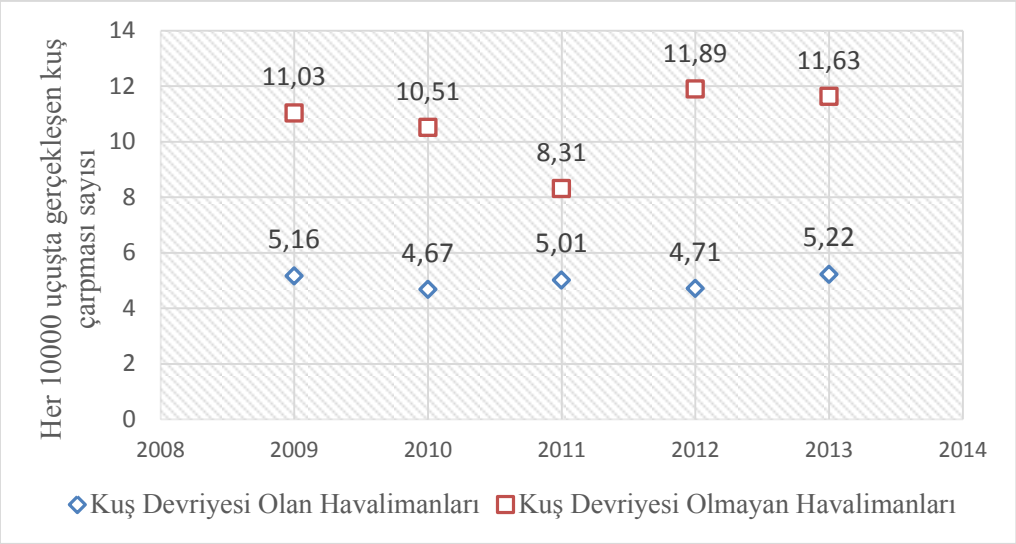
çıkardıkları sesler sebebiyle ürkerek uçmaya başlamaları ve göreceli olarak yüksek hızlarda gelen uçaklara çarpmaları ile kazalara sebebiyet vermektedirler (Tan, 2013).

Kuş çarpması kazalarının önlenmesine yönelik ciddi çalışmalardan biri de son 5 yılda 8574 çarpma vakasının rapor edildiği Japonya'da yapılmaktadır. Bu vakalardan 267 tanesinde hava araçları hasar görmüş 4 kaza meydana gelmiştir. Artan kazalarla beraber kuş çarpması önlemelerine yönelik, havalimanı çevrelerinde habitat kontrolü ve kuşların uzaklaştırılması olarak iki metot izlenmiştir. Habitat kontrolü için çimler kurutulmuş, havalimanı çevresinde ki ağaçlar kesilmiş, kuş popülasyonu ile havalimanı sahası arasına ağlar örülmüştür (Kodama, 2014).

Japon Sivil Havacılık Bürosu kuşları havalimanından uzak tutmak için kuş devriyeleri kurmuştur. Bu devriyeler havalı tüfek, ses topları, koku jeneratörleri gibi ekipmanlar ile kuşları uzaklaştırmaya çalışmışlardır. Toplam 89 sivil ve 8 askeri havalimanından veri toplayan kuruluş, 21 havalimanında söz konusu kuş devriyelerini görevlendirerek kazaların önüne geçmeyi hedeflemiştir. Havalimanlarından 2009-2013 yılları arası toplanan verilere göre kuş devriyeleri, kuş çarpması olaylarını yaklaşık %50 oranında azaltma başarısını göstermişlerdir (Kodama, 2014).



Resim 2.3. Havalimanında görevli kuş devriyesi (Kodama, 2014)



Şekil 2.12. Japonya'da kuş devriyelerinin, kuş çarpması olaylarındaki etkisi (Kodama, 2014)

Bir yandan kuş çarpmalarını önleme amaçlı çalışmalarını yapan, bir yandan da kazalardan sonra DNA ve kanat analizleriyle veri toplamaya devam eden Japon Sivil Havacılık Bürosu, kazaların her mevsim ve günün her saati olabildiğini gördükten sonra, kuş devriyelerini tüm yıl günün 24 saatinde görevlendirmeyi sonraki yılların önleme programına almıştır. Bunun yanı sıra Tokyo'da kuşların pozisyonunu tespit edebilen düşey ve yatay radarlar ve yüksek hassasiyetli kameralar kullanılmaya başlamıştır (Kodama, 2014).



Resim 2.4. Tokyo Uluslararası Havalimanı'ndaki radar sistemi (Kodama, 2014)

2.4. İlgili Yönetmelikler

Tüm yeni hava araçları, bir kuş çarpması olayında uçuş güvenliğinin bozulmayacağını kanıtlayan sertifikaya sahip olmalıdır. Sertifikasyon normları, üreticinin yapısal elemanları kuş çarpmasına karşı dayanıklı tasarlamasını sağlamayı amaçlamaktadır.

Sivil hacalıkta uçuşa elverişlilik sertifikasyon normları, Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı (EASA) ve Amerikan Federal Havacılık İdaresi'nin (FAA) yayımladığı bir dizi standard ile belirlenmektedir. EASA üreticiye Ortak Havacılık Normları (JAR) ile kuş çarpması olayı için sınır şartları ve gereklilikleri tariflerken, CS-23, CS-25, CS-28 standardları ile de kuş kütlesi ve çarpışma hızı gibi kriterleri tariflemektedir. FAA ise kuş çarpması testlerini, yayınladığı Federal Havacılık Normlarına (FAR) göre yürütmektedir. Söz konusu standardlarda her uçak bileşeni için farklı normlar belirlenmiştir. Federal Havacılık Normlarına göre 19 kişi ve üstü kapasiteli yolcu uçakları 3,62 kg kütleli kuş çarpmasından hasar görmeyecek şekilde tasarlanmalıdır (McCallum ve Constantinou, 2005).

Türkiye'de havacılık sektöründe faaliyet gösteren üretici firmaların çoğu Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı (EASA) kriterlerini baz almaktadır. Bu çalışmada da kuş çarpması için kuş kütlesi ve çarpma hızı için EASA'nın yayınladığı standardlar referans alınmıştır.

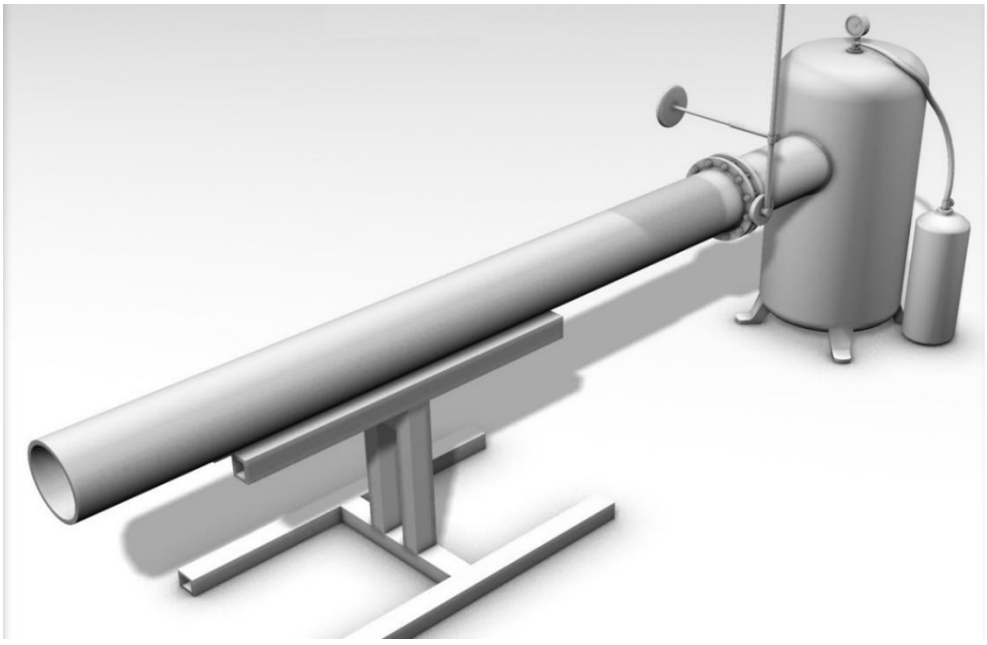
EASA, uçakları altı ana kategoride tanımlamaktadır. Kategori-1 ve kategori-2 küçük ebatlı akrobasi uçaklarını, kategori-3 eğitim uçaklarını, kategori-4 küçük yolcu uçaklarını, kategori-5 ve kategori-6 uluslararası uçuş yapabilen büyük yolcu uçaklarını tariflemektedir. EASA CS-23 standardına göre kategori-1 uçaklar 0,1 kg, kategori-2 uçaklar 0,45 kg, kategori-3 uçaklar 0,91 kg kütleli kuş çarpmalarına göre tasarlanır. EASA CS-25 standardı ise Kategori-4 uçakların 1,82 kg, kategori-5 ve kategori-6 uçakların 3,62 kg kütleli kuş çarpmalarına göre tasarım gerekliliğini belirtir. EASA normları, çarpma hızını teste konu uçağın seyir hızına göre belirler (EASA.C49, 2009).

İnsansız hava taşıtlarında ise NATO'nun STANAG (Standardization Agreement) yönetmeliği altında gereklilikler belirtilmiştir. Uygunluk kriteri olarak kontrol sistemi elemanlarının zarar görmeyecek bir lokasyonda bulunması veya önünde kuş çarpması durumunda çarpışma enerjisini sönümleyecek malzeme olmasıdır (Tan, 2013).

2.5. Uçaklar Üzerinde Yapılan Kuş Çarpması Testleri

“Havacılık sektöründe üretilen bir parçanın sertifikasyondan geçebilmesi için yönetmeliklerde belirtilen kuş çarpma testinde belirtilen kriterleri sağlayarak onay alması gerekmektedir. Kuş çarpması testi, parçanın tasarım aşamasında kullanılan hesaplama yöntemleri gibi deneysel çalışmalara dayanmaktadır. Genel olarak kuş çarpması testi, ölü bir kuşun veya bir tavuk cesedinin basınçlı hava tabancasının ağzına yerleştirilerek test yapılmak istenen hedefe doğru önceden belirlenmiş hızlarda fırlatılması şeklindedir. Sertifika testlerinin yanı sıra, deneysel testler de yapılmaktadır. Testlerde kuş veya tavuk cesedi yerine jelatin malzemelerden toplar da kullanılabilmektedir. Bu malzemeler, kuşun çarpma anındaki gerilme, basınç dağılımı ve parçalanma durumuna benzer şekilde davranmaktadır” (Tan, 2013).

Kuş bazukası 1972’den bu yana, kuş çarpması sertifikasyon testlerinde, kokpit camları, kanatlar, kuyruk, motor, pervane vs. gibi kısımların dayanıklılığını ölçmek için kullanılan sistemdir. Bu çarpma testlerinde genellikle dondurulmuş tavuk veya kuş cesetleri kullanılarak motorlar maksimum hızdayken, bazuka sıkıştırılmış havanın sayesinde tavuk veya kuş cesedini türbine doğru 80,5 m/s hızla fırlatılır. F-16 kanopileri için bu hız 180 m/s’dir (NRC, 2007).



Resim 2.5. Kuş bazukası modeli (NRC, 2007)



Resim 2.6. Bir anten bileşeninin FAA kuş çarpması sertifikasyon testi (NTSB/AAR, 2008)

Testlerde, Resim 2.6'da görüldüğü gibi hedef parçanın üzerine yüksek çözünürlüklü ve yüksek hızda çekim yapabilen kameralar yoğunlaştırılarak çarpma anını kayda almaktadır. Böylece hedef bileşen üzerinde zamana bağlı deformasyon gözlemlenebilmekte ve kaydedilmektedir. Ayrıca hedef parça üzerine gerilme ve deformasyon ölçerler yerleştirilerek bu değerler kayıt altına alınabilmektedir. Sertifikasyon kuruluşu da bu değerlere ve test sonrası parçanın durumuna bakarak, sertifikasyon değerlendirmesini sonuçlandırır (McCallum ve Constantinou, 2005).

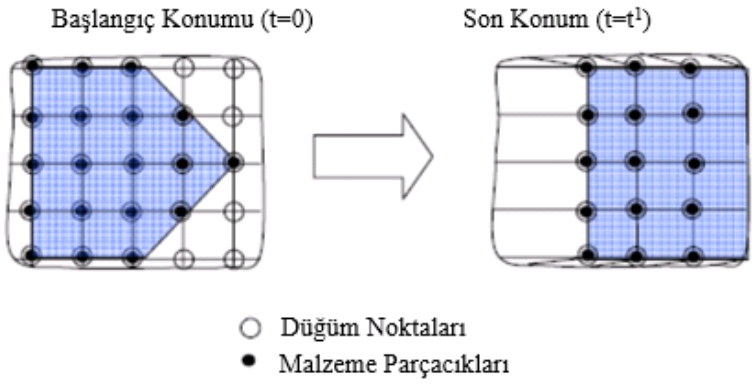
3. KUŞ ÇARPMASI ANALİZ YÖNTEMLERİ

"Bilgisayar ortamında yapılan analizlerin ürün geliştirme aşamasında kullanılması, kayıpların asgari değerlerde tutulması açısından büyük önem taşımaktadır. Analiz sonuçları; malzeme değişikliği, yapısal ve geometrik iyileştirmelerin belirlenmesinde tasarıma önemli veriler sağlayabilmektedir" (Başaran, 2013).

Temel olarak kuş çarpması probleminin numerik analizinde kullanılabilecek dört sonlu elemanlar yaklaşımı bulunmaktadır. Bu yöntemler sırasıyla; Lagrange Metodu, Euler Metodu, Değişken Langrange-Euler Metodu (ALE) ve Hidrodinamik Parçacık Metodudur (SPH). Bu metotlar arasındaki temel farklılık, çözüm ağı oluşturma yaklaşımlarından gelmektedir (Tan, 2013).

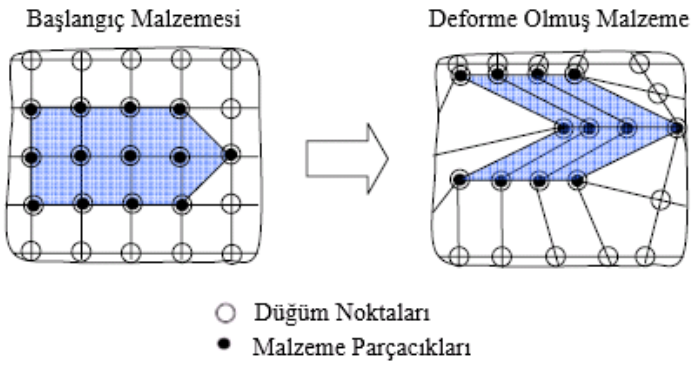
3.1. Lagrange Yaklaşımı

Genel olarak Lagrange modelleme yöntemi, sonlu elemanlar yazılımlarının standart olarak en çok kullanıldığı yöntemdir. Langrange yönteminde çözüm ağı üzerinde bulunan her bir düğüm noktası eleman üzerinde sabitlenmiş olarak bulunup, hareket esnasında ve deformasyon meydana geldiğinde eleman üzerinde bulunan malzeme düğüm noktaları ile birlikte sabit kalır. Çözüm ağı oluşturma esnasında kullanılan sınır şartları elemanın malzeme sınırlarıyla birebir olarak kesiştiğinden, bu yöntemde her zaman sınır şartları çok net bir şekilde ifade edilmelidir. Bu yöntem genel olarak katı cisimlerin analizinde kullanılmaktadır (Tan, 2013).



Resim 3.1. Lagrange yaklaşımı ile oluşturulmuş çözüm ağı (Ortecho, 2006)

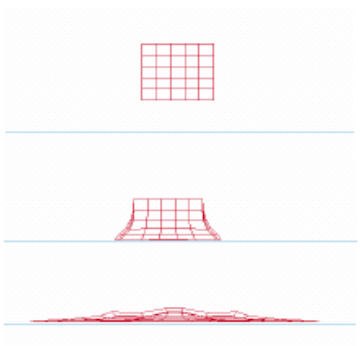
Lagrange metodu ile çözüm ağı oluşturulmuş cisim Resim 3.1'de gösterilmiştir. Bu yaklaşımın temel sorunu çözüm ağının bozulmasıdır. Cisim üzerindeki büyük miktardaki şekil bozuklukları gerçekdışı sonuçların alınmasına yol açtığı gibi analizin hata vermesine de sebep olmaktadır. Ayrıca katı cismin aşırı derecede şekil değiştirmesi sonucunda analiz zamanı aşırı derecede uzayabilmektedir (Ortecho, 2006).



Resim 3.2. Deforme olmuş Langrange çözüm ağı (Ortecho, 2006)

Langrange yöntemi, katı cisimlerin analiz için çok iyi bir sonlu eleman yöntemi olmasına arkasında, sayısal olarak formülasyonunda katı cisimlerine yönelik kabuller yapılmış olması yatmaktadır.

Lagrange yönteminde genelde karşılaşılan problem ise yüksek deformasyon miktarları sonucunda ağ yapısındaki elemanların kalitesinin değişmesine bağlı olarak sonuçların hassasiyetinin ve nümerik stabilitenin düşük olmasıdır. Bu derece yüksek deformasyonların görüldüğü analizlerde Lagrange yaklaşımında hassasiyet yakalamak için "yeniden meshleme" yapılabilir ancak bu işlem de analiz süresini arttıran bir faktördür ve her geometride istenen kalitede bir ağ yapısı oluşturamayabilir (Ortecho, 2006).



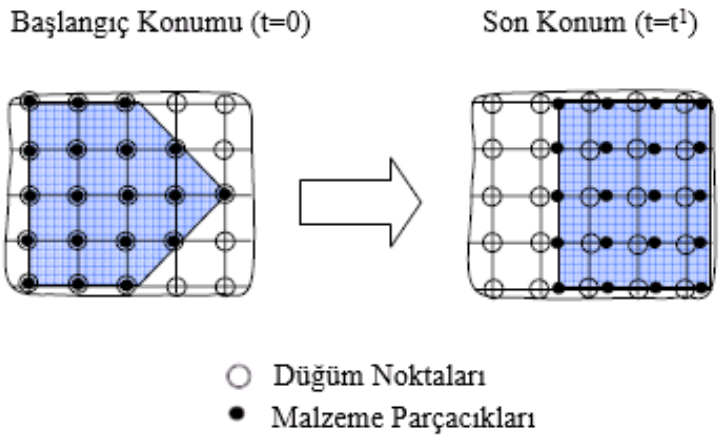
Resim 3.3. Langrange metodunda meydana gelen çözüm ağı bozulması (Ortecho, 2006)

Sonuç olarak Langrange metodu; kuş çarpması gibi yüksek deformasyonların ve parçalanmaların meydana geldiği analiz çalışmalarında ek çözüm yöntemleriyle beraber kullanılabilmektedir. Buna karşın çözüm süresi yüksek ve analiz sonuçları test bulgularından uzak olabilmektedir. Lagrange ağ yapısı oluşturmanın karmaşık geometrilerde güç olması, bu yaklaşımın dezavantajları arasındadır.

3.2. Euler Yaklaşımı

Euler metodunda temel olarak çözüm ağı kontrol hacmini simgelemektedir. Langrange metodundaki akışkan davranışı sergileyen cisimler üzerindeki çözüm ağı bozulması ve her bir hesaplama için gereken küçük hesap adım sorunlarına alternatif olarak Euler metodu kullanılabilir (Tan, 2013).

Euler yaklaşımında çözüm ağı, uzay ortamında sabit olup, malzeme bu sabit çözüm ağlı uzay ortamından ilerleyerek geçer.



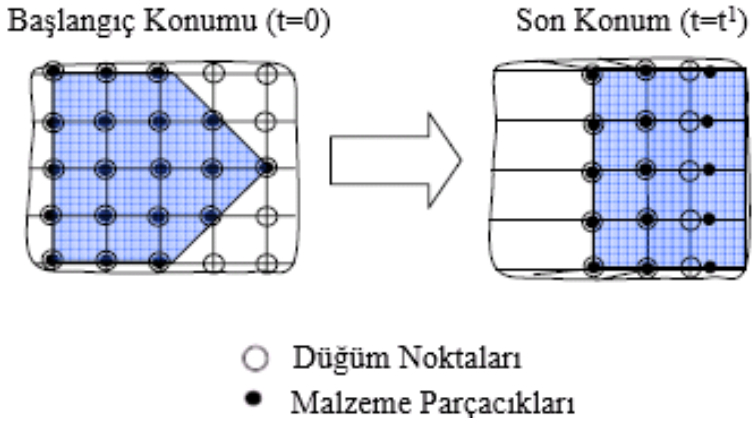
Resim 3.4. Euler yaklaşımı ile oluşturulmuş çözüm ağı (Ortecho, 2006)

Malzemenin dış yüzeyi de sabit ağ yapısı içerisinden aktığı ve yer değiştirdiği için boşluk veya hava da modellenmelidir. Her bir eleman veya hücre içerisinde birden fazla akışkan veya gaz bulunabilmektedir. Ağ yapısı malzemeyle beraber hareket etmediği ve uzayda sabit olduğu için bozulması veya doğruluğunu kaybetmesi gibi bir sorun bulunmamaktadır. Euler metodunun en büyük dezavantajlarından biri Lagrange'a nazaran eleman formülasyonunun çok daha fazla hesaplama içermesi ve dolayısıyla analiz sürelerinin uzun olmasıdır (Ortecho, 2006; Başaran, 2013).

Kuş çarpması analizlerinde hem akışkan hem de katı cisim davranışları göz önüne alındığından Euler metodu tek başına verimli olamamaktadır.

3.3. ALE (Değişken Lagrange-Euler) Yaklaşımı

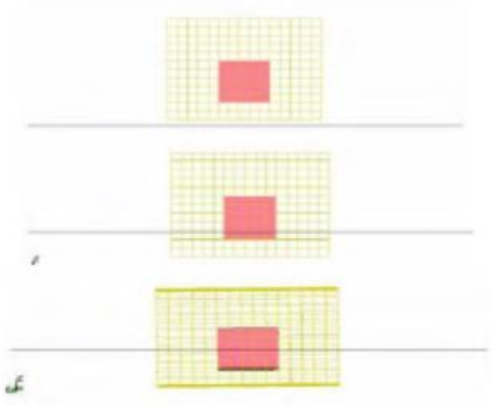
Klasik Euler metodunda bulunan sabit çözüm ağı, ALE yaklaşımında gerekli görüldüğü takdirde hareket edebilir veya genişletilebilir yapıya sahiptir. Kuş elemanının uzayda bulunduğu konuma uygun olarak ALE yaklaşımındaki çözüm ağı konumu güncellenir. Bu şekilde güncellenebilir çözüm ağlarıyla, klasik yönteme göre çok daha az çözüm ağı oluşturularak hesaplama süresi ciddi şekilde kısaltılır (Tan, 2013).



Resim 3.5. ALE yaklaşımı ile oluşturulmuş çözüm ağı (Ortecho, 2006)

ALE yaklaşımı temelde Lagrange ve Euler yöntemlerinin verimli yönlerini alarak, dezavantajlarından kurtulmaya çalışılmaktadır (Ortecho, 2006).

Başaran'a (2013) göre "ALE elemanları arasında Euler'de olduğu gibi kütle transferi olabilmektedir ve eleman içerisinde birden fazla malzeme bulunabilmektedir (ing. multi-material ALE). Euler'den farklı olarak ağ yapısı, uzayda malzeme noktalarından bağımsız olarak hareket edebilmektedir. ALE tek bir malzeme üzerinde de kullanıldığı durumda (ing. single-material ALE) düğüm noktaları malzemenin serbest yüzeyini takip edecek şekilde hareket edebilmektedir. Bu modelleme yöntemi daha çok katı cisimler için kullanılır. Malzemenin sadece kendi içerisindeki elemanları arasında kütle transferi olmakta, serbest yüzeydeki düğüm noktaları yine yüzeyde kaldığından dolayı boşluğun (veya havanın) modellenmesine gerek kalmamaktadır".



Resim 3.6. ALE metodunda meydana gelen çözüm ağı bozulması (Ortecho, 2006)

ALE yaklaşımıyla oluşturulan çözüm ağının çarpma sonrası bozulması Resim 3.6'da gösterilmiştir (Ortecho, 2006).

3.4. Ağsız Yöntemler ve SPH Yaklaşımı

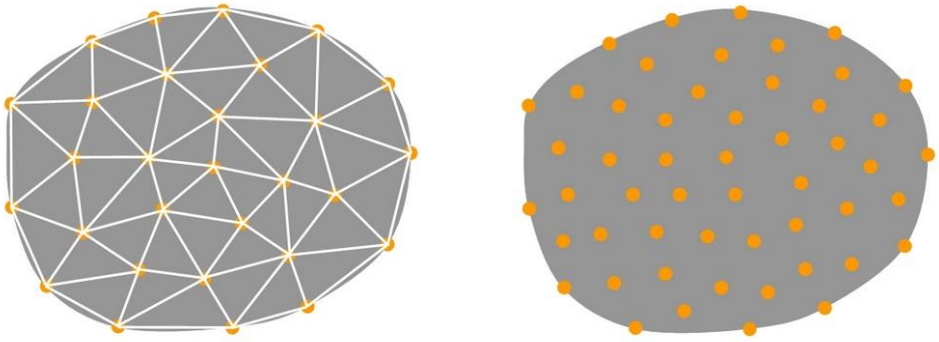
Sonlu elemanlar metodundan farklı olarak, ağsız yöntemlerde çözüm bölgesi noktasal parçacıklarla modellenir. Her parçacığın temsil ettiği hacme tekabül eden kütle değeri vardır. Bu düğüm noktalarını birbirine bağlayan elemanlar bulunmamaktadır. Bu özellik bütün ağsız yöntemler için ortaktır. Sonlu elemanlarda her eleman için lokal şekil fonksiyonları tanımlanırken, ağsız yöntemlerde parçacıklar için global tek bir şekil fonksiyonu tanımlanır (Walker, 2007; Başaran, 2013).

İyi tanımlanmış bir ağ yapısı sayesinde kısmi diferansiyel denklemlerle modellenmiş bir problemin çözümü daha hassas sonuçlar sağlamaktadır. Diferansiyel denklemlerin sayısal olarak çözülebilmesi için ağ yapısındaki her birim (eleman, grid vb) için bir dizi denklemin tanımlanması gerekmektedir. Sonlu elemanlar yöntemi dikkate alınırsa her bir eleman için, çözülen problemin yapısına göre değişmesi ile beraber, sönümleme matrisinin ve yük vektörünün, bir dizi matrisin oluşturulması gerekmektedir. Daha sonra her bir eleman için elde edilen matrisler birleştirilerek tüm problem tanımlanmış olmakta ve çözüme geçilebilmektedir (Walker, 2007).

Ağsız yöntemlerde çözüm bölgesinin modellenmesi ve çözüm aşamasına geçilebilmesi için modelleme aşamasında düğümler kullanılmakta ve düğümler arasında sonlu elemanlar

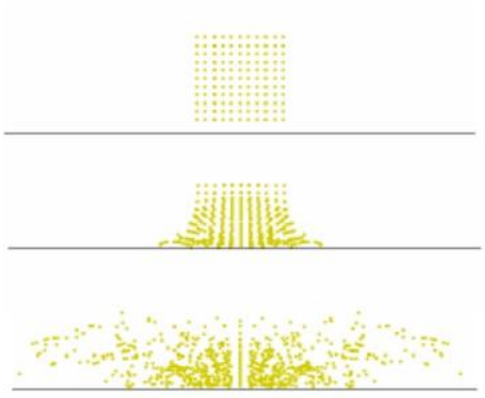
yöntemi ile kıyaslandığında herhangi bir bağın oluşturulmasına ihtiyaç duyulmamaktadır. Bu özellik bütün ağsız yöntemler için ortaktır. Yöntemlerin ağsız olarak isimlendirilmesinin sebebi budur (Ortecho, 2006).

SPH yöntemi de bir ağsız yöntem olup, parçacıklar malzeme noktalarını takip ettiği için bir tür ağsız Lagrange yöntemi olarak tanımlanabilir (Başaran, 2013).



Resim 3.7. Ağlı ve ağsız yaklaşımların elemanlara ayırma metodolojisi (Walker, 2007)

Klasik sonlu elemanlar çözüm ağı yöntemi ile SPH yöntemi Resim 3.7'de gösterilmiştir. Klasik sonlu elemanlar yöntemi ağ yapısı üzerine kurulu iken SPH metodu ise parçacık yapısı üzerine kurulmuştur.



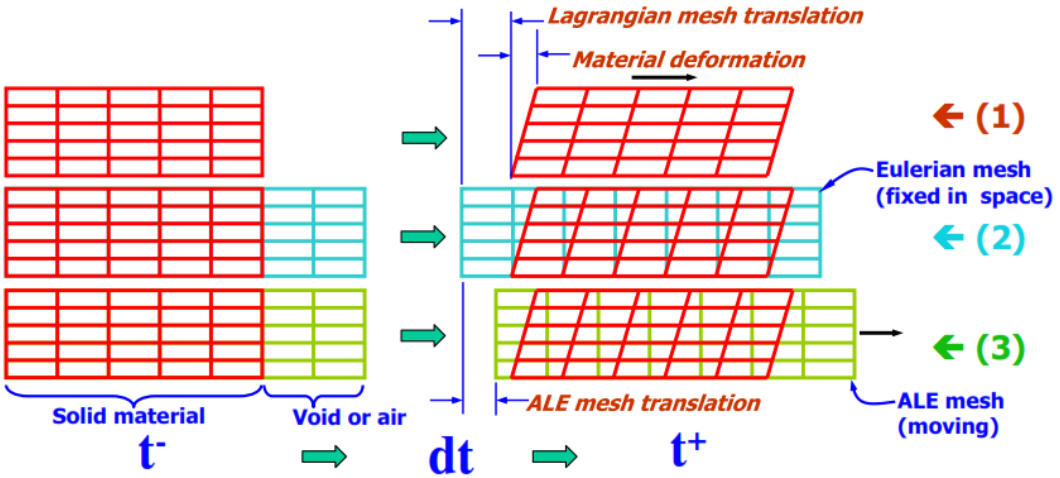
Resim 3.8. SPH metodunda çarpışma simülasyonu (Walker, 2007)

SPH metodunun çözümü ağsız yapısı sayesinde büyük çaptaki deformasyonlar sonucu oluşan çözüm ağı problemleriyle karşılaşılmamaktadır. Resim 3.8'de çarpışma sonrası deformasyon gösterilmiştir. Klasik katı Lagrange çözüm ağına kıyasla deformasyon

meydana gelen elemanlarda adım zamanı ciddi şekilde düşüktür ve sabittir. Euler metoduna göre ise SPH çok daha az sayıda elemana ihtiyaç duyar. Ayrıca Lagrange yöntemindeki gibi her bir parçacığın deformasyon davranışının takibi kolaydır.

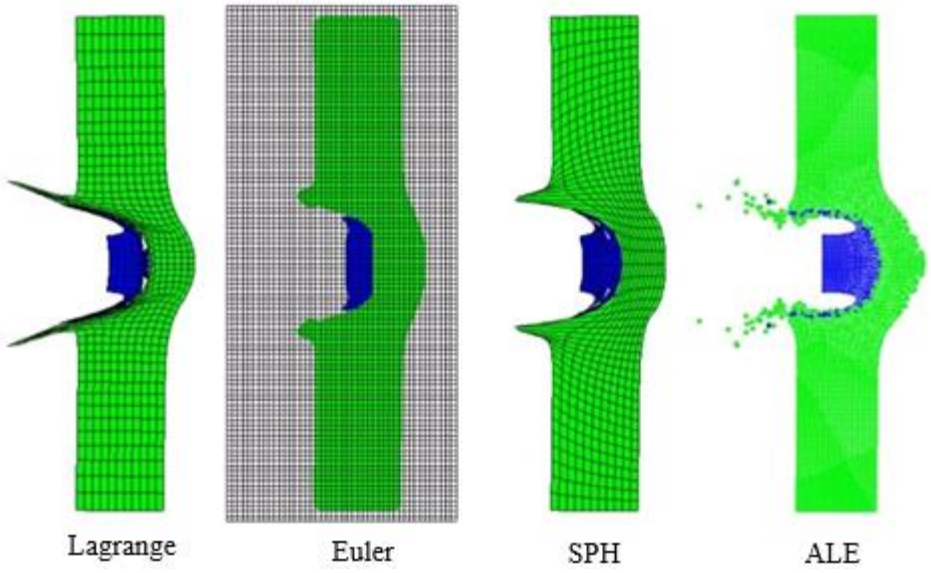
3.5. Sonlu Elemanlar Yöntemlerinin Karşılaştırılması

Ağsız yöntemler, genellikle, sonlu elemanlar yönteminde karşılaşılan olumsuzlukların aza indirilmesini sağlamak için geliştirilmiştir. Sonlu elemanlar yöntemi; malzeme aşınma, kırılma, kopma ve ayrılma senaryolarından doğan süreksizlikler için özel modelleme teknikleri kullanılmasını gerektirmektedir. Bu tarz senaryolarda ağsız yöntemlerin (veya SPH'nin) Lagrange modellemeye karşı avantajı, yüksek deformasyonlarda doğruluğunun ve stabilitenin bozulmaması ve malzeme kopması ve ayrılması gibi durumları daha kolay ele alabilmesinden kaynaklanır. Aynı zamanda, parçacıklarla diskretizasyon oluşturulurken eleman tipi, büyüklüğü ve kalitesi gibi kaygılar bulunmadığı için, karmaşık geometriler çok rahatlıkla SPH nodlarıyla tanımlanabilmektedir. Euler ve ALE metotlarıyla karşılaştırıldığı zaman SPH'nin en önemli özelliği, malzeme sınırlarını ve serbest yüzeylerini, doğruluğu yüksek bir şekilde benzetebilmesidir (Başaran, 2013).

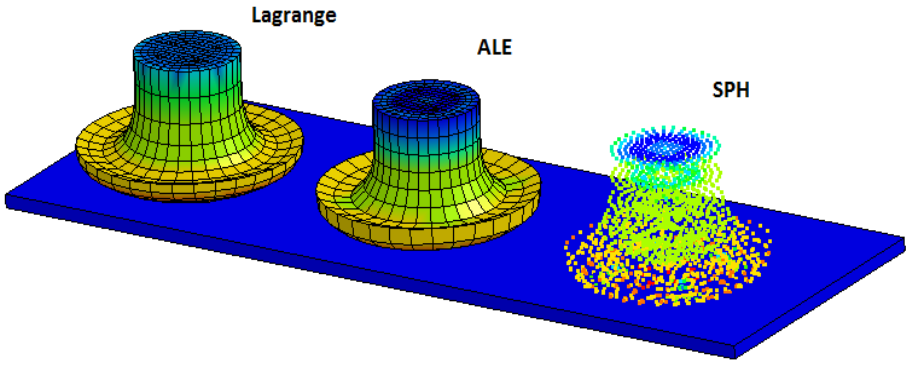


Resim 3.9. Lagrange(1), Euler(2) ve ALE(3) yaklaşımlarının ağ yapısı davranışı (Başaran, 2013)

"Ayrıca ALE yaklaşımının, SPH ve Lagrange yaklaşımına nazaran, temas kuvvetlerinin hesaplanmasında yeterli derecede verimli olmadığı söylenebilir. Bu durum, ALE ağ yapısının yoğunlaştırılması ile çözülebilir; fakat bu da analiz çözüm süresini diğer iki yaklaşıma göre oldukça fazla uzatacaktır" (Başaran, 2013).



Resim 3.10. Farklı yöntemler kullanılarak balistik simülasyon sonuçları (Başaran, 2013)



Resim 3.11. Farklı yöntemler kullanılarak Taylor Darbe Testi sonuçları (Başaran, 2013)

Farklı sonlu elemanlar yaklaşımlarıyla modellenen balistik simülasyon sonuçları Resim 3.10'da, Taylor Darbe Testi sonuçları da Resim 3.11'de verilmiştir.

Başaran (2013), farklı ağ sayısında Lagrange, ALE ve SPH yaklaşımlarıyla yaptığı kuş çarpması analizlerini birbirleriyle süre yönünden kıyaslamıştır. Kıyaslama sonuçları Çizelge 3.1'de gösterilmiştir. Analizlerde elde edilen temas kuvvetleri ve deformasyon miktarlarının birbirine oldukça yakın olduğu göz önünde bulundurulduğunda, analiz süresinin en kısa olduğu ve modelleme (ağ yapısı oluşturma) kısmında daha az efor gerektiren SPH yaklaşımının, diğer yaklaşımlara göre daha avantajlı olduğu söylenebilir.

Çizelge 3.1. Analizlerin birbiriyle kıyaslanması (Başaran, 2013)

No	Kuş Modeli	Ağ Yapısı Yoğunluğu	Çözüm Süresi
1	Lagrangian Model (Az Yoğunlukta Ağ Yapısı)	720 Eleman (Çeyrek Model)	5 dakika
2	Lagrangian Model (Yoğun Ağ Yapısı)	1869 Eleman (Çeyrek Model)	17 dakika
3	ALE Model (Az Yoğunlukta Ağ Yapısı)	3334 Eleman	3 saat 45 dakika
4	ALE Model (Yoğun Ağ Yapısı)	10821 Eleman	7 saat 22 dakika
5	SPH Model (Az Yoğunlukta Ağ Yapısı)	2782 Parçacık	6 dakika
6	SPH Model (Yoğun Ağ Yapısı)	5566 Parçacık	15 dakika

4. KUŞ ÇARPMASI KAZASI İLE İLGİLİ YAPILAN ÇALIŞMALAR, ARAŞTIRMALAR VE BULGULAR

Kuş çarpması kazaları ile ilgili yapılan çalışmalar 1970'li yıllardan itibaren başlamış ve günümüzde hala güncelliğini koruyan bir araştırma konusudur. İlk yıllarda yapılan çalışmalar, teorik ve deneysel ağırlıklıdır. Bu çalışmalarda kuş şekli, çarpışma hızı ve çarpma olayı karakterize edilmeye çalışılmıştır. Numerik analiz yöntemlerinin gelişmesi ve problemlerin çözümünde bilgisayar kullanımının yaygınlaşmasıyla beraber, bir çok simülasyon çalışması da literatüre geçmiştir. Günümüzde kuş çarpması problemi, bilgisayar destekli çalışmaların ve testlerin paralel olarak yürütülmesi şeklinde ele alınmaktadır.

4.1. Geçmiş Yıllarda Yapılan Çalışmalar

İlk yıllarda ortaya konan idealleştirilmiş kuş modelleri günümüzde hala kullanılabilmektedir. Allock ve Collin (1969) tekrarlı kuş testleri kullandıkları yapay kuş modelini köpük ve emülsiyon gibi malzemelerden oluşturmuşlardır. Willbeck (1977) yürttüğü çalışmalarda kuş modelininin boyunu, eninin iki katı olarak belirlemiştir. Geometrisi ise iki ucu küresel olan bir silindirdir. Bu geometri, günümüzde sertifikasyon testleri için hala geçerlidir. Willbeck'in (1977) hala geçerliliğini koruyan diğer yaklaşımı da yüksek hızda gerçekleşen çarpma olaylarında kuş modelinin yapısal olarak katıdan çok sıvı gibi davranmasıdır. Willbeck ve Rand (1981) kuş çarpması üzerine yaptıkları çalışmada ise kuş modelini jelatin malzemesinden üretebilmişlerdir. Yoğunluğu özel olarak belirlenen bu modelin test sonuçları eş kütleli kuş ile yapılan test sonuçlarına çok benzerdir. Hamershock (1993) yaptığı çalışmada çeşitli kuş türlerinin yoğunluklarını belirlemiştir.

Jelatin ile üretilen kuş modeli, Lavoie ve diğerlerinin (2009) yaptığı katkılı karışım ile geliştirilerek gerçek kuşa daha yakın sonuçlar veren bir tasarım haline gelmiştir. Günümüzde kullanılan kuş modelleri belirli yoğunluk ve ağırlık ile idealleştirilmiş olsa da bu konuda genel eğilim çarpmaya konu olan kuşu birebir modellemektir. Bu konuda McCallum ve Constantinou (2005) yaptıkları çarpma simülasyonu çalışmasında, kanada kazını kuyruk kısmı hariç bire bir modellemişlerdir.

Barber ve diğerleri (1975, 1978) yumuşak cisim çarpması olarak ele aldıkları, rijit bir plakaya kuş çarpması problemini karakterize etme konusunda çalışmalar yapmışlardır. Bu çalışmada dairesel rijit plaka üzerinde oluşan maksimum basınç değerleri ortaya konmuştur. Plaka üzerinde oluşan basıncın kuş boyutu ve çarpma hızı ile ilişkisi gösterilmiştir. Bu çalışmada kullanılan kuş modellerinin kütlesi 60 g ile 4 kg arasında değişmektedir. Çarpma hızı ise 50 m/s ile 300 m/s arasında olacak şekilde testler tekrarlanmıştır.

Benzer şekilde Cassenti (1979) kuş çarpması olayını, yumuşak cisim çarpması olarak ele almış ve çarpma başlangıcında oluşan birincil basınç değerleri için analitik bağıntılar elde etmiştir.

Kuş çarpması probleminin bilgisayar ortamında modellendiği ilk yıllarda kuş modeli için yaygın olarak Lagrange ve ALE metodları kullanılmıştır. Neiring (1988) Lagrange yaklaşımı ile yaptığı simülasyonda, bu yaklaşımın çözüm ağı bozulmalarından kaynaklı sapmaları ortaya koymuş ve metodun geliştirilmesi gerektiğini vurgulamıştır. ALE metoduyla ilk kapsamlı çalışma Stoker (1999) tarafından yapılmıştır. Bu çalışmanın en önemli sonucu, çözüm ağı bozulmalarından kaynaklı sapmaların önemli ölçüde azalmasının ortaya konmasıdır. Linder (2003) ALE metodunda önemli bir detay olan numerik iterasyon işlemini açıklamıştır. Bu çalışmaya göre ALE metodu, Lagranage ve Euler metodunun avantajlarını kombine eden ve dezavantajlarını barındırmayan bir yaklaşım olarak açıklanmıştır.

Souli ve Olovsson (2000) LS-DYNA programını kullanarak modelledikleri kuş çarpması çalışmasında kuş için çok malzemeli ALE, çok malzemeli Euler ve bir kısıt tabanlı birleştirme metodlarını kullanmıştır. Bu çalışmada çok malzemeli ALE metodu, kuş deformasyonunun kabul edilebilir seviyelerde kalması sebebiyle en iyi sonucu vermiştir.

Hanssen ve diğerleri (2004) sandviç panele kuş çarpması olayını önce deneysel bir test, sonrasında da bu testi bilgisayar ortamında sayısal olarak modelleyerek önemli bir çalışma yapmışlardır. Çalışmada kuş modeli için ALE yaklaşımı kullanılmıştır. Test esnasında gerinim ölçerlerle panel üzerinde belirlenen gerilmeler bilgisayar ortamında yapılan simülasyonlar ile karşılaştırılmıştır. Test ve simülasyon sonuçları birbirine çok yakındır. Hanssen ve diğerleri (2004) bu çalışmalarını referans alarak simülasyonu uçak kaportası

üzerinde tekrarlamışlardır. SPH yaklaşımı ise çarpma analizlerinde 2000'li yıllara doğru kullanılmaya başlamış ve hızla yaygınlaşmıştır. Hut ve diğerleri (1997) SPH metodunun genel açıklamasını yaparak, yaklaşımın parametrelerini ortaya koymuşlardır.

Birnbaum ve diğerleri (1997) çarpma problemleri için yaptıkları simülasyonlarda Euler, Lagrange, ALE ve SPH metodlarını ayrı ayrı kullanmışlardır. Oluşturdukları kuş modeli ve beton hedef için uygun sonlu elemanlar metodunu tespit etmeyi hedefledikleri çalışmalarında SPH modelinin test sonuçlarına en yakın sonucu verdiğini göstermişlerdir. Ubels ve diğerleri (2003) yaptıkları PAM-CRASH programı ile uçak kanadının hücum kenarına kuş çarpması olayını modellemişlerdir. Bu çalışmada jelatin kuş modeli SPH yaklaşımı ile modellenmiştir. Bu çalışmada hücum kenarı için kritik ilk hız 100 m/s olarak belirlenmiş, sonrasında yapılan test ile bulgu doğrulanmıştır.

McCarthy ve diğerleri (2004) uçak yapısal elemanları üzerinde yaptıkları kuş çarpması simülasyonlarında SPH yaklaşımını kullanarak bu metodun gelişmesine katkıda bulunmuşlardır.

SPH metodunun yaygınlaşmaya başlamasıyla beraber karşılaştırmalı çalışmalar yapılarak en iyi çözüm metodu belirlenmeye çalışılmıştır. Ortecho (2006) yaptığı çalışmada çarpma analizini Lagrange, ALE ve SPH metodları ile yaparak sonuçları ortaya koymuştur. Benzer şekilde, Guida (2008) çalışmasında Euler, Lagrange ve SPH metodlarının çözüm adımlarını ve çözüm sürelerini karşılaştırmıştır. MSC-Dytran programında modellenen hücum kenarına çarpma modellenerek, kuş bazukası ile bu yapısal bileşen üzerinde yapılan test ile karşılaştırılmıştır.

Walvekar (2007) SPH yaklaşımı ile uçak kanadı hücum kenarına çarpma olayını simüle etmiştir. Bu çalışmada çarpma kriterleri için FAR esas alınmıştır. Kuş kütlesi 2,81 kg olarak belirlenmiş, kanat için çözüm ağı yapısı Hypermesh programı ile oluşturulmuştur.

Radek (2011) farklı geometride kuş modelleri ile uçak yapısal elemanları üzerinde gerçekleştirilen testleri simüle etmiştir. Çalışmasında, kokpit camı ve kanat için kuş geometrisinin çarpma olayına etkisini ortaya koymuştur.

Tan (2013) eğitim uçağı kanadına kuş çarpması olayını modellediği çalışmada SPH yaklaşımını kullanmıştır. Kuş hızının 41,15 m/s olarak modellendiği çalışmada söz konusu kanatta kalıcı deformasyon ve hasar oluşmadığı ortaya konmuştur.

Sun ve diğerleri (2014) çözüm ağı kenar boyunun, çözüm süresi ve hourglass enerji oluşumuna etkilerini araştırmışlardır. Buna göre SPH metoduyla modellenen kuşun çarptığı yüzeyin çözüm ağ kenarları küçüldükçe, çözüm süresi uzamakta hourglass enerji azalmaktadır.

4.2. Kuş Çarpmasının Modellenmesi ve Analizi ile İlgili Çalışmalar

EASA, FAA ve ICOA gibi denetleyici kuruluşlar havacılık sektöründe üretim yapan firmaları denetlemek için bazı tasarım doğrulayıcı yönetmelikler yayınlamaktadırlar. Bu yönetmelikler, üretici firmaların tasarımlarının kuş çarpması durumunda güvenli şekilde uçuşunu tamamlamasını sağlamak içindir. Yönetmeliklerde kuş çarpmasına karşı test prosedürleri de bulunmaktadır ve her bir üreticinin bu gereksinimleri sağlamadan testlerden başarı ile geçmesi mümkün değildir. Yapılan bu testler bire bir ölçülerde tasarımlarla yapıldığı için yüksek maliyetlidirler. Tasarım doğrulama sürecinde ki maliyetlerin yüksek olması, zincirleme olarak son kullanıcı olan sivil havacılık yolcularını da etkilemektedir. Firmalar bu maliyetleri kısabilmek adına testlere girmeden önce tasarımlarından emin olmak için bilgisayar destekli analiz yazılımlarını kullanarak testi simüle etmektedirler. Bilgisayar ortamında problem ne kadar gerçek koşullara yakın modellenirse, sonuçlarda gerçeğe o kadar yakın çıkacaktır. Böylece yüksek maliyetli çarpma testlerinin tekrar tekrar yapılmasına gerek kalmayacaktır.

Bilgisayar teknolojilerinin gelişmesi ve yazılımlarda kullanılan teorilerin gerçek ortam koşullarını yansıtmaya yaklaşmasıyla, gelecekte doğrulama testlerinin kaldırılması gündeme gelebilir (Tan, 2013).

4.2.1. Çelik levha üzerine kuş çarpması testi ve simülasyonu

Lavoie ve diğerleri (2009), ALE ve SPH sayısal kuş modellerinin doğruluğunu göstermek üzere laboratuvar ortamında çarpma testleri yapmışlardır. Uniform model ile çalışmanın avantajını sağlamak için bu çalışmada ölü kuşlar yerine jelatin karışımında yapılmış bir

model kullanılmıştır. Çizelge 4.1'de verilen kuşun hazırlanışı şu şekildedir; jelatin ve soğuk su karışımı 5 dakika bekletilir, daha sonra karışım 45℃'ye kadar ısıtılır. Isıtılırken, alüminyum asetat ve sodyum karboksimetilselüloz karışıma eklenir. Karışımdan 1050 gram ölçülerek karıştırcıya dökülür ve son olarak 4 damla tarçın suyu karışıma ilave edilir. Bir süre karıştırıldıktan sonra kalıba dökülerek, soğutucuda bekletilir.

Çizelge 4.1. Jelatin karışım reçetesi (Lavoie ve diğerleri, 2009)

Soğuk Su	1000 g
Balistik Jelatin Toz	100 g
Sodyum Karboksimetilselüloz	25 g
Alüminyum Asetat	6 g
Tarçın Suyu	4 damla

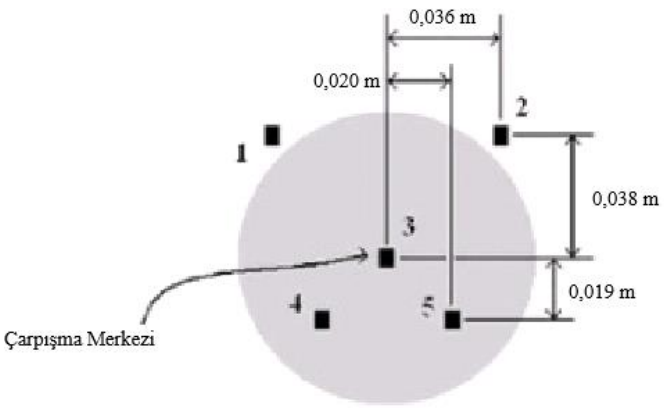
Jelatin karışımı ile hazırlanan kuşun yoğunluğu 950kg/m^3 ve ağırlığı 1 kg'dır. Karışımın bekletildiği kalıbın şekli gövde kısmında silindirik ve kenarları yarı küreseldir. Boyu eninin iki katıdır. Resim 4.1'de jelatin kuş modelinin geometrisi gösterilmiştir.



Resim 4.1. Jelatin kuş geometrisi (Lavoie ve diğerleri, 2009)

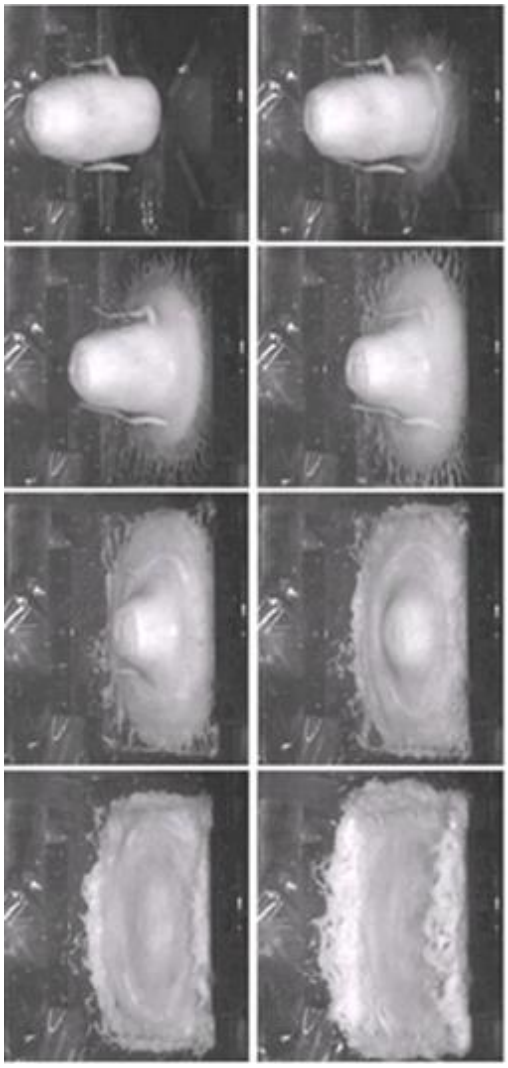
Test esnasında kuşun çarptığı çelik levhanın boyutları ise 0,305m x 0,305m'dir. Levhanın kalınlığı ise 0,0127m'dir.

Lavoie ve diğerleri (2009), jelatin kuşu 100 m/s hızla çelik levhaya dik açı ile fırlatarak çarpma testini gerçekleştirmişlerdir. Çarpma anındaki hız ise 95 m/s olarak ölçülmüştür. Çarpışma öncesi plaka üzerine yerleştirilen gerilme ölçerler Resim 4.2'de görülmektedir.



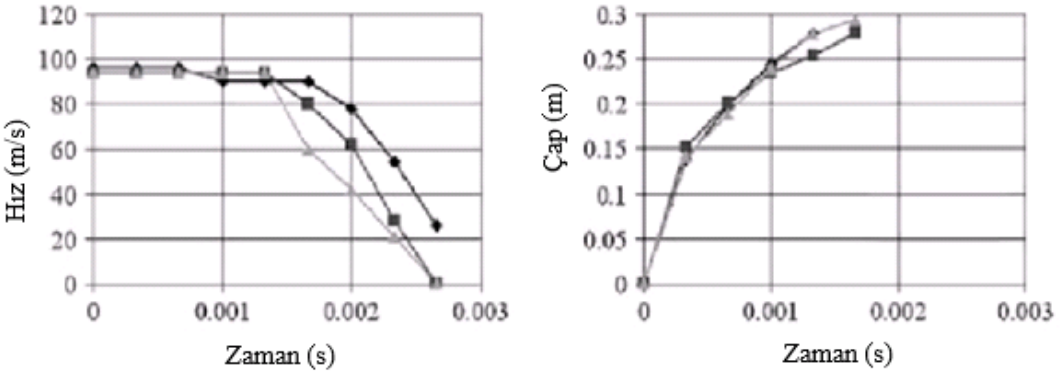
Resim 4.2. Gerilme ölçer lokasyonları (Lavoie ve diğerleri, 2009)

Çarpışma anı saniyede 3000 kare kaydedebilen yüksek hızlı kamera ile kaydedilmiştir. Kamera görüntüleri Resim 4.3'de görülmektedir.



Resim 4.3. Çarpışma görüntüleri (Lavoie ve diğerleri, 2009)

Kamera görüntüleri 0,33 ms aralıklarla alınmıştır. Jelatin kuş modelinin çarpışma anı şekil değiştirmeleri Resim 4.3'de verilen görüntülerden incelenebilmiştir.

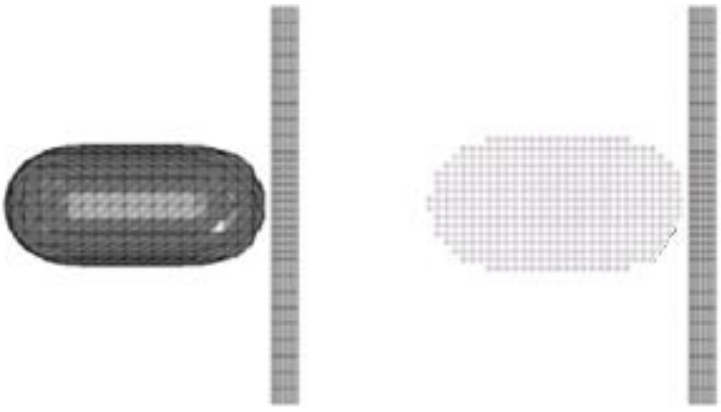


Şekil 4.1. Kuş modelinin hız ve çap değişimi (Lavoie ve diğerleri, 2009)

Lavoie ve diğerleri (2009), çarpışma anında kuşun hız değişimini modelin en arka noktasının her 0,33ms zaman aralığında yer değiştirmesini hesaplayarak ölçmüşlerdir. Bu nedenle hızdaki düşüş çarpışmanın yarısından sonra görülebilmektedir. Kuş modelinin hız değişimi ve çapının artışı Şekil 4.1'de görülmektedir. Lavoie ve diğerleri (2009), test sonuçlarını elde ettikten sonra bu sonuçlarla karşılaştırmak üzere bilgisayar ortamında ALE ve SPH yaklaşımı ile numerik modellerini oluşturmuşlardır.

Numerik modellerin karşılaştırılması

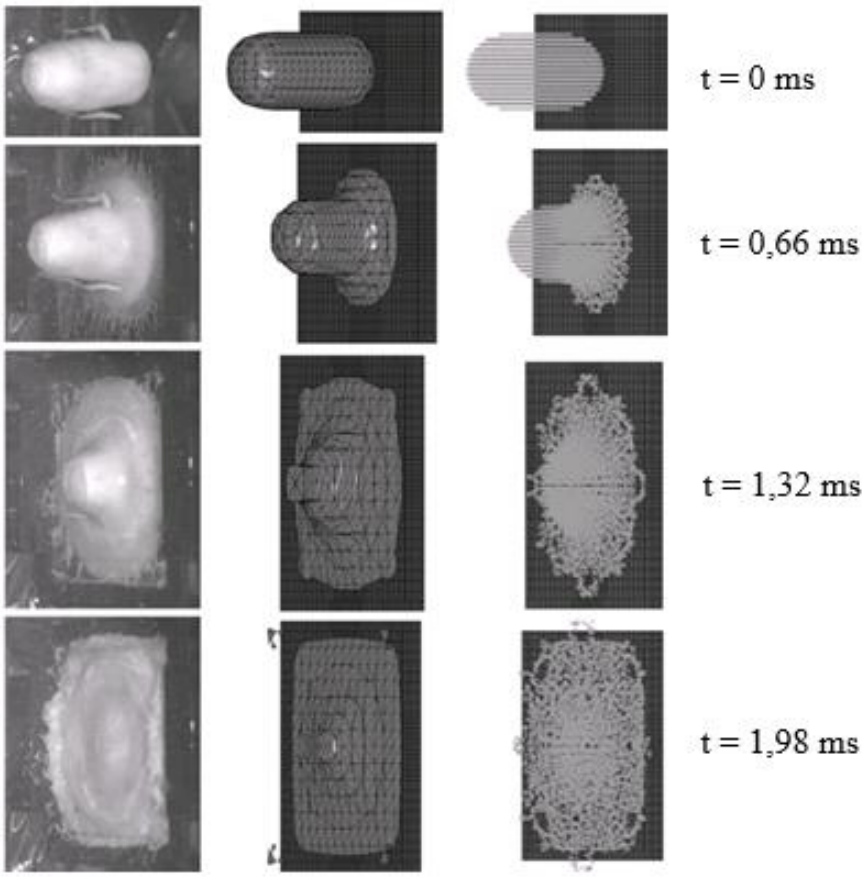
Modellenen kuşun özgül ağırlığı 950 kg/m^3, kayma modulü 2,00 GPa, akma gerilmesi 0,02 MPa, plastik sertleşme modulü 0,001 MPa olarak kullanılmıştır.



Resim 4.4. ALE (solda) ve SPH (sağda) kuş modelleri (Lavoie ve diğerleri, 2009)

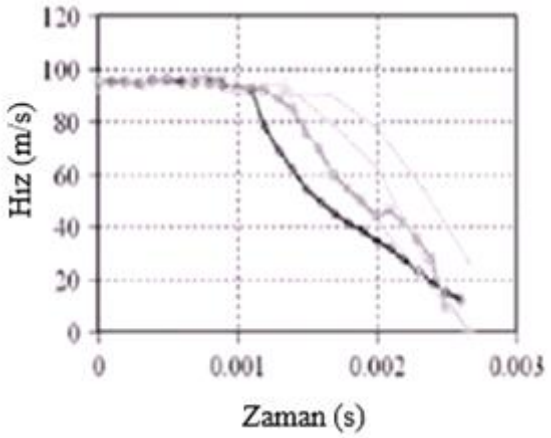
ALE ve SPH kuş modelleri Şekil 4.4'de görülmektedir. ALE modeli 19600 solid mesh elemanından oluşmakta iken, SPH modeli 4500 parçacık ile sayısal ortama aktarılmıştır.

Rijit plaka ise 3300 solid çözüm ağı elemanı ile modellenmiştir. Simulasyonda, kuşun hızı ilk hızı 95 m/s olarak belirlenmiştir.



Resim 4.5. Çarpma anında ALE (ortada) ve SPH (sağda) kuş modelleri (Lavoie ve diğerleri, 2009)

Lavoie ve diğerleri (2009), Resim 4.5'de kamera görüntüleri ile SPH yaklaşımı ve ALE yaklaşımı ile yapılan simülasyon görüntüleri karşılaştırmışlardır. Görüntüler; t=0, t=0,66 ms, t=1,32 ms ve t=1,98 ms anlarına aittir. İlk çarpışma anında SPH ve ALE kamera ile kayda alınan kuş modeline uyumlu bir davranış göstermiştir. Deformasyon arttıkça ALE ile modellenen kuş ağsı yapısı nedeniyle test görüntülerine benzerliğini yitirmeye başladığı açıkça görülmektedir. SPH kuş modelinin ise plaka üstünde yayılımı test modeline oldukça yakın olduğu belirtilmiştir.



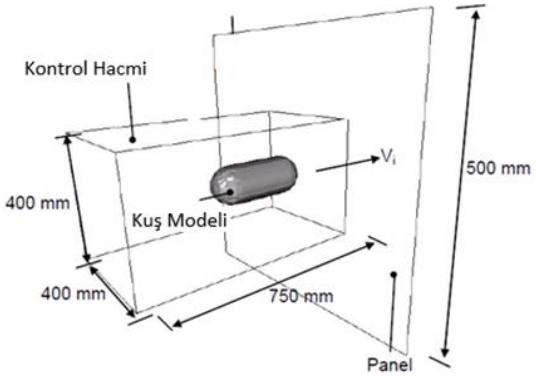
Şekil 4.2. Hız değişim değerlerinin karşılaştırılması (Lavoie ve diğerleri, 2009)

Lavoie ve diğerleri (2009), çalışmanın son bölümünde hız değişim grafiklerini karşılaştırmışlardır. Şekil 4.2'de verilen sonuçlara göre SPH kuş modelinin, ALE yaklaşımına kıyasla test sonuçları ile daha uyumlu olduğu belirtilmiştir.

4.2.2. ALE ve SPH yaklaşımlarının nümerik simülasyonlar ile karşılaştırılması

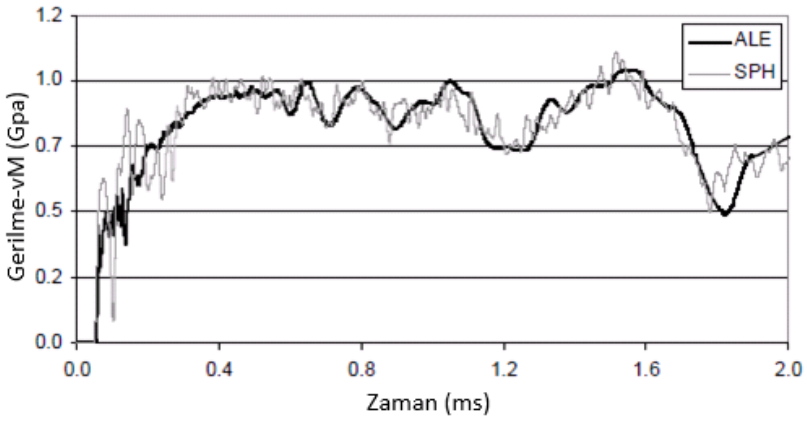
McCallum ve Constantinou (2005), bilgisayar ortamında yaptıkları çalışmada SPH ve ALE yaklaşımlarının kuş çarpması analizi üzerinde yarattığı etkileri ve farklılıklarını incelemişlerdir.

Kanada kazı fiziksel özellikleri hedef alınarak modelleme yapılmaya çalışmıştır. Boyun ve kafa kısmı göz ardı edilerek 3,6 kg kütle belirlenmiştir. Hız ise 180 m/s (ilk hız olarak) tanımlanmıştır. Kuş modelinin toplam boyu 334'dir. ALE modeli 3144 kabuk elemandan oluşmakta iken, SPH modeli 13871 parçacıktan oluşturulmuştur.



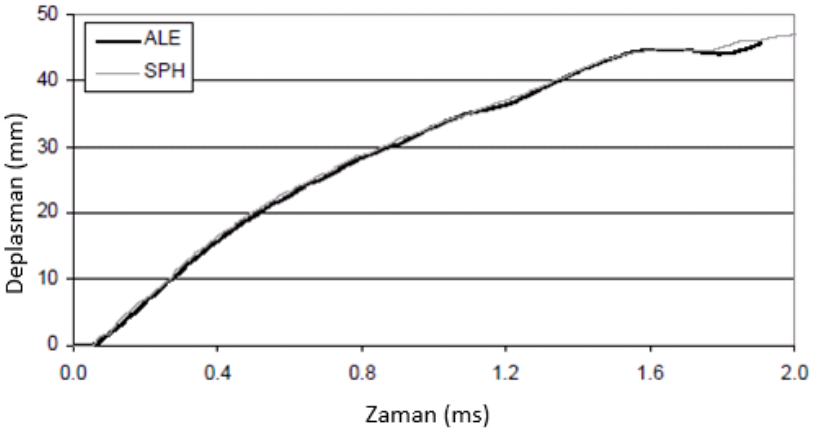
Resim 4.6. Plaka ve ALE kuş modeli (McCallum ve Constantinou, 2005)

Resim 4.6'da görülen hedef plaka ise sonlu elemanlar metodu ile modellenmiştir. Kare olarak modellenen plaka 0,25 m^2 yüzey alanına sahiptir. Hedef plakanın sınır şartları kenarlarından tanımlanmış, her yön hareket ve dönme için sabitlenmiştir.



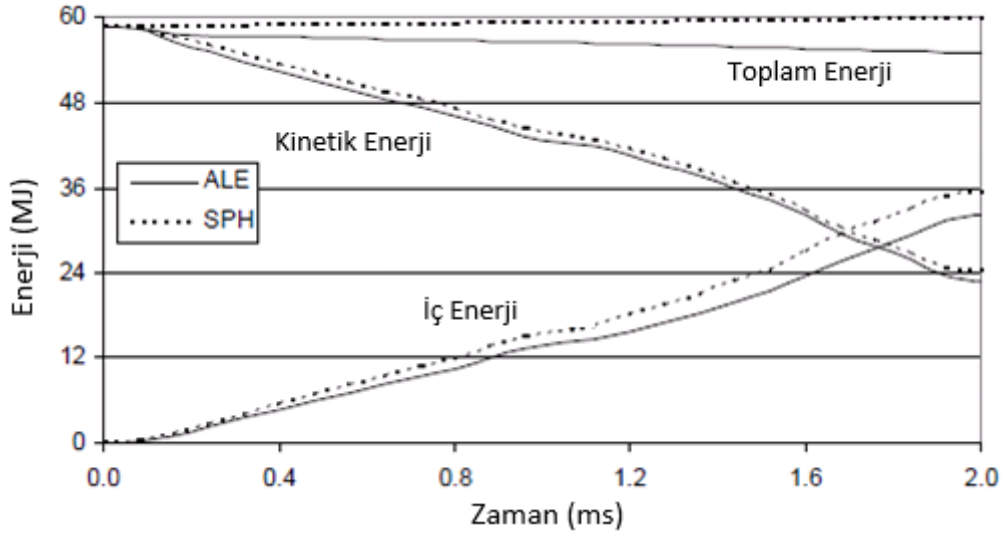
Şekil 4.3. Hedef plaka merkezinde oluşan gerilmeler (Von-Misses) (McCallum ve Constantinou, 2005)

Şekil 4.3'de hedef plaka merkezinde oluşan gerilmeler görüldüğü üzere her iki yaklaşımla oluşturulan kuş modeli için oldukça benzerdir. SPH kuş modelinin oluşturduğu gerilme değerleri daha yüksek frekansta değişkendir, bunun nedeni SPH modelin partiküllerden oluşmasıdır (McCallum ve Constantinou, 2005).



Şekil 4.4. Hedef plaka merkezinde oluşan toplam yerdeğiştirmesi (McCallum ve Constantinou, 2005)

Şekil 4.4'de ise hedef plaka merkezinde ölçülen yer değiştirme değerleri gösterilmiştir. Panel merkezindeki en yüksek yer değiştirme değeri t=3 ms'de 45mm olarak ölçülmüştür.



Şekil 4.5. SPH ve ALE yaklaşımlarıyla oluşturulan silindirik kuş modellerinin enerji değişimleri (McCallum ve Constantinou, 2005)

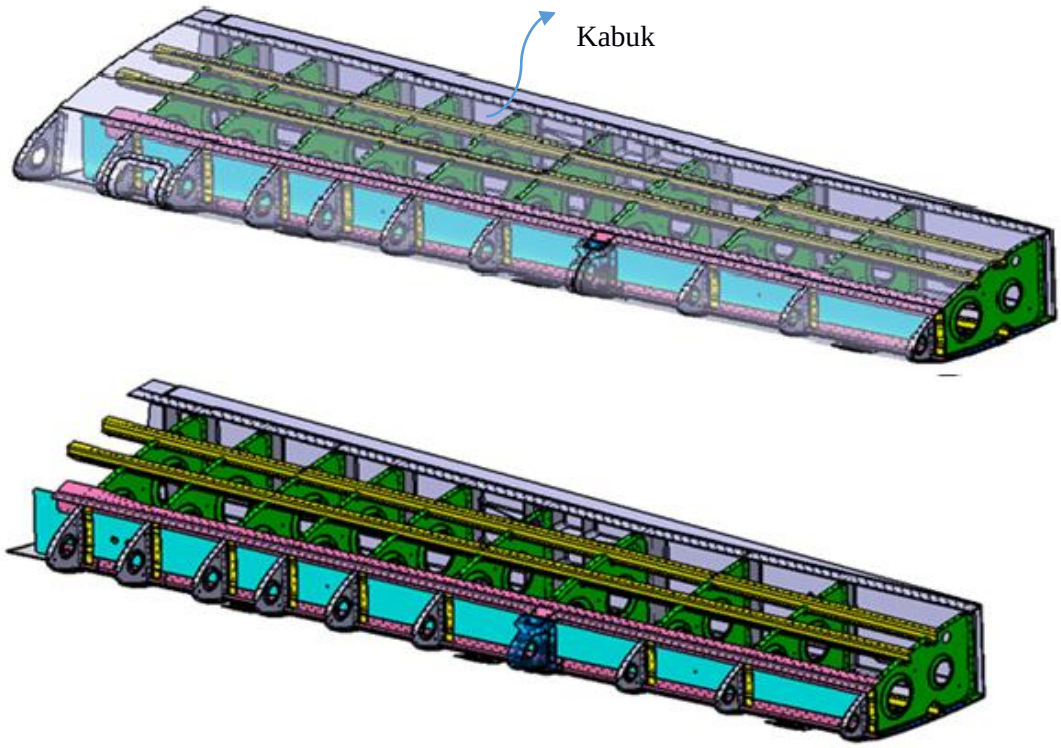
Şekil 4.5'de kinetik enerji ve iç enerji değişimleri verilmiştir. Buna göre; çarpma ile beraber kinetik enerji doğrusal azalma gösterirken, iç enerji doğrusal bir şekilde artmıştır. T=1,75 ms'de kinetik enerji ve iç enerji eğrileri kesiştiği belirlenmiştir. Aynı teknikle elde edilen enerji eğrileri üzerinden t=2 ms'de SPH ve ALE yaklaşımları arasında %8 kadar bir fark oluştuğu görülmüştür. Bu çalışmada not edilen ilginç sonuçlardan biri SPH yaklaşımında toplam enerjinin %2 kadar artmış olmasıdır. ALE yaklaşımında ise toplam enerji, başlangıç değerinden %6 kadar düşüş göstermiştir (McCallum ve Constantinou, 2005).

Bu tez çalışmasında ise gerinim hızı faktörünü de hesaba katan iki farklı malzeme modeli ile ayrı ayrı hesap yapılacaktır. Modellenen kanat üzerinde farklı bölgelere, farklı kütlelerde kuş çarpması simüle edilerek sonuçlar karşılaştırılacaktır. Tezin ana amacı kanat üzerinde oluşacak deformasyonların uçuş güvenliğini etkileyip etkilemediğini belirlemektir. Tezde çarpma anı iki farklı şekilde ele alınmıştır. Birinci yaklaşımda sertifikasyon testleri göz önüne alınarak sadece kuşa hız verilmiştir. İkinci yaklaşımda ise gerçek durum göz önüne alınarak, kanat için de hız tanımlanmıştır. Böylece, çarpışma öncesi kabuk üzerinde oluşan ön gerilmeler de hesaba katılmıştır.

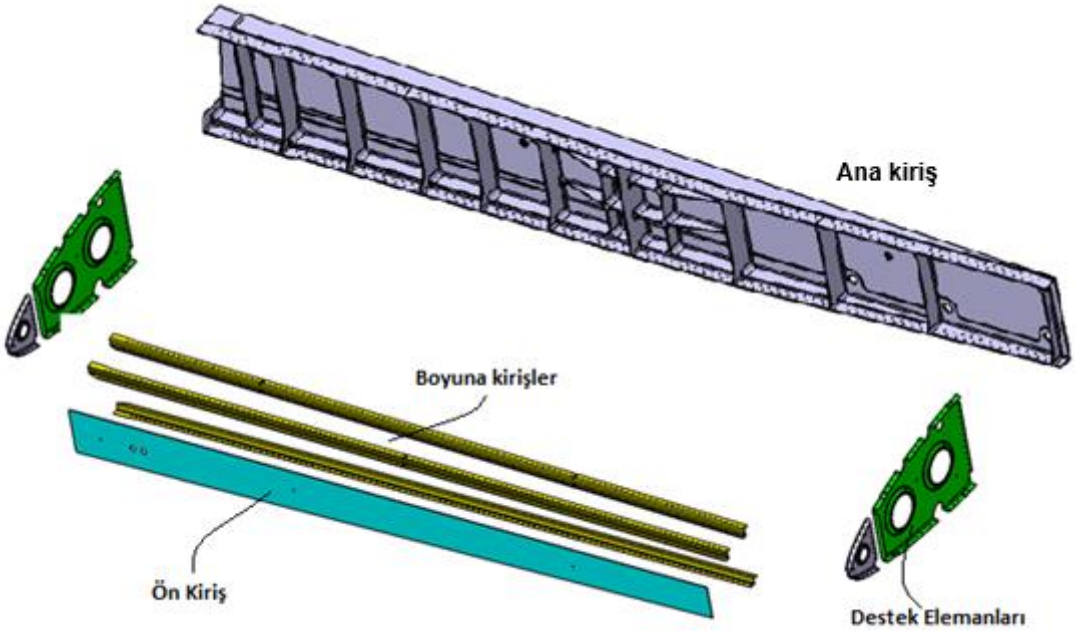
5. BİR EĞİTİM UÇAĞI KANADINA KUŞ ÇARPMASININ SAYISAL OLARAK MODELLENMESİ

Bu tez çalışmasında yönetmelikler ve kuş çarpması kazaları dikkate alındığında bir eğitim uçağının kuş çarpmasına maruz kalma ihtimali en yüksek bölgesi olan kanat hücum kenarı ele alınmıştır. Bu kapsamda Türk Havacılık ve Uzay Sanayi AŞ. tarafından üretilen bir eğitim uçağının kanat yapısal tasarımıyla özdeş bir tasarım esas alınarak kuş çarpması analizleri gerçekleştirilmiştir.

Kanat modeli CATIA programında modellenmiştir. Kirişler; destek elemanlarına bağlı olan, içyapıyı oluşturan ve temel yük taşıyıcı elemanlardır. Destek elemanları, kanadın dış geometrisine şekil veren onu destekleyen elemanlardır. Kirişler ise ana yük aktarıcılardır. Destek elemanları kanat boyunca uzanan boy kirişlere bağlıdır. Yük transferi, yüzey kaplamasından kirişlere ve riblere oradan ana kirişe ve ön kirişe son olarak da merkez kanat kutusuna doğru gerçekleşir.



Resim 5.1. Kanat için hazırlanan CATIA modeli



Resim 5.2. Destek elemanı, ön kiriş, frame, boy kiriş ve ana kiriş CATIA modeli

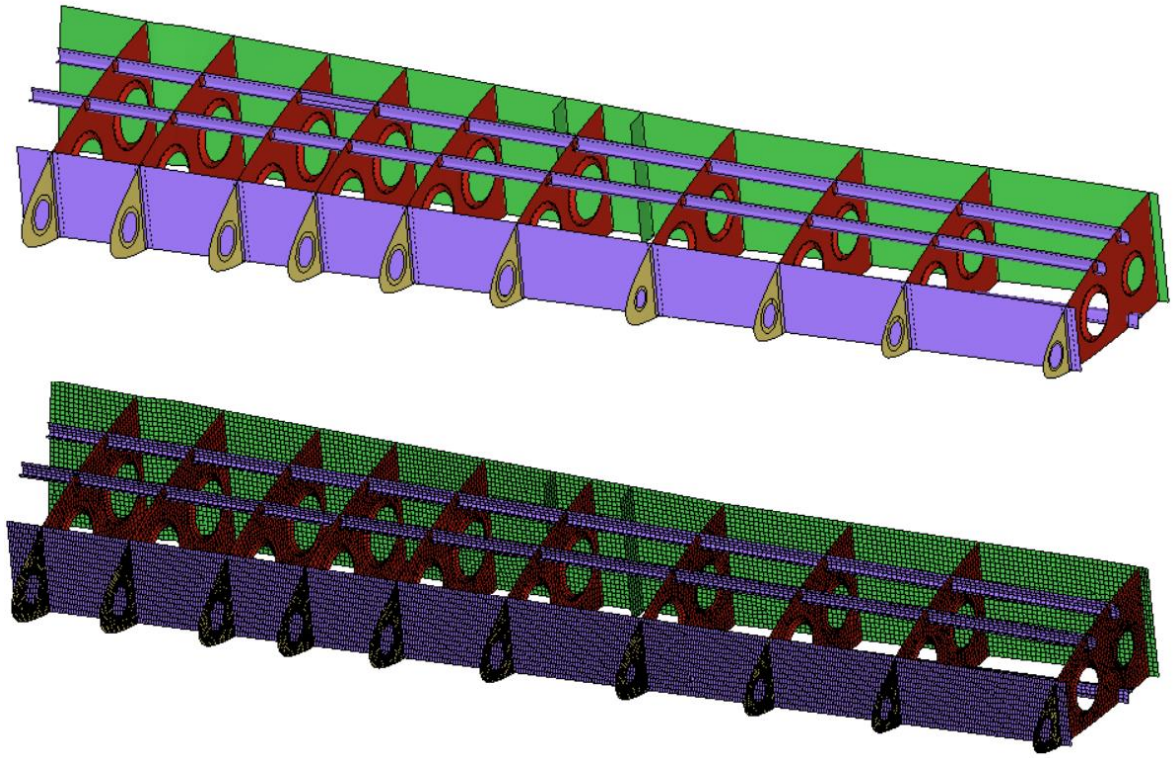
Resim 5.1 ve Resim 5.2'de kanat yapısında bulunan destek elemanı, boyuna kirişler, ana kiriş ve kabuk kısmı görülmektedir.

Beş ana parçadan oluşan kanat üzerinde dış etkilerden dolayı oluşan yükler; önce kabuktan boyuna kirişlere (stringer) ve destek elemanlarına (rib), sonra bu elemanlardan ön kirişe (front spar web) ve ana kiriş (main spar) elemanlarına en sonunda da merkez kanat kutusuna aktarılmaktadır.

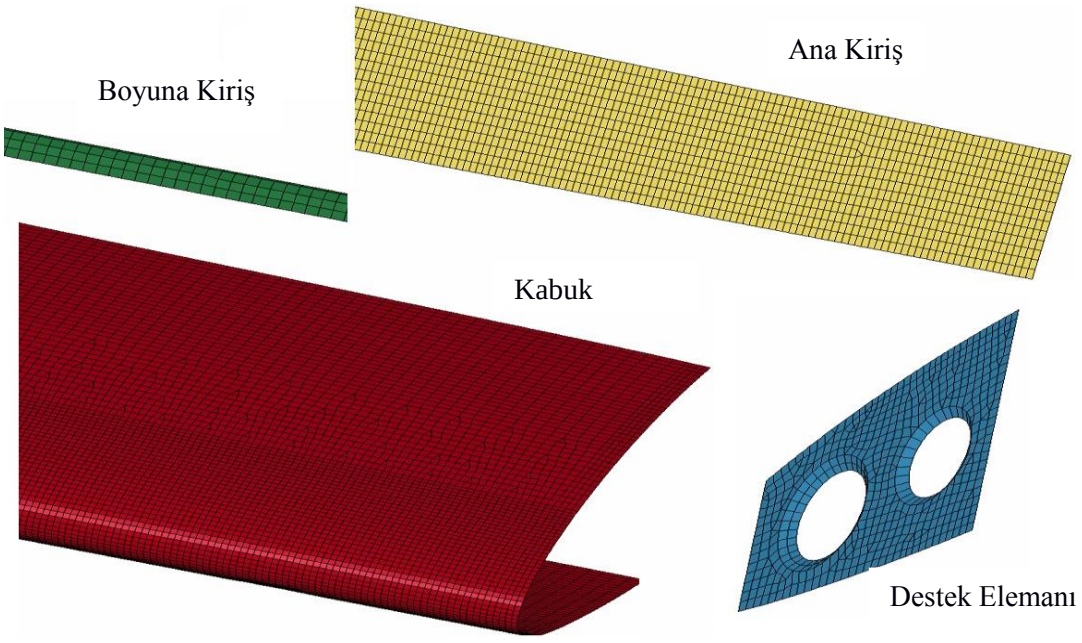
5.1. Sonlu Elemanlar Metodu ile Kanadın Modellenmesi

CAD model, Hypermesh programına yüklendikten sonra midsurface komutu kullanılarak katı halde olan tüm model yüzey olarak modellenir. Her bir parça birbiriyle kontak haline gelene kadar düzenlenir ve model tamamlanır.

Çözüm ağı elemanlarının kenar boyutu çarpışmanın gerçekleştiği hücum kenarında 5 mm diğer tüm elamanlarda 10 mm olacak şekilde kanat modeli toplam 76737 adet elamandan oluşmaktadır. Modelde toplam 80038 düğüm noktası vardır. Kabuk toplam 45423 çözüm ağı elemanından oluşurken, ribler 12846 adet, stringer elamanları 4261 adet, main spar 7114 adet ve front spar web 7093 adet çözüm ağı elemanı ile modellenmiştir. Eleman tipi, tam entegre kabuk elemanı (fully integrated shell element) olarak belirlenmiştir.

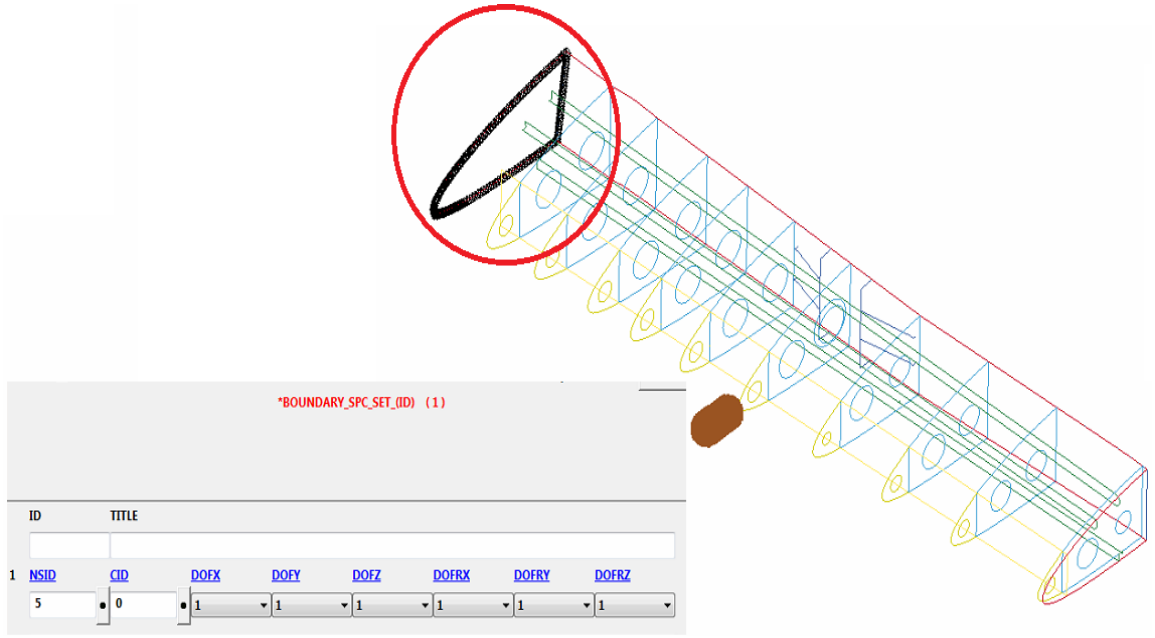


Resim 5.3. Kabuk, kiriş, ön kiriş ağı ve destek elamanlarının bölüntüleme yapısı



Resim 5.4. Kabuk, kiriş, ön kiriş ağı ve destek elamanlarının çözüm ağı görünüşleri

Hypermesh programı ile fine mesh olarak modellenen kanat LS-DYNA programına aktarılmıştır. Burada öncelikle sınır koşulları tanımlanmıştır.



Resim 5.5. Sınır koşulları

Resim 5.5'de görüldüğü üzere kanadın gövdeye bağlandığı bölgede öteleme ve dönme hareketleri sınırlandırılmıştır.

Çizelge 5.1'de LS-Prepost programında kullanılabilecek tutarlı birimler aynı satırda mertebeleri ile beraber verilmiştir. Bu çalışmada kullanılan birimler; g, mm, ms, N ve MPa olacaktır.

Çizelge 5.1. LS-DYNA birimler (LS-DYNA, 2005)

Kütle	Uzunluk	Zaman	Kuvvet	Gerilme	Enerji	Yoğunluk	Young Modulü	İvme
kg	m	s	N	Pa	J	7,83e+03	2,07e+11	9,806
kg	mm	ms	kN	GPa	kN-mm	7,83e-06	2,07e+02	9,81E+00
g	cm	s	dyne	dyne/cm²	erg	7,83e+00	2,07e+12	9,81E+05
g	cm	us	1,0e+07 N	Mbar	1,0e+07 Ncm	7,83e+00	2,07e+00	9,81E-07
g	mm	s	1,0e-06 N	Pa		7,83e-03	2,07e+11	9,81E+06
g	mm	ms	N	MPa	N-mm	7,83e-03	2,07e+05	9,81E+00
ton	mm	s	N	MPa	N-mm	7,83e-09	2,07e+05	9,81E+06
slug	ft	s	lbf	psf	lbf-ft	1,52e+01	4,32e+09	32,17

5.2. Malzeme Modelleri

Çizelge 5.2. Kanat elemanlarının özellikleri

Kanat Elemanı	Malzeme (Alüminyum Alaşım)	Et Kalınlığı
Kabuk (Skin)	AA 7075-T6	1,60 mm
Ana Kiriş (Main Spar)	AA 7075-T6	3,50 mm
Ön Kiriş (Front Spar Web)	AA 2024-T3	1,60 mm
Boyuna Kirişler (Stringer)	AA 2024-T3	1,27 mm
Destek Elemanları (Ribler)	AA 2024-T3	1,60 mm

Çizelge 5.2'de kanat elemanlarının malzeme özellikleri ve kalınlıkları gösterilmiştir.

Kanat hücum kenarı da dahil olmak üzere kabuk ve ana kiriş olmak üzere kanadın dışa bakan yüzeyinde havacılık sektöründe sıkça kullanılan AA 7075-T6 Clad malzeme kullanılmıştır. Havacılık sektöründe yoğun olarak kullanılan AA 7075-T6 alaşımı %87,1-%91,4 alüminyum, %5,1-%6,1 Zn, %2,1-%2,9 Mg ve %1,2-%2 Cu muhteviyatına sahiptir. AA 7075-T6 bu haliyle alaşımı yüksek katı eriyebilirliğe sahiptir. %1 - %2 bakır ilavesi, yüksek dayanım uçak alüminyum alaşımları üretmek için Al-Zn-Mg alaşımının dayanım özelliğini arttırır. Elastisite modulü 71,7 GPa, yoğunluğu 2810 kg/m^3 olan AA 7075-T6'nın sertlik değeri 150 Brinell'dir.

Kanat içerisindeki destek elamanları ve kirişlerde kullanılan AA 2024-T3 malzemesi, kaplama ile korozyon dayanımı yüksek bir malzeme haline gelmesi ile beraber yorulma dayanımı da yüksek bir malzemedir. Elastisite modülü 73,1 GPa, yoğunluğu 2770 kg/m^3 olan AA 2024-T3'ün sertlik değeri 120 Brinell'dir.

Bu malzemeler havacılık sanayinin yanı sıra askeri donanım, işlenebilirlik ve yüksek sertlik gerektiren parçaların tasarımında da yaygınca kullanılır. Genel kullanım alanları otomotiv, savunma sanayisi ve havacılık sektörüdür.

Malzemelerin sayısal olarak modellenmesinde "Piecewise Linear Plasticity (MAT_024)" ve "Johnson-Cook (MAT_015)" malzeme modelleri kullanılmıştır.

5.2.1. Johnson – Cook (MAT_015) malzeme modeli

Johnson-Cook malzeme modeli gerinim hızı etkisini ve ortam sıcaklığını hesaba katan bir visko plastik malzeme modelidir. Bu model gerinim hızının geniş aralıklarda değiştiği ve ortam sıcaklıklarının değişkenlik gösterdiği durumlar için ideal bir seçimdir. Tamamen visko plastiklik esasına dayanan denklem, gerilme değerlerini hesaplarken hız faktörünü de hesaba katar (LS-DYNA, 2013).

Bu çalışmada sıcaklık değişimleri göz ardı edilerek basitleştirilmiş Johnson-Cook modeli kullanılacaktır. Tek bir çarpışma simülasyonu için kullanılacak olan bu modelin, MAT_024 sonuçlarıyla uyumu incelenecektir. Johnson-Cook denklemi, gerilme akışını (5.1) denkleminde gösterildiği gibi ifade eder.

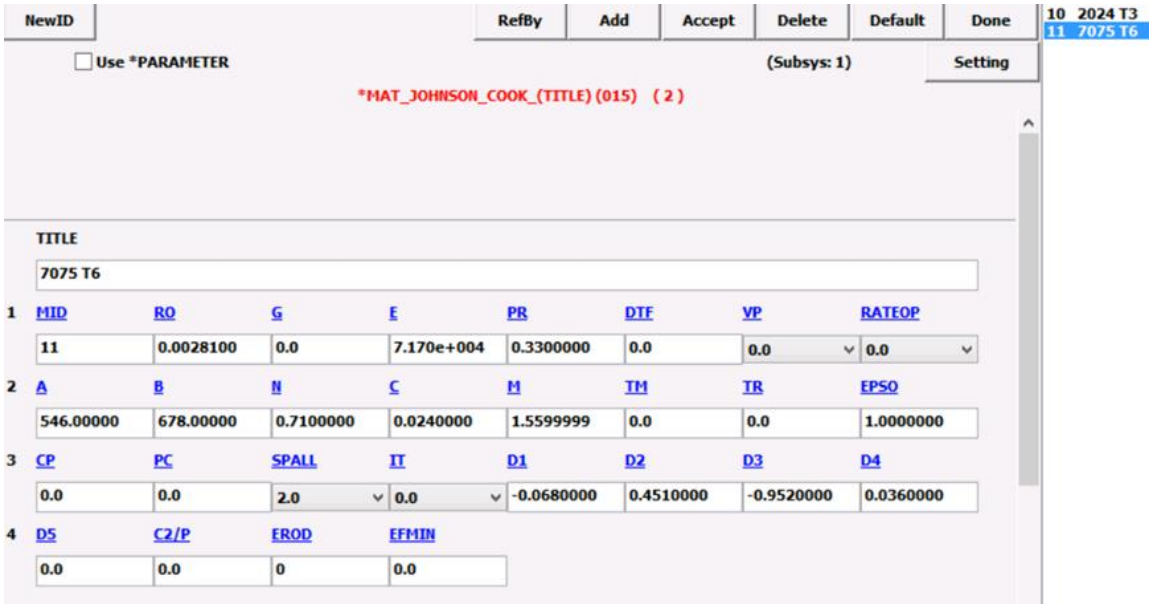
$$\sigma_y = (\mathrm{A} + B\varepsilon^n)(1 + C\ln\dot{\varepsilon}^*) \tag{5.1}$$

Bu denklemde *"σ_y"* efektif gerilme, *"ε"* efektif plastik gerinim, *"$\dot{\varepsilon}^*$"* normalize edilmiş efektif plastik gerinim hızı (karakteristik normalize efektif plastik gerinim hızı=1,0 s^{-1}'dir), *"n"* pekleşme katsayısı, *"A"*, *"B"* ve *"C"* ise malzeme sabitleridir.

Çizelge 5.3. Alüminyum alaşımları için Johnson-Cook Parametreleri (Buyuk, 2013; Bolar ve Joshi, 2014)

Johnson-Cook Parametreleri	AA 7075-T6	AA 2024-T3
A : Statik Akma Limiti (MPa)	546	369
B : Pekleşme Modulü (MPa)	678	684
C : Gerinim Hızı Katsayısı	0,024	0,0083
n : Pekleşme Katsayısı	0,71	0,73
D_1 : Kopma parametresi	-0,068	0,13
D_2 : Kopma parametresi	0,451	0,13
D_3 : Kopma parametresi	-0,952	1,5
D_4 : Kopma parametresi	0,036	0,011
D_5 : Kopma parametresi	0,697	0

Çizelge 5.3'de AA7075-T6 ve AA2024-T3 için Johnson-Cook parametreleri gösterilmiştir.



Resim 5.6. AA 7075-T6 Johnson-Cook malzeme kartı



Resim 5.7. AA 2024-T3 Johnson-Cook malzeme kartı

Resim 5.6 ve Resim 5.7'de görüldüğü üzere Çizelge 5.3'de verilen Johnson – Cook parametreleri malzeme kartlarına tanımlanmıştır. Burada "D1", "D2", "D3", "D4" ve "D5" kopma parametreleridir (failure parameters). Kopma parametreleri, Denklem (5.2) ile malzemenin taşıma kapasitesini ve maksimum gerilmesini belirler. Her iki malzemede de sıcaklık etkisi göz ardı edildiğinden D5=0 olarak tanımlanmıştır.

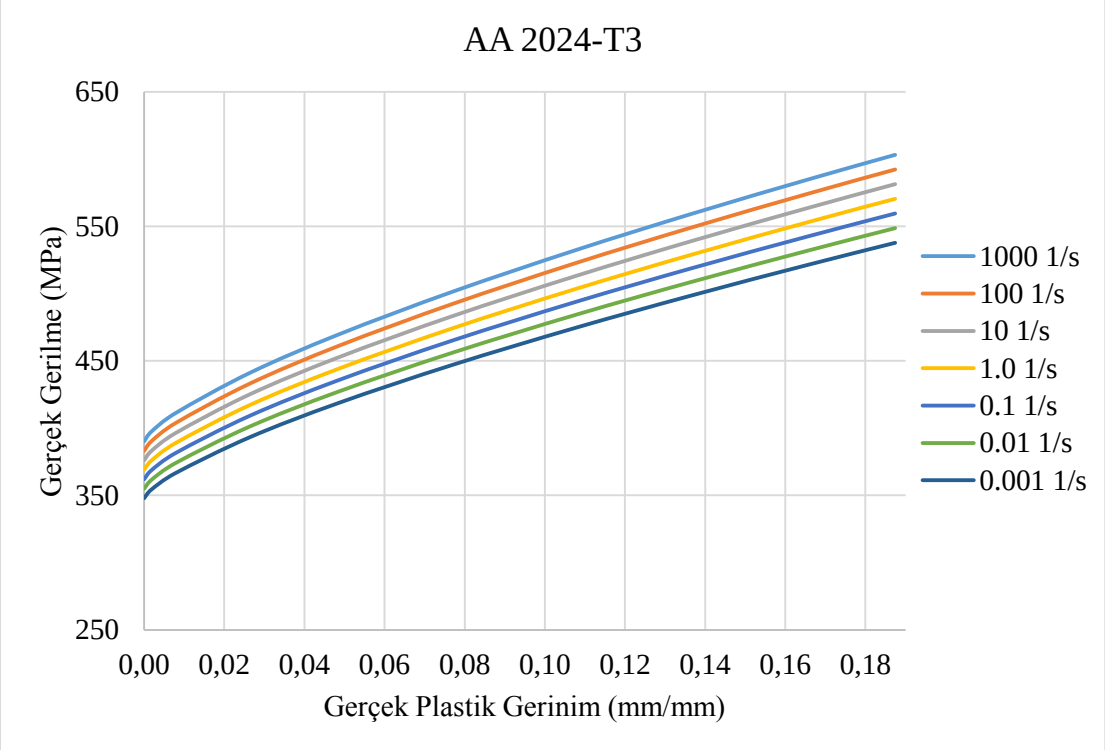
$$\varepsilon^f = \max([D_1 + D_2 \exp D_3 \sigma^*][1 + D_4 \ln \dot{\varepsilon}^*][1 + D_5 T^*], \text{EFMIN}) \quad (5.2)$$

Bu denklemde; *"ε^f"* kopma gerinim değeri *"σ^*"* efektif gerilme, *"ε^*"* gerinim hızını ifade eder.

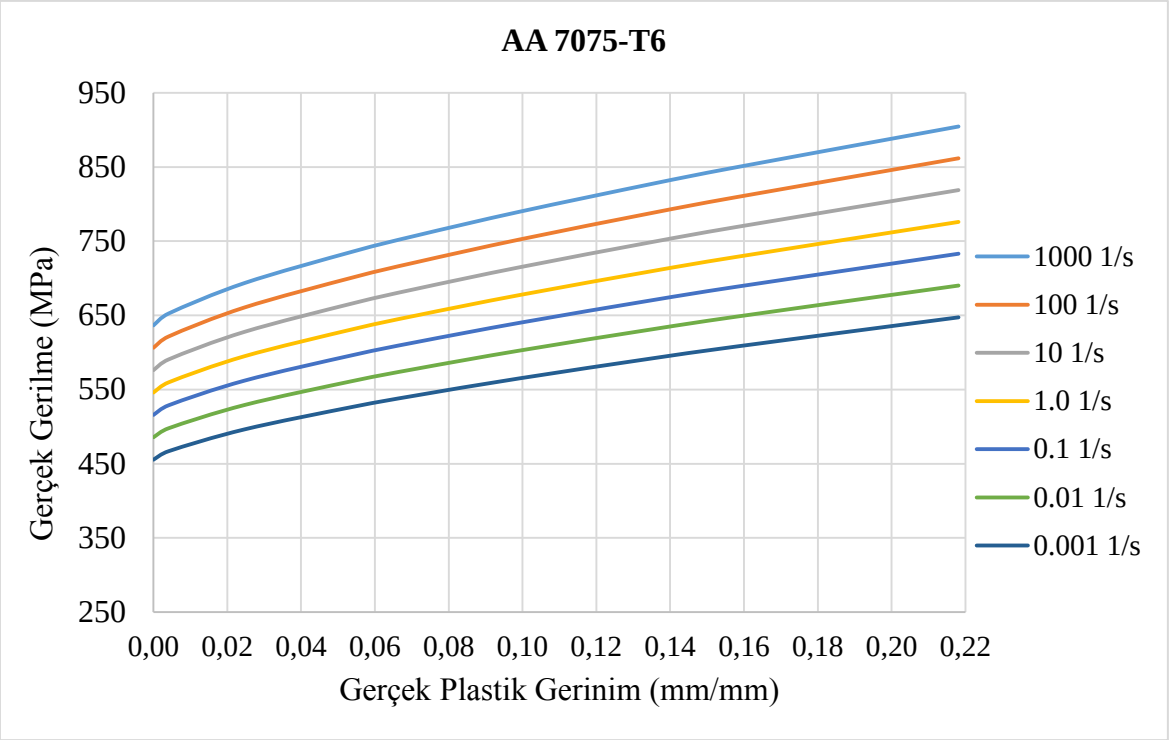
Johnson-Cook yaklaşımında kopma parametresi D=1 olduğu durumda kopma gerçekleşir. D kopma parametresi (5.3)'de verilmiştir.

$$D = \frac{\varepsilon^p}{\bar{\varepsilon}^f} \quad (5.3)$$

Bu denklemde; *"D"* Johnson-Cook kopma parametresi, *"$\bar{\varepsilon}^f$"* kopma gerinim değeri ve *"ε^p"* efektif plastik gerinimdir. Denkleme göre, *"D"* değeri 1'e ulaştığında kopma gerçekleşecektir.



Şekil 5.1. AA 2024-T3 için gerilme akışı

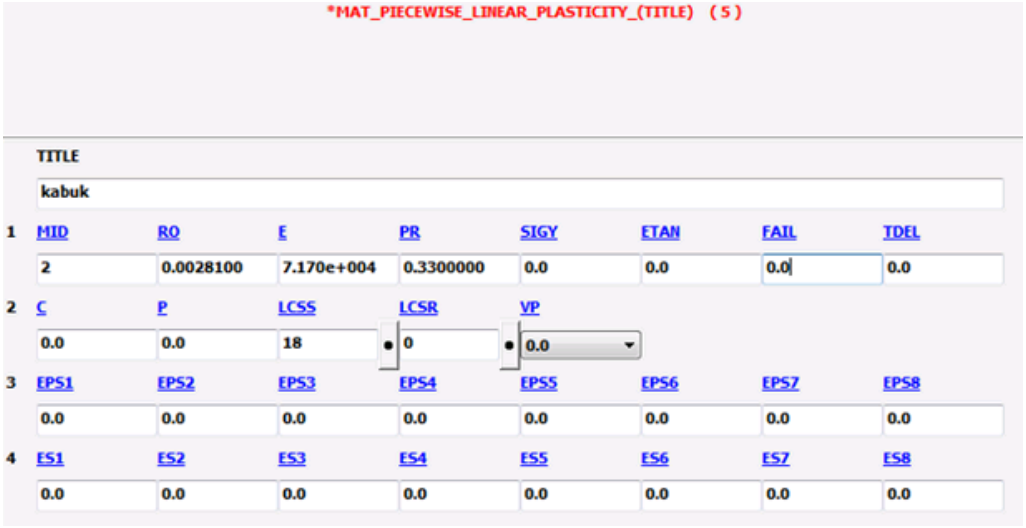


Şekil 5.2. AA7075-T6 için gerilme akışı

Şekil 5.1 ve Şekil 5.2'de Johnson-Cook denklemi kullanılarak gerçek gerilme – gerçek plastik gerinim eğrileri elde edilmiştir. Alüminyum alaşımları, gerinim hızına bağlı malzemeler olduğundan, farklı gerinim hızları ile hesaplamalar yapılmıştır. Gerinim hızı faktörünü kontrol eden Johnson-Cook parametresi *"C"*dir. Grafiklerden de görülebileceği üzere gerinim hızı, *"C"* değeri daha büyük olan AA 7075-T6 malzemesi üzerinde daha fazla gerilme değişikliklerine neden olmaktadır.

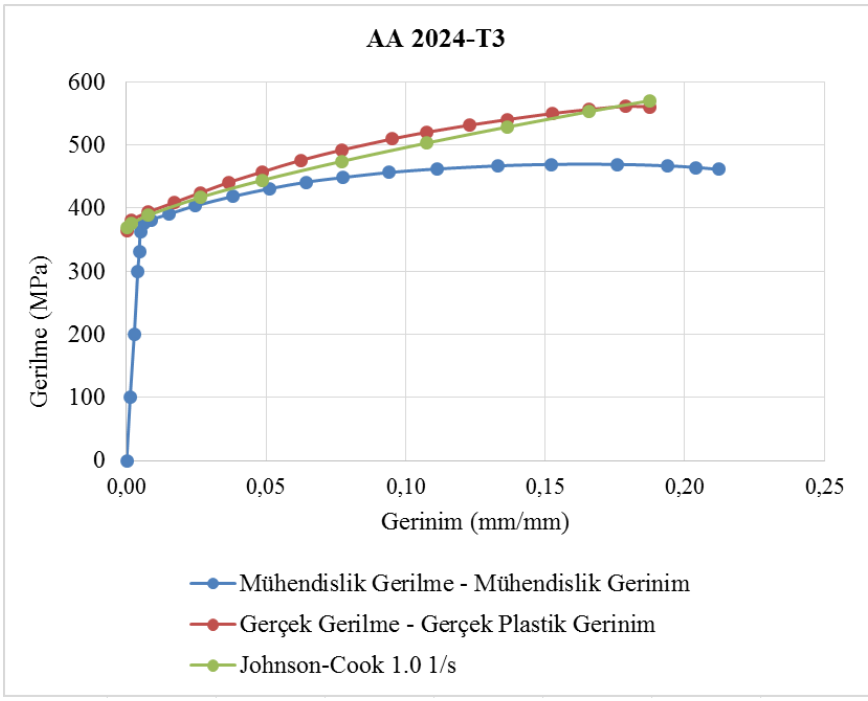
5.2.2. Piecewise linear plasticity (MAT_024) malzeme modeli

Simunovic ve diğerlerinin yaptığı çalışmaya göre gerinim hızı faktörünü hesaba katan malzeme modelleri arasında, otomotiv sektörü ve balistik simülasyonlarda en çok kullanılan "Piecewise Linear Plasticity (MAT_024)" malzeme modelidir (Simunovic ve diğerleri, 2003). MAT_024 modelinde malzemenin plastik davranışı doğrudan malzeme kartına tanımlanır. Plastik bölgenin malzeme kartına tanımlanması iki şekilde yapılabilir. İlk metot; malzeme kartında yer alan elastisite modulü (E), tanjant modulü (ETAN), akma gerilmesi (SIGY), kopma gerinim değeri (FAIL), efektif plastik gerinim değerleri (EPS1-EPS8) ve eşdeğer gerilme (ES1-ES8) değerlerinin tanımlanmasıdır (LS-DYNA, 2013).



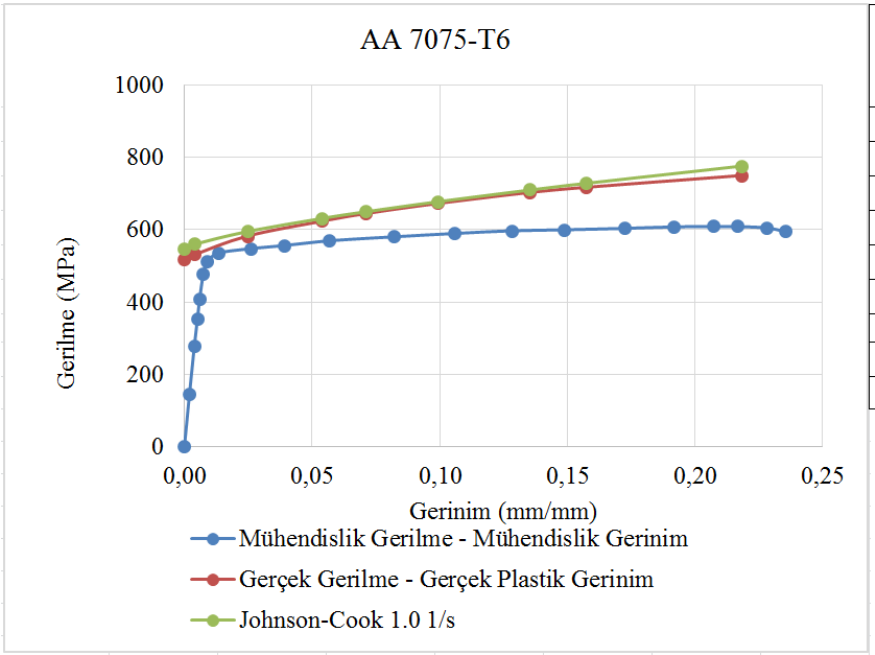
Resim 5.8. Piecewise linear plasticity (MAT_024) malzeme modeli

İkinci metot ise kullanılan malzemenin gerçek gerilme – gerçek plastik gerinim eğrisinin (true stress – true plastic strain curve) doğrudan malzeme kartına tanımlanmasıdır. LCSS (Load Curve Stress-Strain) menusunden eğrinin x ve y değerleri girilerek bu tanımlama yapılır. Bu çalışmada kullanılacak olan metot budur. Bu metot kullanılırken malzemenin akma gerilmesi, kopma gerinim değeri gibi değerleri tanımlamaya gerek yoktur. Girilen eğriden gerekli datalar okunarak hesaba dahil edilir (Dietenberger ve diğerleri, 2005).



True Plastic Strain	True Stress (MPa)
0,00000	364,83
0,00182	380,94
0,00782	393,83
0,01710	409,13
0,02638	424,43
0,03639	440,54
0,04858	457,45
0,06241	475,97
0,07697	492,08
0,09516	509,80
0,10753	520,27
0,12282	531,54
0,13646	540,40
0,15247	550,07
0,16576	556,51
0,17886	561,34
0,18741	560,54

Şekil 5.3. AA 2024-T3 gerilme – gerinim eğrileri (Buyuk, 2013)



True Plastic Strain	True Stress (MPa)
0,00000	517,02
0,00415	531,45
0,02472	582,49
0,05408	624,01
0,07120	644,85
0,09922	672,79
0,13535	703,22
0,15752	717,44
0,21813	750,12

Şekil 5.4. AA 7075-T6 gerilme – gerinim eğrileri (Carson ve Hawn, 1968)

LS-DYNA programında her kanat elemanı için Şekil 5.3 ve Şekil 5.4'de gösterilen gerçek gerilme (true stress) – gerçek plastik gerinim (true plastic strain) eğrileri malzeme kartlarına tanımlanmıştır.

Söz konusu eğriler yapısal elemanlara tanımlanmadan önce gerinim hızı (strain rate) etkisi de tanımlanmalıdır. MAT_024 malzeme modelinde gerinim hızı üç farklı şekilde tanımlanabilir. Bunlardan modelleme açısından en kolay olanı, Cowper-Symonds parametrelerini malzeme kartlarına girmektir. Cowper-Symonds denklemi (5.4) bağıntısı ile gösterilmiştir.

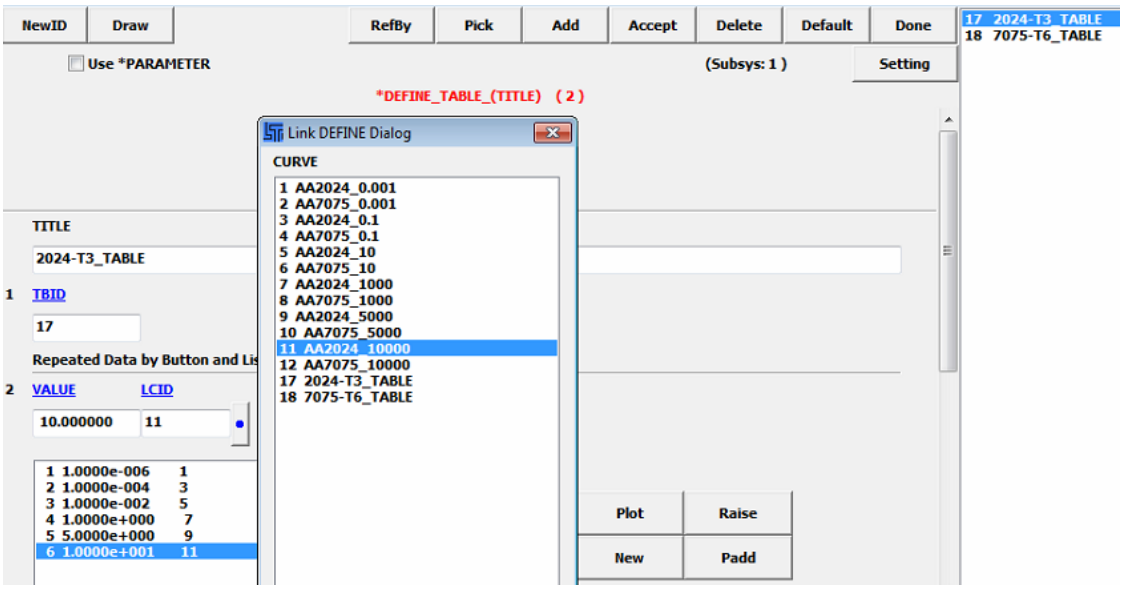
$$\frac{\sigma_d}{\sigma_s} = 1 + \left(\frac{\dot{\varepsilon}}{C} \right)^{\frac{1}{P}} \tag{5.4}$$

Bu denklemde "σ_d" dinamik akma gerilmesi, "σ_s"statik akma gerilmesi, "$\dot{\varepsilon}$" gerinim hızı, *C* ve *P* ise Cowper-Symonds parametreleridir (Dietenberger ve diğerleri, 2005).

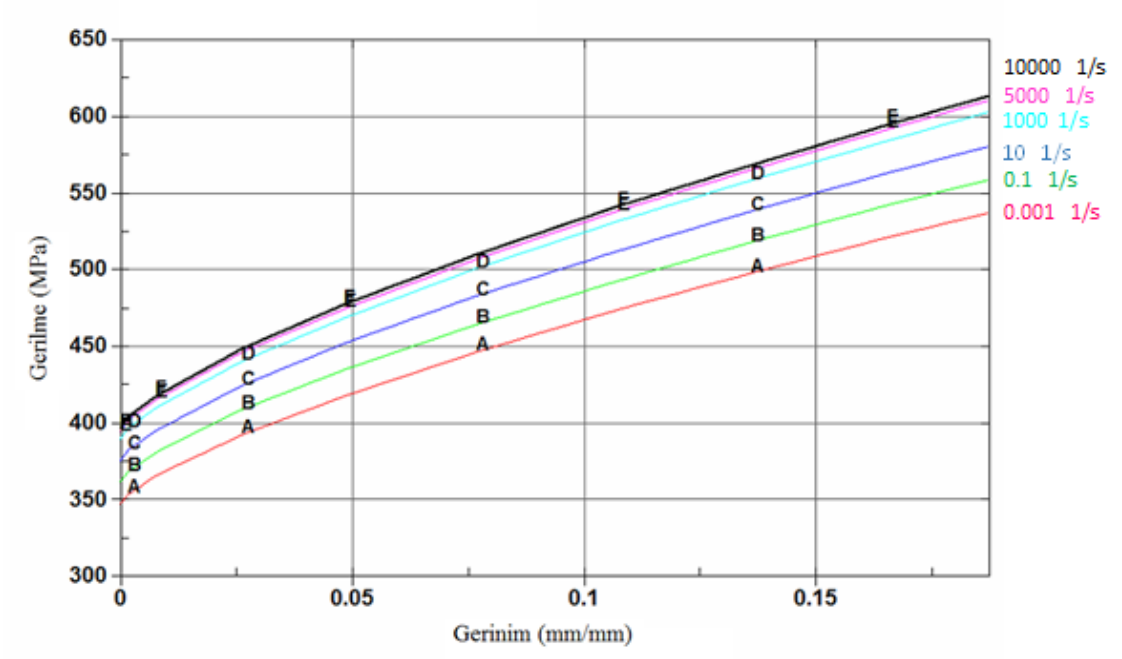
Cowper-Symonds parametreleri AA 2024-T3 için C=12800 s^{-1}, P=4 ve AA 7075-T6 için C=1300 s^{-1}, P=5 olarak malzeme kartlarına tanımlanabilir (Guida ve diğerleri, 2008; Stranart, 2000).

Gerinim hızı etkisi, LCSR (Load Curve Strain Rate) menüsünden gerinim hızı eğrisi tanımlanarakta hesaba katılabilir (LS-DYNA, 2013).

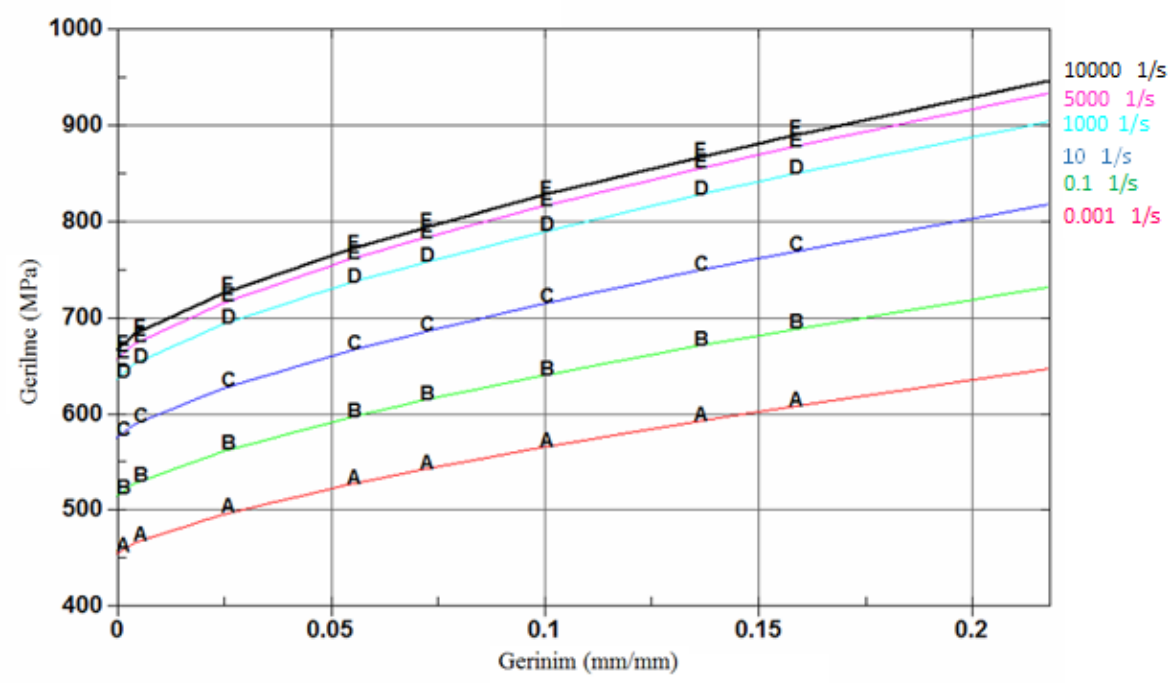
Bu çalışmada ise gerinim hızı etkisi LCSS menusunden tek bir malzeme eğrisi tanımlamak yerine, eğri tablosu tanımlanarak hesaba katılmıştır. Bunun için önce *DEFINE_TABLE komutu ile eğri tablosu oluşturulmuştur.



Resim 5.9. Eğri tablosu kartı

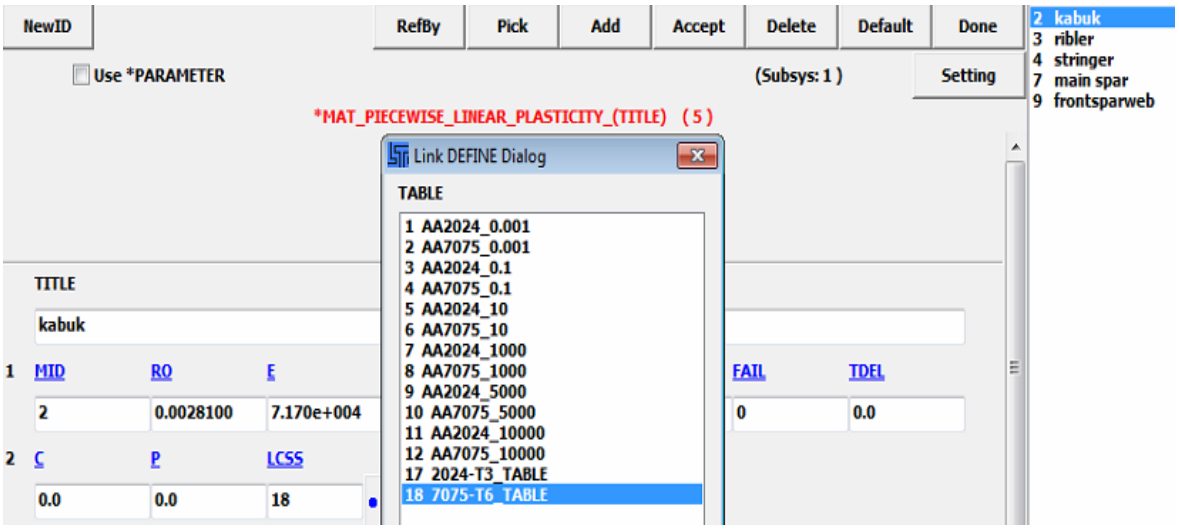


Şekil 5.5. AA 2024-T3 malzemesi için oluşturulan eğri tablosu



Şekil 5.6. AA 7075-T6 malzemesi için oluşturulan eğri tablosu

Son olarak oluşturulan eğri tabloları kanat yapısal elemanlarına tanımlanmıştır. Bu işlem daha önce vurgulandığı gibi LCSS sekmesinden gerçekleştirilmiştir.



Resim 5.10. Eğri tablosunun kanat yapısal elemanlarına atanması

Bu tanımlamadan sonra gerinim hızı değeri oluşturulan tablolara göre hesaba katılmıştır. Eğri tablosunda yer alan eğriler arasında bir gerinim hızı değeri söz konusu olduğunda, LS-DYNA interpolasyon yapmıştır.

Gerinim hızı değeri tablo dışına çıktığında ise ekstrapolasyon yapılmamaktadır. Bunun yerine gerinim hızı tablonun üst sınırının üstünde ise en tepedeki eğri, alt sınırın altında kaldı ise en alt eğri hesaba katılır. Bu durumu asgaride tutmak için, tablo 0,001s^{-1} ile 10000 s^{-1} gerinim hızları arasında oluşturulmuştur.

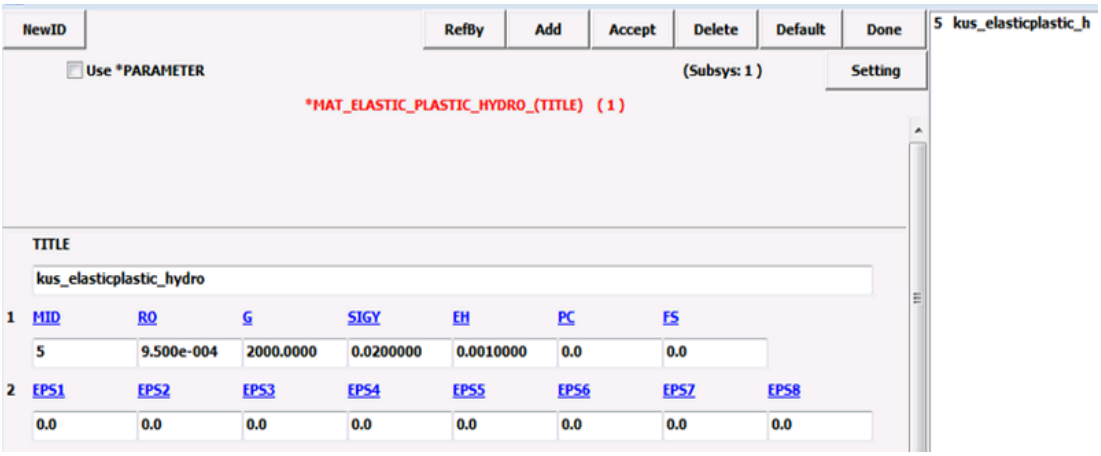
5.3. SPH Kuş Modeli

LS-DYNA programında kuş modeli oluşturulurken önce kuşun katı hali oluşturulur. Sonra bu model SPH modeline çevrilir. Model içerisinde katı kuş modeli de SPH modeli de durmaktadır ve katı olan silinir. SPH kuş modelini program içerisinde küresel silindir olarak çizdikten sonra bu SPH parçacıkları bir noktalar kümesinde tanımlanır.

Çözüm süresini azaltmak adına SPH parçacıklar etrafa saçılırken çözüm süresi uzayacağından kuş için bir kutu tanımlanır. Kutu boyutu, çarpma süresince SPH parçacıklarının hareketine göre belirlenmiştir. Çarpma ile beraber yüksek enerji ile etrafa saçılan SPH parçaları, tanımlanan kutu hacminin içinde kaldıkları sürece simülasyona dahil olacaklardır. Bu yaklaşım ile köşe koordinatları ile tanımlanan kutunun dışına taşan SPH parçacıkları o andan itibaren hesap dışı tutulmuştur (LS-DYNA, 2013).

Çarpma testlerinde kullanılan kuş geometrisi küresel-silindir olarak literatüre yerleşmiş, simülasyon çalışmalarının çoğunda bu geometri kullanılmaktadır. Buna göre kuş gövdesi; yüksekliği taban çapına eşit olan silindir şeklinde iken, kenarları yarım küre şeklindedir. Toplam boyu, eninin iki katı olacak şekilde boyutlandırılmıştır.

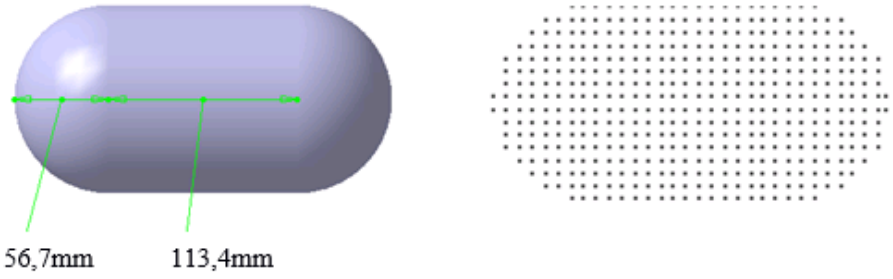
SPH kuş modelinin yoğunluğu 950 kg/m^3 olarak belirlenmiştir. LS-DYNA programında kuş için "Elastik-Plastik Hidrodinamik (Elastic-Plastic Hydrodynamic MAT_010)" malzeme modeli tanımlanmıştır. SPH kuş modeli için oluşturulan Elastik-plastik hidrodinamik malzeme kartına; akma gerilmesi 0,02 MPa, kayma modulü 2,00 GPa ve pekleşme modulü 0,001 MPa olarak tanımlanmıştır (Laovie, 2007).



Resim 5.11. SPH kuş modeli malzeme kartı

Kuşun modellenmesinde en önemli parametrelerden iki tanesi, çarpışma enerjisini oluşturacak olan kütle ve hızdır.

Çarpışma simülasyonlarında kullanılmak üzere belirlenen kuş ağırlığı, eğitim uçakları için EASA CS-23'te 0,91 kg (2 lb) olarak belirlenmiştir. EASA CS-25'te ise yolcu uçaklarının simülasyonunda kullanılacak kuş modelinin ağırlığı 1,82 kg (4 lb) olarak belirlenmiştir.



Resim 5.12. 1,82 kg ağırlığındaki kuş boyutu ve SPH modeli (CS-25, 2003)



Resim 5.13. 0,91 kg ağırlığındaki kuş boyutu ve SPH modeli (CS-23, 2003)

Resim 5.12 ve Şekil 5.13'de EASA CS-23 ve CS-25 yönetmeliklerinde tariflenen kuş modelleri görülmektedir. 0,91 kg kütleye sahip olan kuş modeli 4426 adet SPH parçacığı ile modellenmişken, 1,82 kg kütleli kuş modeli 8885 adet SPH parçacığından oluşmaktadır. Çarpışma hızı ise EASA CS-23 yönetmeliğinde (5.3) denklemi ile tanımlanmıştır.

$$V_{NE} = 0{,}9 \cdot V_D \tag{5.5}$$

Bu denklemde *"V_{NE}"* çarpışma hızı, *"V_D"* ise tasarım dalış hızıdır. Tasarım dalış hızı V_D simülasyona konu olan eğitim uçağı için 159,5 m/s'dir. Burdan yola çıkarak çarpışma hızı V_{NE} = 143,5 m/s olarak hesaplanmıştır.

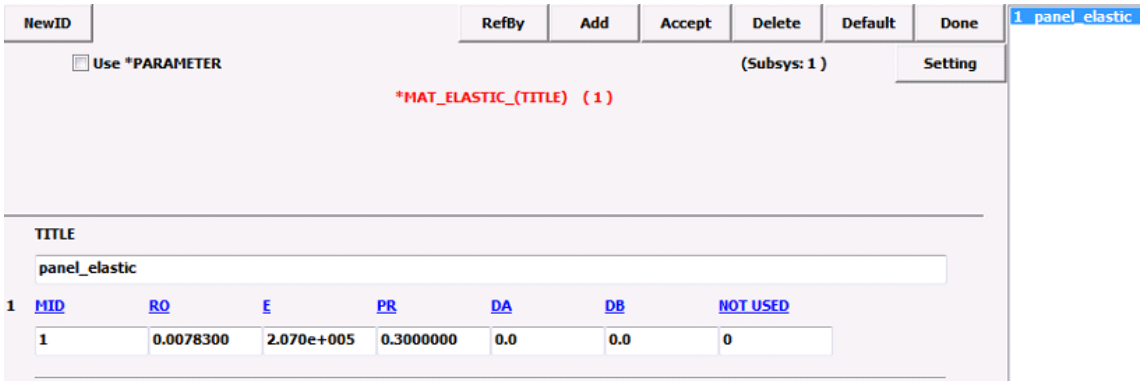
Bu çalışmada yapılacak olan tüm simülasyonlarda çarpışma hızı V_{NE} = 143,5 m/s olarak tanımlanmıştır. Çalışmaya konu olan uçağın eğitim uçağı olması nedeniyle dikkate alınacak olan kuş modeli 0,91 kg kütleye sahip olan model olsa da, karşılaştırmalı sonuçlar için 1,82 kg kütleye sahip kuş modeli ile de çarpışma simülasyonu yapılmıştır.

5.4. SPH Kuş Modelinin Doğrulanması

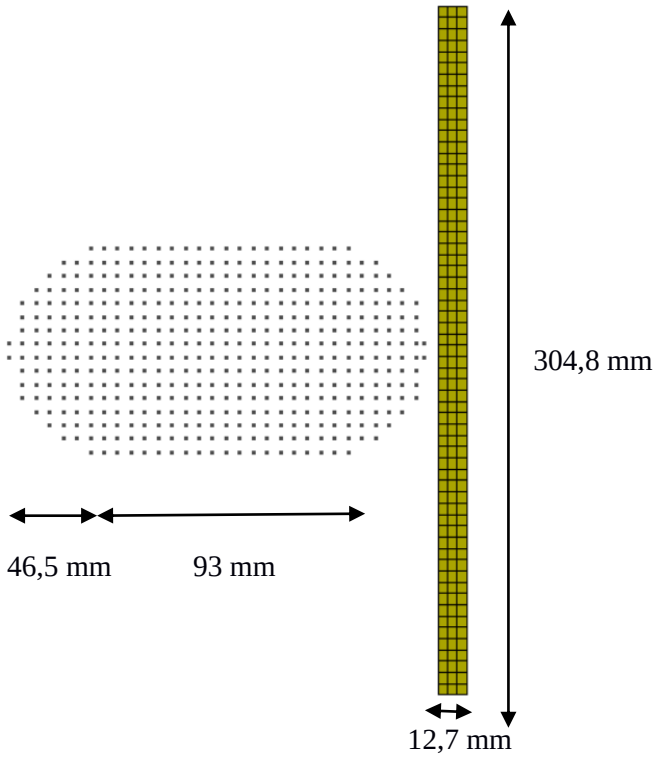
Bu bölümde SPH kuş modelinin doğrulanması için daha önce sonuçları yayınlanan bir çarpma testi modellenerek, simülasyon sonuçları ile test sonuçları karşılaştırılmıştır. Modellenecek çarpma testi, Bölüm 4.2.2'de tüm detaylarıyla anlatılan Lavoie ve diğerlerinin (2009) çalışmasıdır.

Bu çalışmada 1 kg ağırlığındaki jelatin karışımından hazırlanmış kuş modeli, çelik levhaya 100 m/s hız ile fırlatılmaktadır. Lavoie ve diğerleri (2009), çarpma anını yüksek hızlı kameralarla kaydetmiş ve çarpışma anında kuş hızını 95 m/s olarak belirlemişlerdir. Yüksek hızlı kamera 0,33 ms aralıklarla görüntü kaydedebilmektedir, bu nedenle modellenen simülasyonda zaman aralıkları (time step) 0,33 ms olarak belirlenmiştir. Jelatin karışımı ile hazırlanan kuşun yoğunluğu 950 kg/m^3'tür. SPH kuş modeli için oluşturulan Elastik-plastik hidrodinamik malzeme kartına; akma gerilmesi 0,02 MPa, kayma modulü 2,00 GPa ve pekleşme modulü 0,001 MPa olarak tanımlanmıştır.

Çelik levha ise kabuk ve katı elamanlar için uygun bir malzeme modeli olan “Izotropik Elastik (MAT_001)” olarak modellenmiştir. Sınır koşulları, dört kenar boyunca tüm noktalarda dönme ve öteleme hareketlerini tamamen kısıtlayarak tanımlanmıştır. Böylece çarpma anında rijit davranış sağlanmıştır. Kare olarak modellenen plakanın boyutları 0,305 m x 0,305 m, kalınlığı ise 0,0127 m’dir.

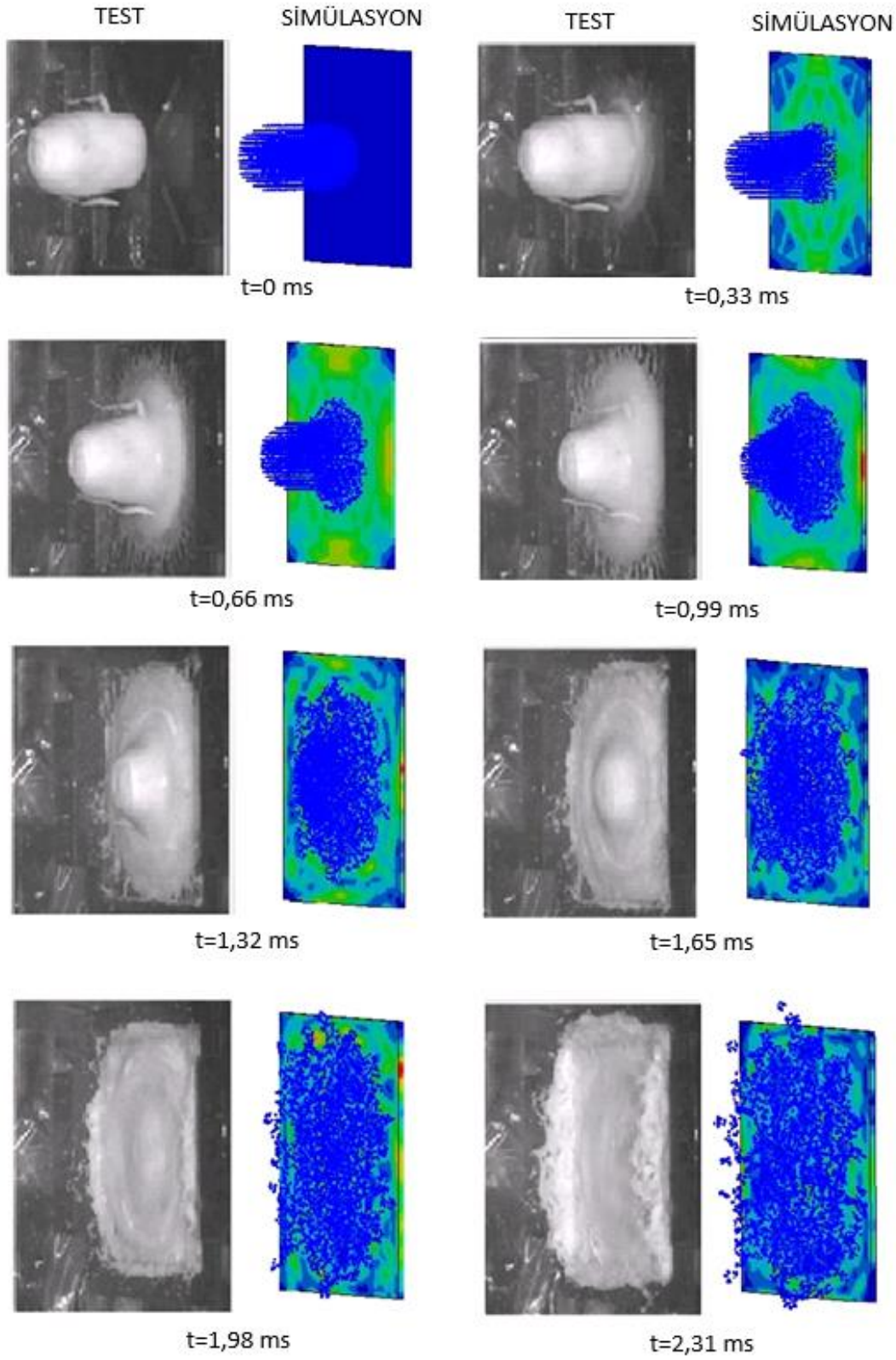


Resim 5.14. Modellenen çelik plakanın malzeme kartı



Resim 5.15. SPH kuş modeli ve levhanın boyutları

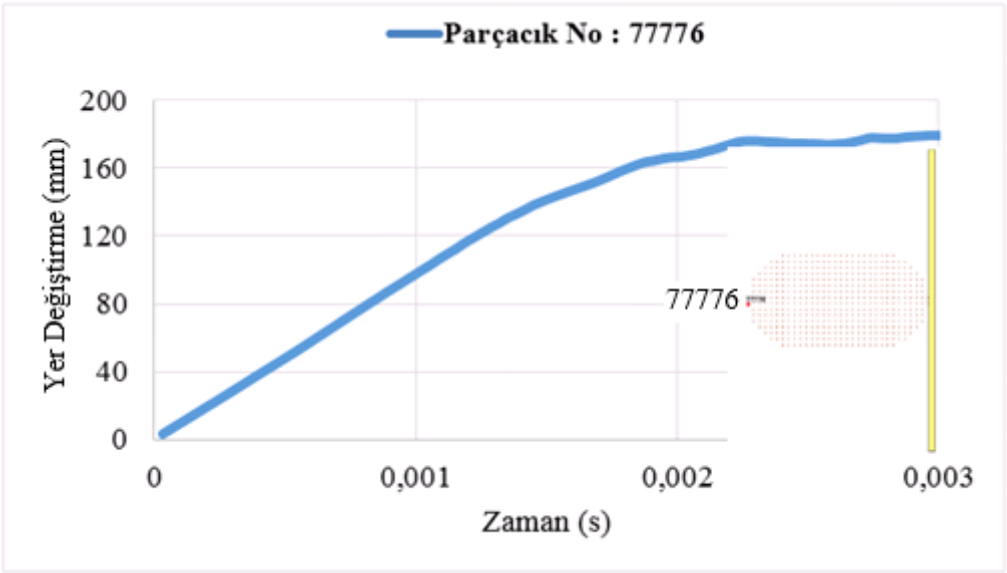
Resim 5.14 ve Resim 5.15’de levhanın malzeme özellikleri ve boyutları görülmektedir. Resim 5.15’de görülen SPH kuş modeli 4460 parçacıktan oluşmaktadır. Kuş modeline, plakaya dik doğrultuda 95 m/s ilk hız tanımlanmıştır.



Resim 5.16. Çarpışma anında 0,33 ms aralıklar ile alınan kamera görüntüleri (Lavoie ve diğerleri, 2009) ve karşılaştırılan bu tez çalışmasına ait simülasyon görüntüleri

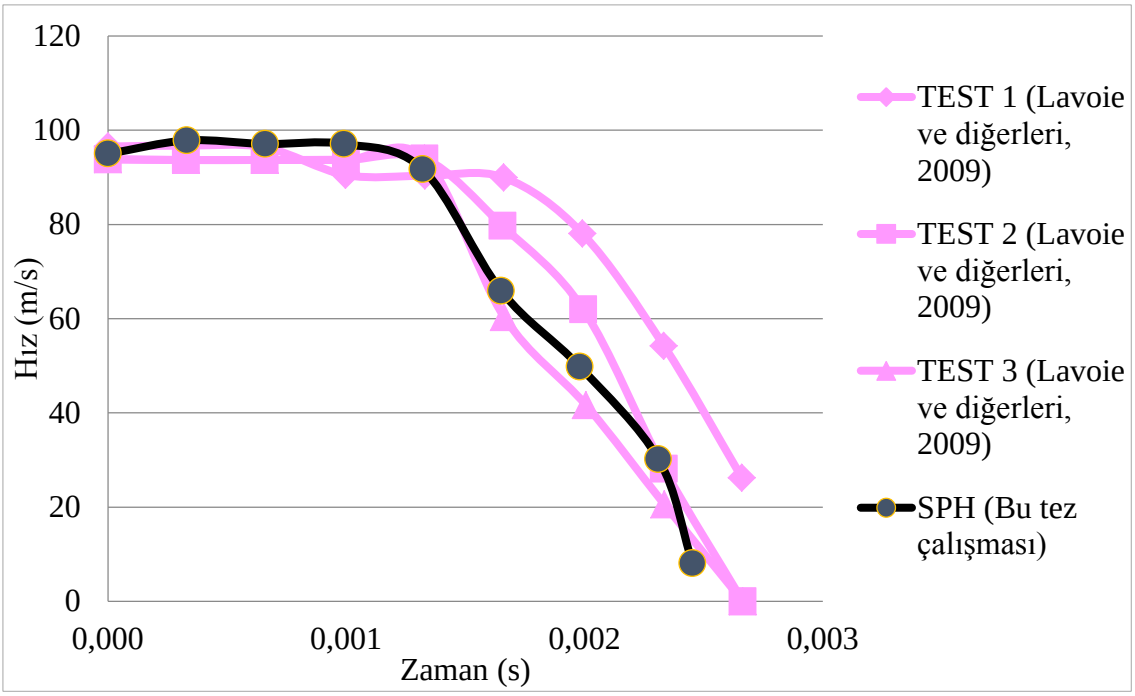
Şekil 5.16'da Lavoie ve diğerlerinin (2009) çarpma testinde yüksek hızlı kamera ile kaydettikleri görüntüler ile modellenen simülasyon görüntüleri karşılaştırılmış ve çok iyi bir uyum görülmüştür.

Test ve simülasyon görüntüleri yanı sıra kuş modelinin hız değişimi de karşılaştırılmıştır. Lavoie ve diğerlerinin (2009), hızı kuşun en arka bölümünün yerdeğiştirmesini ölçerek hesaplamışlardır. Dolayısıyla SPH kuş modelinin en arka bölümünde yer alan parçacıkların ortalama yer değiştirilmesi hesaplanarak, hız-zaman grafiği elde edilmiştir.



Şekil 5.7. SPH modelinin en arkasında yer alan parçacığının yer değiştirme – zaman ilişkisi

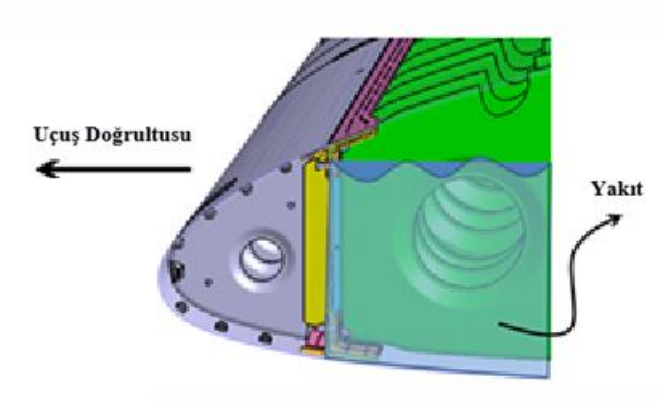
77776 numaralı parçacık, kuş modelinin en arka kısmında bulunan parçacıklardan herhangi biri seçilerek belirlenmiştir. Şekil 5.8'de görülen hız değişim grafiği, belirlenen bu parçacığın yerdeğiştirme-hız grafiğinin türevidir. Lavoie ve diğerlerinin (2009) yayınladığı üç tekrarlı test sonuçları ile numerik SPH modelinin hız değişim değerleri çok iyi bir uyum göstermiştir.



Şekil 5.8. Lavoie ve diğerlerinin (2009) yayınladığı test sonuçları ve bu tez çalışmasındaki SPH modelinin en arkasından seçilen parçacığın hız değişimi

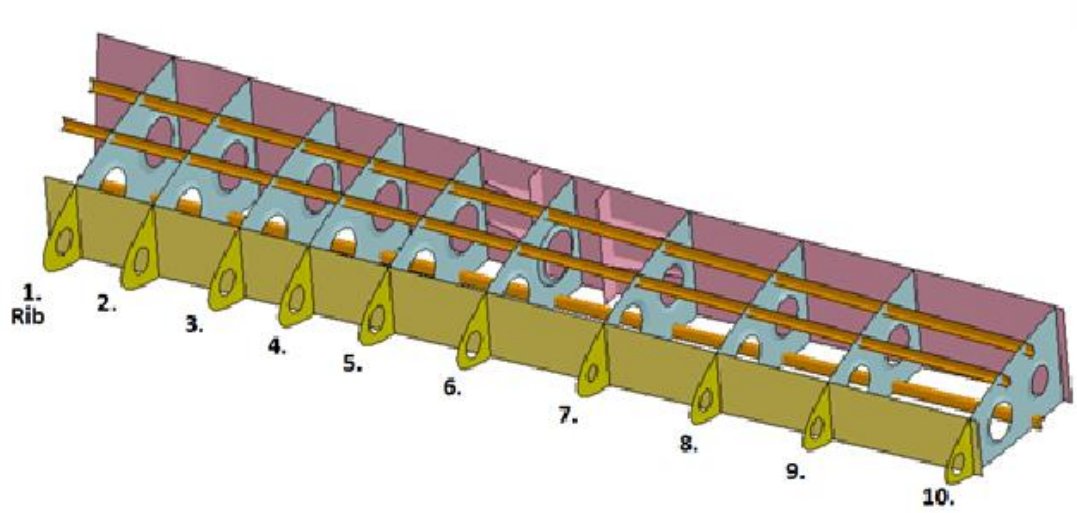
6. ANALİZ BULGULARI

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



Resim 6.1. Kanat en kesiti

Resim 6.1'de kanat en kesiti gösterilmiştir. Kuşun hücum kenarını (leading edge) delmesi durumunda önce destek elemanları (rib), sonra ön kiriş (front spar web) üzerinde deformasyon oluşacaktır. Ön kirişin hemen arkasında elektirik kabloları ve yakıt vardır.



Resim 6.2. Destek elemanlarının kanat içinde dizilişi

Analizler iki farklı kuş kütlesi ve farklı çarpma lokasyonlarına göre yapılmıştır.

Çizelge 6.1. Model kriterleri

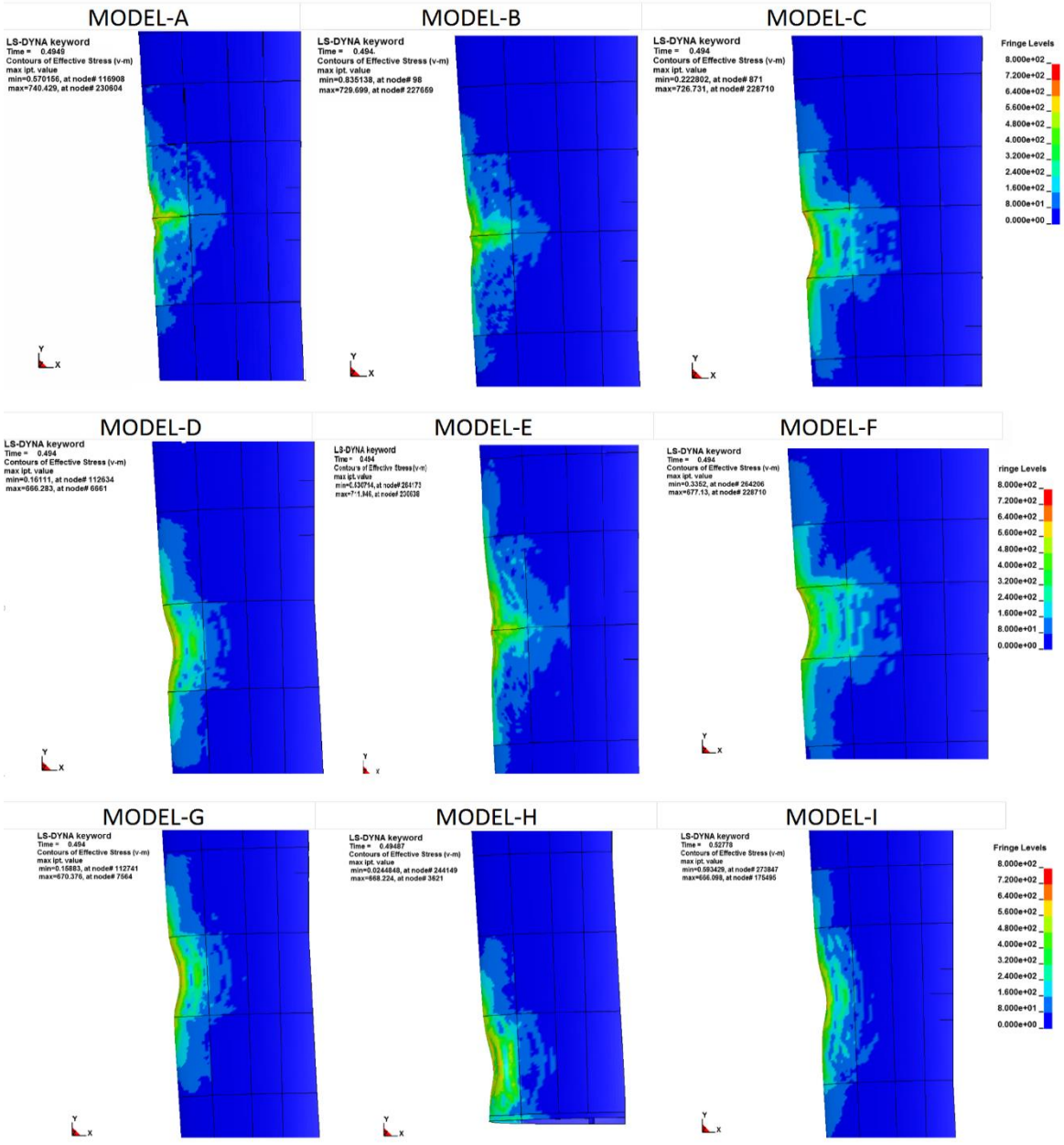
Model Kodu	Kuş Ağırlığı	Çarpma Bölgesi	Kuş Hızı (m/s)	Kanat Hızı (m/s)	Malzeme Modeli	Analiz Süresi (ms)
A	0,91 kg	6 No'lu rib üstüne	143,5	0	MAT_024	6
B	0,91 kg	6 No'lu rib üstüne	143,5	0	Johnson-Cook	6
C	0,91 kg	4. ve 5. ribler arası	143,5	0	MAT_024	6
D	0,91 kg	7. ve 8. ribler arası	143,5	0	MAT_024	6
E	1,82 kg	6 No'lu rib üstüne	143,5	0	MAT_024	6
F	1,82 kg	4. ve 5. ribler arası	143,5	0	MAT_024	6
G	1,82 kg	7. ve 8. ribler arası	143,5	0	MAT_024	6
H	1,82 kg	9. ve 10. ribler arası	143,5	0	MAT_024	6
I	0,91 kg	5. ve 7. rib arası (6 No'lu rib kaldırılarak)	143,5	0	MAT_024	6
J	0,91 kg	6 No'lu rib üstüne	10	-133,5	MAT_024	10
K	0,91 kg	4. ve 5. ribler arası	10	-133,5	MAT_024	10

Çizelge 6.1'de analiz edilen çarpma simülasyonlarının değişkenlik gösteren kriterleri verilmiştir. Buna göre, kuş kütlesi 0,91 kg ve 1,82 kg olarak değişkenlik gösterirken, Johnson-Cook ve MAT_024 olmak üzere iki farklı malzeme modeli kullanılmıştır. Çarpışma hızı 143,5 m/s olmakla beraber, "J" ve "K" kodlu simülasyonda kanat için de hız tanımlanarak, kanat üzerinde oluşacak ön gerilmeler hesaba katılmaya çalışılmıştır

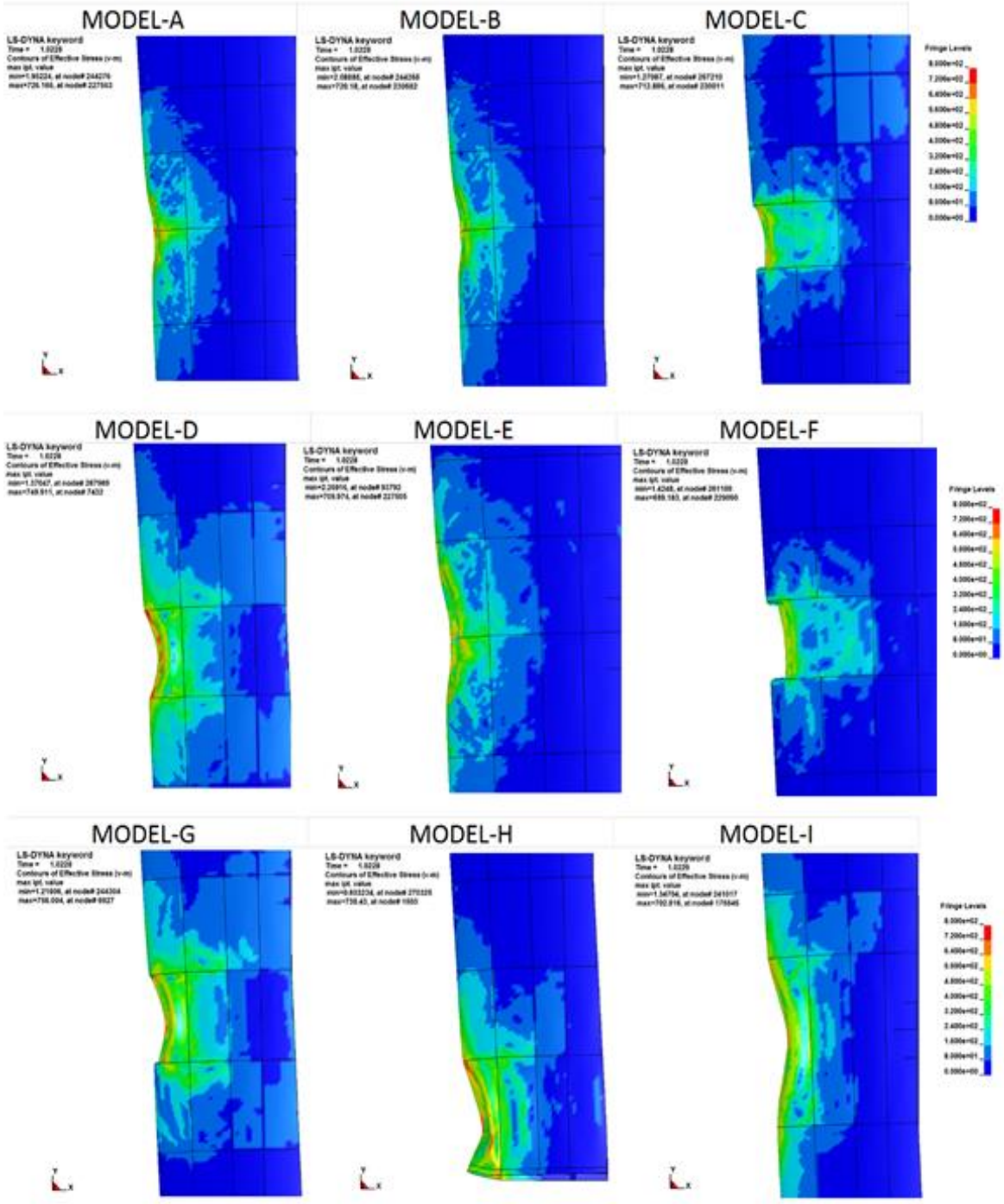
Çarpma lokasyonları da değişkenlik göstermektedir. Kanat üzerinde dört farklı çarpma lokasyonu belirlenerek en kritik bölge tayin edilmeye çalışılmıştır. "I" kodlu simülasyonda ise çarpma bölgesinde yer alan destek elemanı kaldırılarak (rib), hücum kenarında ve ön kiriş üzerinde oluşan deformasyon artışları incelenmiştir. Analiz sonlandırma süreleri; kanada hız verilmeyen durumlar çin 6 ms, kanat için ilk hız tanımlanan simülasyonlarda 10 ms olarak belirlenmiştir.

6.1. Kabuk Üzerinde Oluşan Gerilmeler

Hücum kenarına çarpma gerçekleştikten sonra, 0,5 ms aralıkla alınan ekran görüntüleri karşılaştırılarak kabuk üzerinde oluşan gerilmeler incelenmiştir. Kuş kabuk etkileşimi 3 ms tamamlandığı için karşılaştırılan görüntüler bu zaman aralığı ile sınırlandırılmıştır.



Resim 6.3. t=0,5 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri



Resim 6.4. t=1 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri

Resim 6.3 ve Resim 6.4'de ilk 1 ms zaman aralığında kabuk üzerinde oluşan gerilmeler ve oluşan deformasyonlar görülmektedir. Buna göre bütün modellerde ilk 1 ms içinde plastik şekil değiştirmelerin başladığını söyleyebiliriz. Çarpma olayının destek elemanı üzerinde gerçekleştiği "A" ve "B" kabuk üzerinde kopmalar ve yırtılma ilk 1 ms içinde henüz gerçekleşmemiştir. "A" ve "B" modellerinde kuş kütlesi (0,91 kg) ve çarpma bölgesi

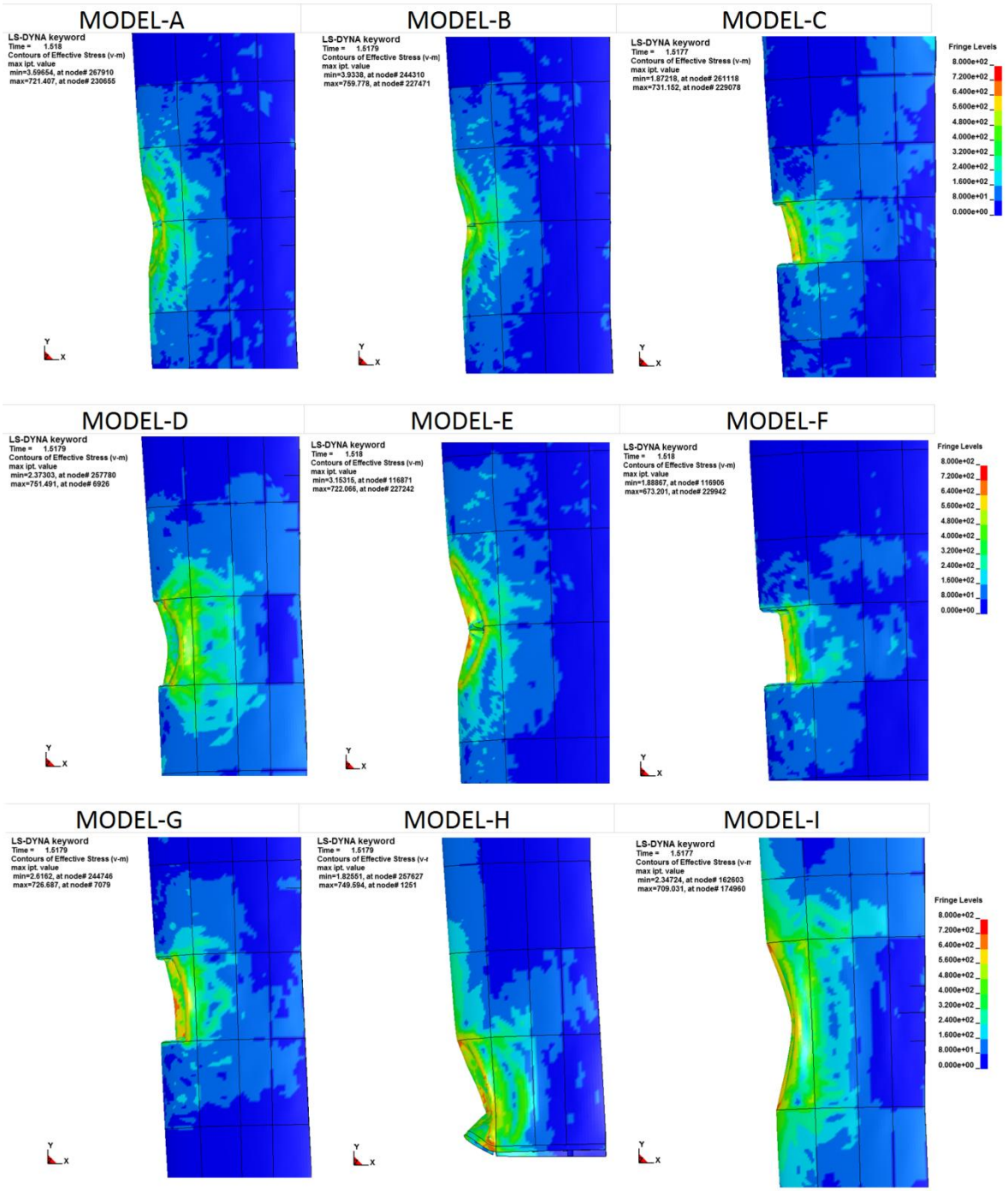
aynıdır. İki modeli farklı kılan kriter malzeme modelleridir. “A” modeli için Piecewise Linear Plasticity (MAT_24), “B” modeli için Johnson-Cook malzeme modelleri kullanılmıştır. Bu iki model için t=0,5 ms ve t=1 ms kabuk üzerinde oluşan gerilme dağılımları ve gerilme değerleri benzerlik göstermektedir.

Çarpmanın destek elemanı üzerinde gerçekleştiği bir başka model olan “E” modelinde ise t=1 ms anında kabuk üzerinde ve destek elemanınında yırtılmalara görülmektedir. Bunun sebebi “E” modelindeki kuşun 1,82 kg olmasıdır.

Bunun yanı sıra çarpmanın iki destek elemanı arasında gerçekleştiği “C”, “D”, “F”, “G” ve “H” modellerinde, kabuğun destek elemanları ile etkileşimde olduğu bölgelerde kopma ve yırtılmalar meydana gelmiştir. Söz konusu kabuk yırtılması destek elemanları arası mesafenin daha az olduğu “C” ve “F” modellerinde daha belirgin şekilde gözükmektedir. “C” ve “F” modellerinde çarpmanın gerçekleştiği 4. ve 5. Destek elemanları arası mesafe 168,5 mm iken “D” ve “G” modellerinde çarpmanın gerçekleştiği 7. ve 8. destek eleamanları arası mesafe 272,2 mm’dir. Destek elemanlarının birbirine yakın olması kabuk üzerinde oluşan gerilmeleri artırmakta ve daha erken yırtılmasına neden olmaktadır. Kabuk yırtılmaları, 1,82 kg kütleli kuşun çarptığı “F” ve “G” modellerinde daha belirgin bir şekilde gözükmektedir.

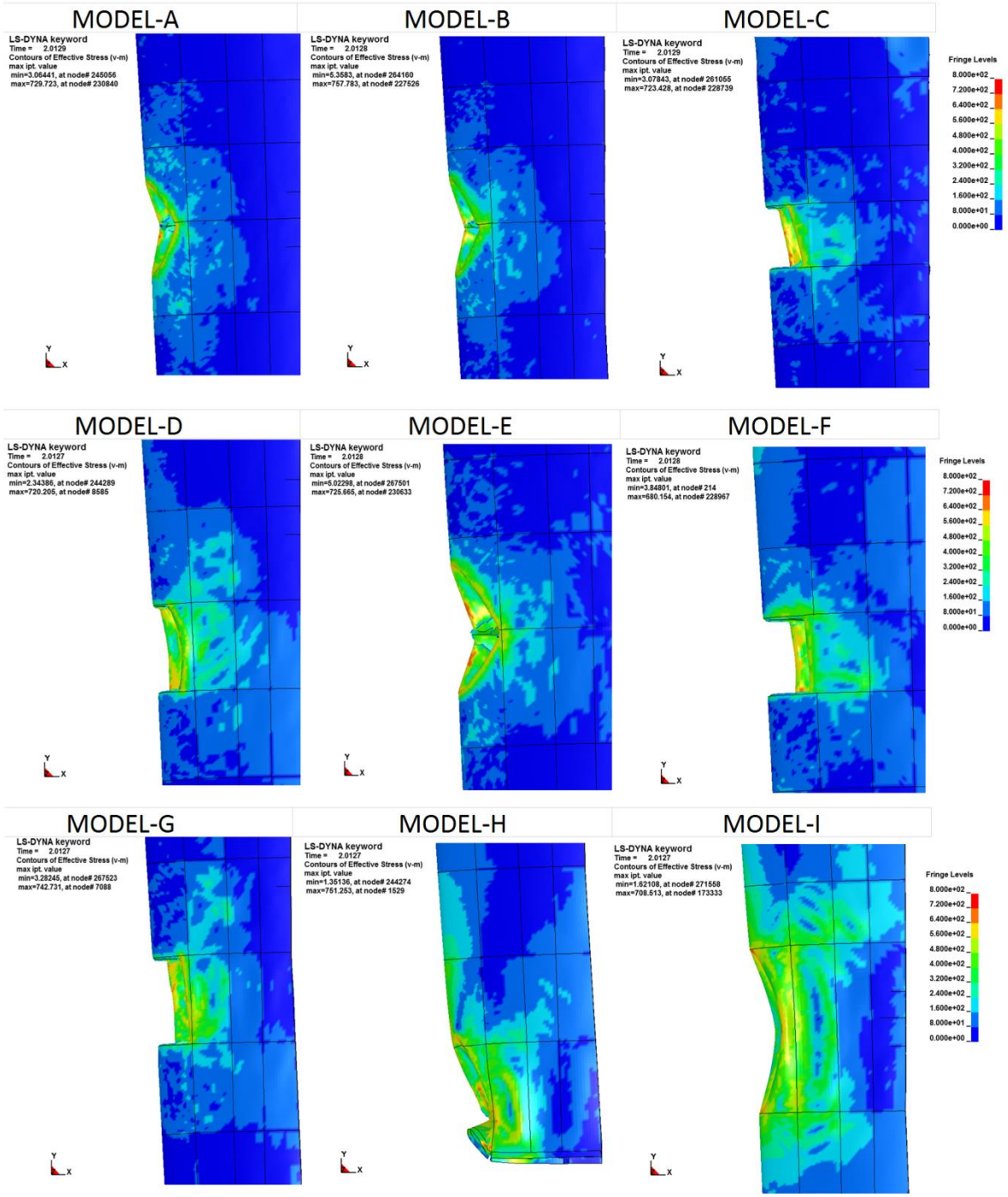
“H” modelinde t=1 ms anında, kanadın en ucunda yer alan 10 numaralı destek elemanının içeri doğru eğilmeye başladığı gözükmektedir. Kabuk üzerinde gerçekleşen yırtılmalar ise 9. destek elemanı çevresine meydana gelmektedir.

Çarpma bölgesinde destek elemanı tasarlanmayan “I” modelinde ise ilk 1 ms içinde kabuk üzerinde kopma ve yırtılma meydana gelmemiştir.



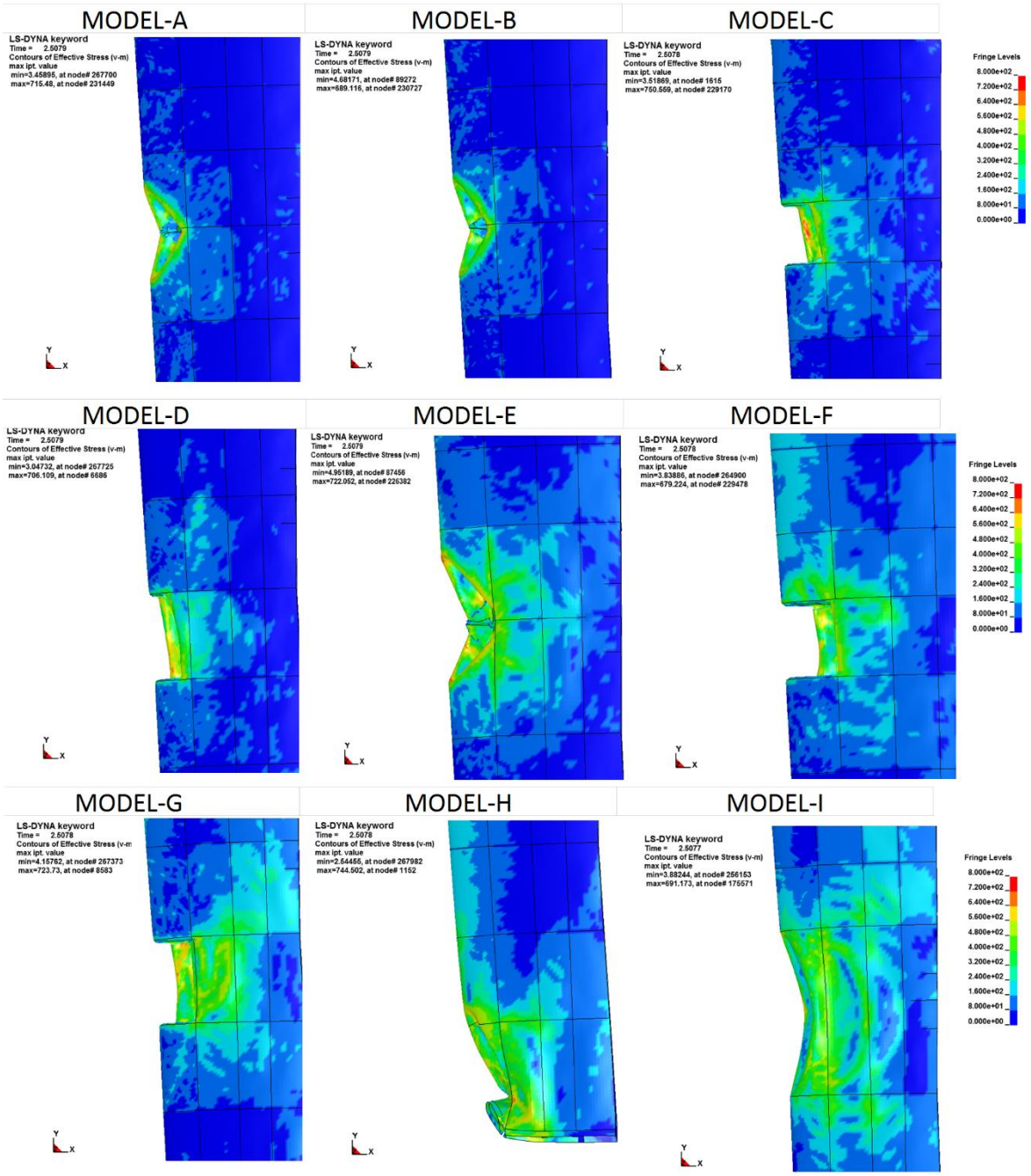
Resim 6.5. t=1,5 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri

Resim 6.5'de t=1,5 ms anında kabuk üzerinde oluşan gerilmeler görülmektedir. Buna göre "A" ve "B" modelinde çarpmanın gerçekleştiği 6 numaralı destek elemanı ve bu bölgede kabuk üzerinde kopmalar meydana gelmiştir. 1,82 kg kütleli kuşun çarptığı "E", "F", "G" ve "H" modellerinde kabuk üzerindeki yırtıkların genişlediği ve kuşun kabuk içerisine nüfuz ettiği görülmektedir.



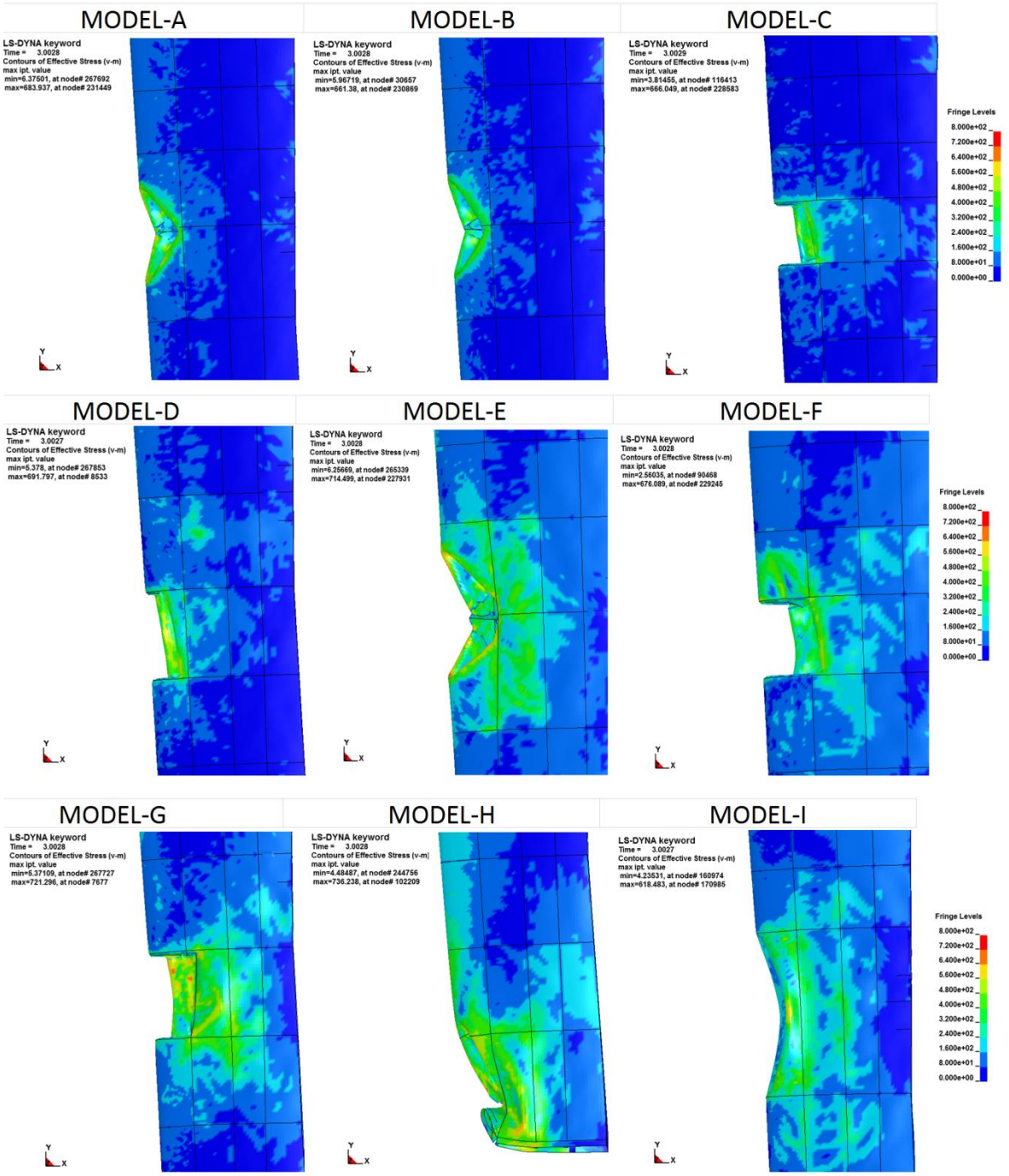
Resim 6.6. t=2 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri

Resim 6.6'da görüldüğü üzere t=2 ms anında 0,91 kg kütleli kuşun çarptığı "A", "B", "C" ve "D" modellerinde de yırtıklar genişlemeye başlamıştır. "I" modelinde ise kabuğun destek elemanlarına tutturulduğu bölgede, bazı çözüm ağları üzerinde kopmalar gerçekleşmeye başlamış fakat kabukta genel bir yırtılma söz konusu değildir.



Resim 6.7. t=2,5 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri

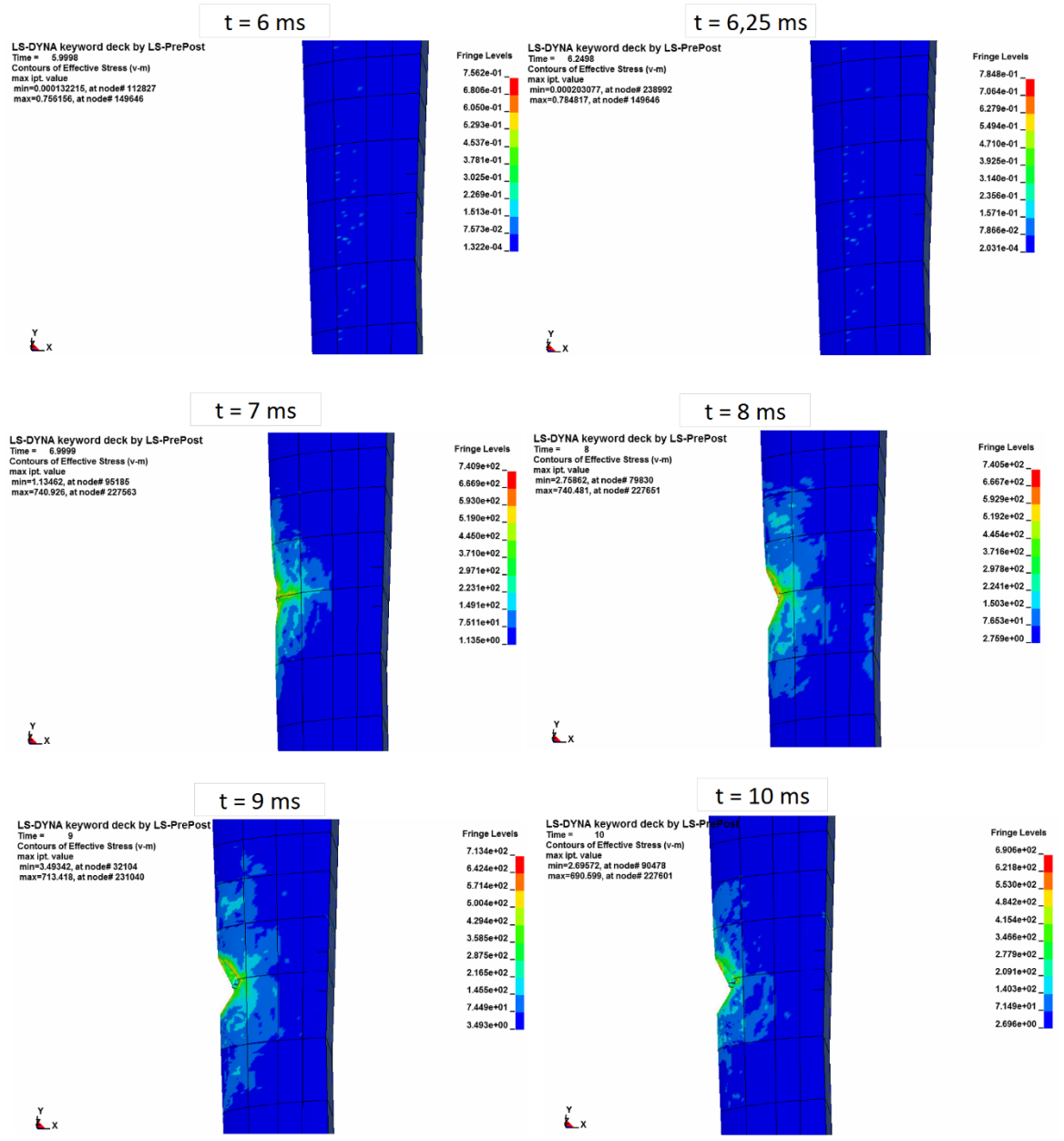
Resim 6.7'de kabuk üzerinde t=2,5 ms anında oluşan gerilmeler ve deformasyonlar görülmektedir. Buna göre "A", "B", "C" ve "D" modellerinde de kabuk tamamen yırtılarak kuş hücum kenarı içine nüfuz etmiştir. Böylece "I" modeli hariç tüm modellerde kuşun hücum kenarı içine girdiği söylenebilir.



Resim 6.8. t=3 ms anında kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri

Resim 6.8'de görüldüğü üzere kabuk deformasyonları, Resim 6.7 ile çok benzerdir. Bunun nedeni t=3 ms anında kuş ile kabuk etkileşiminin azalmış olmasıdır. Resim 6.8'de görüldüğü üzere kabuk üzerinde oluşan gerilmeler de azalmaya başlamıştır. t=3 ms anında kuş ön kiriş üzerinde görece yüksek gerilmeler oluşturmaktadır. Çözüm süresi 6 ms olmasına karşın t=3 ms anından sonra kabuk üzerinde değişiklik görülmemiştir.

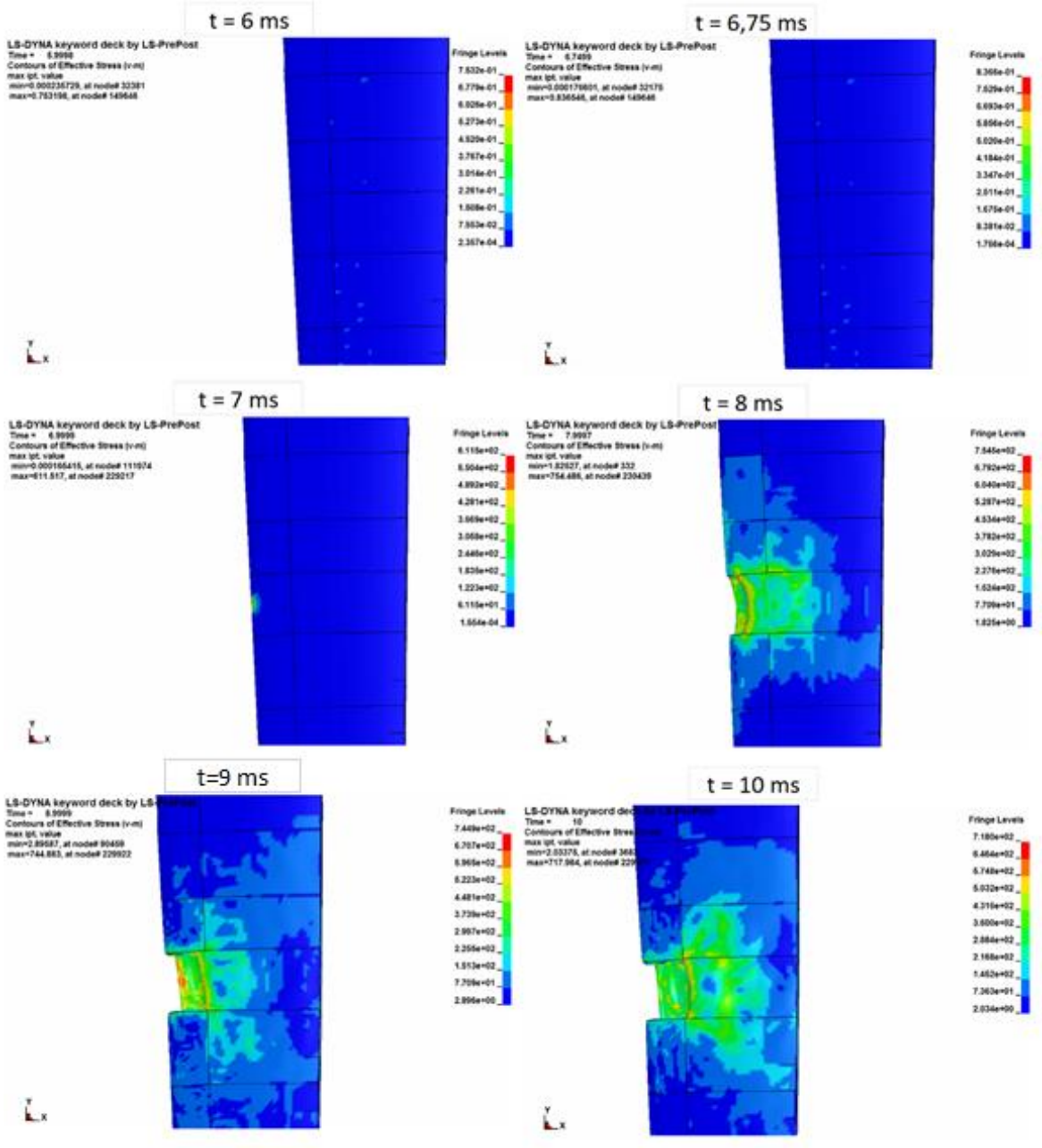
“J” ve “K” modellerinde kanada ilk hız tanımlanmasıyla beraber çözüm süresi 10 ms olarak belirlenmiştir. Analiz süresinin farklı olması nedeniyle bu modeller ayrı ayrı incelenmiştir. “J” modelinde 0,91 kg kütleli kuş 6 numaralı destek elemanı üzerine çarptırılmıştır. Bu yönüyle “A” ve “B” modellerine benzerlik göstermektedir.



Resim 6.9. “J” modelinde kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri

Çarpışma öncesi yaklaşık 6,5 ms zaman bırakılarak, kanat üzerinde oluşan ön gerilmeler incelenebilmiştir.

SPH kuş modeline verilen hız 143,5 m/s'den 10 m/s'ye düşürülerek, kanada sınır koşullarının tanımlandığı bölgeden kuş doğrultusunda 133,5 m/s hız tanımlanmıştır. Resim 6.9'da görüldüğü üzere çarpmadan hemen önce kabuk üzerinde t=6,25 ms'de 0,79 MPa gerilme değeri ölçülmüştür. Bu durumda kanadın hareketinden dolayı oluşacak ön gerilmelerin etkisini belirlemek hedeflenmiştir. "J" modelinde kabuk üzerinde ve destek elemanında ilk çarpma anı olan t=7 ms'de yüksek gerilmeler görülmektedir. t=8 ms anında ise kabukta, çarpmanın gerçekleştiği merkezde yırtılmalar meydana gelmiştir. Kuş 10 ms analiz süresinin sonunda kabuğu delerek hücum kenarı içine nüfuz etmiştir.



Resim 6.10. "K" modelinde kabuk üzerinde oluşan von-mises gerilmeleri

Benzer şekilde “K” modelinde de kanada sınır koşullarının tanımlandığı bölgeden kuş doğrultusunda ilk hız tanımlanmış ve çarpışma öncesi yaklaşık 6,5 ms zaman bırakılarak, kanat üzerinde oluşan ön gerilmeler gözlenmiştir. “K” modeli çarpma bölgesi ve kuş kütlesi göz önüne alındığında “C” modeline benzerlik göstermektedir. Resim 6.10’da görüldüğü gibi t=6,75 ms’de çarpmadan hemen önce kabuk üzerinde 0,83 MPa ön gerilme değeri belirlenmiştir. Bu modelde çarpma olayı t=7 ms anında başlamaktadır. Kabuk üzerinde, çözüm ağlarında kopmalar ilk olarak t=8 ms anında 4. ve 5. destek elemanlarının etrafında görülmektedir. t=9 ms anında ise kabukta yırtılma belirgin bir şekilde görülmüştür. Kuş 10 ms analiz süresinin sonunda kabuğu delerek hücum kenarı içine nüfuz etmiştir.

“J” modelinde kabuk üzerinde oluşan gerilmeler ön bölümde sınırlı kalırken, “K” modelinde kabuğun en arka bölümünde dahi gerilmeler oluştuğu görülmüştür.

Kabuk üzerinde oluşan en yüksek gerilme değerleri “Model-A” için 760,90 MPa, “Model-B” için 772,66 MPa, “Model-C” için 771,29 MPa, “Model-D” için 760 MPa, “Model-E” için 746,19 MPa, “Model-F” için 702,24 MPa, “Model-G” için 772,47 MPa, “Model-H” için 773,25 MPa, “Model-I” için 729,37 MPa, “Model-J” için 766,06 MPa ve “Model-K” için 770,20 MPa olarak belirlenmiştir.

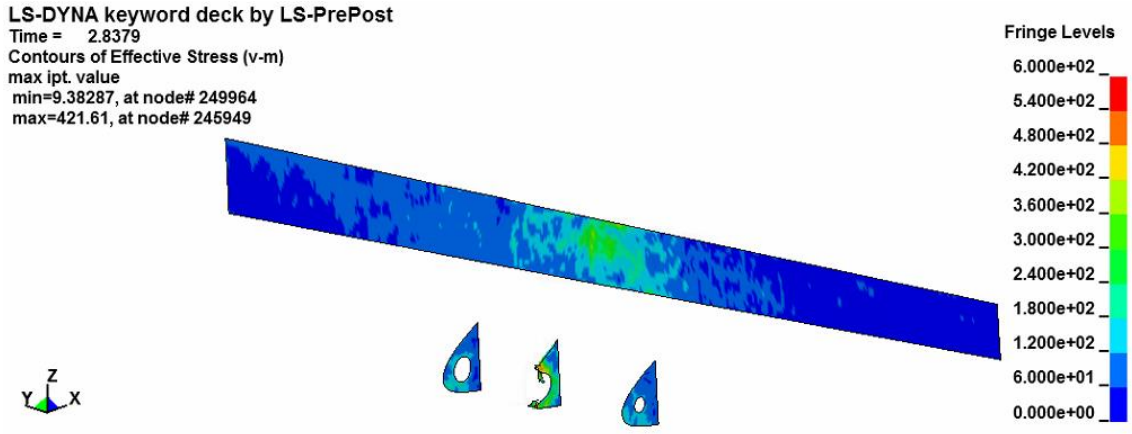
SPH kuş modelinin de görülebileceği simülasyon görüntüleri her model için ayrı ayrı ekler bölümünde verilmiştir. Bu resimlerden kuşun hücum kenarına nüfuz etme durumu görülebilir.

6.2. Ön Kiriş ve Destek Elemanları Üzerinde Oluşan Gerilmeler

Kuş modeli “I” modeli hariç tüm simülasyonlarda kabuğu delerek, hücum kenarına nüfuz etmiştir. Bu durumda, kuşun destek elemanları ve ön kirişte oluşturacağı gerilmeler ve deformasyonlar önemlidir. Çözüm süresince ön kirişte oluşan gerilmeler; 1 ms aralıklarla, karşılaştırmalı olarak ekler bölümünde verilmiştir.

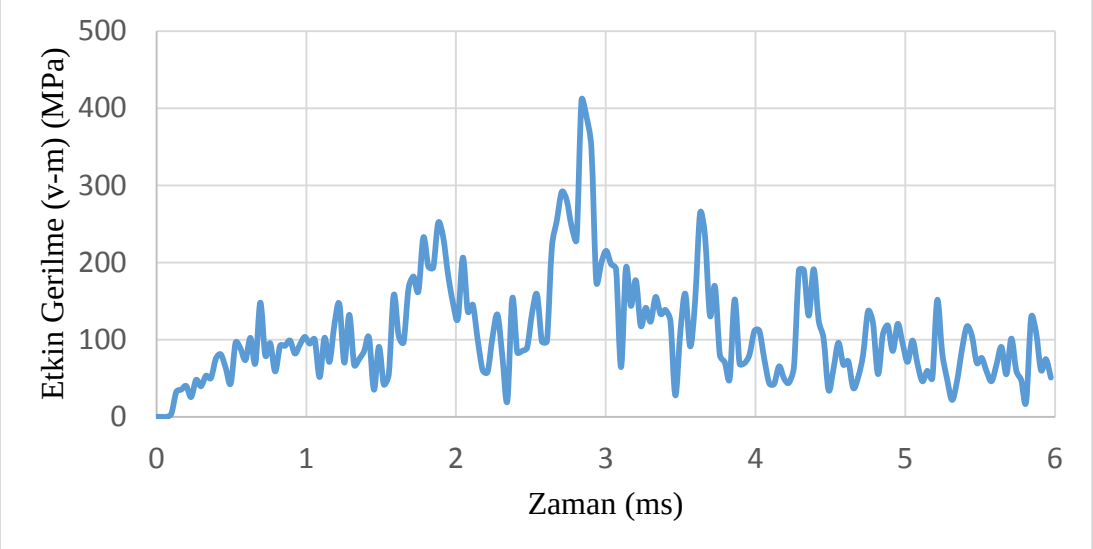
Bu bölümde ise ön kiriş ve destek elemanı üzerinde oluşan en yüksek gerilmeler incelenecektir. Ayrıca ön kiriş üzerinde çarpma merkezinde yer alan çözüm ağı için etkin gerilme – zaman grafiklerine yer verilecektir.

6.2.1. Model-A için ön kiriş ve destek elemanları analizi



Resim 6.11. "A" modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler

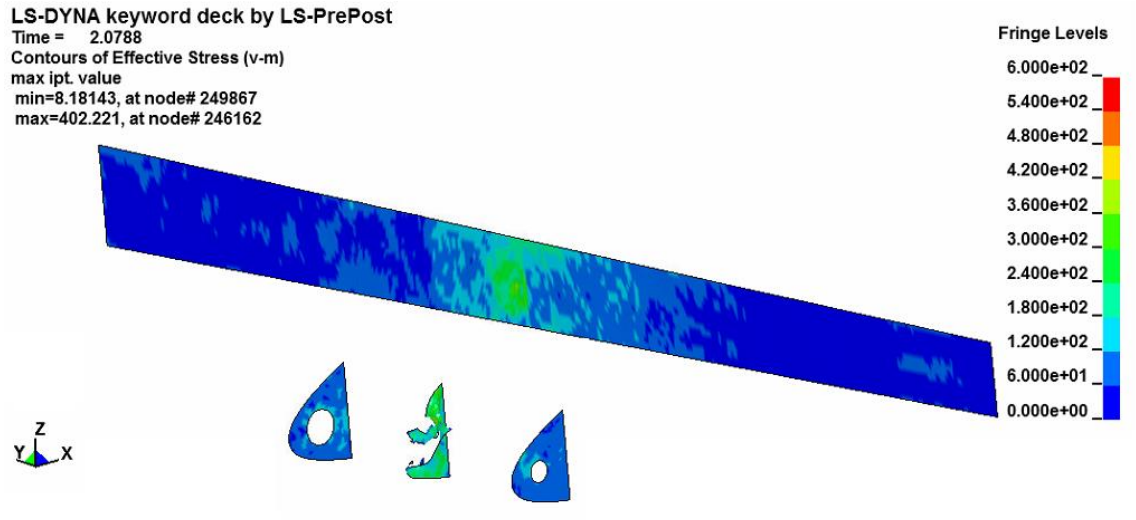
Çarpma esnasında 6 numaralı destek elemanı için en yüksek gerilme 568,06 MPa (t=0,82 ms) olarak belirlenmiştir. Ön kirişte oluşan en yüksek gerilme ise 421,61 MPa'dir (t=2,84 ms). Kuşun çarptığı merkez noktada ön kiriş toplam yer değiştirme değeri 6,27 mm'dir. Model-A, kanat tasarım kriterine göre uygunluk göstermektedir. Ön kiriş üzerinde az miktarda kalıcı şekil değiştirme belirlense de hasar oluşmadığı söylenebilir.



Şekil 6.1. "A" modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı

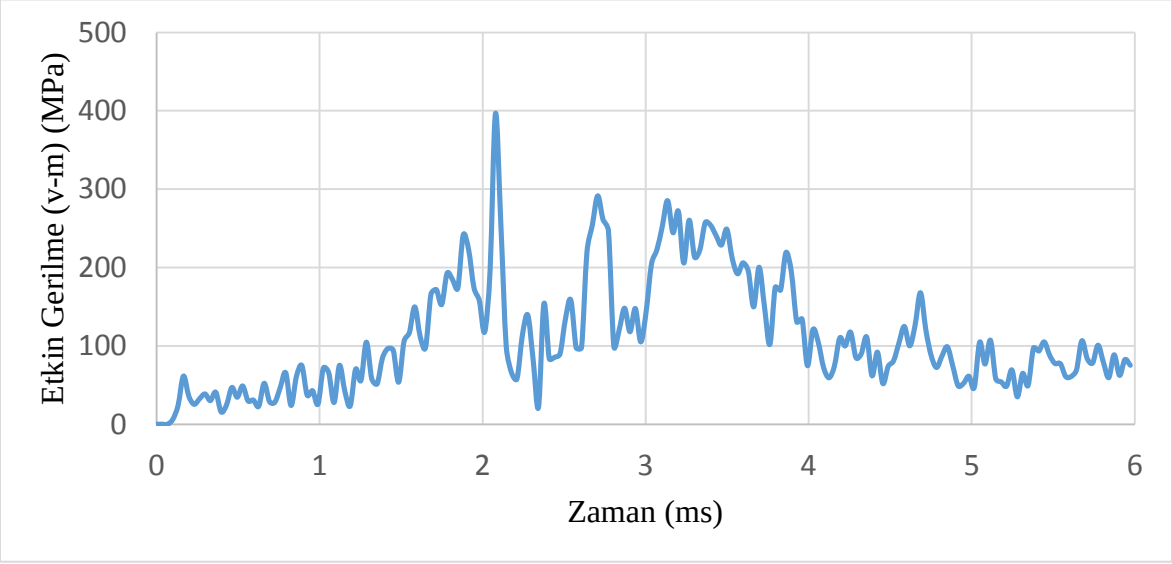
Ön kiriş üzerinde kuşun çarptığı çözüm ağı üzerinde Şekil 6.1'de gösterildiği gibi gerilme değişimi meydana gelmiştir.

6.2.2. Model-B için ön kiriş ve destek elemanları analizi



Resim 6.12. "B" modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler

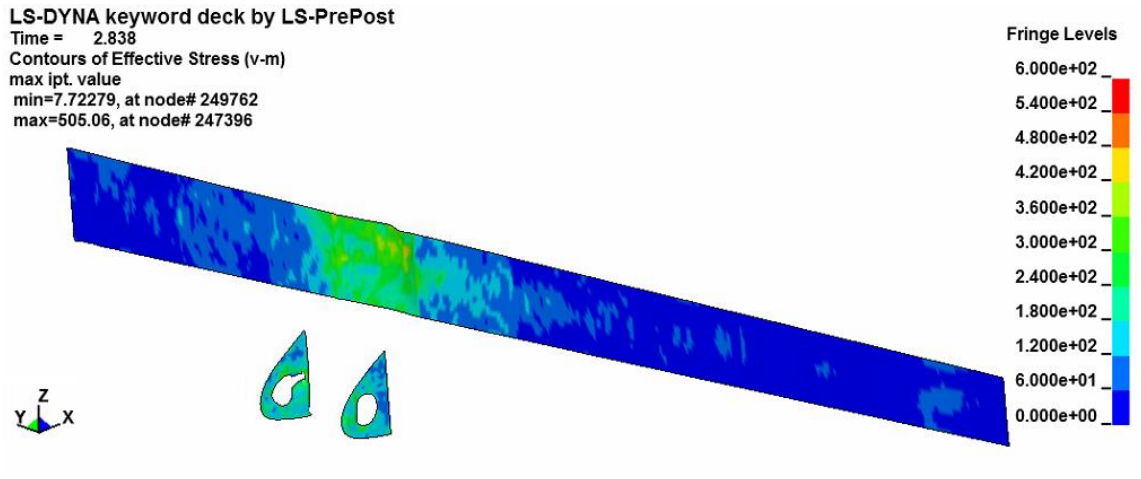
B modeli için yapılan analizde 6 numaralı destek elamanı üzerinde en yüksek gerilme 556 MPa olarak belirlenmiştir. Ön kirişte ise 402,22 MPa (t=2,38 ms), en yüksek gerilme değeridir. Kuşun çarptığı merkez noktada ön kiriş toplam yer değiştirme değeri 6,60 mm'dir. Kuş ön kirişe nüfuz etmemiştir.



Şekil 6.2. "B" modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı

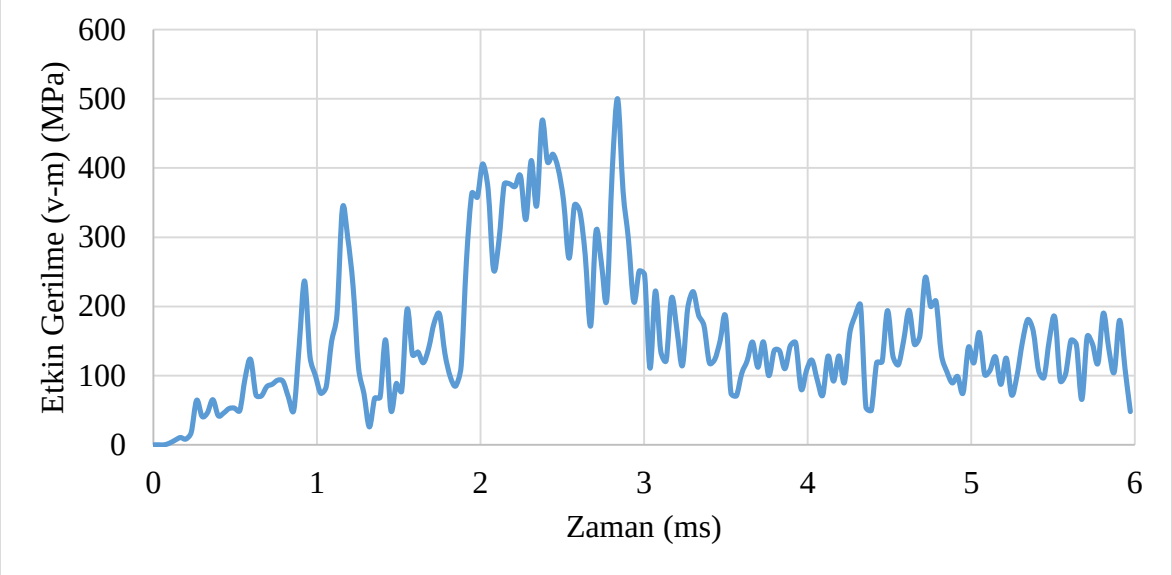
Ön kiriş üzerinde kuşun çarptığı merkez noktada gerilme dağılımı Şekil 6.2'de gösterilmiştir.

6.2.3.Model-C için ön kiriş ve destek elemanları analizi



Resim 6.13. “C” modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler

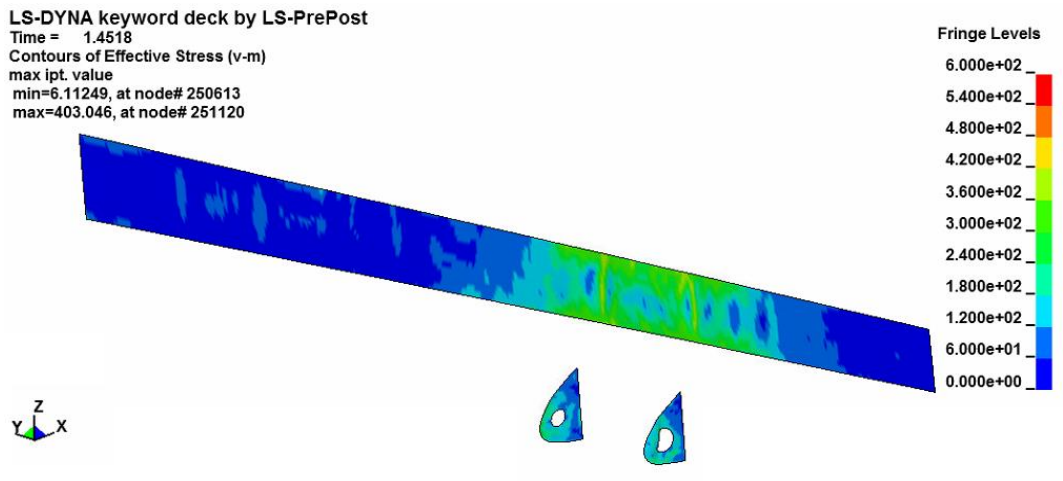
4 numaralı destek elamanı üzerinde en yüksek gerilme 557,24 MPa (t=2,44 ms) olarak belirlenmiştir. Ön kirişte ise 505,06 MPa (t=2,84 ms), en yüksek gerilme değeridir. Kuşun çarptığı merkez noktada ön kiriş toplam yer değiştirme değeri 24,86 mm’dir (t=2,67 ms). Kuş ön kirişe yırtılmaya neden olmasa da, kalıcı şekil değiştirmelere neden olmuştur.



Şekil 6.3. “C” modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı

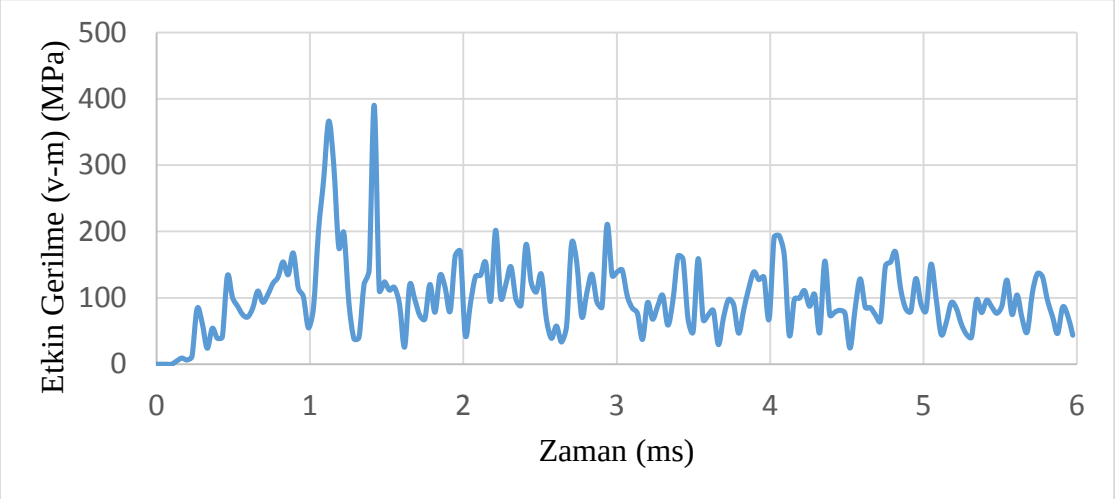
Ön kiriş üzerinde kuşun çarptığı merkez noktada gerilme dağılımı Şekil 6.3’de gösterilmiştir.

6.2.4. Model-D için ön kiriş ve destek elemanları analizi



Resim 6.14. "D" modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler

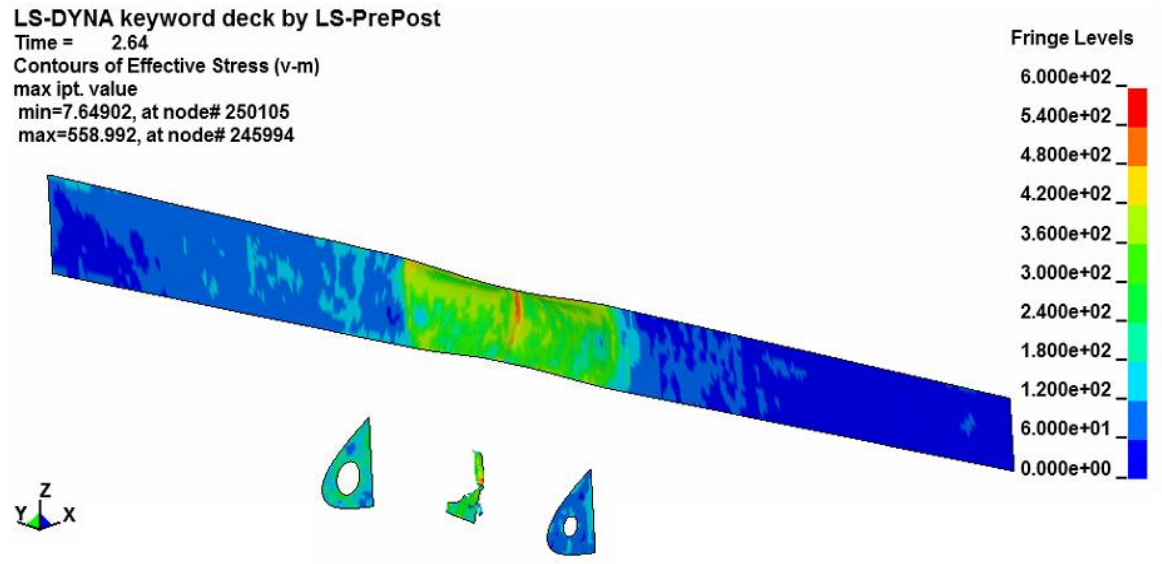
"D" modelinde yapılan analizde kuşun kabuk üzerinde yarattığı etki "C" modeline benzemekle beraber destek elemanları ve ön kiriş üzerinde neden olduğu etkiler farklı seyretmektedir. Destek elemanları üzerinde en yüksek gerilme, 8 numaralı destek elemanı üzerinde 541,54 MPa (t=1,71 ms)'dır. Ön kiriş üstünde ise 403,05 MPa değerinde maksimum gerilme oluşmuştur (t=1,45 ms). Kiriş üzerinde oluşan maksimum yer değiştirme ise 10,04 mm'dir.



Şekil 6.4. "D" modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı

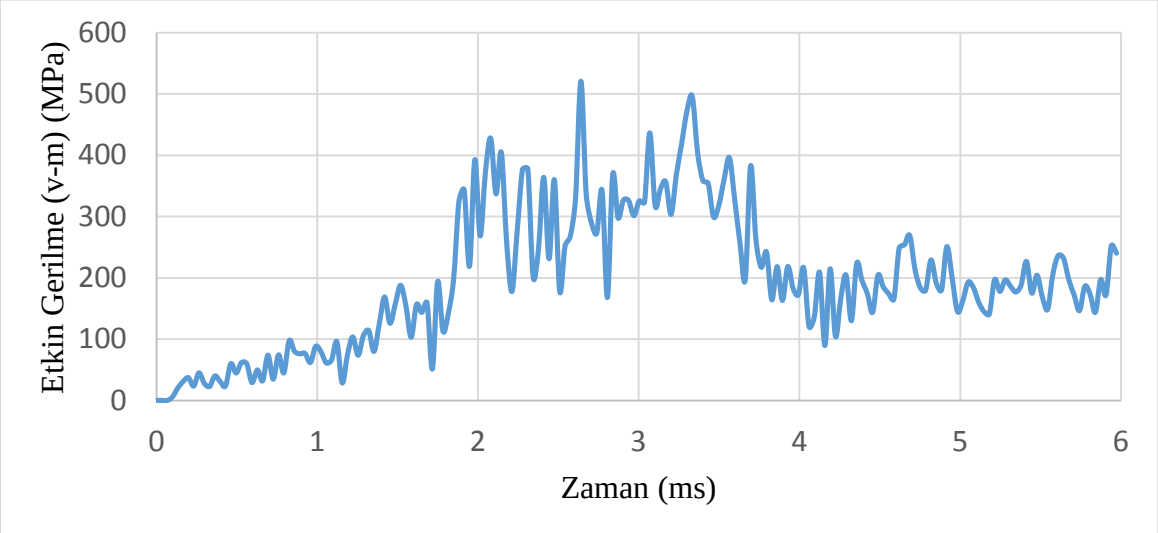
Ön kiriş üzerinde kuşun çarptığı merkez noktada gerilme dağılımı Şekil 6.4'de gösterilmiştir.

6.2.5. Model-E için ön kiriş ve destek elemanları analizi



Resim 6.15. "E" modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler

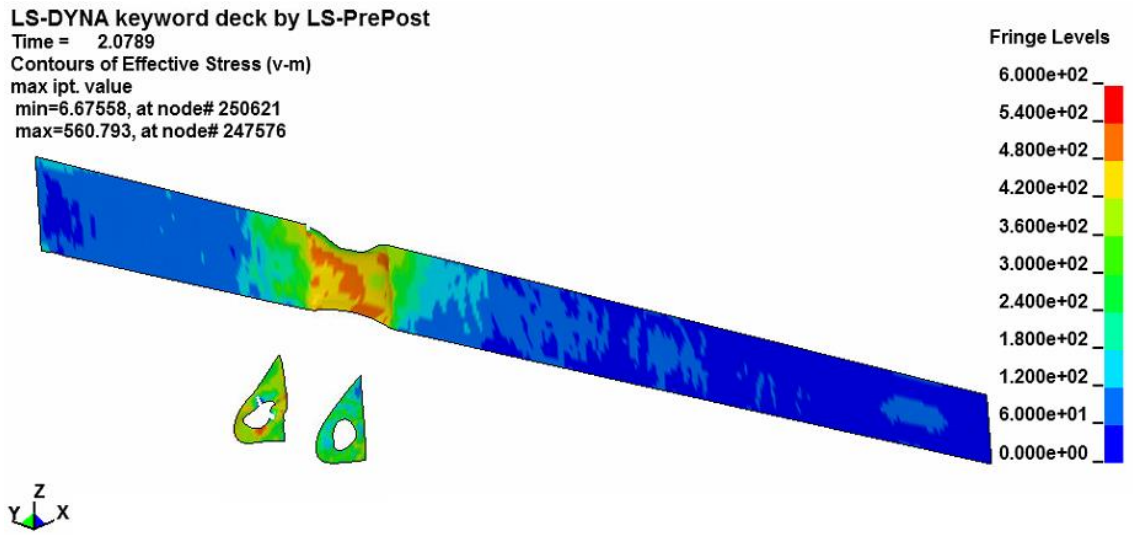
6 numaralı destek elemanı üzerinde ölçülen maksimum gerilme 565,89 MPa'dır. Ön kiriş üzerinde oluşan maksimum gerilme ise 558,99 MPa (t=2,64 ms)'dir. Ön kirişte belirlenen en yüksek toplam yer değiştirme 59,46 mm'dir. Ön kirişin 6 nolu destek elemanı hizasında hasar aldığı söylenebilir.



Şekil 6.5. "E" modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı

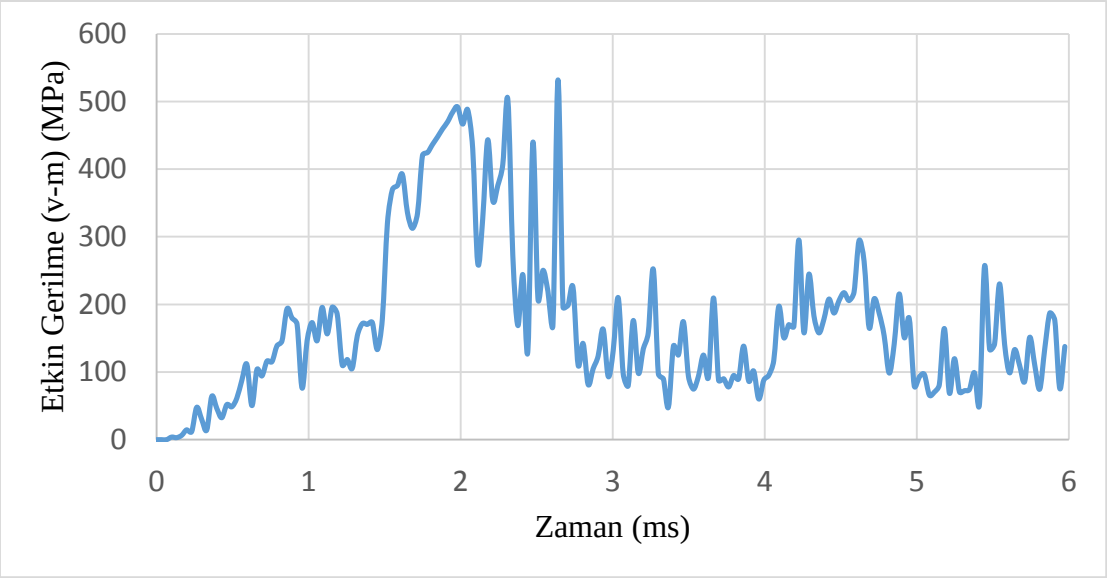
Ön kiriş üzerinde kuşun çarptığı merkez noktada gerilme dağılımı Şekil 6.5'de gösterilmiştir.

6.2.6. Model-F için ön kiriş ve destek elemanları analizi



Resim 6.16. "F" modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler

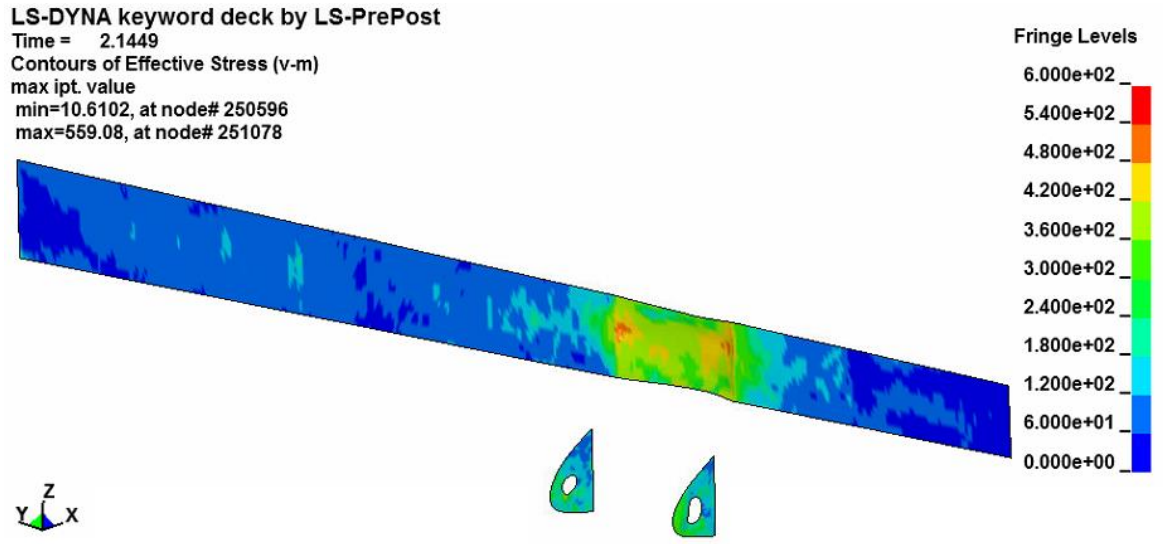
Resim 6.16'de görüldüğü üzere çarpma bölgesinde ön kiriş yırtılmıştır. 4 numaralı destek elemanı üzerinde oluşan en yüksek gerilme 535,56 MPa ve ön kiriş üzerinde oluşan en yüksek gerilme ise 560,79 MPa (t=2,08 ms)'dir. Ön kirişte belirlenen maksimum yer değiştirme 116,43 mm'dir.



Şekil 6.6. "F" modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı

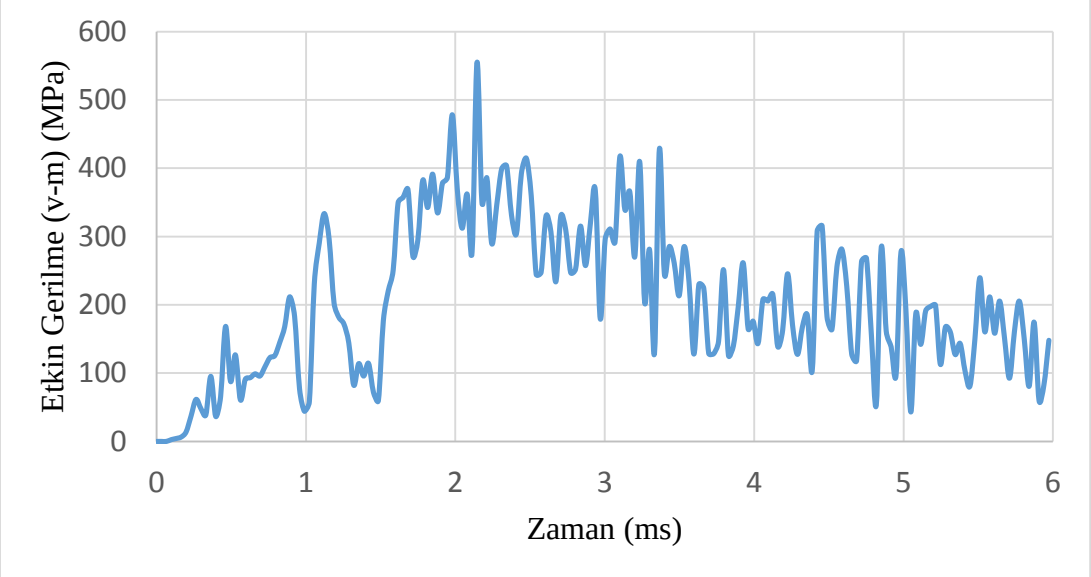
Ön kiriş üzerinde kuşun çarptığı merkez noktada gerilme dağılımı Şekil 6.6'da gösterilmiştir.

6.2.7. Model-G için ön kiriş ve destek elemanları analizi



Resim 6.17. "G" modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler

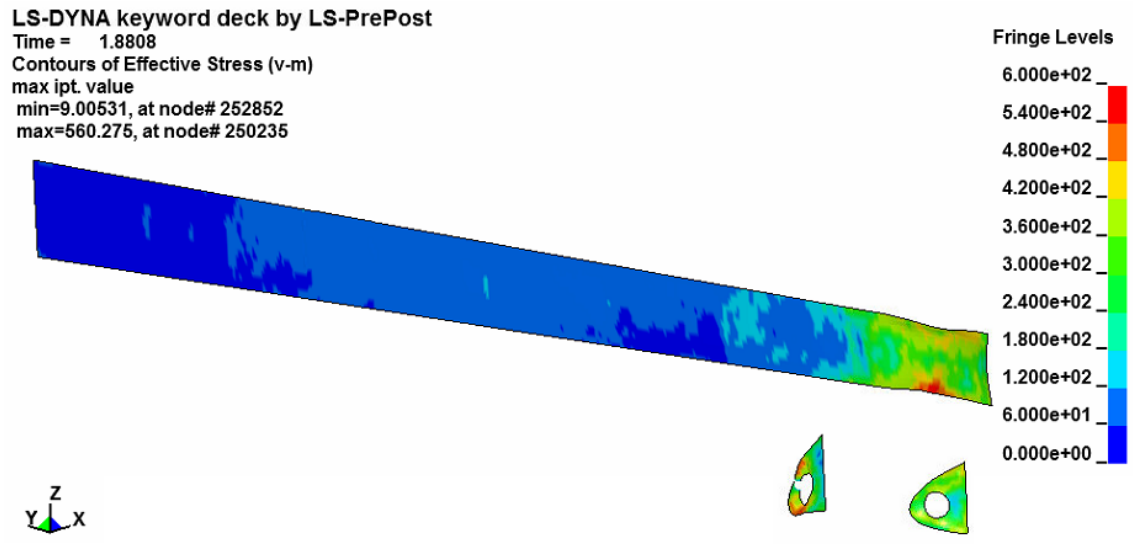
7 numaralı destek elemanında ölçülen maksimum gerilme 526,27 MPa'dır. Ön kiriş üzerinde oluşan maksimum gerilme ise 559,08 MPa (t=2,14 ms)'dir. Ön kirişte belirlenen maksimum yer değiştirme 96,13 mm'dir. Ön kiriş tamamen yırtılmıştır.



Şekil 6.7. "G" modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı

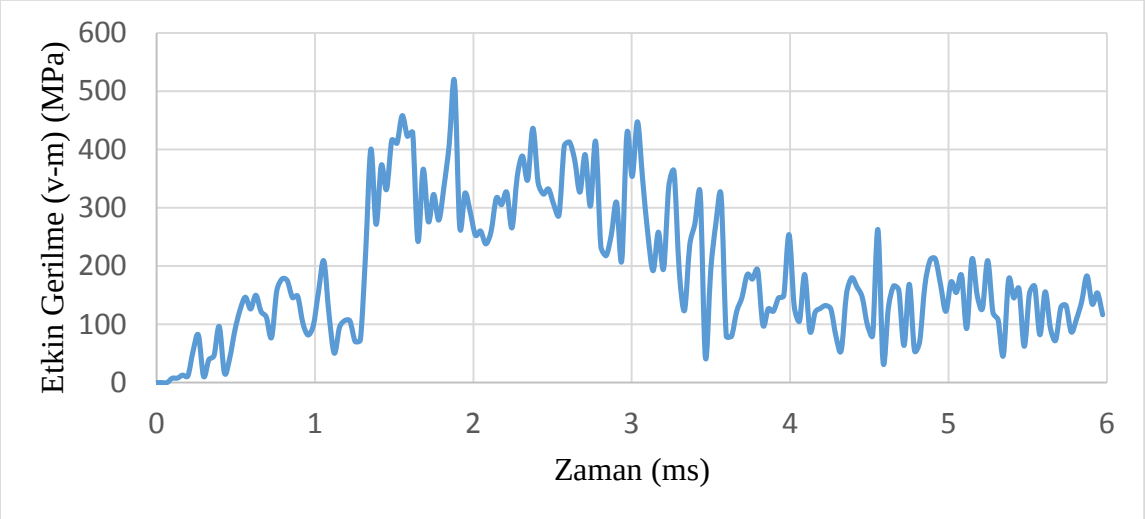
Ön kiriş üzerinde kuşun çarptığı merkez noktada gerilme dağılımı Şekil 6.7'de gösterilmiştir.

6.2.8. Model-H için ön kiriş ve destek elemanları analizi



Resim 6.18. "H" modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler

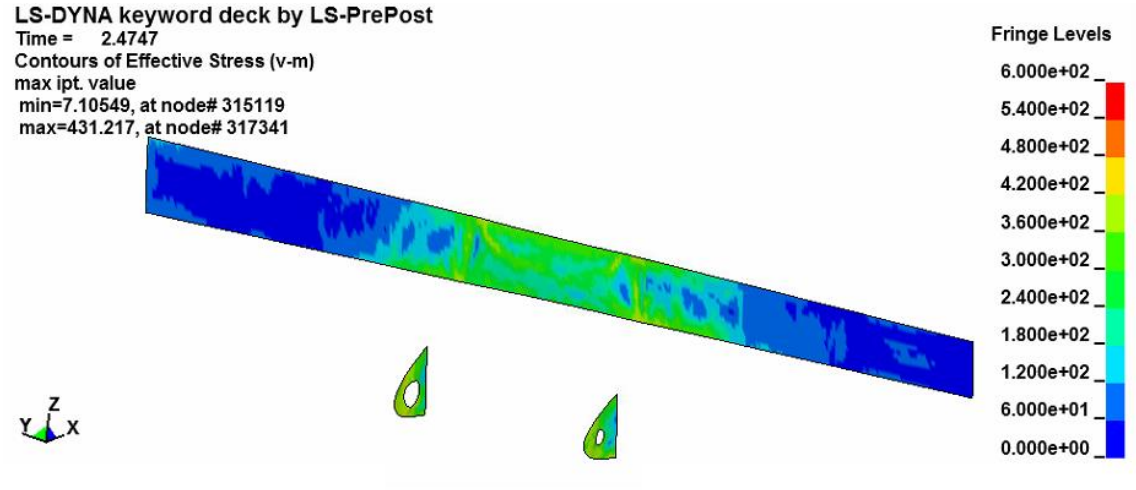
Ön kiriş üzerinde belirlenen en yüksek gerilme değeri 560,25 MPa (t=1,88ms)'dir. Destek elemanları üzerinde ise en yüksek gerilme değeri 9 numaralı destek elemanında ölçülmüştür. Bu değer 564,22 MPa'dır. Ön kiriş çarpma bölgesinde belirlenen maksimum toplam yerdeğiştirme 98,42 mm'dir. Bu analizde çarpma etkisiyle beraber kanadın en uç bölümünün hasar aldığı söylenebilir.



Şekil 6.8. "H" modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı

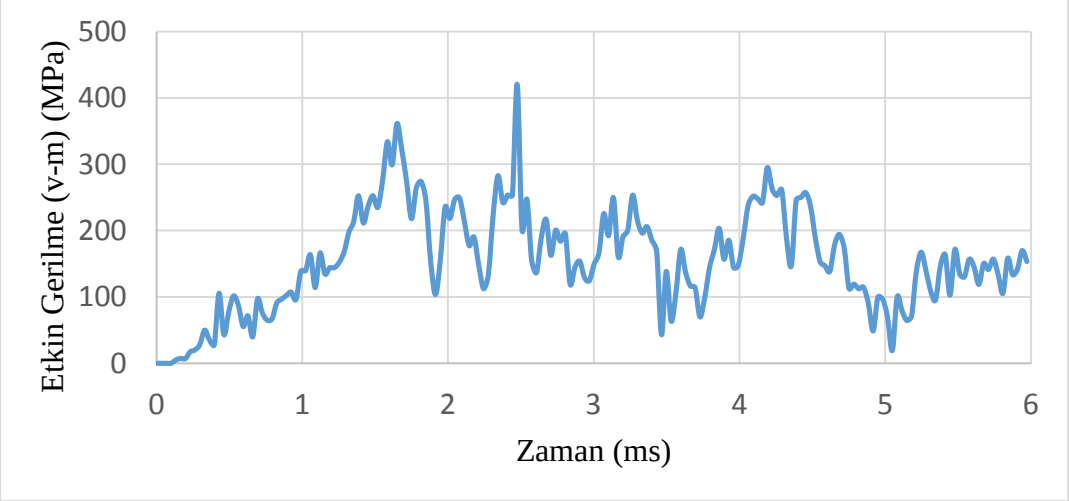
Ön kiriş üzerinde kuşun çarptığı merkez noktada gerilme dağılımı Şekil 6.8'de gösterilmiştir.

6.2.9. Model-I için ön kiriş ve destek elemanları analizi



Resim 6.19. "I" modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler

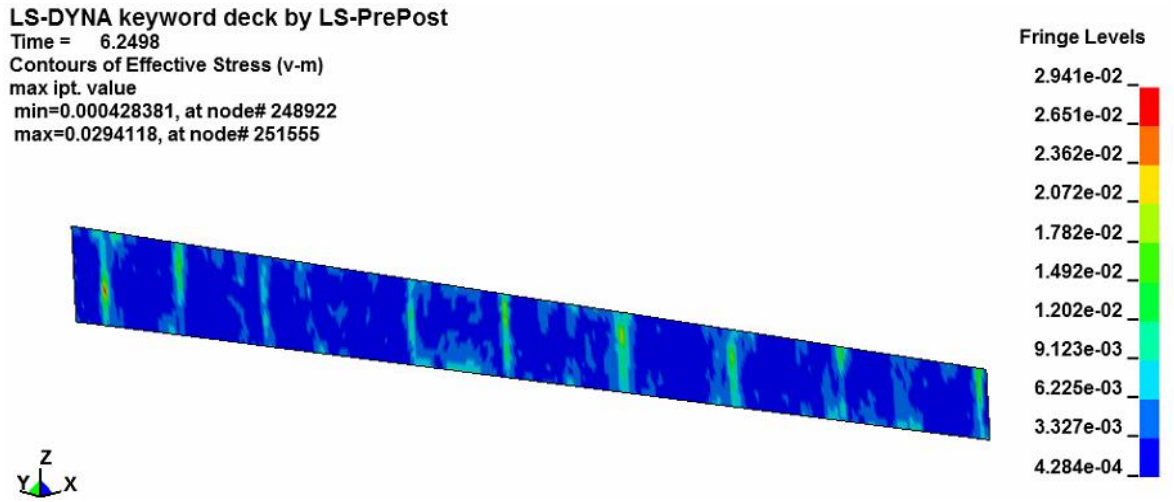
"I" modelinde çarpma bölgesinde ön kiriş ve destek elemanlarında kopma oluşmamıştır. Maksimum gerilme destek elemanları üzerinde 502,1 MPa ve ön kiriş üzerinde 431,22 MPa (t=2,47 ms) olarak belirlenmiştir. Ön kiriş üzerinde toplam yer değiştirme 14,21 mm olarak ölçülmüştür. Ön kiriş üzerinde plastik şekil değiştirmeler olsa da hasar almadığı söylenebilir.



Şekil 6.9. "I" modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı

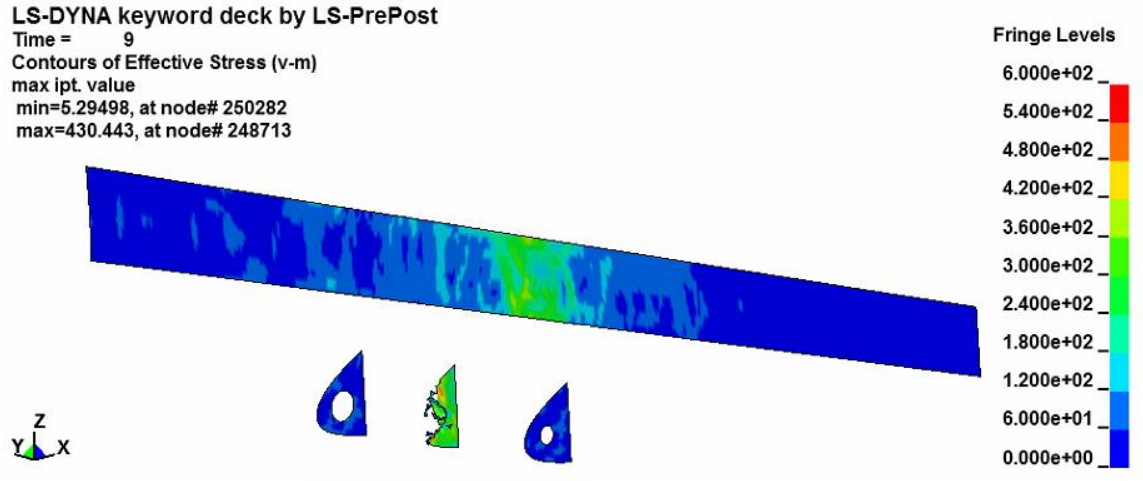
Ön kiriş üzerinde kuşun çarptığı merkez noktada gerilme dağılımı Şekil 6.9'da gösterilmiştir.

6.2.10. Model-J için ön kiriş ve destek elemanları analizi



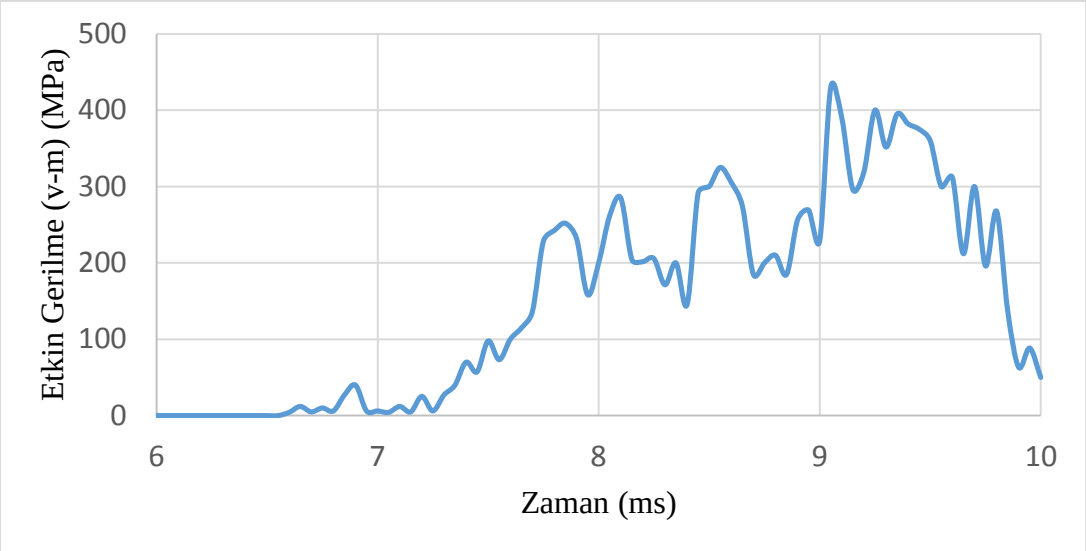
Resim 6.20. "J" modelinde ön kiriş çarpışma öncesi oluşan gerilmeler

Resim 6.20'de "J" modeli çarpışma öncesi kanadın ilk hızından dolayı oluşan ön gerilmeler gösterilmiştir. Çarpışma öncesi destek elemanlarının ön kirişe bağladığı bölgelerde ön gerilme oluştuğu belirlenmiştir. Oluşan en yüksek ön gerilme değeri yaklaşık 0,03 MPa'dır.



Resim 6.21. "J" modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler

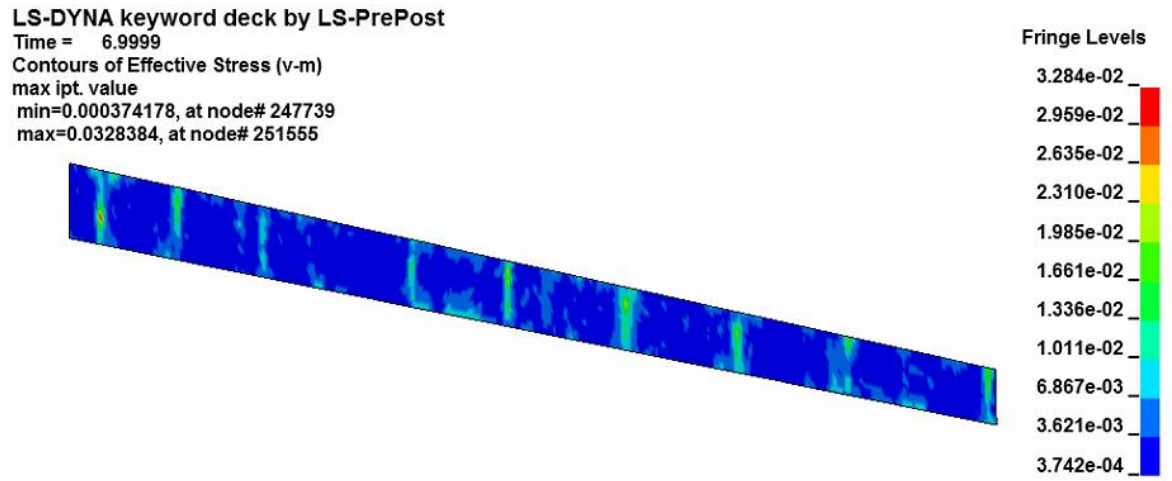
Model-J'de maksimum gerilme destek elemanları üzerinde 571,84 MPa (t = 8,51 ms) ve ön kiriş üzerinde 430,44 MPa (t=9,00 ms) olarak belirlenmiştir. Ön kiriş üzerinde, çözüm ağlarında kopma meydana gelmemiştir.



Şekil 6.10. "J" modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı

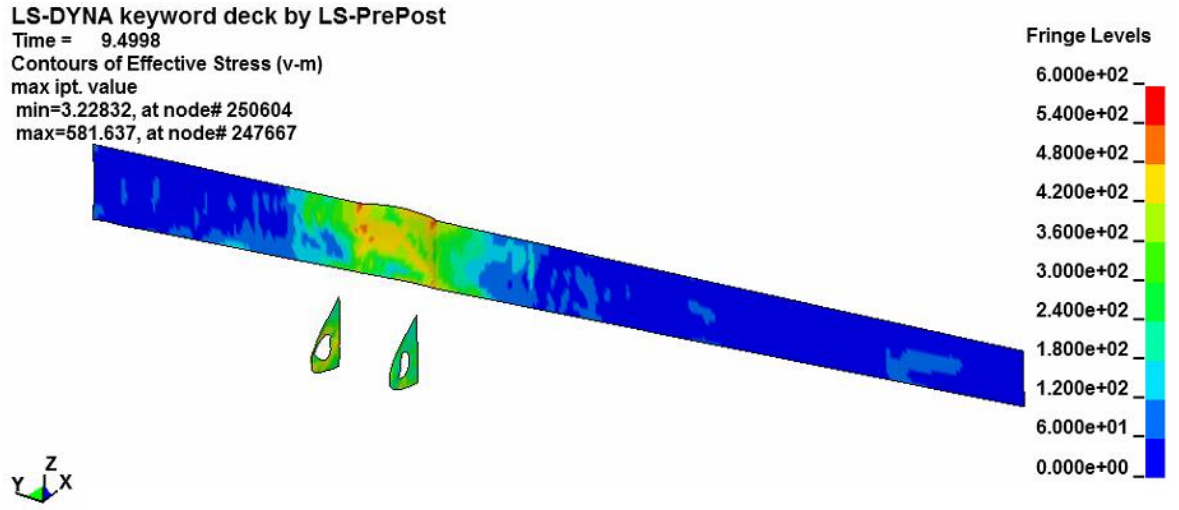
Ön kiriş üzerinde kuşun çarptığı merkez noktada gerilme dağılımı Şekil 6.10'da gösterilmiştir. Kuş hücum kenarına t=6,25 ms anında çarpmaktadır. Bu nedenle grafik t=6ms'den başlatılmıştır.

6.2.11. Model-K için ön kiriş ve destek elemanları analizi



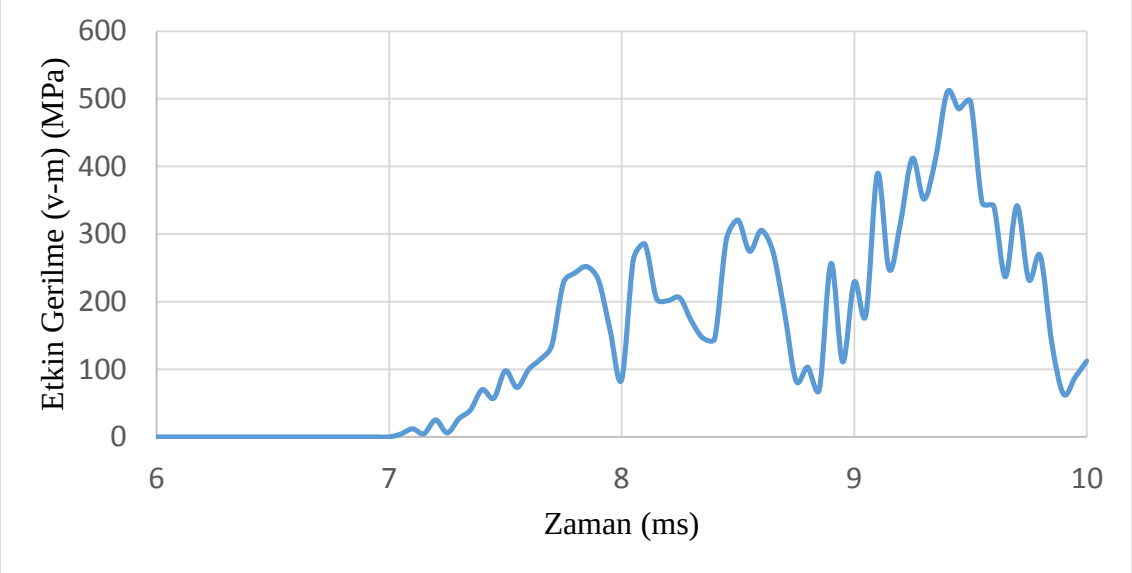
Resim 6.22. "K" modelinde ön kiriş çarpışma öncesi oluşan gerilmeler

Resim 6.20'de "J" modeli çarpışma öncesi kanadın ilk hızından dolayı oluşan ön gerilmeler gösterilmiştir. Çarpışma öncesi destek elemanlarında oluşan en yüksek ön gerilme değeri yaklaşık 0,033 MPa'dır.



Resim 6.23. "K" modelinde destek elemanları ve ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler

Model-J'de maksimum gerilme destek elemanları üzerinde 558,41 MPa (t = 9,75 ms) ve ön kiriş üzerinde 512,64 MPa (t=9,49 ms) olarak belirlenmiştir. Ön kiriş üzerinde, çözüm ağlarında kopma meydana gelmemiştir.



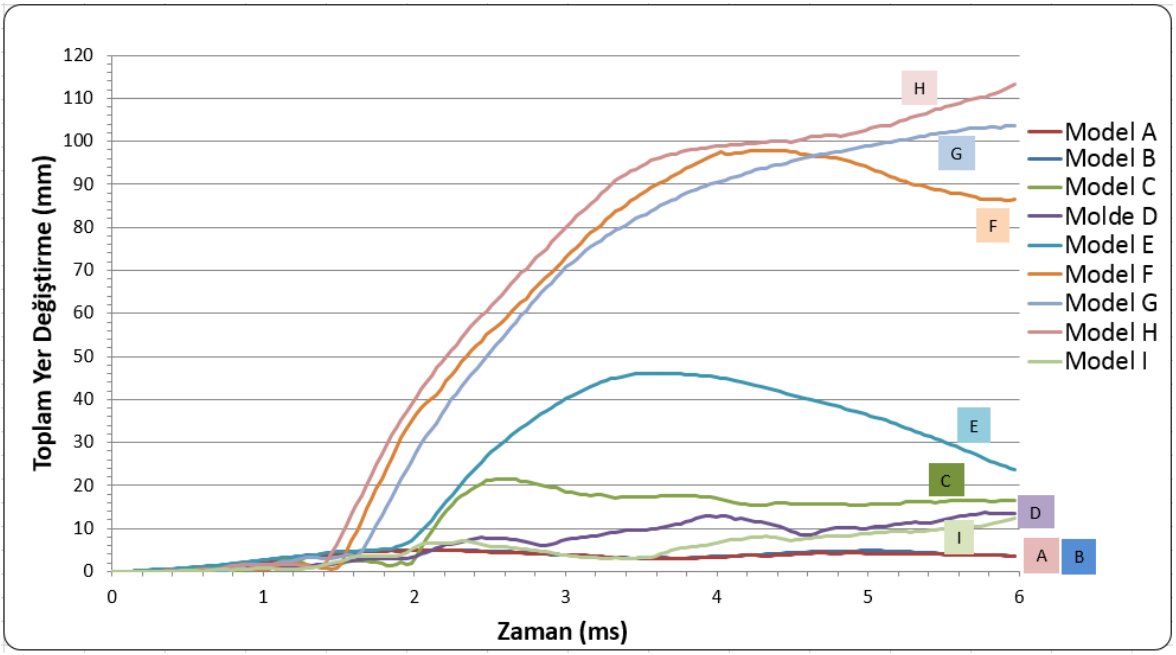
Şekil 6.11. "K" modelinde ön kiriş için gerilme dağılımı

Ön kiriş üzerinde kuşun çarptığı merkez noktada gerilme dağılımı Şekil 6.11'de gösterilmiştir. Kuş hücum kenarına t=6,75 ms anında çarpmaktadır.

6.3. Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılması

Çizelge 6.2. Analiz sonuçları

Simülasyon Kodu	Gözlem	Kabuk Üzerinde En Yüksek Gerilme (von-Mises) (MPa)	Ön Kiriş Üzerinde En Yüksek Gerilme (von-Mises) (MPa)	Destek Elemanı Üzerinde En Yüksek Gerilme (von-Mises) (MPa)	Ön Kiriş Üzerinde En Yüksek Yer Değiştirme (mm)	Ön Kiriş Üzerinde En Yüksek Plastik Gerinim
A	Kuş, kabuk içine nüfuz etmiş, ön kiriş hasar görmemiştir.	760,90	421,61	568,06	6,27	0,02769
B	Kuş, kabuk içine nüfuz etmiş, ön kiriş hasar görmemiştir.	772,66	402,22	556,02	6,60	0,01183
C	Kuş, kabuk içine nüfuz etmiş, ön kirişte deformasyon oluşmuştur.	771,29	505,06	557,24	24,86	0,10115
D	Kuş, kabuk içine nüfuz etmiş, ön kiriş hasar görmemiştir.	760,00	403,05	541,54	10,04	0,01567
E	Kuş, kabuk içine nüfuz etmiş, ön kiriş kısmen yırtılmıştır.	746,19	558,99	565,89	59,46	0,18741
F	Kabuk ve ön kiriş tamamen yırtılmıştır.	702,24	560,79	535,56	116,43	0,18741
G	Kabuk ve ön kiriş tamamen yırtılmıştır.	772,47	559,08	526,27	96,13	0,18741
H	Kabuk ve ön kiriş tamamen yırtılmıştır.	773,25	560,25	564,22	98,42	0,18741
I	Kuş, kabuk içine penetre olmuş, ön kiriş hasar görmemiştir.	729,37	431,22	502,10	14,21	0,03535
J	Kuş, kabuk içine penetre olmuş, ön kiriş hasar görmemiştir.	766,06	430,44	571,84	-	0,12197
K	Kuş, kabuk içine nüfuz etmiş, ön kirişte deformasyon oluşmuştur.	770,20	512,64	558,41	-	0,15015



Şekil 6.12. Ön kiriş üzerinde çarpma merkez noktalarının yer değiştirme eğrileri

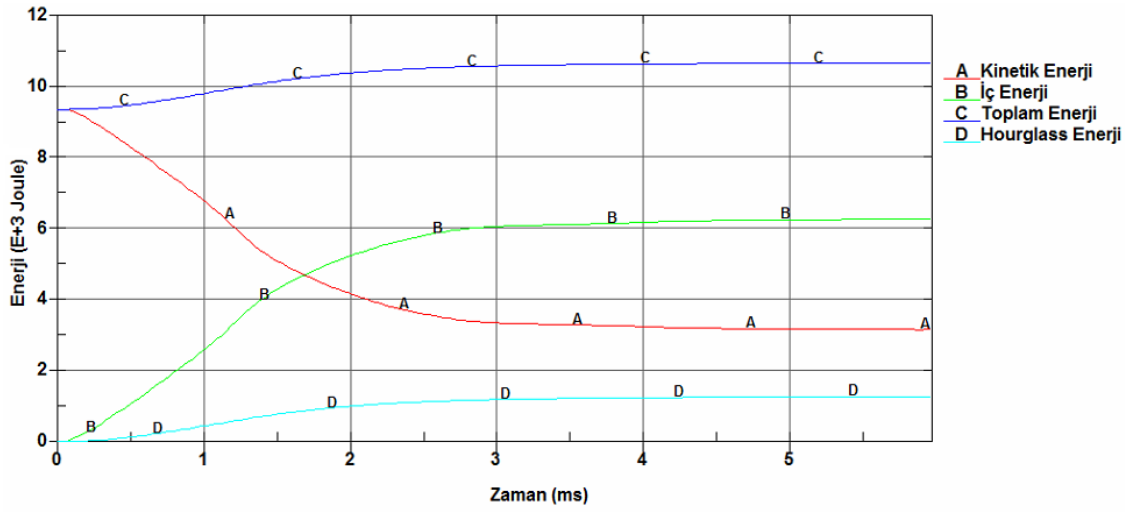
Ön kiriş üzerinde çarpma merkez nokatalarının yer değiştirme – zaman eğrileri Şekil 6.12'de gösterilmiştir.

Buna göre; 0,91 kg kütleli kuş modellerinin, 1,82 kg kütleli kuş modellerine göre çok daha az yer değiştirmelere yol açtığı açıkca görülmektedir. En az yer değiştirme değerlerinin "Model-A" ve "Model-B" ön kirişlerinde olduğu belirlenmiştir. Her iki modelde de çarpma merkezinde oluşan yer değiştirme 10 mm'nin altındadır. 0,91 kg kuş modeli ile simüle edilen "C" ve "D" modellerinde ise yer değiştirmeler 20 mm'nin altındadır. "A", "B", "C" ve "D" modelleri için ön kirişte oluşan yer değiştirmeler ilk 3 ms'de gerçekleşmiştir.

1,82 kg kütleli kuş modeli ile simüle edilen modellerde ön kirişler üzerinde yırtılmalarla beraber yer değiştirme değerleri 120 mm'ye kadar çıkmıştır. "E" modelinde ise kuş enerjisinin sönümlenmesi ile beraber kalıcı olmayan elastik şekil değiştirmelerin t=3,5 ms'den sonra geri geldiği görülmektedir. En yüksek yer değiştirme değeri 1,82 kg kütleli kuşun, kanadın gövdeden en uzak bölgesine (9. ve 10. destek elemanlarının arasına) çarptığı "H" modelinde ölçülmüştür. Benzer şekilde "G" ve "F" modellerinde de yırtılmaların sebep olduğu şekil değiştirme değerleri 100 mm seviyelerinde ölçülmüştür.

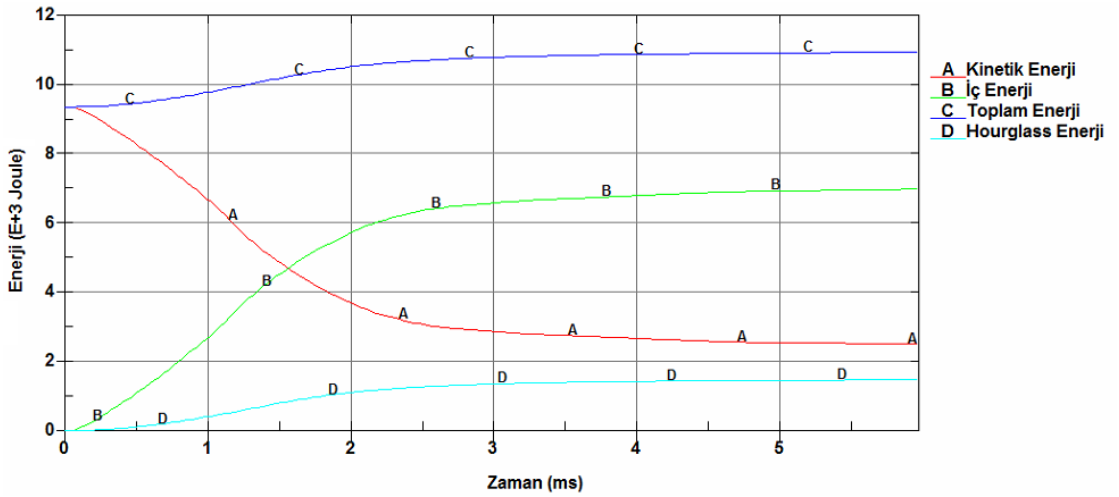
6.4. Enerji Değişimlerinin Karşılaştırılması

Kuşun hücum kenarına çarpmasıyla, kanat üzrinde enerji değişimleri meydana gelir. Çarpma enerjisini büyük ölçüde belirleyen en önemli iki parametre kuşun kütlesi ve hızıdır. Bu bölümde 6 numaralı destek elemanı üzerinde gerçekleşen çarpma simülasyonlarının (Model-A, Model-B, Model-E) enerji değişimleri incelenmiştir.



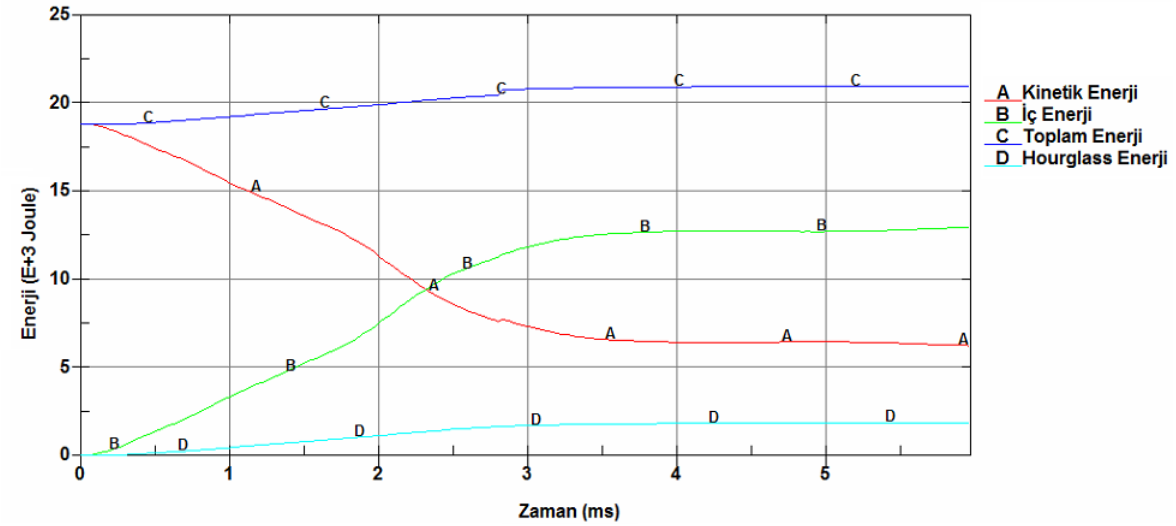
Şekil 6.13. "A" modelinde kanat üzerindeki enerji değişimleri

Şekil 6.13'de görüldüğü üzere "A" simülasyonunda kuşun kanada çarmasıyla beraber kinetik enerji azalmakta, iç enerji artmaktadır. t=3 ms'den sonra kuş kanat etkileşimi bitmiş ve enerji değişimleri normalize olarak tekrar belirli bir rejime oturmuştur.



Şekil 6.14. "B" modelinde kanat üzerindeki enerji değişimleri

“B” simülasyonunda enerji seviyeleri ve enerji eğrilerinin değişimi “A” simülasyonu ile çok benzerdir. İki farklı malzeme modeli ile modellenen “A” ve “B” simülasyonları arasında, enerji değişimleri açısındanda iyi bir uyum söz konusudur. Her iki modelde de toplam enerji bir miktar artmaktadır. Toplam enerjinin %10’u kadar hourglass enerji ölçülmüştür.



Şekil 6.15. “E” modelinde kanat üzerindeki enerji değişimleri

“E” simülasyonunda enerji eğrilerinin değişimi “A” ve “B” ile benzer olmasına karşın, kinetik enerji seviyesi kuş modelinin kütlesine bağlı olarak “A” ve “B” simülasyonlarında ölçülen değerin iki katı kadardır. Enerji değişimleri t=3,5 ms anından sonra normalize olmuştur.

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Hazırlanan bu tezde havacılık sektöründe ciddi sorunlara yol açan kuş çarpması olayıyla ilgili bilgiler verilmiştir. Bu zamana kadar gerçekleşen kuş çarpması kazalarının daha çok uçağın hangi bölgelerinde ve nasıl gerçekleştiği üzerine raporlar aktarılmıştır. Havacılıkta bu konuda yapılan çalışmalar ve ilgili havacılık yönetmelikleri incelenerek alınan önlemler anlatılmıştır.

Tez kapsamında yapılan çalışmalarda, hava platformları için regülasyon düzeyinde yapılması gereken ve hava platformlarının kuş çarpması karşısında dayanıklılıklarının test edilmesi gereği, bu test ihtiyaçlarının sayısal metodlar kullanılarak azaltılabilmesi ve tasarımların bu etkilere göre optimizasyonunda efektif bir şekilde kullanılabilecek bir metodoloji ulusal imkanlarla tasarlanmış özgün bir eğitim uçağı kanadı kullanılarak uygulanmıştır. Bu metodoloji kapsamında, SPH yaklaşımı ile oluşturulan kuş modelleri, dayanıklılığı analiz edilecek özgün eğitim uçağı kanadının farklı bölgelerine çarptırılarak, kanattaki deformasyon ve eşdeğer gerilme değerleri üzerinden tasarım ile ilgili değerlendirmeler yapılmıştır. Metodoloji kapsamında ilk olarak SPH metodu kullanılarak sayısal olarak hazırlanan kuş modeli, literatürde daha önce yapılmış olan bir doğrulama testi sonuçları ile karşılaştırılmış ve doğrulanmıştır. Model doğruluğu görüldükten sonra EASA CS-23/CS-25 standartlarına göre iki farklı kütle belirlenerek, uçağın tasarım dalış hızından elde edilen hız vektörü ile kanat hücum kenarına çarptırılmıştır. Tamamı bilgisayar ortamında yürütülen çalışmalardan elde edilen sonuçlar ve öneriler bu bölümde açıklanmıştır.

7.1. Sonuçlar

- "A" ve "B" kodlu modellerde, temel hedef Johnson-Cook (MAT_015) ve Piecewise Linear Plasticity (MAT_024) malzeme modellerinin sonuca nasıl etkilediğini belirleyebilmektir. Söz konusu analizler; gerek yapısal elemanlar üzerinde okunan gerilme değerleri, gerekse ön kirişin yer değiştirme değerleri bakımından birbirine çok yakın sonuçlar vermiştir. Johnson-Cook malzeme modeliyle yapılan analizde ön kiriş çarpma bölgesinde 6,60 mm yer değiştirme ölçülürken, MAT_024 malzeme modeliyle yapılan analizde bu değer 6,27 mm olarak ölçülmüştür.

- Model-E ile aynı bölgeye kuş kütlesini iki katına çıkarılarak çarpma gerçekleştirilmiştir. Çarpma analizinde en önemli iki parametre çarpışma enerjisini oluşturan kuşun hızı ve kütlesidir. 1,82 kg kütleli kuşla, "A" modeli tekrarlandığında ön kirişte kopma gerçekleşmiştir. Tasarım kriteri ön kirişte yüksek deformasyon ve kopma gerçekleşmemesidir. Fakat 1,82 kg kütleli kuşun neden olduğu hasar bu çalışmada kritik durum oluşturmamaktadır. Bunun nedeni EASA CS-25'te 1,82 kg kütleli kuşun, yolcu uçaklarının elemanlarına çarpma testi için belirlenmiş olmasıdır. Söz konusu uçak eğitim uçağıdır esas alınması gereken kuş kütlesi 0,91 kg'dir. Bu çalışmada 1,82 kg kütleli kuş modeli karşılaştırmalı sonuçlar için koşturulmuştur.

- Kanadın kuş çarpması olayı için en narin lokasyonu 4 ve 5 numaralı destek elemanlarının ortası olarak tespit edilmiştir. Yapılan analizlerde, ön kirişte oluşan yüksek deformasyonların bu bölgeye çarpma gerçekleşmesi neticesinde ortaya çıktığı belirlenmiştir.

- Bu bakışla, destek elemanları arası uzaklığın iyi belirlenmediği sonucuna varılabilir. 4 ve 5 numaralı ribler arası açıklık 168,5 mm, 7 ve 8 numaralı ribler arası 272,2 mm iken eş kütleli kuş çarpmalarında 4. ve 5. destek elemanları arasında daha fazla deformasyon oluşmuştur. Bunun nedeni riblerin kabuk üzerinde kesme etkisi yaparak kabukta erken kopmaya neden olmasıdır.

- Çalışmanın genelinde kanat sınır koşullarının tanımlandığı yerden sabit tutularak, kuş sabit hızla kanada çarptırılmıştır. Bu durum sertifikasyon testlerini temsil ederken, "J" ve K modellerinde kuşa 10 m/s, kanada 135 m/s zıt doğrultuda hız tanımlarak çarpma simülasyonları gerçekleştirilmiştir. Bu çarpışmalar için 10 ms zaman aralığı tanımlanarak, çarpışma öncesi yaklaşık 6,5 ms zaman bırakılmıştır. Bu zaman diliminde "J" modelinde kanat üzerinde oluşan ön gerilmeler gözlenmiştir. Çarpışma anında kabuk elemanı üzerinde 0,74 MPa ön gerilme değeri ölçülmüştür. Bu durumun çarpışmada yapısal elemanlar üzerinde gerilme artışına neden olduğu ve "A" modeline göre ön kiriş üzerinde daha fazla plastik şekil değiştirme oluştuğu belirlenmiştir. Çarpışma süresince "A" modelinde oluşan maksimum plastik gerinim 0,02769 iken, "J" modeli üzerinde plastik gerinim 0,12197'dir. Çarpışma öncesi "K" modelinde kabuk üzerinde oluşan ön gerilme ise 0,80 MPa'dır. "K" modeli ile "C" modeli

kıyaslandığında, “K” modelinin ön kiriş elemanında daha fazla plastik gerinim ve deformasyon olduğu belirlenmiştir.

- Yapısal elemanlar üzerinde, Piecewise Linear Plasticity (MAT_024) modeli ile tanımlanan efektif gerilme – efektif plastik gerinim eğrisinin gösterdiği kopma gerilme değerinden daha fazla gerilmeler ölçülmüştür. Bunun nedeni söz konusu alüminyum alaşımlarının hıza bağlı malzemeler olmasıdır. Gerinim hızına bağlı olarak plastik bölgede tanımlanan eğrinin altında ve üstünde gerilme değerleri görülmesi bu durumun sonucudur.

- Literatürde yapılan çalışmalardaki test koşullarında kanat sabit tutulup kuşa hız verilmektedir. Gerçek koşullar düşünüldüğünde yapılan bu test sonuçları doğruyu yansıtmayabilir. Bu tez kapsamında gerçekleştirilen çalışmada kanadın kuşa çarptığı iki koşul incelenmiştir. Kanada hız verilen durumlarda amaç kanadın yapısal olarak bir ön gerilme halindeyken kuş çarpması etkisiyle zorlandığında, kuş çarpmasına nasıl tepki vereceğinin incelenmesidir. Kanadın yeterli öngerilmeleri elde etmek için söz konusu çarpışma testlerinde öngörülen analiz sürelerinin yeterli olmadığı ve çok düşük öngerilmelerle neticelenmesi sonucunda, sadece kuşa hız verilerek alınan sonuçlarla karşılaştırıldığında aradaki farkların kayda değer büyüklükler olmadığı tespit edilmiştir.

7.2. Öneriler

- Kanada hız verildiği durumlarda öngörülen analiz zamanlarının yetersizliği neticesinde elde edilen öngerilme miktarlarının düşük çıkması diğer koşullarla aradaki farkların kayda değer miktarda olmamasıyla sonuçlanmıştır. Bunun çözümü olarak iki farklı yol değerlendirilebilir. Birincisi analiz sürelerinin yeterli öngerilme miktarları oluşana dek uzatılmasıdır. Ancak bu hem analiz süresini uzatacak hemde güçlü bilgisayar kaynağı gerektirecektir. İkincisi ise öngerilme miktarlarının oluşmasının kapalı yöntem metotu (implicit) kullanılarak sağlanması ve oluşacak öngerilmelerin açık yöntem (explicit) analizin başlangıcı esnasında her bir eleman üzerine aktarılması ile daha efektif şekilde yapılabilir.

- Bu çalışma aynı uçağın diğer parçaları için tekrarlanabilir. Ön cam, burun, gövde anten, kuyruk gibi elemanlar için aynı yaklaşım kullanılabilir. Pervane ve motor için yapılacak simülasyonlar daha kompleks olacaktır.

- Bu çalışma imkanlar dahilinde sadece bilgisayar ortamında yürütülmüştür. Sonuçların geçerliliği ve kabul edilebilirliğini artırmak için sonraki çalışmalarda labaratuvar testleriyle desteklenmelidir. Kanat tasarımında kullanılan her malzemenin gerilme-gerinim davranışları, gerinim hızı eğrileri, malzeme sabitleri bire bir yapılacak testlerle belirlenebilir.

- Bu sonuçlarla beraber, simülasyona konu olan kanadın sertifikasyon testlerinin, yönetmeliklere uygun bir şekilde yapılması, tasarımcıların ana hedefi olmalıdır.

- Son yıllarda yerli üretim olarak hangardan çıkan helikopter ve parçaları üzerinde bu çalışma tekrarlanabilir.

- Çarpma simülasyonlarına, kütlesi fazla olan kuşlar konu olacaksa (kaz, leylek vb.) silindirik kuş modeli yerine kuş fizyolojisi SPH olarak modellenebilir. Böylece yüzey etkisi ile beraber gerçeğe daha yakın sonuçlara ulaşılacaktır.

- Kompozit malzemeler gibi daha kompleks kanat tasarımlarında benzer çalışmalar geliştirilebilir.

KAYNAKLAR

Airoldi, A. and Cacchione, B. (2005). *Modelling Of Impact Forces and Pressures In Langrangian Bird Strike Analyses*. Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Milano, International Journal of Impact Engineering, 1651-1677.

Allan, J. R. and Orosz, A.P. (2001). *The Costs of Birdstrikes to Commercial Aviation.* Digital Commons, University of Nebraska.

Atsb Transport Safety Report, (2010). *Australian Aviation Wildlife Strike Statistics : Bird and Animal Strikes 2002 to 2009.* Aviation Research and Analysis Report, Australian Transport Safety Bureau.

Barber, J. P., Taylor H. R. and Wilbeck, J. S. (1975). *Characterization of Bird Impacts on a Rigid Plate: Part 1*. Technical report AFFDL-TR-75-5.

Barber, J. P., Taylor H. R. and Wilbeck, J. S. (1978). *Bird Impact Forces and Pressures on Rigid and Compliant Targets*. Air Force Flight Dynamics Laboratory Technical

Barber, J.P. (1979). *The Scaling Of Bird Impacts Loads.* Dayton University, University, US Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Başaran, G. (2013). *Kuş Çarpma Analizleri.* Figes Arge Dergisi. Ankara, Türkiye. 8-10

Bheemreddy, V., Chandrashekhara, P., Thomas K. and Schuman, P. (2011). *Finite Element Modeling Of Bird Strikes And Parametric Evaluation Usıng Design Of Experıments.* Proceedings of the 5th Annual ISC Research Symposium, Rolla, Missouri.

Birnbaum, N., Francis N. and Gerber, B. (1997). C*oupled Techniques for the Simulation of Fluid-Structure and Impact Problems*, Century Dynamics Inc.

Bolar, G. and Joshi, S.N. (2014). *3D Finite Element Modelling of Thin-Wall Machining of Aluminum 7075-T6 Alloy*, Design and Reserch Conference, Assam, India. 135-3

Brown, K.M., Erwin, R.M., Richmond, M.E., Buckley, P.A., Tanacredi, J.T. and Arvin, D. (2001). *Managing Birds and Controlling Aircraft ın the Kennedy Airport – Jamaica Bay Wildlife Refuge Complex: The Need for Hard Data and Soft Opinions.* USGS New York Cooperative Fish and Wildlife Research Unit Department of Natural Resources, Environmental Management Vol.28 No:2, 207-224.

Buyuk, M., (2013). *Development of A Tabulated Thermo-Viscoplastic Material Model with Regularized Failure for Dynamic Ductile Failure Prediction of Structures under Impact Loading*, The George Washington University, Virginia, USA, 215

Carson, J.M. and Hawn, J.M. (1968). *Some Properties of Iron, Copper and Selected Aluminum Alloys Including True Stress-True Strain at Reduced Temperatures.* Technical Report, Air Force Materials Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 25-32

Cheng-Ho, T. and Smith, M.R. (2008). *Accurate Bird Strike Simulation Methodology for Ba609 Tiltrotor*, American Helicopter Society 64th Annual Forum, Montréal, Canada.

Christine, A., Graeme, A., John, A., Colin, G. and Ure, J. (2009). *The Creation of a Numerical Design Tool to Assess the Behaviour of a Composite Material Under Impact on the Leading Edge of a Wing.* University of Strathclyde, Glasgow.

Chuan, K. C. (2006). *Finite Element Analysis of Bird Strikes on Composite and Glass Panels*. National University of Singapore, Department of Mechanical Engineering, Singapore.

CS-23. (2003). *EASA Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes*, Airworthiness Code. 1-G-1

Dietenberger, M., Buyuk, M. and Kan, C.D. (2005). *Development of a High Strain-Rate Dependent Vehicle Model.* National Crash Analysis Center, The George Washington University, Virginia, USA.

Dolbeer, R.A. (1998). *Evaluation of Shooting and Falconry to Reduce Bird Strikes with Aircraft At John F. Kennedy International Airport*. US Department of Agriculture Wildlife Services, International Bird Strike Committee, Stara Lesna, Slovakia.

Dolbeer, R.A. (2006). *Height Distribution of Birds Recorded By Collisions with Civil Aircraft.* US Department of Agriculture Wildlife Services, Jourbal of Wildlife Management, 1345-1350.

Dolbeer, R.A. (2009). *Birds and aircraft fighting for airspace in ever more crowded skies*. Human–Wildlife Conflicts 3(2), 165–166.

Dolbeer, R.A. (2001). *A History of Wildlife Strikes.* Past Chair, BSC-USA (1997-2008) & Science Advisor, USDA Washington, DC.

EASA European Aviation Safety Agency. (2009). *Bird Strike Damage & Windshield Bird Strike Final Report.*

EASA.C49. (2009). *EASA Bird Strike Damage & Windshield Bird Strike Final Report*. Atkins Limited and the Food & Environment Research Agency, Farnham.

Federal Aviation Administration. (2014). *Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States 1990-2013*, Report of The Associate Administrator Of Airports Office Of Airport Safety And Standards Airport Safety & Certification, 4

Federal Aviation Administration National Wildlife Strike Database Serial Report Number 20. (2014). *Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States 1990–2013.* Report of The Associate Administrator Of Airports Office Of Airport Safety And Standards Airport Safety & Certification.

Field, J.E. (1999). *Liquid Impact: Theory, Experiment, Applications, Department of Physics.* University Of Cambridge, ELSI Conference, 233-235

Georgiadis, S., Gunnion, A.J., Thomson, R.S. and Cartwright, B.K. (2008). *Bird Strike Simulation for Certification of the Boeing 787 Composite Moveable Trailing Edge.* Hawker De Havilland Aerospace Pty Ltd., Elsevier Ltd.

Guida, M. (2008). Study, *Design and Testing Of Structural Configurations for the Bird-Strike Compliance of Aeronautical Components.* Department of Naples "Federico II", Naples, Italy.

Guida, M., Marulo, F.,Meo, M. and Riccio, M. (2008). *Analysis Of Bird Impact On A Composite Tailplane Leading Edge*, Appl. Compos. Mater, 241–257

Guida, M., Marulo, F., Meo, M., Grimaldi, A. and Olivares, G. (2010). *SPH-Lagrangian Study of Bird Impact on Leading Edge Wing*. Composite Structures, 1060-1071.

Hall, J., (2014). *North Carolina & Ohio Say The Invention Of Flight Is Theirs, But Brazil & France Claim It As Well. Who's Right? Let's Find Out.*

Hammershock D.M., Seamans T.W., Bernhardt G.E. (1993). *Determination of Body Density for Twelve Bird Species.* Flight Dynamics Directorate Wright Laboratory, Air Force Material Command, Wright Patterson AFB OH.

Hanssen, A.G., Girard, Y., Olovsson, L., Berstad, T. and Langseth, M. (2004). *A Numerical Model for Bird Strike of Aluminum Foam Based Sandwich Panels.* ICCES, vol.2, 111-118.

Harlan D.S. and William S.S. (1998). *Bird Flight Forecast and Information System, International Bird Strike Committee*, Stara Lesna, Slovakia.

Heimbs, S. (2011). *Bird Strike Simulations on Composite Aircraft Structures.* EADS, Innovations Works Ltd, 2011 Simulia Customer Conference.

Hut, P., Hernquist L., Lake G., Makino J., McMillan S., and Sterling T. (1997) Smooth Particle Hydrodynamics: Models, Applications, and Enabling Technologies. Proceedings form the Workshop Presented by the Institute for Advance Study at Princeton.

Jim Peters, J. ands Shultz, C. (2002). *Bird Strike Simulation Using ANSYS LS/DYNA.*

Johnson, A. F., Holzapfel, M. (2003). *Modelling Soft Body Impact on Composite Structures.* German Aerospace Center Institute of Structure and Design, Composite Structures, 103-113.

Kodama, K. (2014). *Bird Strike Control and Reduction in Japan.* Second Meeting of the Aerodromes Operations and Planning Working Group, JAPAN Civil Aviation Bureau (JCAB), Ministry of Land Infrastructure, Transport and Tourism (MLIT).

Laovie, M.A., Gakwaya, A. and Nejad Ensan M. (2008). *Application of the SPH Method for Simulation of Aerospace Structures under Impact Loading,* 10th International LS-DYNA Users Conference, 9-35

Laovie, M.A., Gakwaya, A., Nejad Ensan, M., Zimcik, D.G. and Nandlall, D. (2009). *Bird's Subsitute Tests Results and Evaluation of Available Numerical Methods*, International Journal of Impact Engineering 36 2009, 276-1287

Laovie, M.A., Gakwaya, A., Nejad Ensan, M., Zimcik, D.G. and Nandlall, D. (2007). *Validation of Available Approaches for Numerical Bird Strike Modeling Tools*, International Review of Mechanical Engineering, 1-10

Liu, B. (2011). *Experimental And Numerical Study On The Impact Strength Of Beams And Plates,* 11

LS-DYNA / ANSYS. (2005). *User's Guide Release 10*, B-8

LS-DYNA, Keyword User's Manual. (2013). *Volume II Material Models,* Livremore Software Technology Corporation (LSTC), California, USA. p.15-17, p.2-86-91, 2-129-135.

Maddox, S.J. (2003) *Review of Fatigue Assessment Procedures for Welded Aluminum structures.* Int. J. Fatigue, 25(12), 1359-1378.

Manville, A.M., II. (2005). *Bird strikes and electrocutions at power lines, communication lowers, and wind turbines: state of the art and slate of the science - next steps toward mitigation.* U.S.D.A. Forest Service. GTR-PSW-191, Albany. CA.

Mao R.H., Meguid S. A. and Ng T.Y. (2008). *Transient Three Dimensional Finite Element Analysis of a Bird striking a Fan Blade*. International Journal Mechanical Material Des., 79-96.

Marco A., Luigi M.L., Castelletti C. and Valerio M. (2005). *Birdstrike: approaches to the analysis of impacts with penetration*. WIT Transactions on Engineering Sciences, Vol 49.

McCallum, S.C. and Constantinou, C. (2005). *The Influence of Bird-Shape in Bird-Strike Analysis.* Mathematical Modelling Department, Advanced Technology Centre, Bristol, UK.

McCarthy M. A., Xiao J. R., McCarthy C.T., Kamoulakos A., Ramos J., Gallard J.P. and Melito V. (2004). *Modelling of Bird Strike on An Aircraft Wing Leading Edge Made From Fibre Metal Laminates – Part 1: Metarial Modelling*. Department of Mechanical and Aeronautical Engineering, University of Limerick, Applied Composite Materials no.11, 295-315

McCarthy M. A., Xiao J. R., McCarthy C.T., Kamoulakos A., Ramos J., Gallard J.P. and Melito V. (2004). *Modelling of Bird Strike on An Aircraft Wing Leading Edge Made From Fibre Metal Laminates – Part 2: Modelling Of Impact With SPH Bird Model.* Department of Mechanical and Aeronautical Engineering, University of Limerick, Applied Composite Materials no.11, 317-340.

Meo M., Morris A.J., Vignjevic R. and Marengo G. (2003). *Numerical Simulation of Low Velocity Impact on an Aircraft Sandwich Panel.* Composite Structures no.62, 353-360.

NRC, (2007). *It's a Bird, It's a Plane... It's a Bird Striking a Plane.* National Research Council of Canada. Ottawa, Ontario.

NTSB/AAR, (2008). *Following an In-Flight Collision with Large Birds.* Aviation Accident Report, National Transportation Safety Board. Oklahoma City, Oklahoma.

Ortecho, C.A.H., (2006). *Robust Bird-Strike Modeling Using Ls-DYNA.* University Of Puerto Rico, Mayagüez. 12-38

Radek, D. (2011). *Test and Numerical Simulation of Bird Synthetic Model*. Aeronautical Research and Test Institute, Prague, Czech Republic, SIMULIA Customer Conference.

Raviraj, S., Laxmikant, K., Pai, R. and Rao, S.S. (2008). *Finite Element Modeling Of Stress Distribution In The Cutting Path In Machining Of Discontinuously Reinforced Aluminium Composites*, Asian Research Publishing Network, 26

Reglore, J.A., Rodriguez, P.M.A., Solorzano, E. and Saja, J.A. (2010). *Aluminum Foams as a Filler For Leading Edge: Improvements in the Mechanical Behavior Under Bird Strike Impact Test*. Cellular Materials Laboratory (CellMat), Consed Matter Physics Department, Faculty of Science, University of Valladolid, Elsevier Ltd.

Richardson, W. J., and T. West. (2000). *Serious birdstrike accidents to military aircraft: updated list and summary.* Proceedings of 25th International Bird Strike Committee Meeting. Amsterdam, Netherlands. 67–98

Rooy, E.L. (1995). *Properties and selection nonferrous alloys and special–purpose materials. Introduction to Aluminum and Aluminum Alloys.* Vol. 2, A.S.M Handbook, American Society For Metals, Ohio.

Simunovic, S., Fekete, J., Meulemann, D. and Milititsky M. (2003). *Modelling of Strain Rate Effects in Automotive Impact,* SAE-Paper No:2003-01-1383, Detroit, USA

Skakuj, M., (2014). *Aviation Safety and Nature Protection,* Wildlife Strike Preventation Conference, Mexio City, Mexico.

Smojyer, I., Ivancevic, D. (2010). *Numerical Simulation of Bird Strike Damage Prediction in Airplane Flap Structure*. Composite Structures no. 92, 2016-2026.

Smojyer, I. and Ivancevic, D. (2011). *Advanced Modelling of Bird Strike on High Lift Devices Using Hybird Eulerian-Lagragian Formulation*. Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architure, University of Zagreb, Elsevier Ltd.

Souli, M. and Olovsson L. (2000). *ALE and Fluid-Structure Interaction in LS*-DYNA. Proceedings of the 6th International LS-DYNA Users Conference, Session 15-4.

Souli, M. (2003). *Fluid-Structure Interaction in LS-DYNA: Industrial Applications*. Universite Des Scences Et Technologie De Lille, 4th Europe LS-DYNA User's Conference.

Sodhi, Navjot S. (2002). *Competition in the air: birds versus aircraft*. The Auk 119 (3) : 587–595

Stoker, C. (1999). D*evelopments of the Arbitrary Lagrangian-Eulerian Method in Nonlinear Solid Mechanics*. HC Stoker Enschedel, The Netherlands.

Stranart, J.C., (2000). *Mechanically Induced Residual Stresses: Modeling and Characterization*, Ph.D. Thesis, University of Toronto.

Strake, P. and Mitterleitner, L. (2007). *Some Applications of LS-OPT to Bird Impact Simulation*. EADS Military Air Systems, 6th European LS-DYNA Users Conference.

Sun, Q., Liu, Y.J. and Jin, R.H. (2014). *Numerical Simulation Of Bird Strike İn Aircraft Leading Edge Structure Using A New Dynamic Failure Model*. Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia.

Tan, S. (2013). *Bir Uçak Kanadının Hücum Kenarına Kuş Çarpmasının Sayısal Olarak Modellenmesi ve Analizi*. Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul.

Thorpe, J. (2003). *Fatalities and Destroyed Civil Aircraft Due To Bird Strikes, 1912 – 2002*. International Bird Strike Committee.

Thorpe, J. (2005). *Fatalities and Destroyed Civil Aircraft Due To Bird Strikes, 2002 – 2004*. International Bird Strike Committee.

Thorpe, J. (2008). Update On *Fatalities and Destroyed Civil Aircraft Due To Bird Strikes with Appendix for 2006 – 2008.* International Bird Strike Committee.

Thorpe, J. (2010). Update On *Fatalities and Destroyed Civil Aircraft Due To Bird Strikes with Appendix for 2008 – 2009. 29th* Meeting of the International Bird Strike Committee, Cairns (Australia).

Ubels, L.C., Johnson, A.F., Gallard, J.P. and Sunaric., M. (2003). *Design and testing of a composite bird strike resistant leading edge*, National Aerospace Laboratory NLR, Amsterdam, The Netherlands.

Quan, X., Cowler, M.S., Birnbaum K. and Gerber B.I. (2003). *Numerical Simulation of Structural Deformation under Shock and Impact Loads Using a Coupled Multi-Solver Approach*. Century Dynamics Inc., 5th Asia Pacific Conference.

Xinjun, W., Zhenzhou, F., Fusheng, W. and Zhufeng, Y. (2007). *Dynamic Response Analysis of Bird Strike on Aircraft Windshield Based on Damage Modified Nonlinear Viscoelastic Constitutive Relation*. Department of Engineering Mechanics, Northwestern Polytechnical University, Elsevier Ltd.

Walvekar, V., (2007). *Birdstrike Analysis on Leading Edge of an Aircraft Wing Using a Smooth Particle Hydrodynamics Bird Model.* Department of Mechanical Engineering, Wichita State University.

Wang, F.S. and Yue, Z.F. (2010). *Numerical Simulation of Damage and Failure in Aircraft Windshiled Structure against Bird Strike*. Materials and Design no.31, 687-695

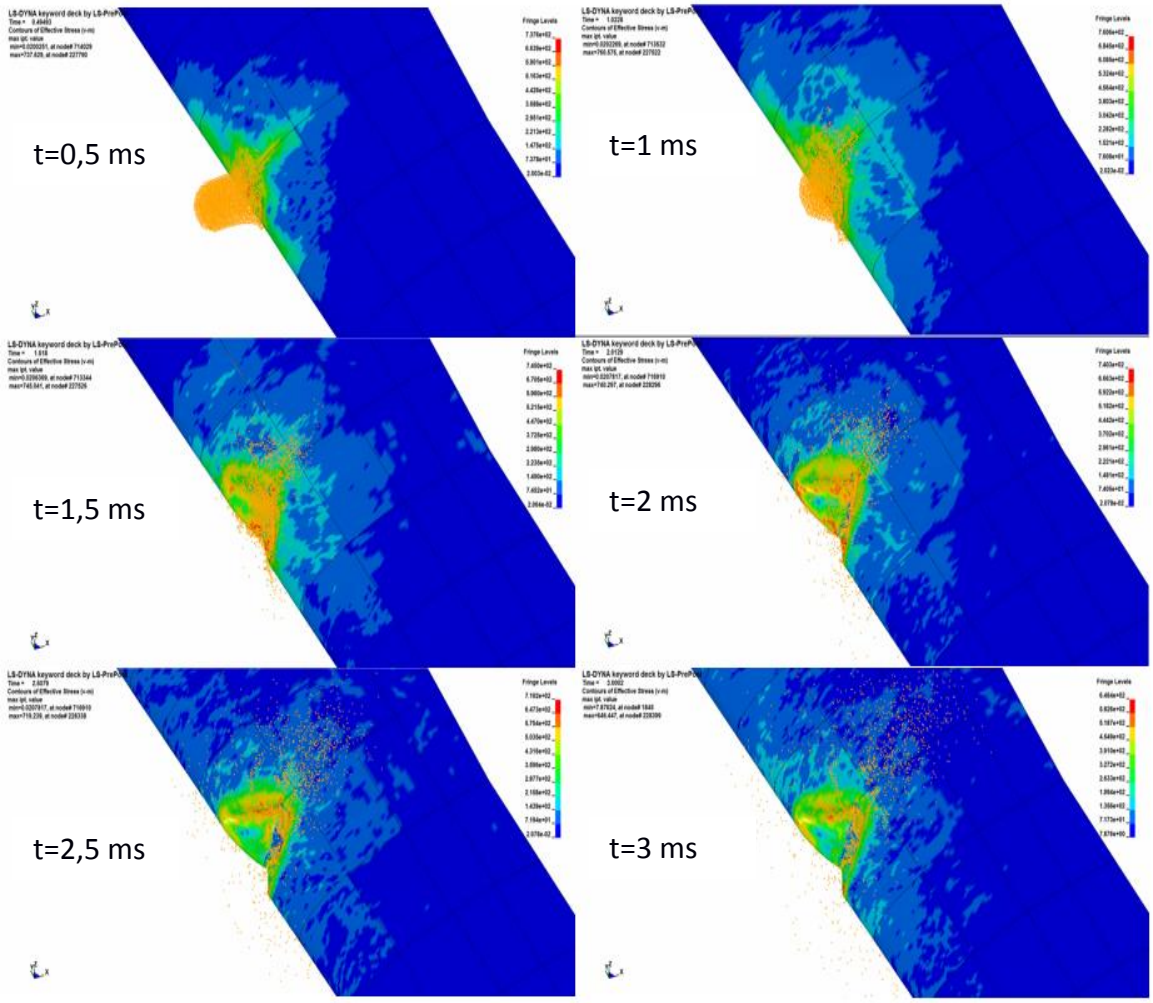
Wang, J. and Chen, H. (2007). Fluid Structure Interaction for Immersed Bodies. Livermore Software Technology Corporation, 6th European LS-DYNA User's Conference.

Washburn, B.E., Chipman, R.B. and Francoeur, L.C. (2006). *Evaluation of Bird Response to Propane Exploders in an Airport Environment*. USDA, Wildlife Services, National Wildlife Research Center, University of California Davis., 212-215

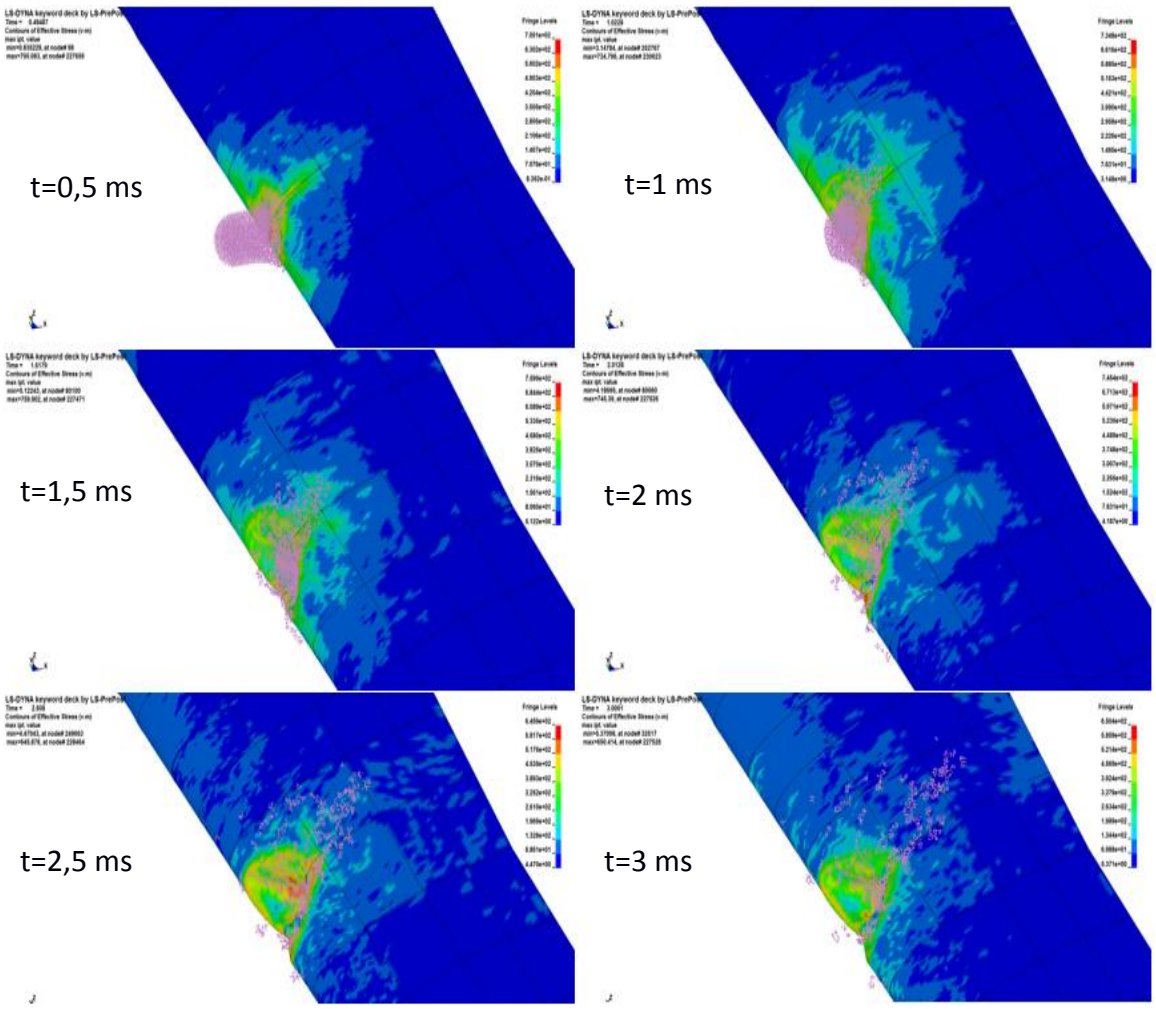
Wilbeck James, S. (1977). *Impact Behavior of Low Strength Projectiles,* Air Force Materials Laboratory.

EKLER

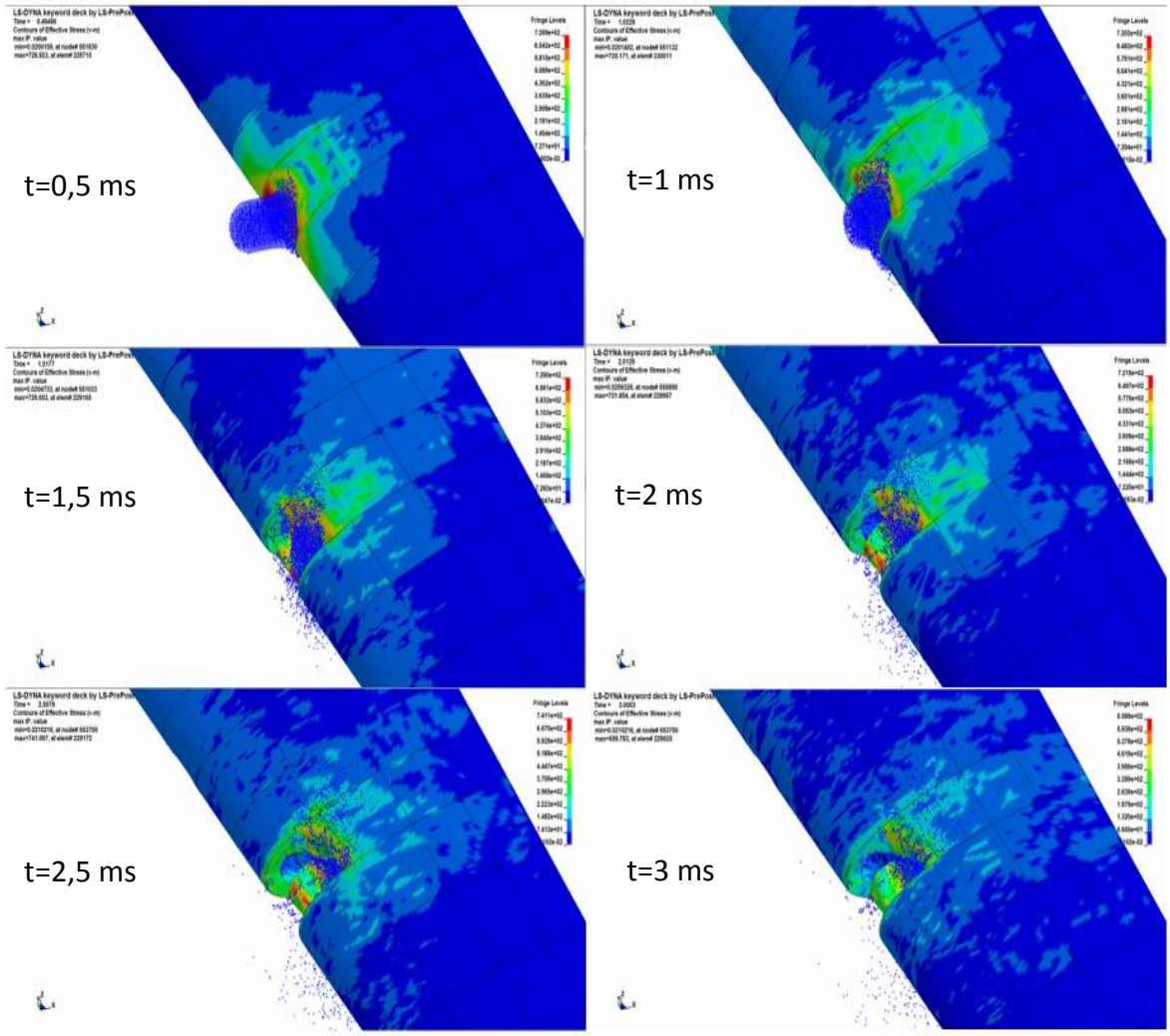
EK-1. Model-A için simülasyon görüntüleri



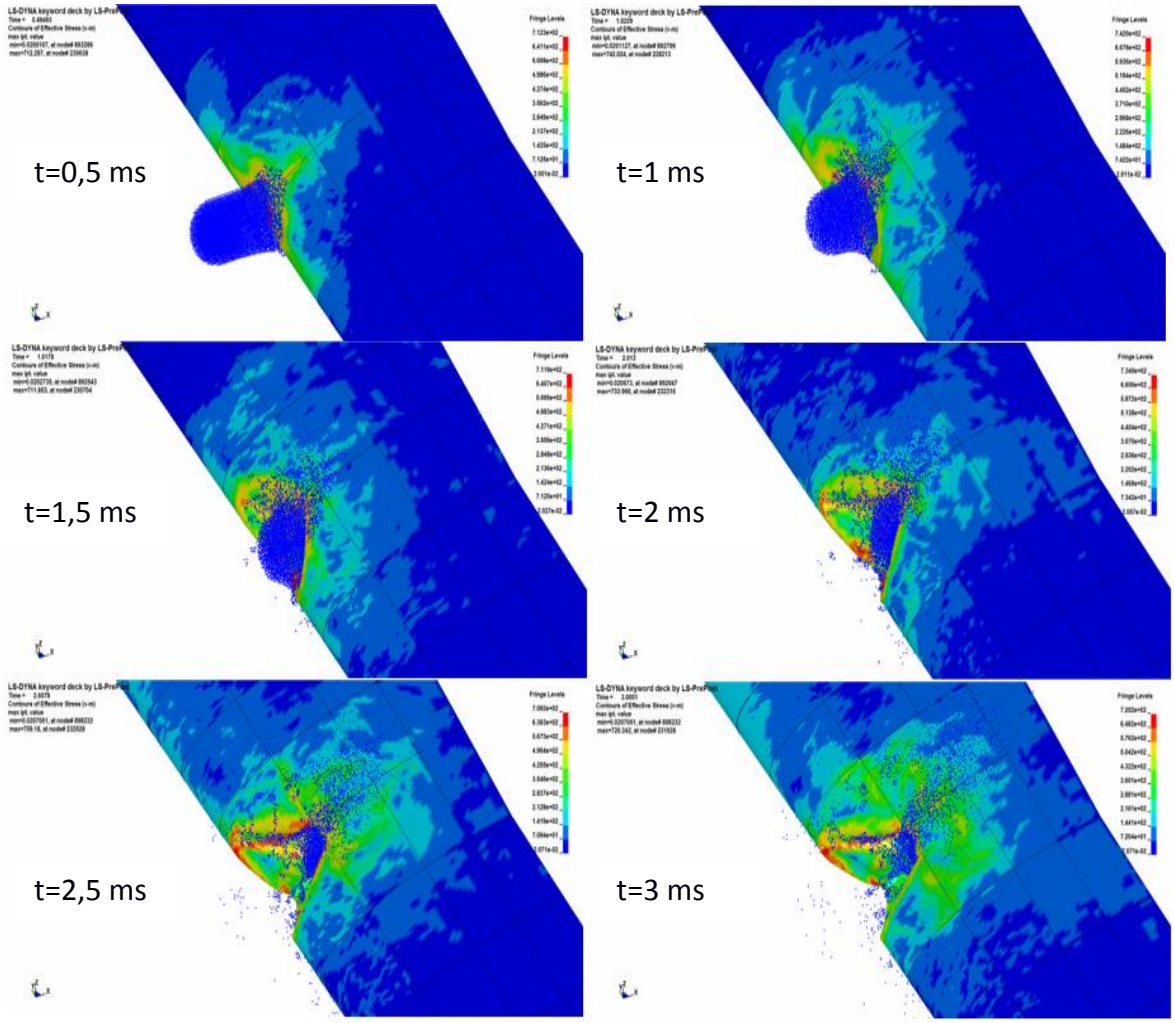
EK-2. Model-B için simülasyon görüntüleri



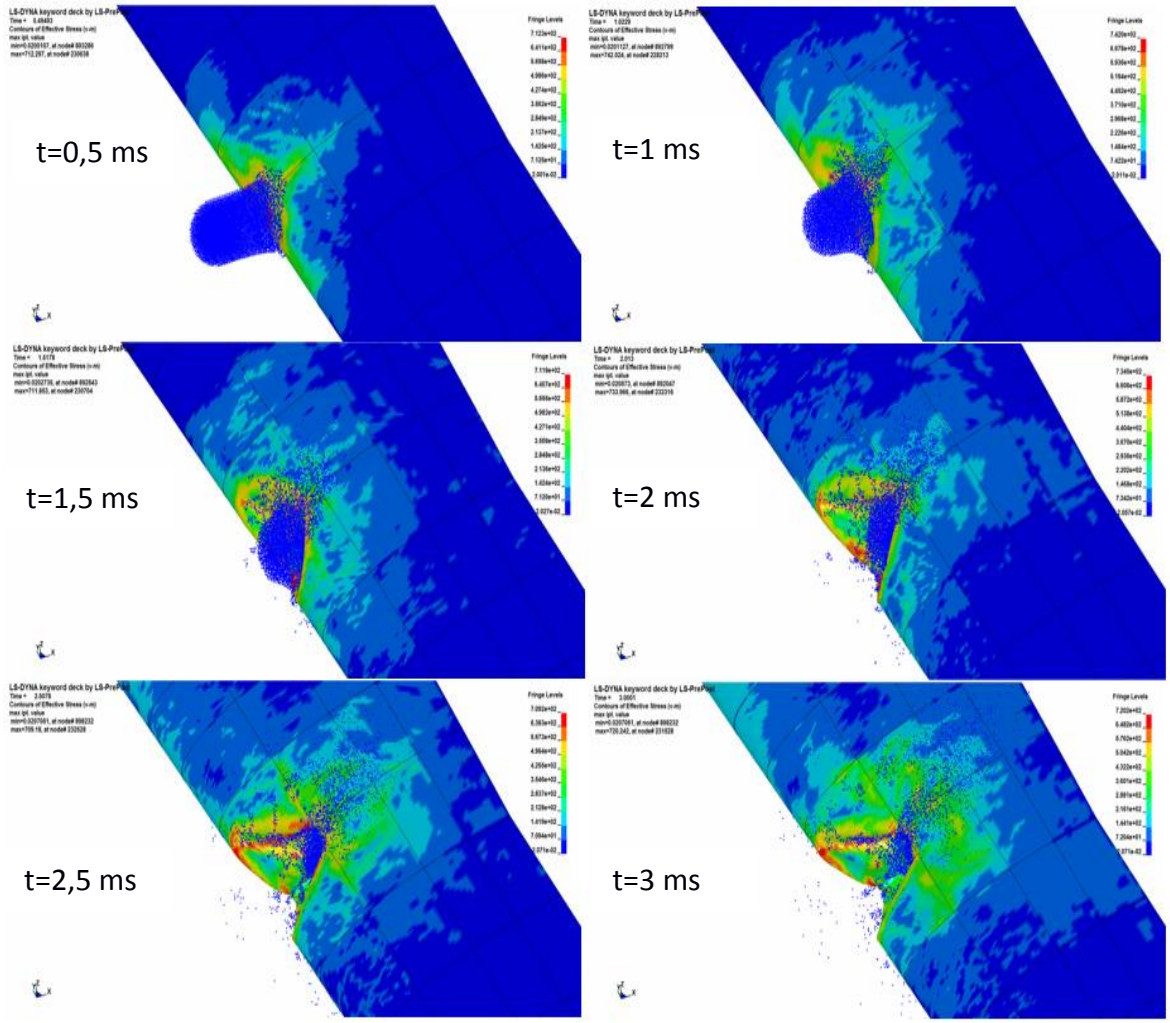
EK-3. Model-C için simülasyon görüntüleri



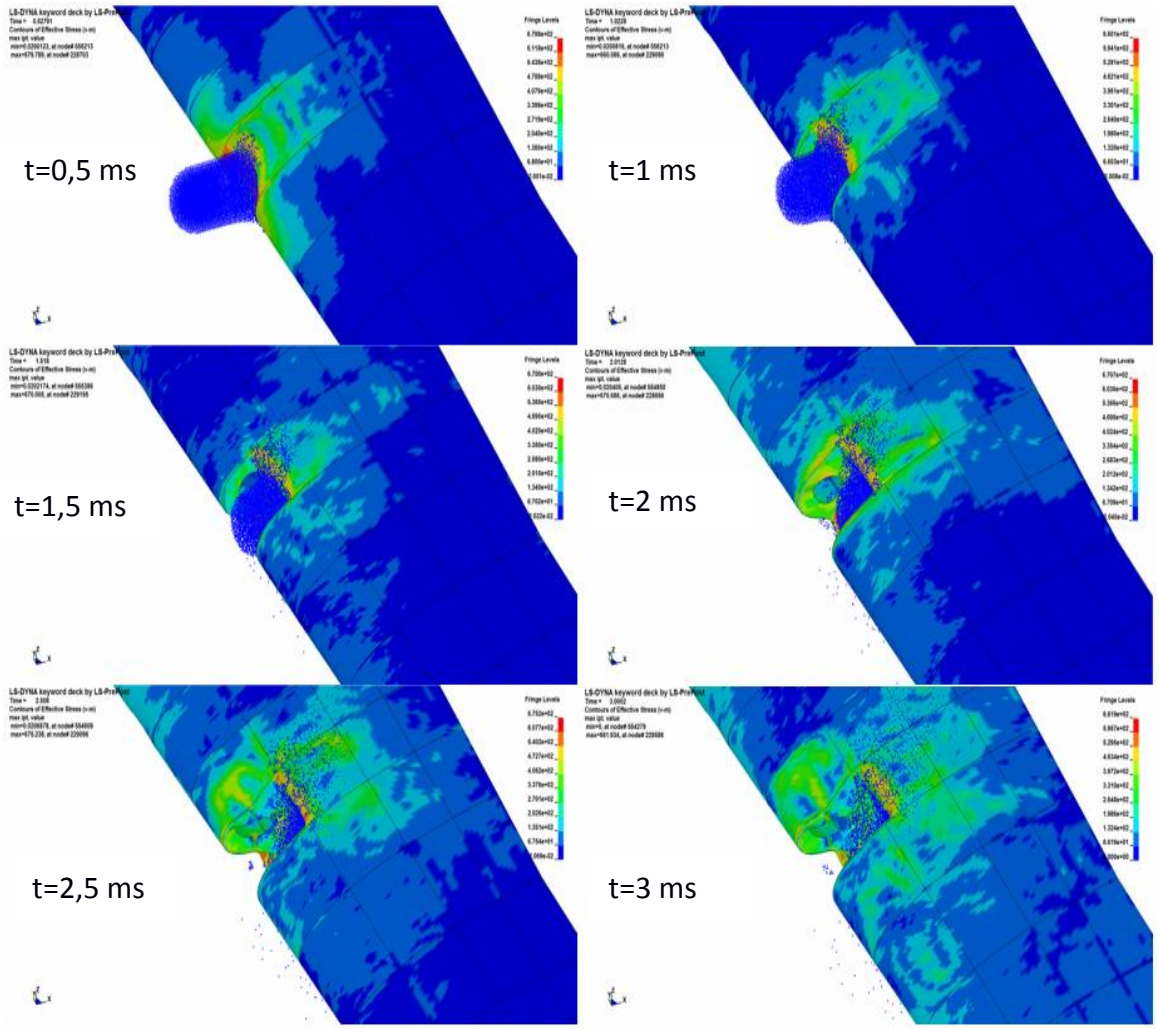
EK-4. Model-D için simülasyon görüntüleri



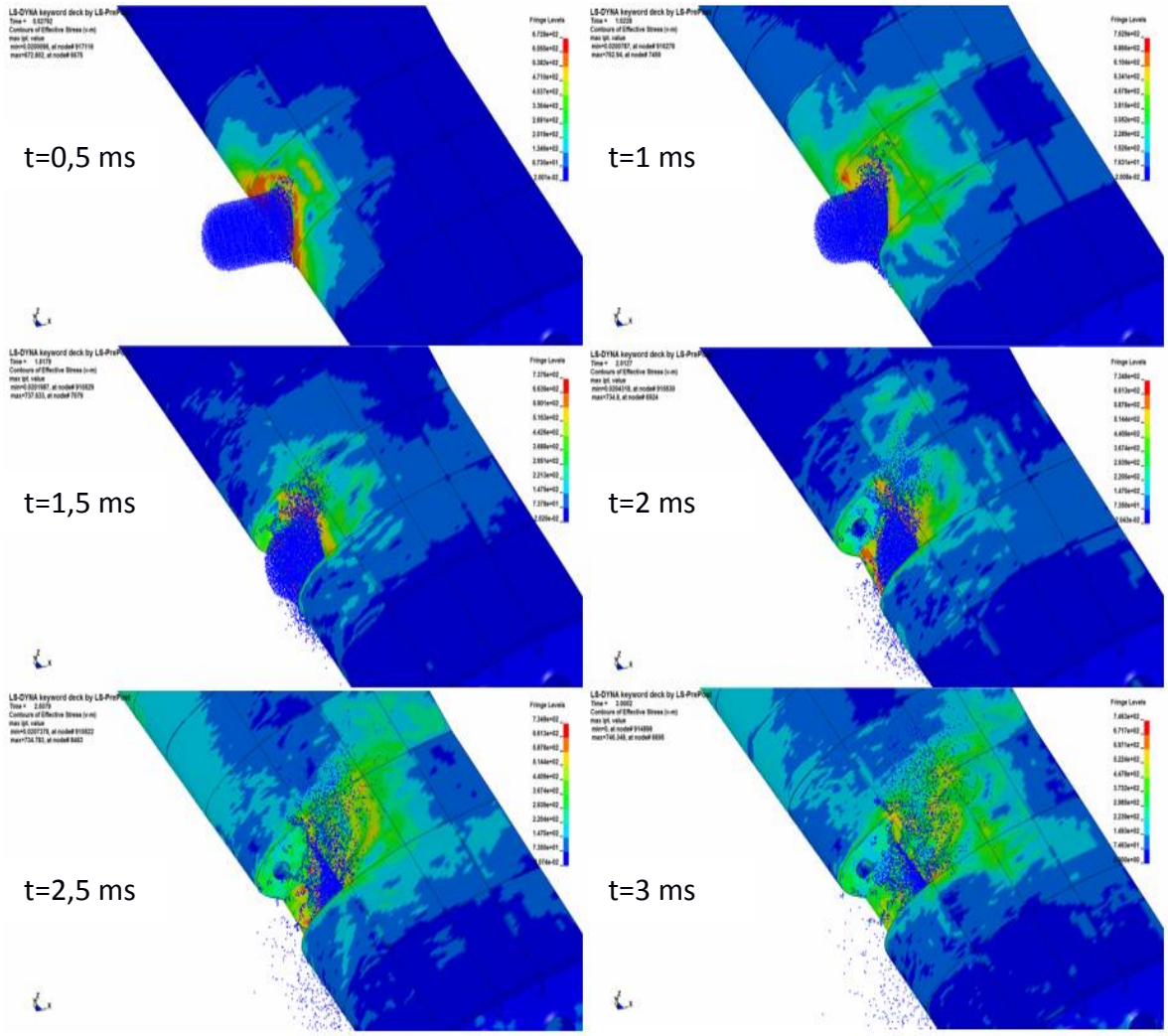
EK-5. Model-E için simülasyon görüntüleri



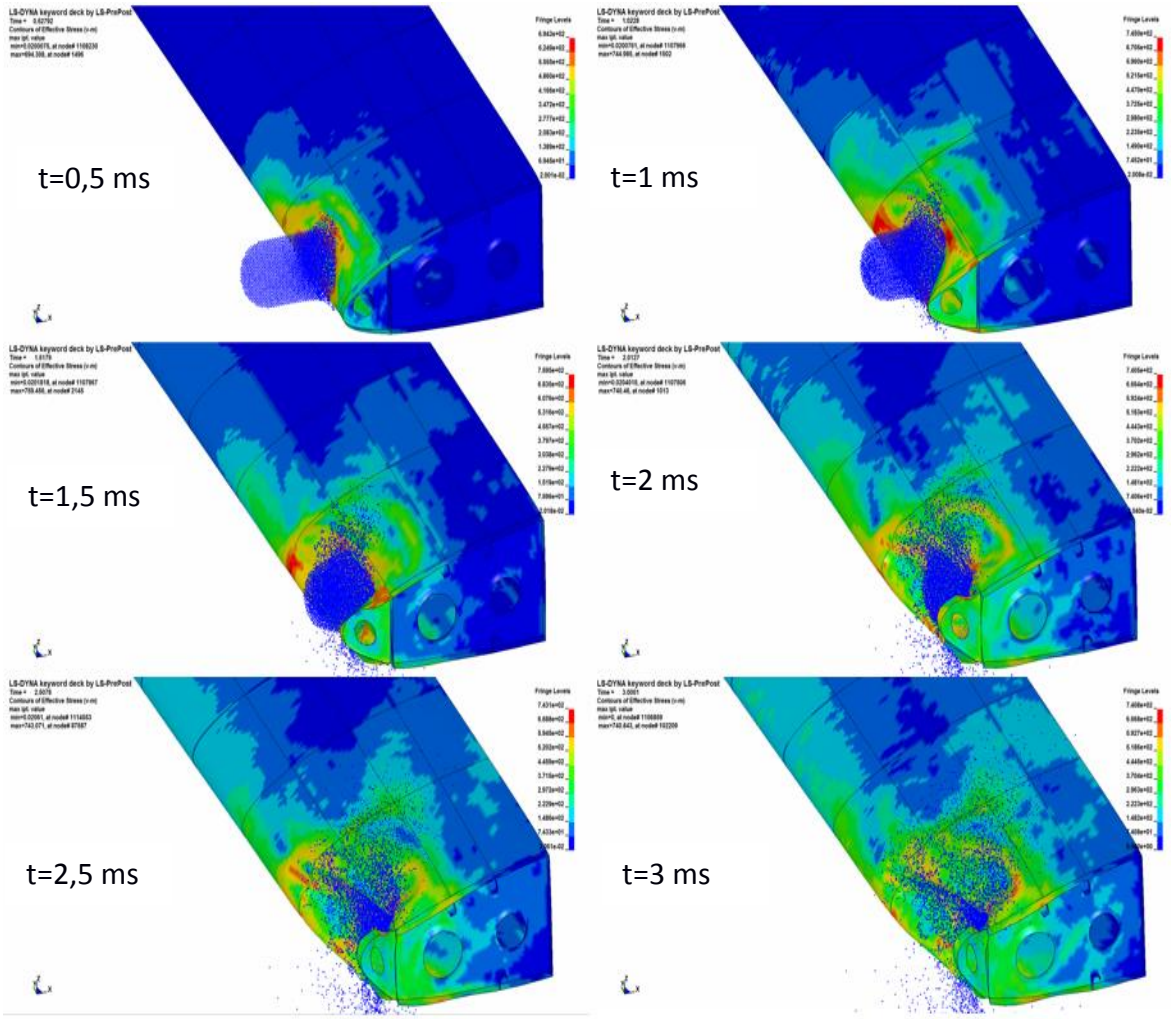
EK-6. Model-F için simülasyon görüntüleri



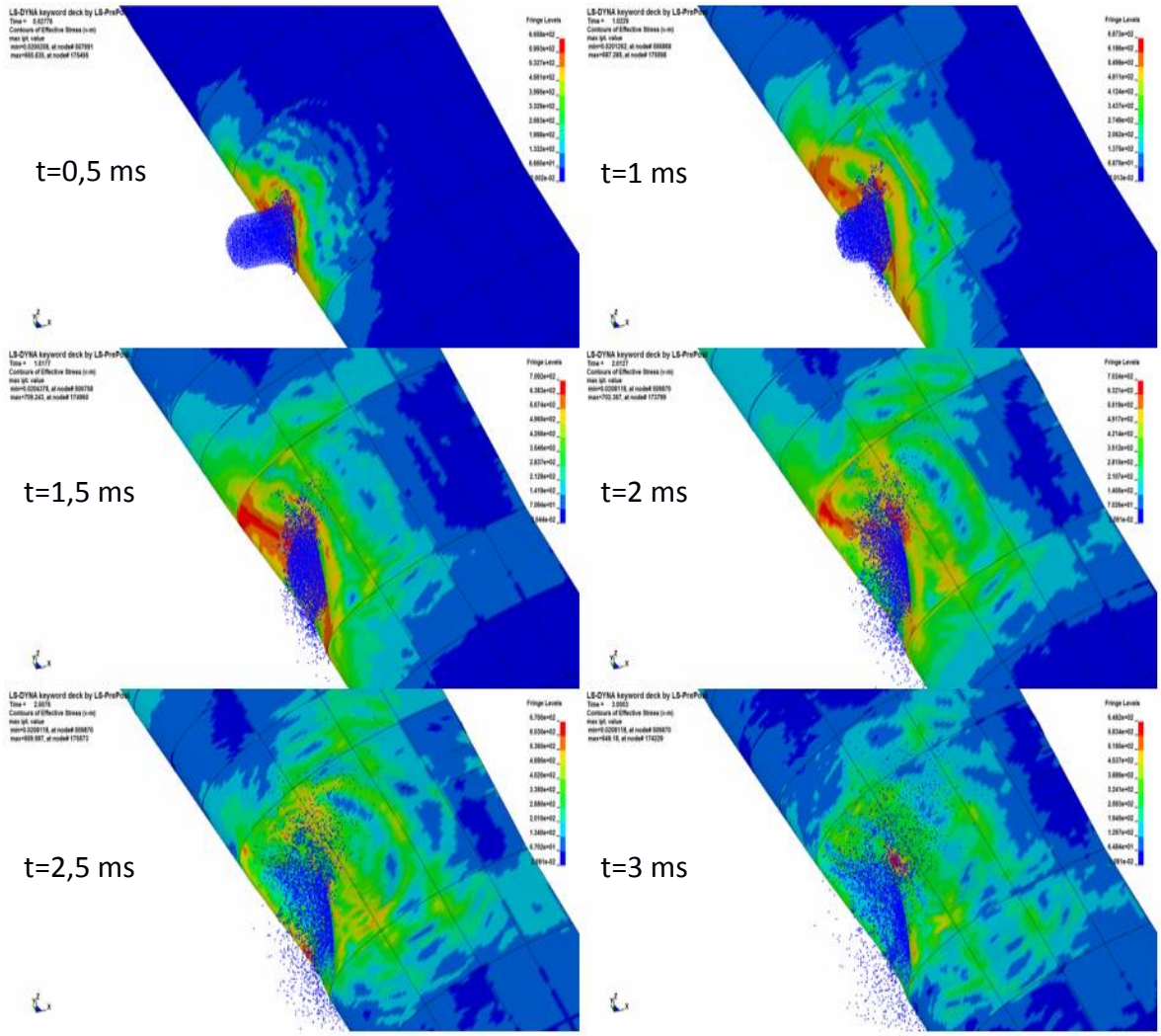
EK-7. Model-G için simülasyon görüntüleri



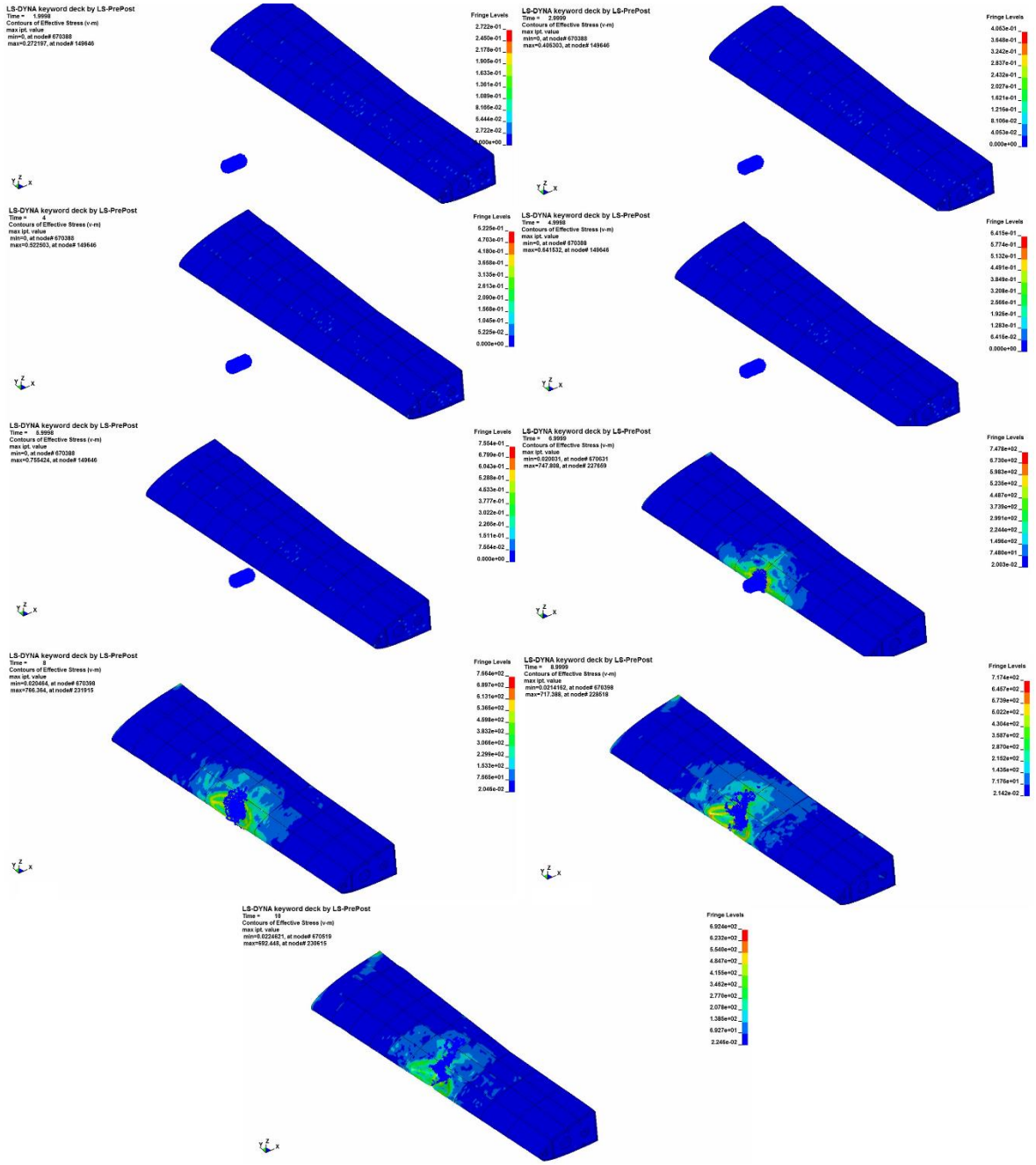
EK-8. Model-H için simülasyon görüntüleri



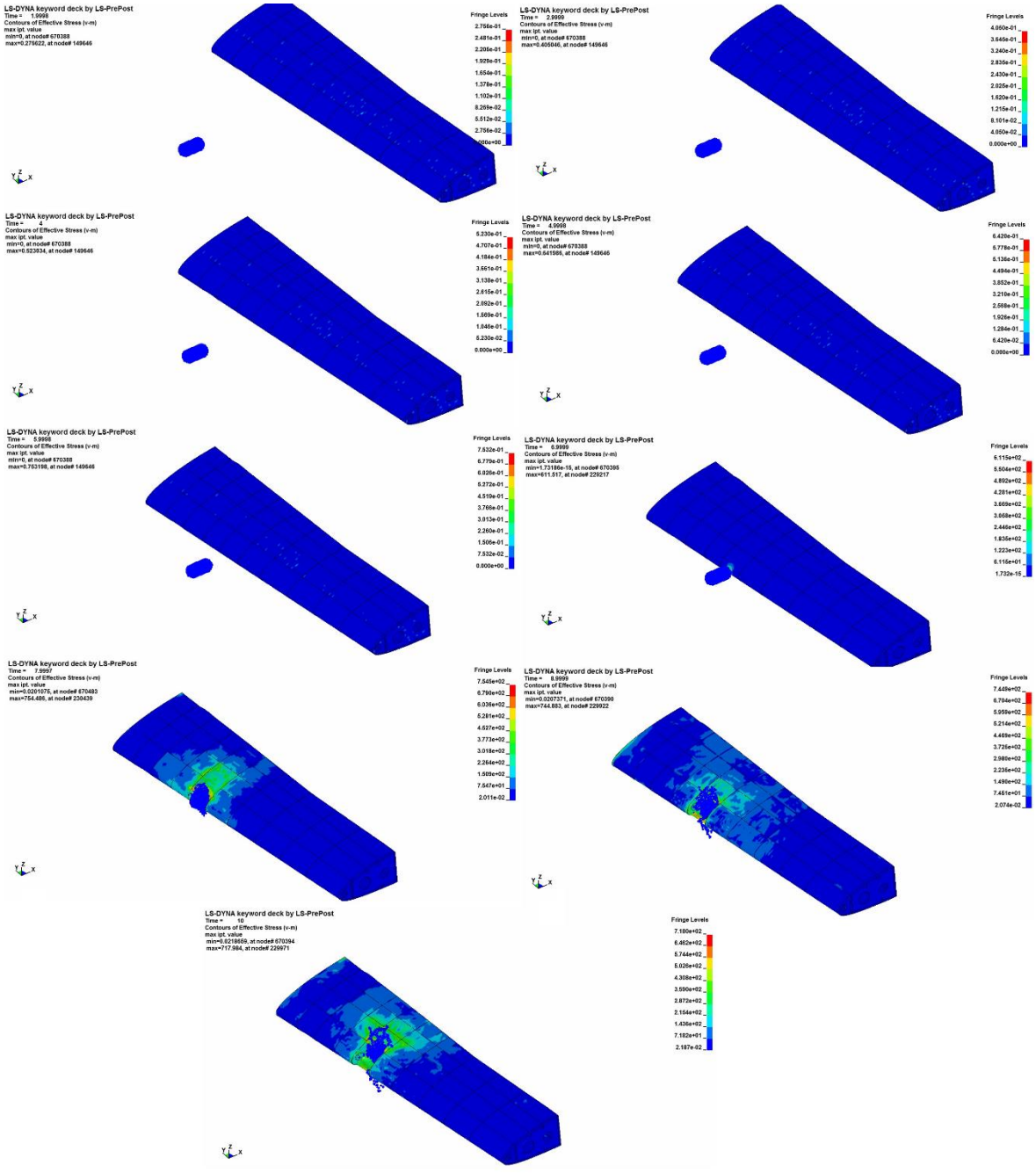
EK-9. Model-I için simülasyon görüntüleri



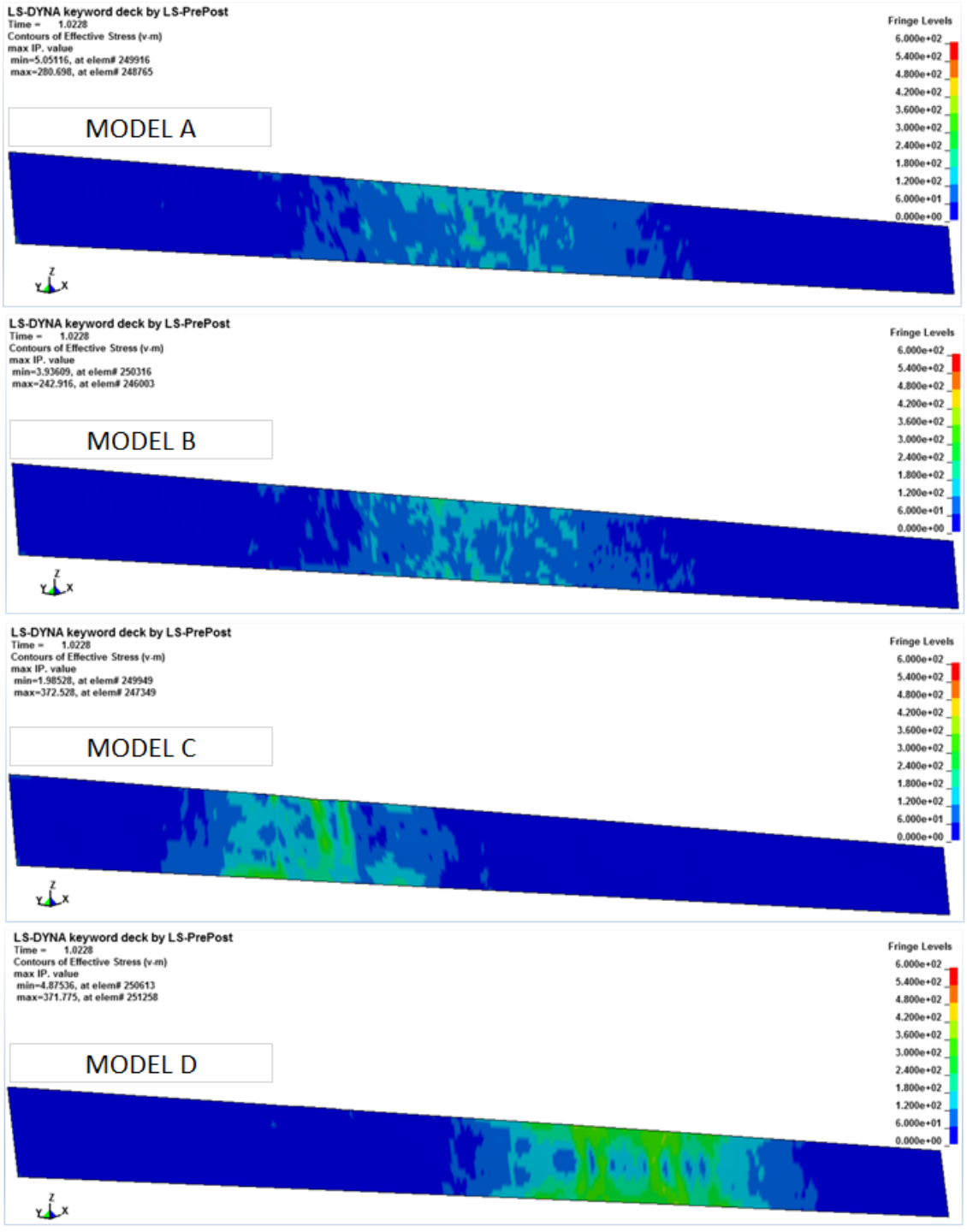
EK-10. Model-J için simülasyon görüntüleri



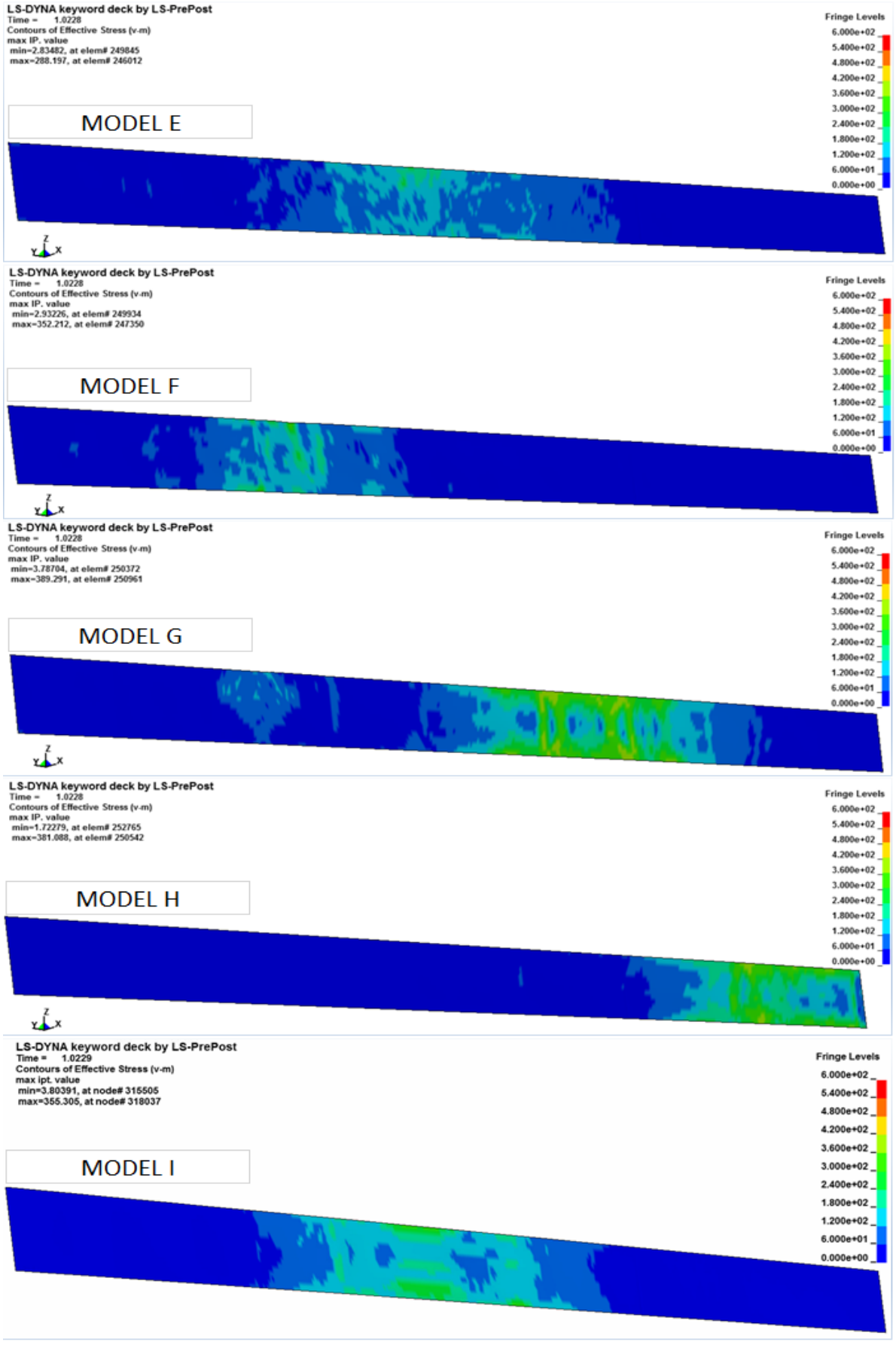
EK-11. Model-K için simülasyon görüntüleri



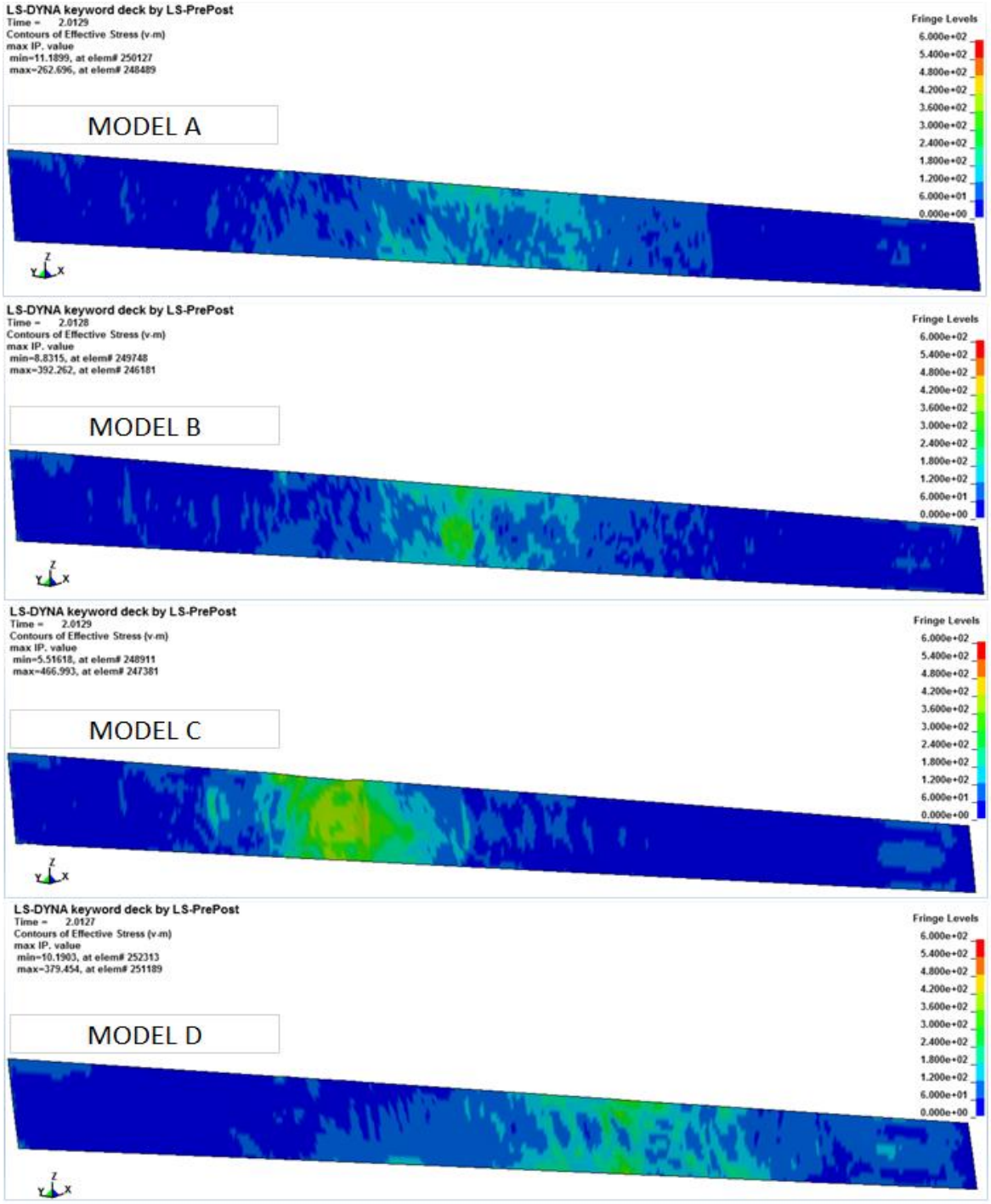
EK-12. A, B, C ve D modelleri için t=1 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



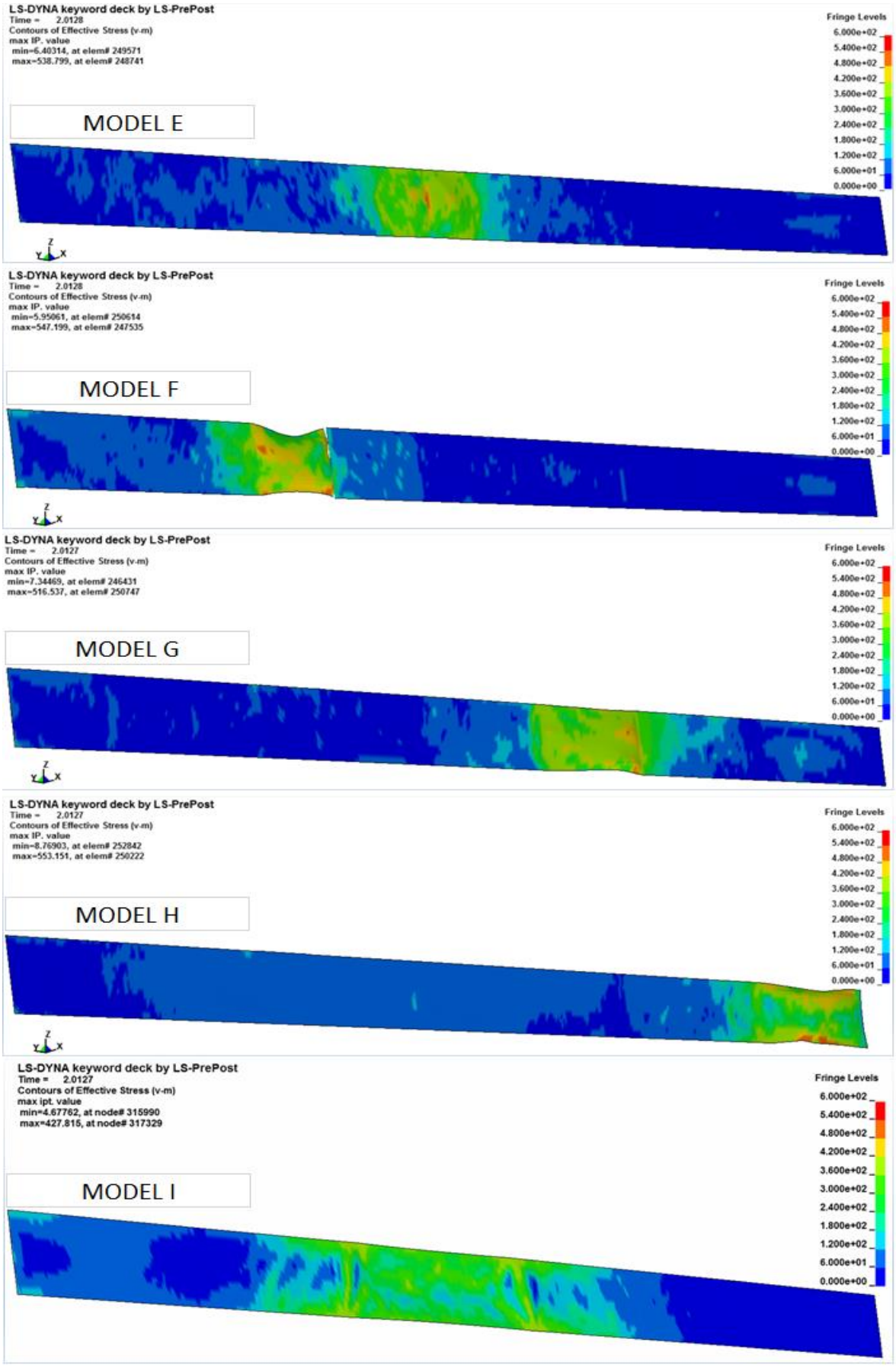
EK-13. E, F, G, H ve I modelleri için t=1 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



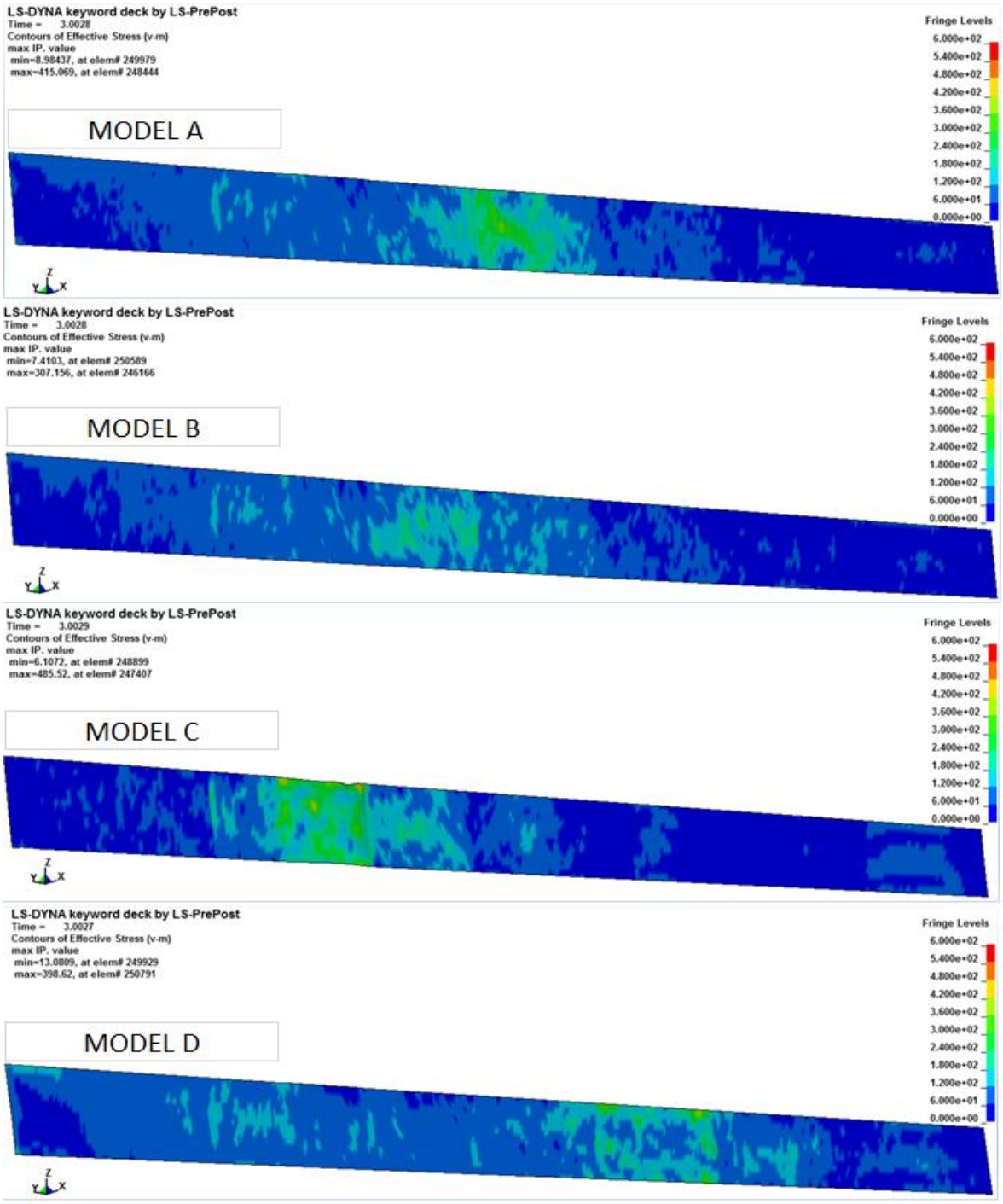
EK-14. A, B, C ve D modelleri için t=2 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



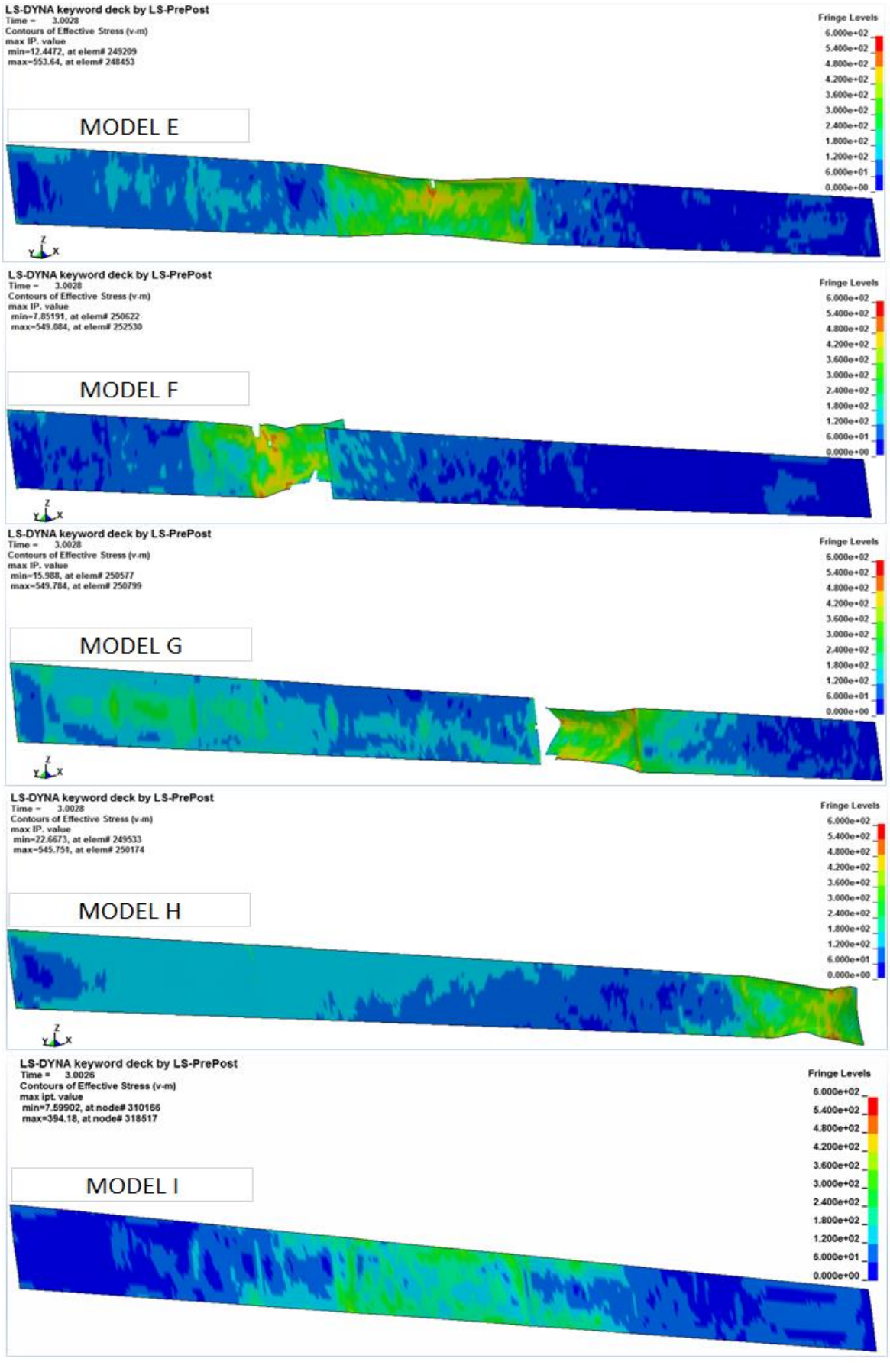
EK-15. E, F, G, H ve I modelleri için t=2 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



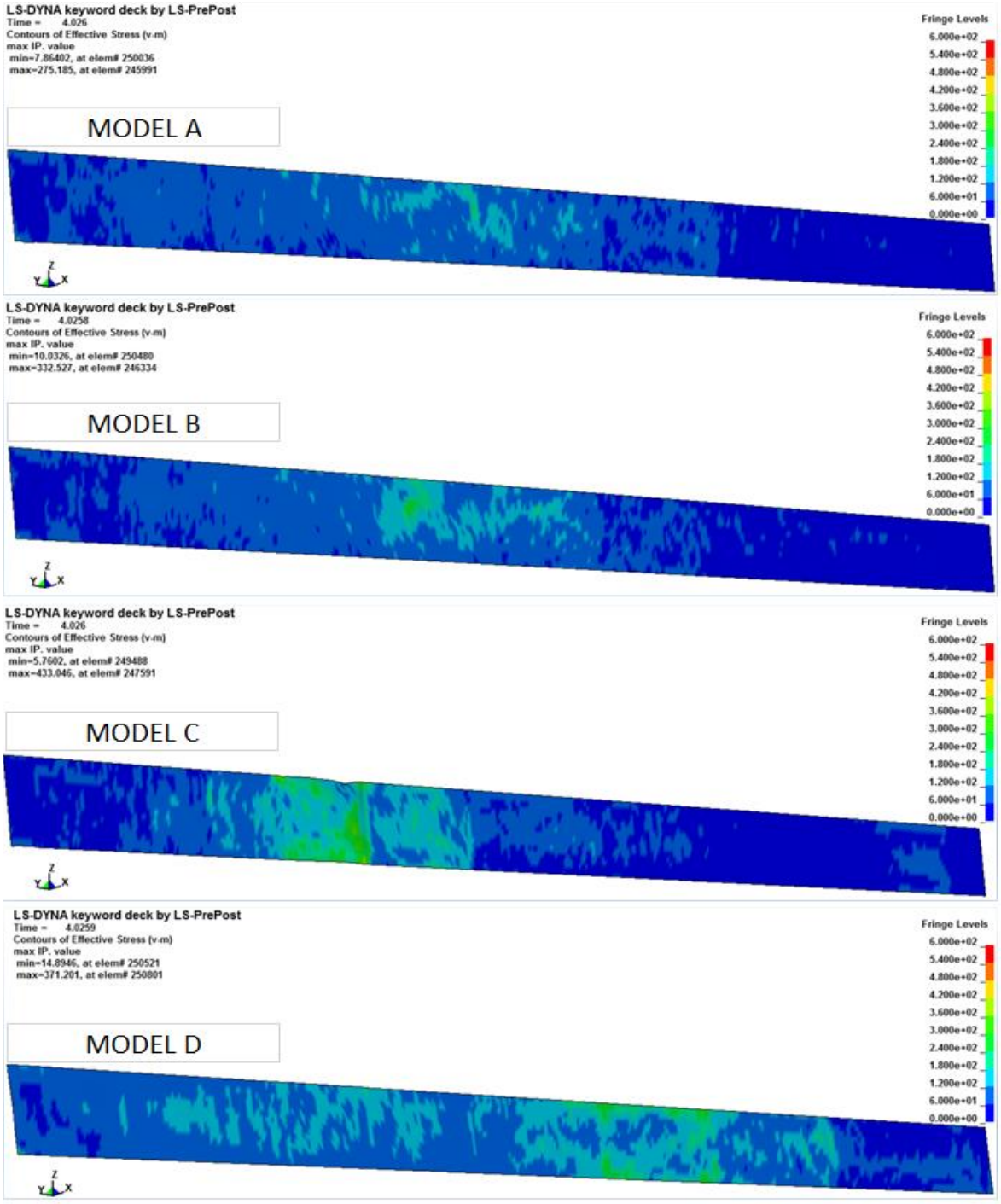
EK-16. A, B, C ve D modelleri için t=3 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



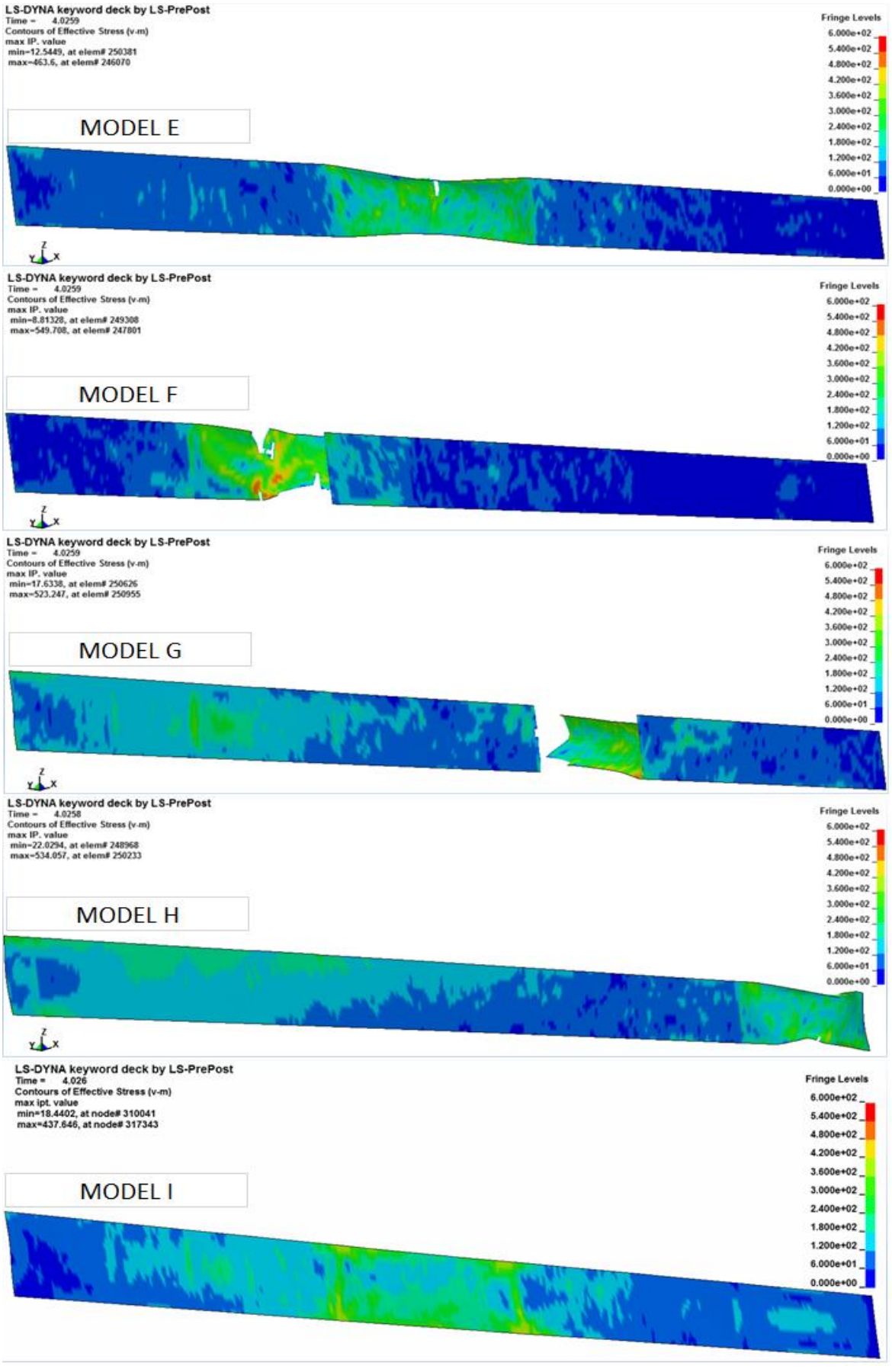
EK-17. E, F, G, H ve I modelleri için t=3 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



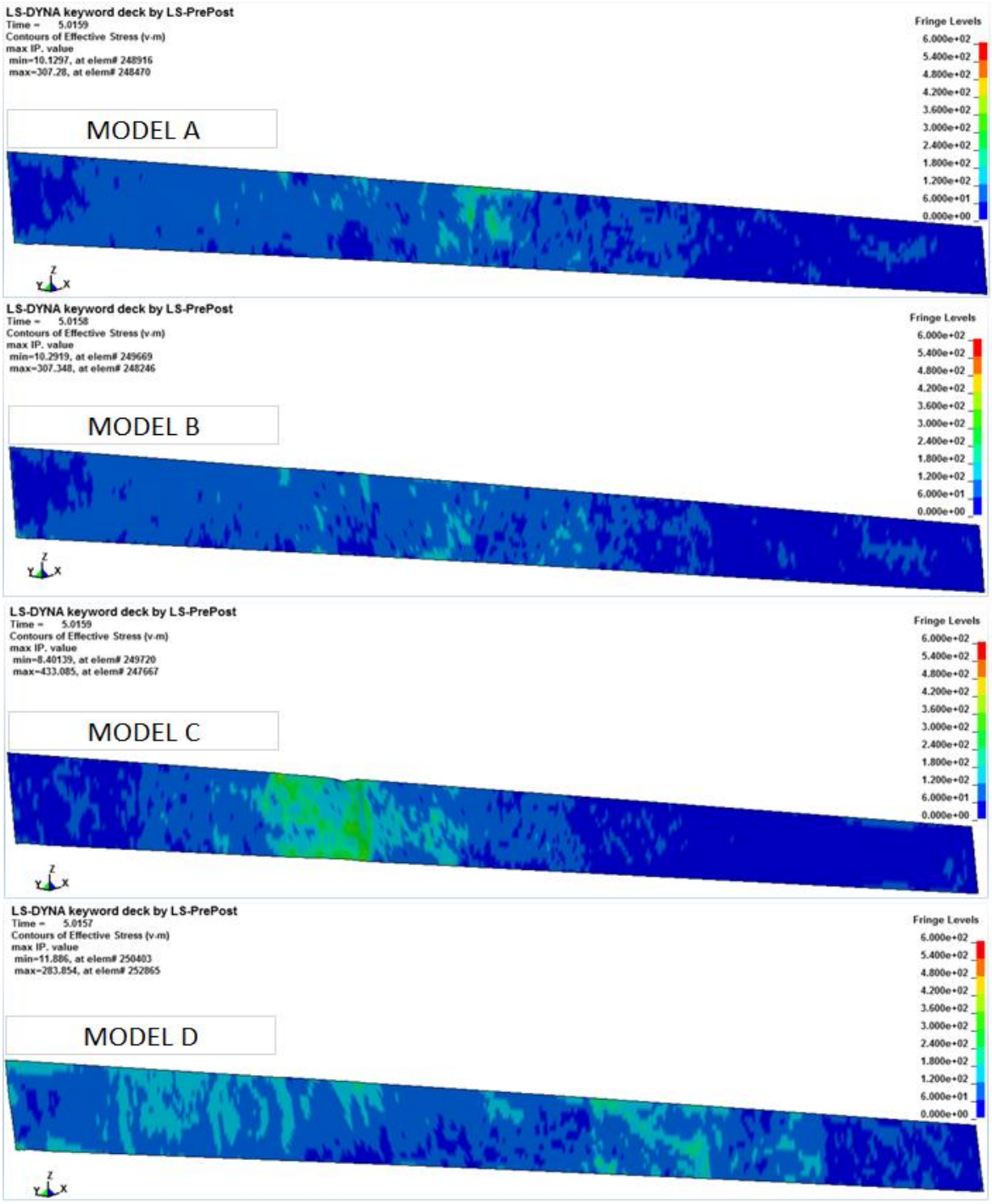
EK-18. A, B, C ve D modelleri için t=4 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



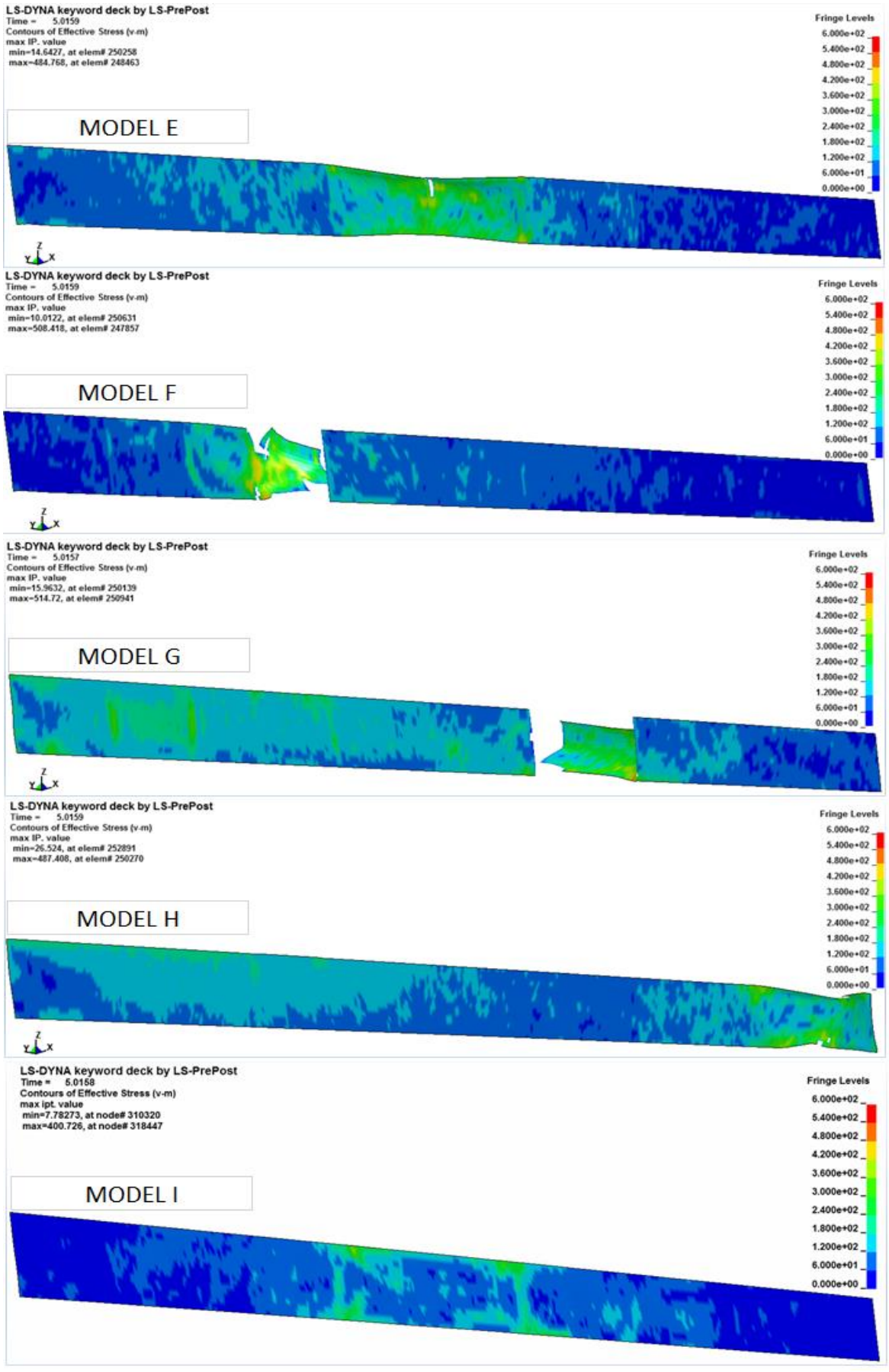
EK-19. E, F, G, H ve I modelleri için t=4 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



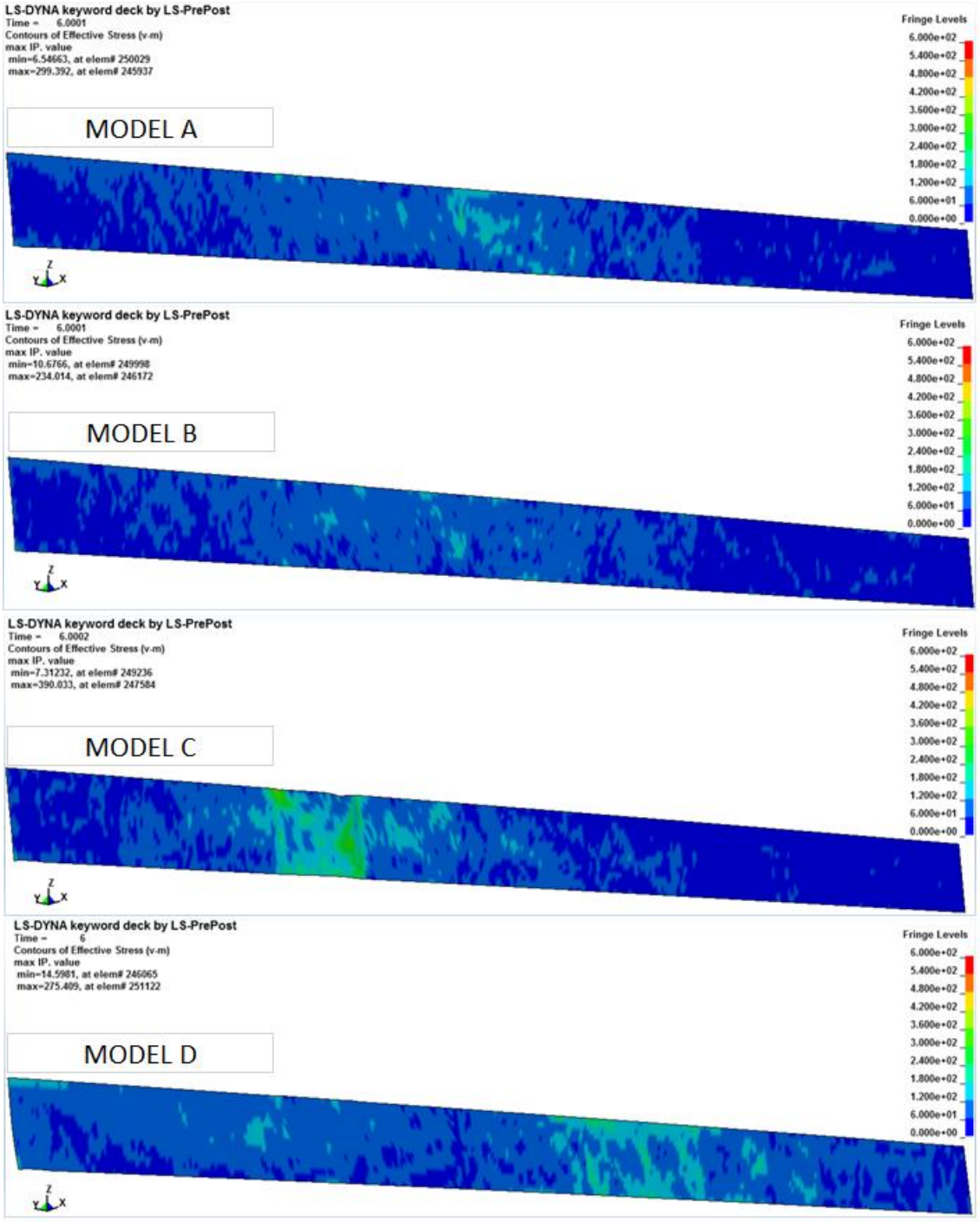
EK-20. A, B, C ve D modelleri için t=5 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



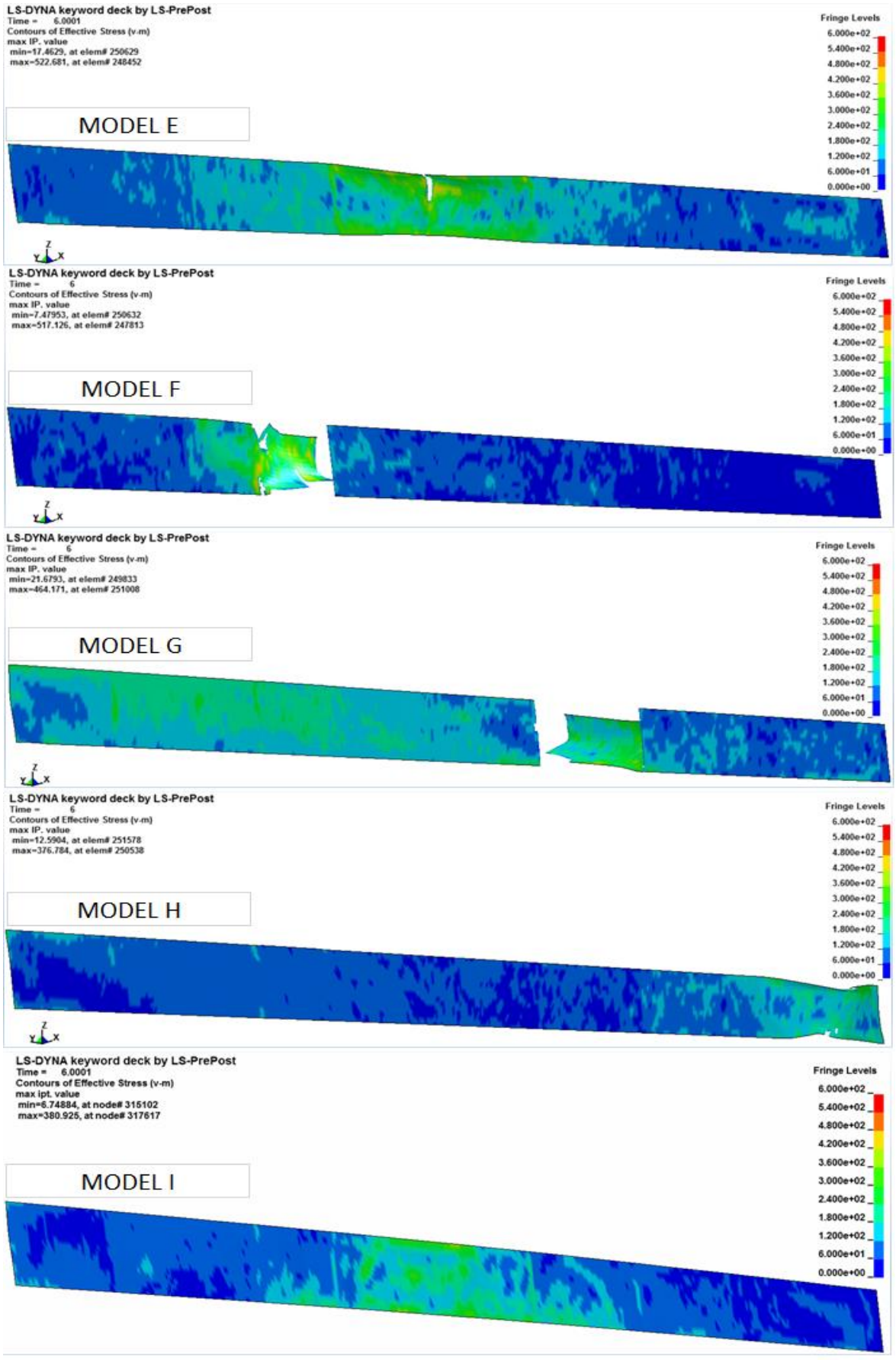
EK-21. E, F, G, H ve I modelleri için t=5 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



EK-22. A, B, C ve D modelleri için t=6 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



EK-23. E, F, G, H ve I modelleri için t=6 ms anında ön kiriş üzerinde oluşan gerilmeler



ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : KİPER, Tuğçe
Uyruğu : T.C.
Doğum tarihi ve yeri : 04.10.1985, Kocaeli
Medeni hali : Evli
Telefon : 0 (539) 9581498
e-posta : kipertugce@gmail.com



Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Yüksek Lisans	Gazi Üniversitesi/Makina Mühendisliği	Devam Ediyor
Lisans	Kırıkkale Üni. / Makina Mühendisliği	2008
Lise	Ayrancı Lisesi (YDA)	2003

İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2008-2009	EMC Dış Ticaret Firması / İstanbul	Proje Mühendisi
2010-Halen	TUSAŞ-Türk Havacılık ve Uzay Sanayii	Tasarım Mühendisi

Yabancı Dil

İngilizce

Yayınlar

1. Uçak Ağırlık – Denge Faaliyetleri için Yazılım Geliştirme Çalışmaları, UHUK, Eylül 2012
2. Methods for Evaluation of Aircraft Mass Distribution, ICAS, Eylül 2012
3. Automation Methods for Aircraft Weight Activities, SAWE, Mayıs 2012
4. Uçaklarda Dikey Yöndeki Ağırlık Merkezini Bulma Çalışmaları, SAVTEK Haziran 2014

Hobiler

Sinema, Müzik, Tiyatro, Seyahat



GAZİ GELECEKTİR..