

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**KOMPOZİT KANAT YAPILARI ÜZERİNDE TAMİR MODELLEMESİ VE  
SONLU ELEMANLAR ANALİZİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Alihan CAMBAZ**

**Makina Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin Enes SALMAN**

**MART 2024**



## TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Alihan CAMBAZ



## ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

### KOMPOZİT KANAT YAPILARI ÜZERİNDE TAMİR MODELLEMESİ VE SONLU ELEMENLAR ANALİZİ

Alihan CAMBAZ

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin Enes Salman

Tarih: Mart 2024

Karbon fiber takviyeli polimerler (CFRP), havacılık endüstrisinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu malzemeler yüksek mukavemet/ağırlık oranı, yorulma direnci, hafiflik ve korozyon direnci gibi özelliklere sahiptirler. Ancak, bu kompozit yapıların önemli bir dezavantajı, düşük darbe tokluğundan kaynaklanan hasara duyarlı olmalarıdır. Bu tür bir hasar meydana geldiğinde, yapının tamir veya değiştirme gerektirebileceği bilinmektedir. Kompozit yapıların tamir tasarımları, mukavemet onarımını sağlayabilir ve aerodinamik açıdan düzgün yüzeyler oluşturarak hasarlı parçanın nispeten daha maliyet etkin bir şekilde onarılmasına olanak tanır. Bu nedenle, tabakaların oryantasyonu, kalınlığı, şekli, ekstra tabaka sayısı, tamir bölgesinin büyüklüğü gibi parametreler gereksinimlere uygun olarak seçilmelidir. Bu tez çalışması kapsamında, tam ölçekli bir kabuk yapısındaki kompozit kanat üzerinde tamir tasarımları modellenmiş ve gerçekçi yüklenme koşulları altında yapının yapısal bütünlüğü değerlendirilmiştir. Tamir modellemesi ve analizleri kompozit yapı üzerinde kabuk metodu kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Kabuk metodunun doğrulanması amacıyla numune seviyesinde ASTM-3039D standartlarına uygun çekme testleri gerçekleştirilmiştir. Numune seviyesinde gerçekleştirilen testlerden elde edilen sonuçlar ve yapısal analiz sonuçlarını doğrulamıştır. Yapısal analizler, ABAQUS yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Tez çalışmasının devamında,

NACA kanat profillerine dayalı olarak geliştirilen ve belirlenen gereksinimlere uygun olarak tasarlanmış yeni bir kanat modelinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri ANSYS Fluent yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan kanat profili üzerinde  $0^{\circ}$ - $5^{\circ}$ - $10^{\circ}$ - $15^{\circ}$ - $20^{\circ}$ - $25^{\circ}$ - $30^{\circ}$  değerlerindeki hücum açıları düşünülerek HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. HAD analizlerinden en kritik hücum açısında elde edilen basınç değerleri, yapısal analizlerde kullanılmak üzere yük dağılımı fonksiyonu kullanılarak belirlenmiştir. Aerodinamik kuvvetlere ek olarak yer çekimi, mühimmat ağırlığı ve yakıt ağırlığı gibi kuvvetler, tam ölçekli kanat modeline sınır şartı olarak uygulanmıştır. Çeşitli tamir senaryoları belirlenmiş ve tam ölçekli kanat kabuk yapısındaki en kritik bölgede tamirlerin yapısal analizleri gerçekleştirilmiştir. Belirlenen bölgede uygulanan tamir senaryoları Hashin metodunu kullanılarak gerinim değerleri ile kıyaslanmış ve tamir çalışmaları doğrulanmıştır. Elde edilen sonuçlar, yapıdaki hasarlı bölge sayısı, hasarlı tabaka sayısı, tamir bölgesine serimi uygulanan ekstra tabaka sayısı ve oryantasyonu, tamir tasarımının şekli gibi faktörlerin yapının yük taşıma kapasitesini ve yük yolunu etkilediğini göstermiştir. Gerçekleştirilen sayısal analiz çalışmaları, kabuk yöntemi ile tamir modellemesinin isabetli sonuçlar sağladığını göstermiştir ve olası hasar durumlarında izlenilmesi gereken yöntem hakkında önemli bilgiler sunmuştur.

**Anahtar Kelimeler:** Karbon fiber takviyeli polimerler (CFRP), Kompozit tamir tasarımı, Kompozit tamir analizi

## **ABSTRACT**

Master of Science

### **REPAIR MODELING AND FINITE ELEMENT ANALYSIS ON COMPOSITE WING STRUCTURES**

Alihan Cambaz

TOBB University of Economics and Technology  
Institute of Natural and Applied Sciences  
Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Asst. Prof. Hüseyin Enes Salman

Date: March 2024

Carbon fiber reinforced polymers (CFRP) are widely used in the aviation industry. These materials have properties such as high strength-to-weight ratio, fatigue resistance, lightweight, and corrosion resistance. However, a significant disadvantage of these composite structures is their susceptibility to damage due to low impact toughness. It is known that when such damage occurs, it may necessitate the repair or replacement of the structure. Repair designs of composite structures can provide strength repair and enable relatively cost-effective repair of damaged parts by creating aerodynamically smooth surfaces. Therefore, parameters such as layer orientation, thickness, shape, extra layer count, and repair area size should be selected according to requirements. In this thesis, repair designs on a full-scale composite wing structure were modeled and the structural integrity of the structure was evaluated under realistic loading conditions. Repair modeling and analyses were performed using the shell method on the composite structure. To validate the shell method, tensile tests were conducted at the specimen level according to ASTM-3039D standards. The results obtained from the tests conducted at the specimen level corroborated the structural analysis results. Structural analyses were performed using ABAQUS software. In the continuation of the thesis study, computational fluid dynamics (CFD) analyses of a

new wing model developed based on the NACA wing profiles and designed according to determined requirements were performed using ANSYS Fluent software. CFD analyses were conducted considering angles of attack of 0°-5°-10°-15°-20°-25°-30° on the designed wing profile. The pressure values obtained at the most critical angle of attack from the CFD analyses were determined using the load distribution function for use in structural analyses. In addition to aerodynamic forces, forces such as gravity, ammunition weight, and fuel weight were applied as boundary conditions to the full-scale wing model. Various repair scenarios were identified, and structural analyses of repairs were performed on the most critical region of the full-scale wing shell structure. The repair scenarios applied in the determined region were compared with strain values using the Hashin method, and the repair works were validated. The results obtained showed that factors such as the number of damaged areas in the structure, the number of damaged layers, the number and orientation of extra layers applied to the repair area, and the shape of the repair design affect the load-carrying capacity and load path of the structure. The conducted numerical analysis studies showed that repair modeling using the shell method provided accurate results and provided important information about the method to be followed in case of possible damage.

**Keywords:** Carbon fiber reinforced polymers (CFRP), Composite repair design, Composite repair analysis



## TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocam Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin Enes SALMAN'a, kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine ve destekleriyle her zaman yanımda olan aileme ve arkadaşlarıma çok teşekkür ederim.





## İÇİNDEKİLER

|   | <u>Sayfa</u> |
|---|--------------|
| <b>ÖZET</b> .....   | <b>vii</b>   |
| <b>ABSTRACT</b> .....   | <b>ix</b>    |
| <b>TEŞEKKÜR</b> .....   | <b>xi</b>    |
| <b>İÇİNDEKİLER</b> .....  | <b>xiii</b>  |
| <b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....  | <b>xv</b>    |
| <b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> .....  | <b>xix</b>   |
| <b>KISALTMALAR</b> .....  | <b>xxi</b>   |
| <b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....   | <b>xxiii</b> |
| <b>1. GİRİŞ</b> .....   | <b>1</b>     |
| 1.1 Tezin Motivasyonu.....  | 3            |
| 1.2 Tezin Kapsamı, Yöntemi ve Amacı .....   | 5            |
| 1.3 Tezin Organizasyonu.....  | 5            |
| <b>2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI</b> .....   | <b>7</b>     |
| 2.1 Hasar ve Dayanım Metodolojileri .....   | 7            |
| 2.1.1 Havacılık uygulamalarında lamina hasar modları ve çok yönlü laminatların hasar üzerindeki etkileri..... | 7            |
| 2.1.2 Havacılık uygulamalarında tasarım değerleri ve çevresel duyarlılık.....                                 | 9            |
| 2.1.3 Havacılık uygulamalarında çentiksiz çok yönlü lamineler için tasarım değerleri .....                    | 11           |
| 2.1.4 Havacılık uygulamalarında çentikli çok yönlü lamineler için tasarım değerleri .....                     | 12           |
| 2.2 Kompozit Komponentlerin Tamiri.....   | 12           |
| 2.2.1 Hasar tipleri ve değerlendirmesi .....  | 12           |
| 2.2.2 Havacılık alanında yaygın tahribatsız muayene yöntemleri .....  | 16           |
| 2.2.2.1 Görsel muayene.....   | 16           |
| 2.2.2.2 Tap test .....  | 17           |
| 2.2.2.3 Yüksek frekanslı ultrasonik metodlar .....  | 17           |
| 2.2.2.4 Radyografi.....   | 18           |
| 2.2.3 Havacılık alanında kullanılan tamir yöntemleri.....   | 18           |
| 2.2.3.1 Reçine enjeksiyonu .....  | 19           |
| 2.2.3.2 Yama tamiri.....  | 20           |
| 2.2.3.3 Doğranmış fiber kullanımı .....   | 20           |
| 2.2.3.4 Sandviç yapı tamiri .....   | 21           |
| 2.3 Kompozit Yapıların Tamir Analizi .....  | 21           |
| 2.3.1 Analitik yaklaşımlar .....  | 22           |
| 2.3.2 Sayısal yaklaşımlar .....   | 23           |
| 2.4 Hasarların Etkilerine İlişkin Seçilmiş Vaka Çalışmaları.....  | 31           |
| 2.4.1 Vaka çalışması 1: Sandviç çekirdek yapısının hatalı onarımı.....  | 31           |
| 2.4.2 Vaka çalışması 2: Yapışkan tamir hasarı .....   | 31           |
| 2.4.3 Vaka çalışması 3: Yapışkan tamir hasarı .....   | 32           |
| 2.4.4 Vaka çalışması 4: F/A-18 yatay stabilazör açılı tamiri.....   | 33           |
| <b>3. TEORİ VE YÖNTEM</b> .....   | <b>35</b>    |
| 3.1 Açık Sayısal Metot .....  | 35           |
| 3.2 Kohezif Bölge Modeli.....   | 38           |

|   |            |
|---|------------|
| 3.3 Kompozit Modellemede Kullanılan Eleman Türleri .....    | 40         |
| 3.3.1 Kabuk teorisi .....                                   | 42         |
| 3.3.1.1 Düz kabuk eleman .....                              | 42         |
| 3.3.1.2 Kavisli kabuk elemanı .....                         | 43         |
| 3.3.1.3 Asimetrik kabuk elemanı .....                       | 44         |
| 3.4 Türbülans Modeli .....                                  | 46         |
| 3.4.1 Türbülans modellenmesi .....                          | 47         |
| <b>4. KANAT TASARIMI VE HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ</b> |            |
| <b>ANALİZLERİ.....</b>                                      | <b>51</b>  |
| 4.1 Tasarlanan Kanat Modeli .....                           | 51         |
| 4.2 HAD Analizi.....  | 55         |
| <b>5. KOMPOZİT KANAT YAPISAL ANALİZİ .....</b>              | <b>73</b>  |
| 5.1 Çözüm Metodolojisi ve Doğrulaması.....                  | 73         |
| 5.2 Kompozit Kanat Analizi.....                             | 79         |
| 5.2.1 Tekli yuvarlak ve kare tamir analizi.....             | 79         |
| 5.2.2 Çiftli yuvarlak tamir modellemesi.....                | 92         |
| <b>6. SONUÇ.....</b>  | <b>99</b>  |
| 6.1 Değerlendirmeler.....                                   | 99         |
| 6.2 Gelecek Çalışmalar .....                                | 102        |
| <b>KAYNAKLAR.....</b>                                       | <b>105</b> |
| <b>ÖZGEÇMİŞ.....</b>  | <b>113</b> |

## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

|   |    |
|---|----|
| Şekil 1.1 : Yaygın olarak kullanılan 3 farklı kompozit tamir prosedürü. (a) Açılı tamir tasarımı. (b) Basamak tamir tasarımı. (c) Sandviç yapı tamir tasarımı .....   | 4  |
| Şekil 2.1 : Fiber kararsızlık hasar modu .....  | 9  |
| Şekil 2.2 : Tek yönlü fiberlerin basma dayanımı üzerinde nemin değişen sıcaklıklarda etkisi.....  | 10 |
| Şekil 2.3 : 7075-T6 metalle karşılaştırıldığında çevresel etkilerin kompozit dayanıklılığı üzerindeki etkisi.....   | 11 |
| Şekil 2.4 : Lamine kompozitlerde hasar türleri.....   | 13 |
| Şekil 2.5 : Lamine kompozitlerde hasar türleri.....   | 14 |
| Şekil 2.6 : Kompozit laminat üzerindeki çarpma hasarı, tabakalar arasında delaminasyonlar ve enine çatlaklar ile birlikte.....  | 15 |
| Şekil 2.7 : Bir kompozit yapıda çeşitli ölçeklerde tipik hasarlar. ....   | 16 |
| Şekil 2.8 : Reçine Enjeksiyonu ve Açılı Tamir Konseptleri .....   | 20 |
| Şekil 2.9 : Deneyler tarafından belirlenen ve simülasyonlar yoluyla test edilen örneklerin başarısızlık dayanım değerleri .....   | 25 |
| Şekil 2.10 : Yapıştırıcı ve fiber hasarı, ıslak serme uygulaması için kuvvet-deplasman eğrisi ile birlikte gösterilen bir değerlendirme. CSDMG, yapıştırıcı hasarını temsil ederken, FV1 lif hasarını temsil etmektedir . ....  | 26 |
| Şekil 2.11 : Sonlu elemanlar analizi ile elde edilmiş tamir modellemesi sonuçları. (a) Tamir yamasını gösteren gri bölgedir. Mavi bölge ana laminayı temsil eder. (b) Ana laminanın ön yüzeyinde fiber hasarı bulunmaktadır. Tamir bölgesinde hasar bulunmamaktadır. (c) Ana laminanın arka yüzeyinde lif hasarı bulunmaktadır. Tamir bölgesinde hasar bulunmamaktadır. Bağlı yüzeydeki ana laminat, lif hasarı olmadan gösterilmektedir. (d) Tamir bölgesinde yapıştırıcı hasarı bulunmaktadır. (e) Deneysel olarak test edilmiş bir örnek fotoğrafı, ana laminanın başarısızlığının tamir bölgesinde hasar olmaksızın görülebildiği bir durumu göstermektedir. .... | 27 |
| Şekil 2.12 : Deneysel ve sayısal yük-deformasyon grafik karşılaştırması.....  | 28 |
| Şekil 2.13 : Açılı kompozitlerin deneysel ve sayısal yük-deformasyon grafik karşılaştırması. ....   | 29 |
| Şekil 2.14 : 2B tamir tasarımları (a). Konik eğimli tamir sonlu elemanlar modeli (b). Basamaklı sonlu elemanlar modeli .....  | 30 |
| Şekil 2.15 : Hata tanımlanmasının tahribatsız muayene haritası ve sonlu elemanlar modeli.....   | 30 |
| Şekil 2.16 : Kontrol yüzeyinde hatalı çekirdek tamiri .....   | 31 |
| Şekil 2.17 : Kuyruk Dümeni Kopması.....   | 33 |
| Şekil 2.18 : F/A-18 Yatay stabilazör açılı tamiri .....   | 34 |
| Şekil 3.1 : Merkezi farklar metodunun görsel olarak gösterimi.....  | 37 |
| Şekil 3.2 : Yapıştırılmış birleşimde şematik hasar süreci bölgesi ve buna karşılık gelen çift doğrusal çekiş-ayrılma yasası. ....   | 39 |
| Şekil 3.3 : (a) 20-düğümlü katı eleman (b) 8-düğümlü eleman, Kabuk metodu (c) b düğümü temsili.....   | 41 |

|   |     |
|---|-----|
| Şekil 3.4 : (a) Düzlem içi kuvvetlerin denge durumunda serbest cisim diyagramı (b) Enine kayma kuvvetlerinin denge durumunda serbest cisim diyagramı.....   | 41  |
| Şekil 3.5 : Düzlemsel ve eğri elemanlar kullanılarak oluşturulan kabuk yapıları. (a) Elemanların birleşimi. (b) Dejeneratif kabuk yapısı .....  | 42  |
| Şekil 3.6 : (a). Ortalama alan (b). i düğümünde koordinatlar (c). Düzlem ile oluşturulmuş 3 boyutlu eleman (d). 3 boyutlu Eleman .....  | 43  |
| Şekil 3.7 : Asimetrik kabuk elemanı .....   | 445 |
| Şekil 4.1 : Tasarlanan kanatın kompozit kabuk yapısı, karbon katmanları ve ara elemanları. ....   | 51  |
| Şekil 4.2 : Kiriş yapısı üç ana bölüme ayrılmıştır. (a) 30 katmandan (b) 20 katmandan (c) 17 katmandan oluşmaktadır. ....   | 52  |
| Şekil 4.3 : Kanatın yapısal kaburgası ve karbon katmanları gösterimi. ....  | 53  |
| Şekil 4.4: Yakıt çalkantısı önleyici kaburga ve karbon dizilimi gösterimi .....   | 53  |
| Şekil 4.5 : Firar kaburgası ve karbon dizilimi gösterimi.....   | 54  |
| Şekil 4.6 : Kanat iç yapısını oluşturan elemanların birleştirilmiş gösterimi .....  | 54  |
| Şekil 4.7 : Çalışmada kullanılan kanat profili .....  | 55  |
| Şekil 4.8 : Oluşturulan HAD modeli, uygulanan sınır şartları ve kullanılan ağ yapısı .....  | 56  |
| Şekil 4.9 : Çizelge 4.1'de belirtilen 3 farklı çözüm ağı için kabuk üst yüzeyi ve alt yüzeyi $y +$ dağılımı.....  | 599 |
| Şekil 4.10 : Farklı ağ yapıları için elde edilen basınç dağılımları. (a) 4.5 milyon düğüm sayılı model (b) 1.5 milyon düğüm sayılı model (c) 0.5 milyon düğüm sayılı model .....  | 60  |
| Şekil 4.11 : Farklı ağ yapıları için elde edilen hız dağılımları. (a) 4.5 milyon düğüm sayılı model (b) 1.5 milyon düğüm sayılı model (c) 0.5 milyon düğüm sayılı model.....  | 61  |
| Şekil 4.12 : Kanat profili üzerinden alınan basınç değerlerinin konumları .....   | 62  |
| Şekil 4.13 : 2 boyutlu farklı ağ yapıları ile elde edilen basınç dağılımları. (a) 30.000 düğüm sayılı ağ yapısı (b) 90.000 düğüm sayılı ağ yapısı (c) 270.000 düğüm sayılı ağ yapısı .....  | 64  |
| Şekil 4.14 : 2 boyutlu farklı ağ yapıları ile elde edilen hız dağılımları. (a) 30.000 düğüm sayılı ağ yapısı (b) 90.000 düğüm sayılı ağ yapısı (c) 270.000 düğüm sayılı ağ yapısı .....   | 65  |
| Şekil 4.15 : Çeşitli hücum açıları için elde edilen basınç dağılımları. (a). $0^\circ$ hücum açısını (b) $5^\circ$ hücum açısını (c) $10^\circ$ hücum açısını (d) $15^\circ$ hücum açısını (e) $20^\circ$ hücum açısını (f) $25^\circ$ hücum açısını (g) $30^\circ$ hücum açısını temsil etmektedir. .  | 67  |
| Şekil 4.16 : Çeşitli hücum açıları için elde edilen hız dağılımları. (a). $0^\circ$ hücum açısında 0.34 kaldırma katsayısı (b) $5^\circ$ hücum açısında 0.52 kaldırma katsayısı (c) $10^\circ$ hücum açısında 0.72 kaldırma katsayısı (d) $15^\circ$ hücum açısında 0.83 (e) $20^\circ$ hücum açısında 0.70 kaldırma katsayısı (f) $25^\circ$ hücum açısında 0.61 kaldırma katsayısı (g) $30^\circ$ hücum açısında 0.41 kaldırma katsayısı elde edilmiştir..... | 68  |
| Şekil 4.17 : Çeşitli hücum açıları için elde edilen basınç vektörleri. (a). $0^\circ$ hücum açısını (b) $5^\circ$ hücum açısını (c) $10^\circ$ hücum açısını (d) $15^\circ$ hücum açısını (e) $20^\circ$ hücum açısını (f) $25^\circ$ hücum açısını (g) $30^\circ$ hücum açısını temsil etmektedir. .   | 69  |
| Şekil 4.18 : $0^\circ - 5^\circ - 10^\circ - 15^\circ$ çeşitli hücum açılarında basınç değerleri veter uzunluğu boyunca gösterilmektedir. Referans çizgisinin üst kısmı kanat profilinin alt kısmını, referans çizgisinin alt kısmı ise kanat profilinin üst kısmındaki statik basınç dağılımını göstermektedir.....  | 70  |

|  |     |
|--|-----|
| Şekil 4.19 : 15° - 20° - 25° - 30° çeşitli hücum açılarında basınç değerleri veter uzunluğu boyunca gösterilmektedir. Referans çizgisinin üst kısmı kanat profilinin alt kısmını, referans çizgisinin alt kısmı ise kanat profilinin üst kısmındaki statik basınç dağılımını göstermektedir.....   | 70  |
| Şekil 4.20 : 30° hücum açısında veter uzunluğu boyunca oluşan statik basınç değerleri.....   | 72  |
| Şekil 4.21 : 30° hücum açısında kanat profili alt yüzeyindeki basınç değerleri ile polinom regresyonu eğrisi.....  | 72  |
| Şekil 5.1 : Kompozit tamir modellemelerini göstermektedir (a) Kabuk elemanlar kullanılarak analiz edilecek tamir modelini. (b) Katı elemanlar kullanılarak analiz yapılan tamir modelini temsil etmektedir. ....   | 75  |
| Şekil 5.2 : Kabuk elemanlar kullanılarak yapılan açık yöntem analizlerinde deplasman “mm” verileri (a) Hasarsız ve tamirsiz yapı (b) 7 tabakalı tamir analizi (c) 9 tabakalı tamir analizini göstermektedir. ....  | 75  |
| Şekil 5.3 : Tamirsiz test numuneleri ve tamirsiz numune analizi kuvvet - yer değiştirme sonuçları .....  | 76  |
| Şekil 5.4 : 7 tabakalı tamirli test numuneleri ve tamirli numune analizi kuvvet - yer değiştirme sonuçları .....   | 77  |
| Şekil 5.5 : 9 tabakalı tamirli test numuneleri ve tamirli numune analizi kuvvet - yer değiştirme sonuçları .....   | 77  |
| Şekil 5.6 : Kabuk yapısının kesitlerle ağ yapısı gösterimi .....   | 800 |
| Şekil 5.7 : Tam ölçekli kompozit kanat modelinde en kritik gerilme bölgesinin gösterimi.....   | 81  |
| Şekil 5.8 : 1.bölmede tasarlanan tamir modellemeleri gösterilmektedir. (a) yuvarlak tamir modellemesini (b) kare tamir modellemesini temsil etmektedir. ....   | 82  |
| Şekil 5.9 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların gerinim (usn) değerleri (a) ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 45°-45° tabakayı, (h) tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir. ....                 | 83  |
| Şekil 5.10 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların gerilme (MPa) değerleri (a) ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 45°-45° tabakayı, (h) tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir. ....                | 84  |
| Şekil 5.11 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların kayma hasarı başlangıç değerleri (a) ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 45°-45° tabakayı, (h) tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir. ....       | 85  |
| Şekil 5.12 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların Hashin fiber hasarı başlangıç değerleri (a) ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 45°-45° tabakayı, (h) tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir. ... | 87  |
| Şekil 5.13 : Yuvarlak ve kare tamirli yapıların gerinim (usn) değerleri, (a) yuvarlak tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (b) yuvarlak tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı, (c) kare tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (d) kare tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir. ....  | 89  |

|  |    |
|--|----|
| Şekil 5.14 : Yuvarlak ve kare tamirli yapıların gerilme (MPa) değerleri, (a) yuvarlak tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (b) yuvarlak tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı, (c) kare tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (d) kare tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir. ....  | 90 |
| Şekil 5.15 : Yuvarlak ve kare tamirli yapıların Hashin fiber hasarı başlangıç değerleri, (a) yuvarlak tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (b) yuvarlak tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı, (c) kare tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (d) kare tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir. ....  | 91 |
| Şekil 5.16 : 1.bölmede gerçekleştirilen çiftli tamir senaryosu tasarımı .....  | 92 |
| Şekil 5.17 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların gerinim (usn) değerleri (a) çiftli ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) çiftli ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) çiftli ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) çiftli ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 0°-45° tabakayı temsil etmektedir. ....           | 94 |
| Şekil 5.18 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların gerilme (MPa) değerleri (a) çiftli ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) çiftli ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) çiftli ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) çiftli ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 0°-45° tabakayı temsil etmektedir. ....           | 95 |
| Şekil 5.19 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların kayma hasarı başlangıç değerleri (a) çiftli ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) çiftli ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) çiftli ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) çiftli ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 0°-45° tabakayı temsil etmektedir. ....  | 96 |
| Şekil 5.20 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların Hashin hasarı başlangıç değerleri (a) çiftli ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) çiftli ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) çiftli ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) çiftli ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 0°-45° tabakayı temsil etmektedir. .... | 97 |



## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

|  |    |
|--|----|
| Çizelge 3.1 : k- $\omega$ SST modelinde kullanılan sabitlerin değerleri .....  | 49 |
| Çizelge 4.1 : Farklı Ağ yoğunluklarına göre eleman sayıları .....  | 57 |
| Çizelge 4.2 : Farklı Düğüm sayılarında statik basınç değerleri (Pa).....   | 62 |
| Çizelge 4.3 : Gerçekleştirilen 2 boyutlu akış analizleri ile farklı ağ yapılarında elde edilen statik basınç değerleri (Pa). A, B, C, D noktalarının konumları Şekil 38'de gösterilmektedir. ....                            | 63 |
| Çizelge 4.4 : Polinom Regresyonu sonucu elde edilen katsayılar verilmiştir.....  | 72 |
| Çizelge 5.1 : Hexforce G0904 düz örgülü kuru karbon kumaşının, Hysol EA 9396 yapıştırıcı ile emprenye edilmiş halinin mekanik özellikleri, 1/3 ağırlık oranı ve M21 / AS4C ile emprenye edilmiş malzemeler [14,17,122]. .... | 73 |
| Çizelge 5.2 : Yapıştırıcıların mekanik özellikleri [17,123].....   | 74 |
| Çizelge 5.3 : Ara bağlayıcı (Çekirdek) mekanik özellikleri .....   | 74 |
| Çizelge 5.4 : Çizelge 5.2'de gösterilen analiz sonuçlarının çıktıları ile test sonuçlarının farkları .....   | 78 |
| Çizelge 5.5 : Kanat yapısını oluşturan elemanların ağ sayıları .....   | 79 |
| Çizelge 5.6 : Yuvarlak ve kare tamirli yapıların gerinim değerleri .....   | 91 |
| Çizelge 5.7 : Çiftli yuvarlak tamirli yapıların gerinim değerleri .....  | 98 |



## KISALTMALAR

|             |   |
|-------------|---|
| <b>2B</b>   | : 2-Boyutlu   |
| <b>3B</b>   | : 3-Boyutlu   |
| <b>AOA</b>  | : Hücüm açısı (Angle of Attack)                     |
| <b>ASTM</b> | : American Society for Testing and Material         |
| <b>CZM</b>  | : Kohezif Bölge Modelleme (Cohesive Zone Modelling) |
| <b>FEM</b>  | : Sonlu Elemanlar Modelleme (Finite Element Method) |
| <b>HAD</b>  | : Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği                   |
| <b>NACA</b> | : National Advisory Committee for Aeronautics       |
| <b>RANS</b> | : Reynolds-Ortalama Navier Stokes                   |
| <b>SST</b>  | : Kayma Gerilmesi Taşınımı (Shear Stress Transport) |
| <b>İng</b>  | : İngilizce   |
| <b>Mm</b>   | : Milimetre   |
| <b>MPa</b>  | : Mega pascal                                       |
| <b>N</b>    | : Newton  |



## SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

| Simgeler        | Açıklama   |
|-----------------|--|
| $c$             | Veter Uzunluğu                                   |
| $C_d$           | Dilatasyonel dalga hızı                          |
| $D_\omega$      | Çapraz yayınıcı                                  |
| $E$             | Young Modülü                                     |
| $F$             | Kuvvet   |
| $G$             | Kayma modülü                                     |
| $G_\omega$      | Frekans üretimi                                  |
| $I$             | İç yük vektörleri                                |
| $k$             | Türbülans kinetik enerjisi                       |
| $M$             | Moment   |
| $N'_i$          | Doğrusal şekil fonksiyonu                        |
| $N''_i$         | Yüksek mertebeden şekil fonksiyonu               |
| $P$             | Dış yük vektörü                                  |
| $Re$            | Reynold sayısı                                   |
| $t$             | Zaman  |
| $T$             | Sıcaklık   |
| $u$             | Hızın vektörü                                    |
| $V$             | Hacim  |
| $y^+$           | Birinci tabaka kalınlığı (First layer thickness) |
| $Y_k$           | Türbülans kaynaklı yitimi                        |
| $Y_\omega$      | Türbülans kaynaklı frekans yitimi                |
| $\mu$           | Dinamik viskozite                                |
| $\nu$           | Poisson oranı                                    |
| $\rho$          | Yoğunluk   |
| $\omega$        | Frekans  |
| $\varepsilon$   | Türbülans yitim hızı                             |
| $\zeta$         | Z ekseninin boyutsuz koordinatı                  |
| $\sigma$        | Normal gerilme                                   |
| $\tau$          | Kayma gerilmesi                                  |
| $\alpha$        | Hücum açısı                                      |
| $\beta_i$       | Düğüm noktasının çevresel yöne göre rotasyonu    |
| $\gamma$        | Kayma gerinimi                                   |
| $\Gamma_k$      | Etkin Yayınıcı                                   |
| $\Gamma_\omega$ | Frekans etkin yayınıcı                           |
| $\theta$        | Dönme açısı                                      |
| $\delta$        | Boşluk miktarı                                   |



## 1. GİRİŞ

Kompozitler, belirli bir morfolojik düzenleme ile bir araya getirilen iki veya daha fazla malzemenin oluşturduğu bir malzeme sınıfını ifade etmektedir. Bu malzeme sınıfının tasarımındaki temel hedef, geleneksel malzemelerle elde edilemeyen özellikleri elde etmektir [1].

Kompozit malzemelerin öne çıkan özellikleri ve yapısal parametrelerin ayarlanabilirliği, geleneksel mühendislik malzemelerine kıyasla üstün bir alternatif sunmaktadır. Özellikle havacılık endüstrisinde kompozit kullanımı yaygınlaşmaktadır. Bu bağlamda, yüksek özgül mukavemet değerine ve özgül modülasyona sahip olması nedeniyle karbon fiber takviyeli polimer (CFRP) malzemeler yaygın olarak kullanılmaktadır [2]. Örnek olarak, Airbus A380 uçak gövdesinin %50'si ve kanatlarının %20'si CFRP kompozit malzemeler kullanılarak üretilmiştir. Airbus A400M kargo uçağının kanatları ise CFRP kumaş ile tamamen üretilmiştir [3].

Boeing firmasında ise, kompozit malzemelerin kullanımı farklı modeller arasında değişkenlik göstermektedir. Boeing 747 modelinde gövde malzemesinin yalnızca %1'i kompozittir. Ayrıca, 757 ve 767 modellerinde bu oran %3'e yükselirken, 777 modelinde %10'a ulaşmaktadır. Güncel bir ürün olan Boeing 787 Dreamliner modelinde ise kompozit malzeme kullanımı önemli ölçüde artmış olup, gövde yapısının %56'sı kompozit yapılardan oluşmaktadır [4]. Bu önemli artış, 2000 serisi yüksek yorulma dayanımına sahip alüminyum ve 7000 serisi yüksek mukavemet dayanıma sahip alüminyum malzemelerin yerini, özellikle yorulma direnci ve mukavemet açısından üstün özelliklere sahip olan kompozit malzemelere bırakmasıyla gerçekleşmiştir. Bu eğilim, havacılık endüstrisinde kompozit malzeme kullanımının giderek yaygınlaştığını ve özellikle modern uçak tasarımlarında belirgin bir rol oynadığını göstermektedir.

Sivil havacılığın ötesinde, askeri havacılık alanında da kompozit malzemelerin kullanımı hızla artmaktadır [5]. Beşinci nesil savaş uçağı olan F-35'in ana gövde ve kanat yapısının yüzeyleri, tamamen CFRP ve tek yönlü (İng. Unidirectional) kompozit malzemeler kullanılarak üretilmiştir. Sadece avcı uçakları değil, aynı zamanda insansız hava araçlarında da benzer bir eğilim gözlemlenmektedir. İniş takımları dahil

olmak üzere, tüm gövde ve kanat yapıları, genellikle %90'a yakın oranlarda kompozit malzemelerden üretilmektedir. Bu durum, askeri hava platformlarında kompozit malzeme kullanımının yaygın ve önemli bir tasarım unsuru olduğunu göstermektedir.

Kompozit malzemelerle üretilen uçakların imalatı ve idamesi sürecinde ortaya çıkabilecek hasarların etkili bir şekilde onarılması büyük bir öneme sahiptir. Kompozit malzemeler, doğaları gereği düzlem dışı yüklemelere, ultraviyole radyasyon hasarına ve nem emme eğilimine duyarlıdır [6,7]. Bu hassasiyet, malzemenin dayanıklılık sistemini bozma potansiyeli taşır.

Sivil havacılık alanında, Amerika Federal Havacılık İdaresi (FAA) ve Avrupa Havacılık Emniyet Ajansı (EASA) gibi otorite kuruluşlar tarafından belirlenmiş olan standart tamir el kitapları (İng. Structural Repair Manual) bulunmaktadır [8,9]. Bu kitaplar, uçak üreticileri ve bakım uzmanları için rehber niteliğindedir ve kompozit malzemelerle ilgili hasarları tanımlamakta ve uygun tamir yöntemlerini içermektedir. Örnek olarak, kompozit hasarıyla ilgili FAA yönergeleri, DOT/FAA/AR-02/121 belgesinde detaylı bir şekilde ele alınmıştır [10].

Askeri havacılık alanında ise, üretici firmaların sağladığı yapısal tamir el kitapları bulunmaktadır [11]. Bu kitaplar, askeri uçaklarda meydana gelen hasarları ele almak için özel olarak tasarlanmıştır. Bu süreçte, askeri havacılık standartlarına uyum sağlamak ve malzemenin orijinal tasarım özelliklerini korumak için üretici tarafından belirlenen özel tamir prosedürleri ve yönergeleri takip edilmektedir. Şekil 1'de, üreticiler tarafından yaygın olarak kullanılan 3 farklı kompozit tamir tasarımı sunulmuştur. Kompozit malzemeler, metal malzemelerden farklı özelliklere sahiptir ve farklı davranışlar sergilemektedir. Maalesef, kompozit tamir malzemeleri ve süreçleri konusunda sınırlı bir standartlaşma bulunmaktadır. Ayrıca, ömrü bitmiş malzemelerin depolanması gerekliliği, bazılarının soğutma gerektirmesi, tamir kuruluşları için bir maliyet yükü oluşturmaktadır. Kompozit malzemelerin artan kullanımı ile birlikte, sertifikalandırma otoriteleri bakım kuruluşlarındaki yetenek ve deneyim seviyeleri konusunda artan endişe duymaktadır [8,9]. Birçok geleneksel tamir yöntemi, etkili filo destek program ihtiyaçlarını karşılamak için yeterince hızlı ve verimli değildir. Ayrıca, yeni uçak programlarına, özellikle Boeing 787, Airbus A350 veya Bombardier C Serisi gibi yeni malzemeleri ve yapısal kavramları içerenler ürünlere uygun bulunmamaktadır. İfade edilen gerekçeler, kompozit malzeme tamiri üzerinde daha fazla çalışma yapılmasının önemini göstermektedir.

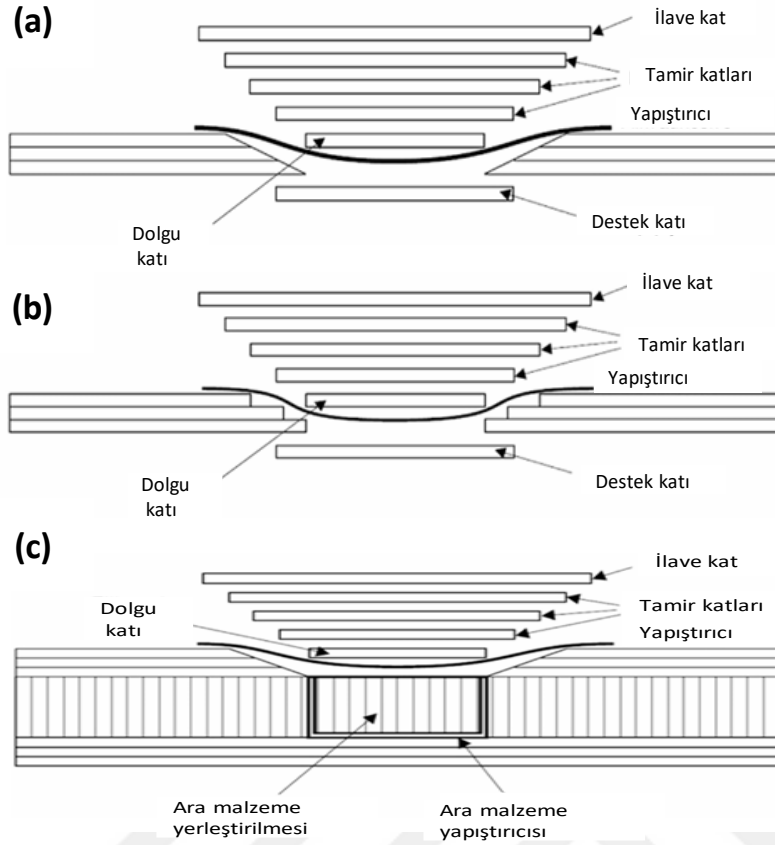


## 1.1 Tezin Motivasyonu

Havacılık alanında uygulanan kompozit tamir prosedürlerinin yapı üzerindeki etkilerini ve malzemenin dayanıklılık davranışını değerlendirmek amacıyla gerçekleştirilen testler genellikle oldukça maliyetlidir. Bu testler, çoğunlukla numune seviyesinde gerçekleştirilmekte ve nadiren bileşen seviyesinde uygulanmaktadır [12,13]. Test yöntemleriyle karşılaştırıldığında, modelleme yöntemlerinin kullanıldığı sayısal analiz çalışmaları maliyet anlamında daha uygun bir seçenektir.

Literatürde bulunan araştırmalar, kompozit tamir tasarımı ve analizleri konusunda farklı konulara odaklanmıştır [5,14–16]. Son 40 yılda kompozit panel tamiri geniş kapsamlı bir şekilde incelenmiş ve birçok araştırmacı, uçak yapılarının genellikle %80 ile %100 arasında bir oranda onarılabileceğini bildirmiştir [12,17,18]. Bu çalışmalar, kompozit yapı tamirlerinde ekstra katmanların etkisi, tamirin açılı ve katmanlı uygulanmasının etkisi, serilen katmanların oryantasyonunun etkisi gibi konuları incelemiştir [12,19]. Bahsedilen çalışmalar, genellikle numune seviyesinde testler ve analizler ile kompozit tamirini ele almıştır.

Literatürde yer alan analizlerde, genellikle kohezif bölge modeli (İng. Cohesive Zone Model) kullanılarak kohezif yüzey/eleman analizleri gerçekleştirilmiş ve üç boyutlu (3D) gerilme elemanları ile tamir modellemesi yapılmıştır. Üç boyutlu eleman kullanımı, analiz sürelerini ve bilgisayar belleği ihtiyacını önemli ölçüde arttırmaktadır. Ayrıca, büyük boyutlu problemlerde yüksek eleman sayısının oluşması nedeniyle, geometrik yapıda sadece belirli bir bölgenin izole edilerek modellenmesini zorunlu kılmaktadır. Bu durum, kompozit tamir modellemesi ile ilgili olarak daha etkin ve pratik yöntemlerin kullanılmasının gerekliliğini ortaya koymaktadır. Şekil 1’de yaygın olarak kullanılan üç farklı tamir prosedürü gösterilmektedir.



Şekil 1.1 : Yayıgın olarak kullanılan 3 farklı kompozit tamir prosedürü. (a) Açılı tamir tasarımı. (b) Basamak tamir tasarımı. (c) Sandviç yapı tamir tasarımı

Bu tez çalışmasında, ince katmanlı kabuk benzetimi kullanılarak, kompozit tamirin bütün bir kanat yapısı üzerine uygulanması sonlu elemanlar analizi yöntemi ile gerçekleştirilecektir. Üç boyutlu elemanların kullanıldığı durumda, bütün kanadın modellenmesi için ihtiyaç duyulacak olan yüksek bellek seviyesi nedeniyle zorluk yaşanmaktadır. Bu tez çalışmasında kullanılan yöntemde ise tüm kanat geometrisi sorunsuz bir şekilde modellenebilmekte ve analiz süreleri kısaltılarak zaman anlamında daha etkin bir yöntem sunulmaktadır. Bu çalışma yöntemi ile elde edilecek sonuçlar, kompozit tamir modellerinde yapısal bütünlüğü değerlendirebilmek ve tamirin etkilerini görebilmek amacıyla kullanılacaktır.

## 1.2 Tezin Kapsamı, Yöntemi ve Amacı

Tez çalışması kapsamında, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri, statik yapısal analizler ve numune düzeyinde yapılan test çalışmaları yürütülecektir. Bahsedilen sayısal analizler ve deneyler, hasarlı ve tamir edilmiş bir kompozit kanat yapısının performansını belirlemek amacıyla kullanılacaktır. Elde edilen veriler, kompozit malzemenin mukavemet özellikleri ve yapısal bütünlüğündeki değişiklikleri değerlendirecek, ve özellikle hasarın tamir edilmesi durumunda ne tür bir etki oluştuğunu anlamaya yönelik kapsamlı bir inceleme sunacaktır.

Çalışmanın gerçekleştirilmesi için gerçekçi bir kanat modeli tasarlanacaktır. Kanat üzerindeki yükleri elde edebilmek için kompozit malzemelerden üretilmiş bir uçak kanadının Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri, farklı hücum açıları altında “ANSYS Fluent” yazılımı kullanılarak gerçekleştirilecektir. Analizlerin sonuçlarından elde edilen aerodinamik yükler, matematiksel bir denklemlerle ifade edilerek, “ABAQUS Statik” analizlerinde kullanılacaktır.

Kompozit basamak tamiri, “ABAQUS Explicit” analizi kullanılarak sistematik bir şekilde gerçekleştirilecektir. Tamir edilmiş kompozit numuneler, ASTM 3039D standartlarına uygun olarak çekme testine tabi tutularak değerlendirilecektir. Böylece gerçekleştirilecek sayısal analiz yöntemi ile numune seviyesindeki deneysel değerler karşılaştırılarak doğrulama sağlanacaktır.

Kompozit kanat yapısı üzerindeki mühimmat, yakıt yükleri ve aerodinamik kuvvetler nedeniyle oluşacak mekanik gerilme değerleri “ABAQUS” yazılımı kullanılarak detaylı bir şekilde analiz edilecektir. Analiz sonuçlarına dayanarak, kritik noktalar belirlendikten sonra farklı katman sayılarıyla tamir modellemeleri gerçekleştirilecektir.

## 1.3 Tezin Organizasyonu

Tez çalışması altı bölümden oluşmaktadır. Birinci bölümde, tezin çözüm ürettiği temel problem özetlenmiş ve tez çalışmasının hedefleri belirtilmiştir. İkinci bölümde, tez çalışmasının konusu ile ilgili olarak literatürde yer alan çalışmalar ve bu çalışmalar ile elde edilmiş olan önemli sonuçlar belirtilmiştir. Üçüncü bölümde, tez çalışması için gerekli olan teorik altyapı ve kullanılacak olan yöntem sunulmuştur. Dördüncü bölümde, uçak kanadının üzerinde oluşacak basınç değerleri ve aerodinamik yükler

farklı hücüm açıları altında “ANSYS Fluent” yazılımı kullanılarak irdelenmiştir. Beşinci bölümde, aerodinamik etkiler, mühimmat ağırlığı ve yakıt yükleriyle düşünülerek, kompozit bir yapıya sahip bir kanat modeli üzerinde tamir modellemesi gerçekleştirilmiştir. Tamir modellemesi için sonlu elemanlar yöntemi tabanlı “ABAQUS” yazılımı kullanılmıştır. Tamir modellemeleri, tamir için farklı katman sayılarının düşünüldüğü senaryolar dahilinde gerçekleştirilmektedir. Altıncı ve son bölümde ise, tez çalışması ile elde edilen temel sonuçlar özetlenmiş ve gelecek çalışmalar için fayda sağlayacak önerilerde bulunulmuştur.



## **2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI**

Bu bölümde, kompozit yapıların hasar ve dayanımı, havacılık alanındaki kompozit tasarım uygulamaları, kompozit yapıların tamiri ve gerçekleştirilen kompozit tamirlerinin analiz yöntemleri ile ilgili olarak literatürde yer alan çalışmalar özetlenmiştir.

### **2.1 Hasar ve Dayanım Metodolojileri**

Kompozit yapılarda kusurların dayanıma olan etkilerini belirlemek için kullanılan yaklaşımları geliştirmek için, yapı tasarımının başlangıç aşamasında, kusurların olmadığı (İng. Intact) koşullarda kullanılan dayanıklılık metodolojilerini ve sertifikasyon gereksinimleri ile ilişkilerini belirlemek gerekmektedir. Havacılık endüstrisi uygulamalarında ve özellikle tasarım verilerinin geliştirilmesinde, kullanılan metodolojiler sektörler arasında değişkenlik gösterebilmektedir. Kompozit yapıların dayanıklılık tahmini için kullanılan yöntemlerin gözden geçirilmesinde, öncelikle lamina düzeyinde meydana gelebilecek ayrı hasar (İng. Failure) modlarının belirlenmesi gerekmektedir [20]. Hasar modlarının belirlenmesinin ardından, çok yönlü laminat düzeyinde çentiksiz ve çentikli hasar tahmini yapılması gerekmektedir. Bu seviyedeki mekanik davranışın anlaşılması, ele alınan sandviç yapıların ve yapıştırılmış birleşimlerin muhtemel davranışlarının anlaşılmasını mümkün kılmaktadır [21].

#### **2.1.1 Havacılık Uygulamalarında Lamina Hasar Modları ve Çok Yönlü Laminatların Hasar Üzerindeki Etkileri**

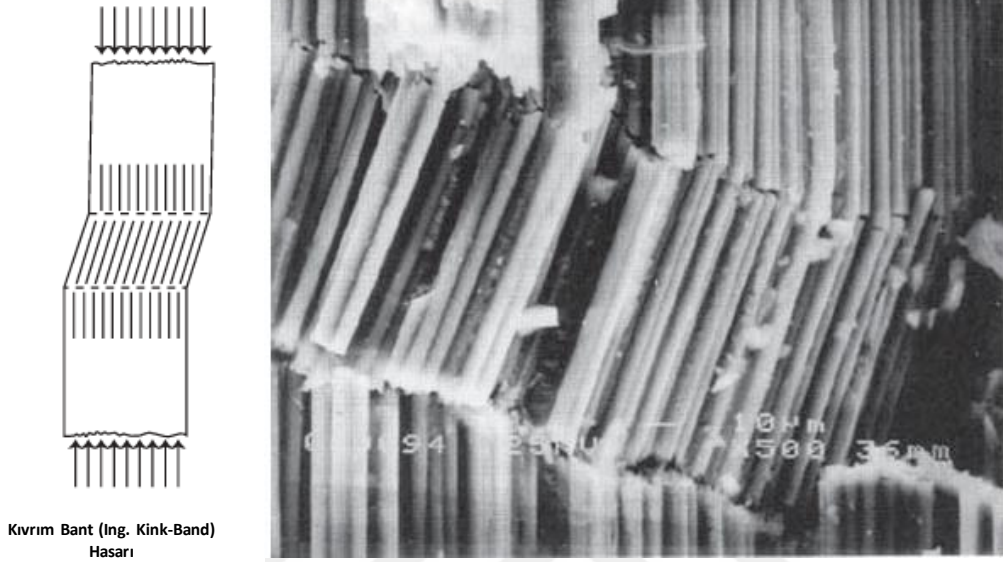
Lamina yapıları tek bir tabakayı, laminat ise çoklu birleştirilmiş tabakaları ifade etmektedir. Lamina hasarlarını ve çok yönlü laminat kopmalarını öngörebilmek için birçok girişimde bulunulmuştur [22–25]. 1960'ların sonları ve 1970'lerde Hill [22] ve Hoffman [23] gibi metal türü akma kriterlerinin kullanılması her zaman başarılı olmamıştır. Bunun temel nedeni ise tek yönlü fiber takviyeli kompozitlerin ciddi anlamda anizotropik özelliklere sahip olmasıdır. Bu anizotropiyi lamina düzeyinde hesaba katma çabası, Tsai ve Wu [24] tarafından bir tensör polinom yaklaşımı

kullanılarak yapılmıştır. Bu yaklaşım, o tarihe kadar yayımlanan diğer tüm kriterleri kapsamaktadır. Bahsedilen kriterler arasında maksimum gerilme ve maksimum deformasyon kriterleri ve diğer karesel etkileşim kriterleri de bulunmaktadır. Tsai ve Wu [24], Hill tipi etkileşim kriterlerinin yetersizliklerini vurgulamakta önemli ilerleme kaydetmişlerdir. Güncel bir çalışmada, matris hasarı gelişimi hesaba katılarak ve deformasyon sınırlarını öngörmek amacıyla mikromekanik yöntemler ve ilerleyici (progresif) hasar modellemesi kullanılarak bir yöntem geliştirilmiştir [26]. Bu çalışma, aynı zamanda önemli bir tarihsel incelemeyi de içermektedir [23].

Askeri alandaki kompozit hasar kriterleri ile ilgili olarak, hasar kriterleri ve tasarım değerlerinin geliştirilmesini desteklemek amacıyla, 1970'li yıllarda British Aerospace (BAE) tarafından bir çalışma gerçekleştirilmiştir [27]. Bu çalışma, 1970'ler ve 1980'lerde Birleşik Krallık'taki birkaç askeri programda başarıyla kullanılan kompozit yapılar için mukavemet tasarım metodolojisinin ortaya çıkmasına katkı sunmuştur [27]. Bu çalışmada sunulan yarı deneysel tasarım metodolojisi, birleşik bir test ve analiz programının sonuçlarından geliştirilmiştir [26–28]. Bahsedilen çalışmada, saf lamina düzeyindeki mukavemetlerin kullanımının, çok yönlü laminatın hasarlarını ve bitişik katmanların etkilerini tahmin etmede yetersiz olduğu gösterilmiş ve artık kalan gerilmelerin (İng. Residual stress) dikkate alınması gerektiği ortaya koyulmuştur. Ayrıca, lamina boyunca çekme hasarlarında, matris gerilmelerini hesaba katmanın önemli olduğu gösterilmiştir. Bu durum, matris gerilmeleri ile fiber gerilme mukavemeti arasında bir etkileşimi göstermektedir. Şekil 2.1'de gösterildiği üzere, lamina boyunca basma mukavemetinin alt sınırı genellikle düzlem içi bir kıvrım bant modu olarak bulunmuştur [29].

Bu çalışmadan elde edilen diğer önemli bir sonuç,  $0^\circ \pm 45^\circ$  laminatların  $0^\circ$  yönde sıkıştırmaya maruz kaldığı durumları içermektedir [29]. Test verileri, basma mukavemetinin saf  $0^\circ$  mukavemetinden daha yüksek olduğunu göstermektedir. Gerçekleştirilen analizler,  $0^\circ$  laminaların saf  $0^\circ$  mukavemeti aşıldıktan sonra lineer olmayan gerilme özellikleri sergilediğini göstermiştir. Ayrıca,  $\pm 45^\circ$  laminaların,  $0^\circ$  laminalara bükülme sonrası destek sağladığı sonucuna varılmıştır ve saf lamina testlerinden elde edilen mukavemet verilerinin çok yönlü laminatların mukavemet tahmininde kullanılmaması gerektiği kabul edilmiştir. Örnek olarak, havacılık alanında yorulma dayanımı yüksek olduğu için tercih edilen alüminyum 2024-T3 malzemesi, yük taşıma ve yükleri yeniden dağıtma yeteneğine sahiptir, ve yüksek

konsantre gerilme alanlarında küçük hasar bölgeleri oluşturmaktadır. Kompozit malzemeler ise yükleme altında gerilme konsantrasyonlarını köreltmektedir. Buna karşılık, birçok metal türü gerilme çatlakları oluşturabilmekte ve bu da yorgunluk hasarı etkilerini kötüleştirebilmektedir. Fiber hakim laminatlar ise hasar bölgelerinde gerilme konsantrasyonunu hafifletici etki göstermektedir [30].



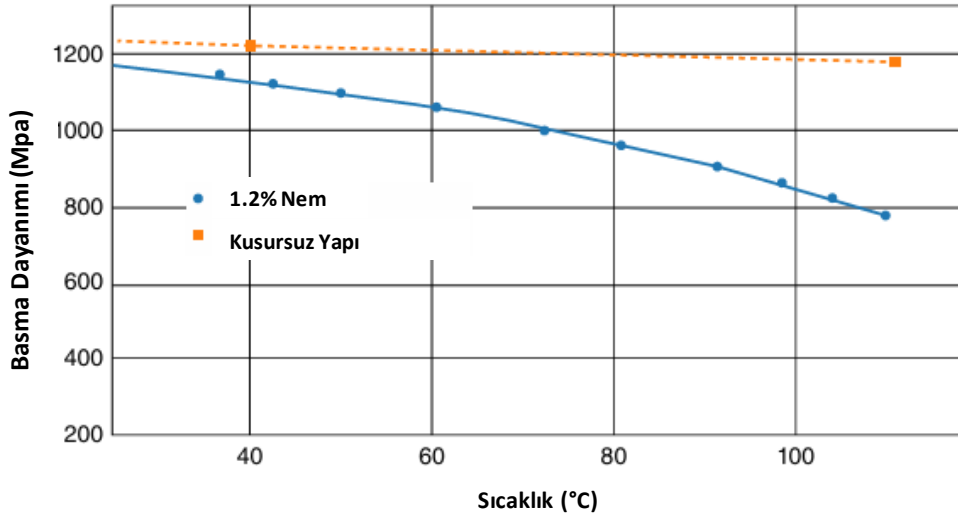
Şekil 2.1 : Fiber kararsızlık hasar modu [29]

### 2.1.2 Havacılık Uygulamalarında Tasarım Değerleri ve Çevresel Duyarlılık

Ana yapı (İng. Primary Structure) karbon-epoksi kompozit malzemeler genellikle 121°C veya 177°C (250°F veya 350°F) sıcaklıkta üretilmekte ve işletme sıcaklıkları -54°C ile 82°C (-65°F ila 1801.9F) arasında değişebilmektedir [29]. Farklı iki bileşenin termal genişleme katsayılarının eşit olmamasından kaynaklanan fiber ve matris arasında önemli bir termal uyumsuzluk bulunmaktadır. Karbon fiberler genellikle uzunlamasına yönlendiklerinde etkili olarak sıfır katsayı sergilemektedir [29]. Matris malzemelerin katsayıları ise genellikle  $36 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$  ( $20 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{F}^{-1}$ ) düzeyinde olabilmektedir [29]. Bu nedenle, fiber ve matris arasındaki sağlamlık (İng. Stiffness) uyumsuzluğu ve gömülü fiberler tarafından matrisin büzülmesinin (İng. Conrardiction) engellenmesi, düşük işletme sıcaklıklarında önemli termal çekme gerilmelere neden olmaktadır ve matris çatlaklarına sebep olduğu bilinmektedir [29]. Nem emilimi, nem varlığında matrisin şişme eğiliminden kaynaklanan, matris termal gerilmelerini bir dereceye kadar hafifletebilmektedir. Matris gerilmeleri ve hasarı, fiber yönlü çekme dayanımını azaltma eğiliminde olmaktadır [27].

Karbon dışındaki fiber türleri farklı türde hassasiyetler gösterebilmektedir. Örnek olarak, aramid (örneğin KEVLAR, DuPont şirket, Delaware, Amerika Birleşik Devletleri) fiber, nem absorbe edebilmekte ve bu da bazı yapısal sorunlara neden olabilmektedir [31]. Aramid fiberler, karbon fiberlere göre yüksek darbe dayanımına sahip olduklarından özellikle ticari uçaklar ve helikopterlerde yoğun olarak kullanılmaktadır [32]. Kuş çarpması, yer çarpışması (İng. Ground Collision) gibi durumlar için tercih edilen aramid fiberler, zaman içinde uçaklarda ağırlığının %8'i kadar nem absorbe etme eğiliminden dolayı korozyon hasarlarına neden olmuştur [31].

Havacılık alanında, hasar modlarının ve farklı kritik ortamların çokluğu nedeniyle, tam hizmet süresini çevresel duyarlılığı kapsayan tasarım değerleri ile geliştirmek gerekmektedir. Örnek olarak, çekme hasarları genellikle malzemenin düşük sıcaklıkta kuru koşullarda kritik olabilmektedir [29]. Buna karşılık, sıkıştırma hasarları genellikle maksimum emilmiş nem içeren ve en yüksek hizmet sıcaklığındaki malzemeler için kritik olabilmektedir [29]. Laminat düzlem içi kayma mukavemeti her iki uç durumda da kritik olabilmektedir. Çünkü, uygulanan kayma yüklemesine karşı lamina içinde hem sıkıştırma hem de gerilme hakim olabilmektedir [29]. Şekil 2.2'te, nem ve sıcaklık gibi çevresel koşulların tek yönlü fiber basma dayanımı üzerindeki etkisi gösterilmektedir.

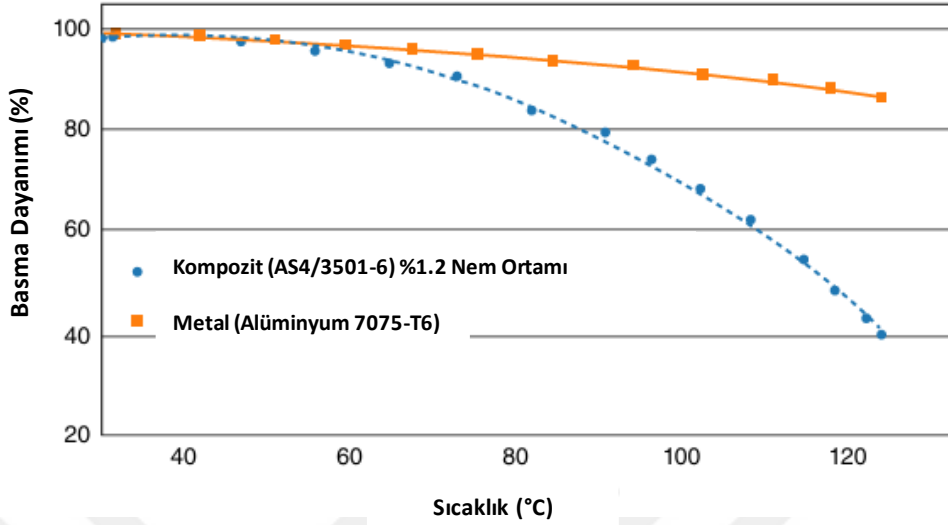


Şekil 2.2 : Tek yönlü fiberlerin basma dayanımı üzerinde nemin değişen sıcaklıklarda etkisi [33]

Metal yapılarla kompozitler karşılaştırıldığında, metal yapıların sıcaklık ve nemden daha az etkilendiği görülmektedir [33,34]. Şekil 2.3'de sunulan karşılaştırmada, artan



sıcaklık ile kompozitlerin sahip olduğu basma dayanımının ciddi anlamda düşüş gösterdiği görülmektedir.



Şekil 2.3 : 7075-T6 metalle karşılaştırıldığında çevresel etkilerin kompozit dayanıklılığı üzerindeki etkisi [33]

### 2.1.3 Havacılık Uygulamalarında Çentiksiz Çok yönlü Lamineler için Tasarım Değerleri

Çoğu yapısal havacılık uygulamasında çentikli veri kullanılarak tasarım gerçekleştirilmektedir [35]. Bununla birlikte, kalite kontrol testleri ve bazı analitik yöntemleri destekleme gibi durumlarda, çentikli olmayan değerlerin kullanıldığı durumlar da bulunmaktadır [32,35]. Hibrit (İng. Prepreg and Fabric) konfigürasyon için doğru dayanıklılık tahmini yalnızca gerçek çok yönlü lamine yapıları üzerinde yapılan testler ile elde edilebilmektedir. Çentiksiz dayanıklılık verilerini elde etmenin bir zorluğu, geçersiz hatalardan arınmış test konfigürasyonlarının kullanılmasıdır. Karşılaşılan sorunlardan bazıları, kompozit malzemelerin yüklenme durumunda metalde karşılaşılmayan bir derecede çentik hassasiyeti, çok yönlü laminatlarda serbest kenar etkileri ve tipik kompozit sıkıştırma test numuneleri ile ilişkilendirilen kararsızlık sorunları olmaktadır [29,32]. Açık veya dolu delikler şeklinde çentikli test numuneleri, kavrama hatalarının ve daha düşük basma yüklerinin bulunmaması nedeniyle daha kolay test edilebilmektedir. Genellikle, çentikli olmayan hasarlar, metallerde görüldüğü gibi mikro ölçekte değil, makro ölçekteki bir kusur veya gerilme artırıcı tarafından başlatılmaktadır. Dolayısıyla kritik yüklenme altında olan yapılar için çentikli numune testlerini gerçekleştirmek tasarımın güvenilirliği için önem arz etmektedir.

## **2.1.4 Havacılık Uygulamalarında Çentikli Çok yönlü Lamineler için Tasarım**

### **Değerleri**

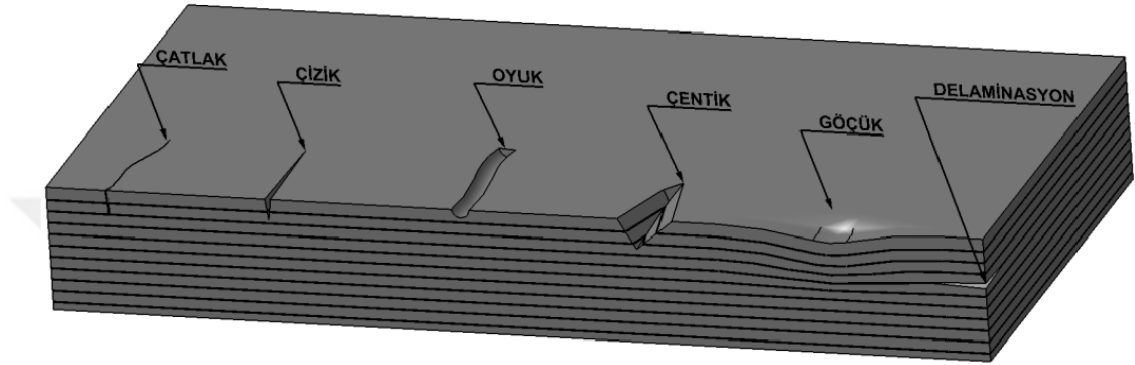
Gelişmiş fiber takviyeli kompozitlerde, deliklerin, kenarların (İng. Free edge), darbe hasarının ve kusurların bulunduğu bölgelerdeki aşırı gerilme gradyanı değerlerini veya çok eksenli gerilme koşulları altındaki başarısızlığı öngörmek için analitik bir yöntem bulunmamaktadır. Kompozit laminatlardaki doldurulmuş veya açık deliklerdeki hasarları tahmin etmek için elastik gerilme konsantrasyon faktörlerinin kullanılması, yanıtıcı olarak yüksek bir dayanıklılık görülmesine yol açabilir [36]. Hasar tahmin metodolojisi ile ilgili olarak gerçekleştirilmiş bir çalışmada, karbon-epoksi kompozitlerde 6.35 mm çapındaki deliklerde oluşan hasar durumunda tipik çentik faktörlerinin 2.0 ile 2.5 arasında değiştiği belirtilmektedir [36]. Metalik malzemelerin aksine, kompozit malzemelerde gerilme konsantrasyon faktörleri delik boyutuna göre değişmektedir [36]. Havacılık alanındaki yapılarda büyük delik durumunun örneği, bir kesim durumu (İng. Cut-out) olabilir ve bu durumda genellikle belirli tasarım değerlerini analiz etmek yerine delik çevresine yapay hasar uygulanarak test gerçekleştirilmektedir [37]. Testlerde dikkat edilmesi gereken husus, fiber bağımlı dayanım özelliklerinin genellikle metallerden daha fazla değişkenlik gösterdiğini göz önüne almaktır. Metallerde, modül için %7'ye kadar olan varyasyon katsayıları (İng. Coefficient of Variation) yaygındır ve modern karbon fiber/epoksi sistemlerinde mukavemet değerleri için bazen daha yüksek olabilmektedir [38]. Dıştan içe düzlem kayma ve tabakalar arası (İng. Interlaminar) gerilme gibi yüksek reçine bağımlı özelliklerin, %15'e kadar olan sapmalar sergilediği bilinmektedir [38]. Hava araçlarında, yakıt erişim kapakları gibi büyük kesim noktalarına ek karbon takviyeli katmanlar eklenmekte ve bu bölgelerde dayanım değerleri artırılmaktadır. Sökülebilir kapaklarda kullanılan bağlantı noktalarında ise 45° takviye katmanlarının önemi, dayanım açısından son derece kritiktir [29].

## **2.2 Kompozit Komponentlerin Tamiri**

### **2.2.1 Hasar Tipleri ve Değerlendirmesi**

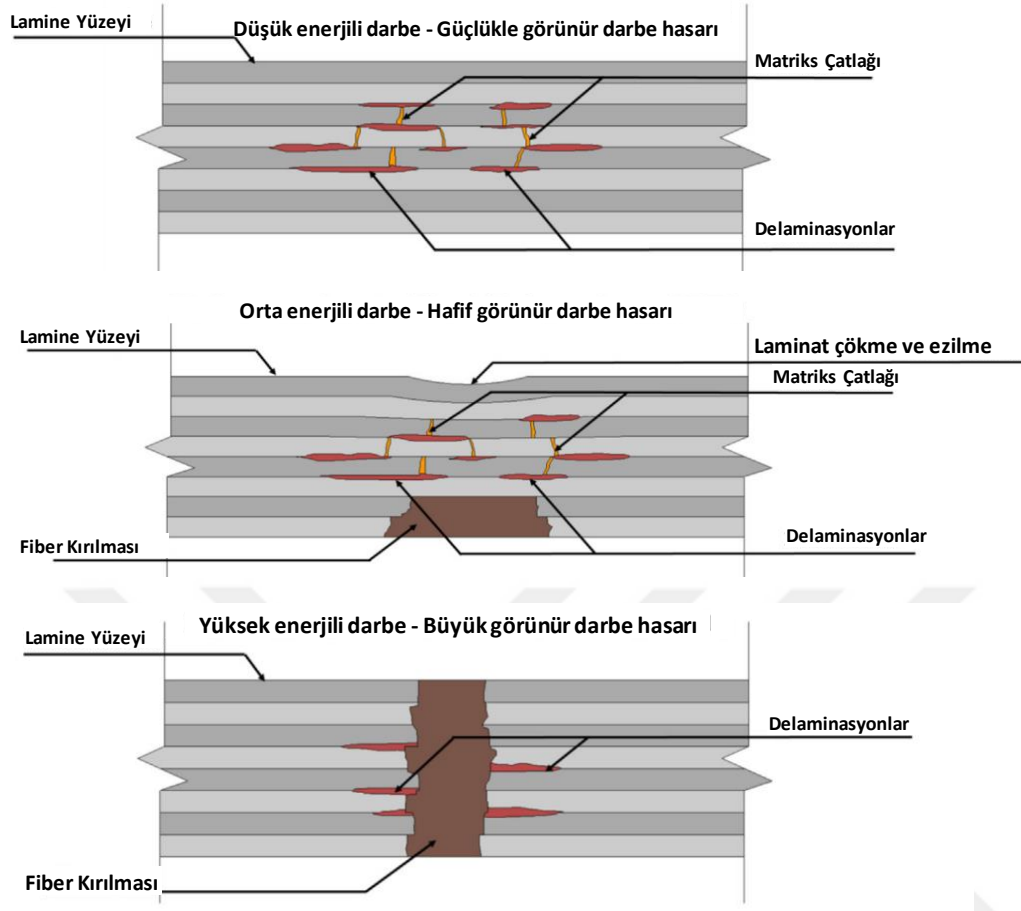
Karbon fiber/epoksi kompozitlerden yapılmış hava aracı bileşenleri genellikle dıştan içe gerilme (İng. Out-of-Plane) ve düzlem içi basma yüklerine karşı oldukça duyarlıdır. Metallerin aksine olarak, kompozit malzemeler dayanımları yüksek sıcaklıklarda ve özellikle atmosferik nem emildiği durumlarda önemli ölçüde düşer

[31]. Kompozit malzemeler, yorgunluğa karşı oldukça dirençlidir, ancak mekanik darbe kaynaklı mikro çatlaklar ve delaminasyonlar basınç dayanımında belirgin bir azalmaya neden olabilir [39]. Görsel penetrasyon hasarı olduğunda, yapısal bir tamir zorunludur. Kesikler, çizikler gibi daha az belirgin hasarlar ve hatta zor fark edilebilen darbe hasarları (İng. Barely Visible Impact Damage, BVID) için tamir yaklaşımı seçimi daha zor olmaktadır [40]. Lamine kompozitlerde oluşabilecek hasar türleri 2.4’de sunulmuştur.



Şekil 2.4 : Lamine kompozitlerde hasar türleri [41]

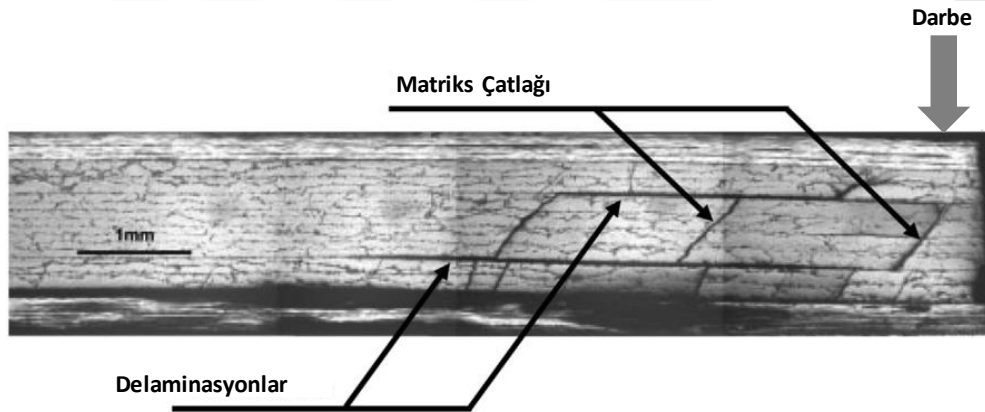
Kritik olmayan hasarlar veya ikincil ve üçüncül yapılar için yama gerektirmeyen birkaç tamir yaklaşımı da mevcuttur. Bu yaklaşıma ince ciltli petek paneller de [40,42] dahildir. Bu yaklaşımda, delaminasyonlar için reçine enjeksiyonu ve hasar görmüş çekirdek yapısını değiştirmek için reçine doldurma tamirleri söz konusudur. Önemli miktarda hasar görmüş malzemenin çıkarılması gerektiğinde, tamir bölgesinde kalan dayanımı bilmek gereklidir. Kompozit yapılar işletme sınırları içinde dayanıklı olacak şekilde tasarlanmış olsalar da, üretim sırasında (araç çarpması, fazla araç yüklenmesi, vb.), montaj sırasında (kötü taşıma, vb.) veya kullanım süresi boyunca (parçacıklar, dolu darbesi, kuş çarpması, çarpışmalar, vb.) kazalar meydana gelebilir [43]. Karbon fiber takviyeli polimer malzemeler (İng. CFRP) darbe hasarına karşı oldukça hassastır. Darbe hasarı meydana geldikten sonra darbenin enerji seviyesine göre yapıda oluşturduğu hasar değişmektedir [44]. Karbon fiber takviyeli polimerlerde darbe hasarı metal yapılarda olduğu gibi darbe yüzeyinden kalınlık boyunca uzaklaştıkça azalmamaktadır [34]. Darbenin enerji seviyesinden bağımsız olarak darbenin meydana geldiği yüzeyden uzaklaştıkça kalınlık boyunca hasar artmaktadır [34]. Kompozit yapılarda darbe hasarı türleri düşük enerjili darbe, orta enerjili darbe ve yüksek enerjili darbe seviyesi olarak üç gruba ayrılmaktadır [44]. Bu kazalar esnasında, lamine kompozit yapılarda oluşabilecek hasar türleri 2.5’te sunulmuştur.



Şekil 2.5 : Lamine kompozitlerde hasar türleri [44]

Hasar, enine çatlaklarla bir çift heliks olarak ilerleyerek yayılır [45]. Düşük düzeyde bir çarpma hasarı durumunda, öncelikle matris çatlakları ve fiber-matris ayrışmaları meydana gelir. Çarpmanın şiddeti daha yüksekse, katmanlar arasında delaminasyon oluşur ve bu da daha düşük dayanıma yola açar. Eğer çarpmanın şiddeti çok yüksekse veya ardışık çarpma durumu söz konusuysa, fiber kırılması meydana gelir ve bu durumda onarılamayacak bir parça ortaya çıkar [46]. Bazı çarpma durumlarında, hıza bağlı olarak hiçbir hasar oluşmayabilir, çünkü kompozit yapı çarpma enerjisini sönümleyerek polimer matrisin elastik sınırları içinde kalabilir [40]. LVID hasarı veya balistik çarpma, görünür yüzey delinme hasarlarına neden olmakta ve parçanın değiştirilmesine veya kapsamlı onarımlara yol açmaktadır. BVID hasarı genellikle fiber kırılmadan matris çatlama ve delaminasyon gibi içsel kusurlara neden olur. Görünmese de, tahribatsız değerlendirme teknikleri kullanılarak doğru zamanda tespit edilebilir ve onarılabilir. BVID hasarı, ağır bakım sırasında ve genel görsel muayenelerde tipik aydınlatma koşullarında 1.5 m mesafeden zor algılanan küçük hasarlar olarak sınıflandırılır [44]. BVID hasarının ardından meydana gelen

delaminasyonlar kompozit malzemelerin basma dayanıklılığını %50 azaltabilir, ancak çekme dayanıklılığını fazla etkilemez [47]. Taylor ve arkadaşlarının gerçekleştirdiği bir çalışmada, arayüz delaminasyonu nedeniyle kompozit bir yapının eğilme (İng. Flexural) dayanıklılığının, hasar görmemiş bir yapıya kıyasla %46,7 oranında azaldığını belirtilmiştir [48]. Başka bir çalışma, BVID hasarı bulunan kompozit yapıların basma dayanıklılığını ve basma davranışını, aynı hasar noktasına bir deliğin etkisiyle birlikte karşılaştırmıştır [49]. BVID hasarı bulunan kompozit yapının basma dayanıklılığını, hasarsız bir örnekle karşılaştırıldığında %69 oranında azalmıştır; ancak bu kompozit yapı delindiğinde, dayanıklılığın yalnızca %63 oranında azaldığı belirtilmiştir [49]. Şekil 'de, kompozit yapı üzerinde darbeye bağlı oluşan delaminasyonlar ve enine çatlaklar gösterilmektedir [50]. 2.6'da gösterilen hasar durumunda, yüzeyde bir BVID hasarı, enine çatlaklar ve delaminasyonlar birlikte görülmektedir. Darbe hasarlarına ek olarak, çevresel etkiler, nem emme durumu ve üretim hataları [51] gibi gözle görülemeyen hasarlar da meydana gelebilir.



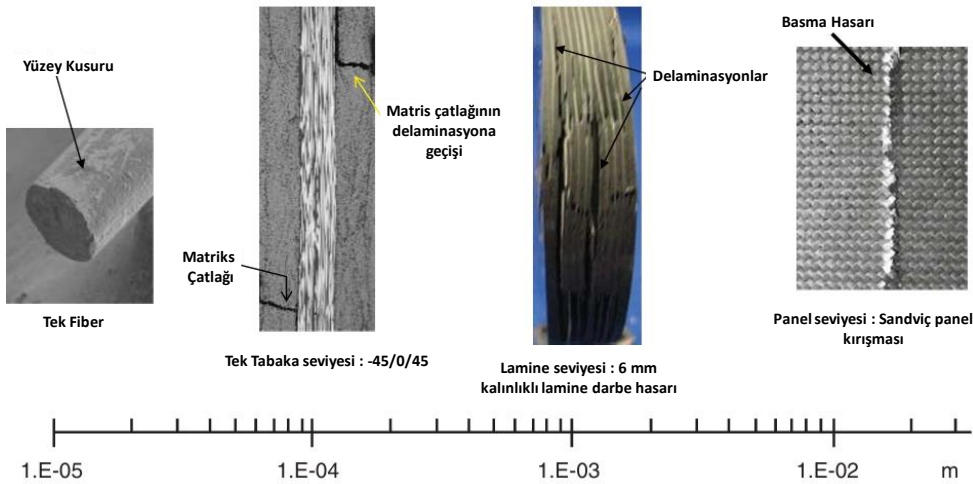
Şekil 2.6 : Kompozit laminat üzerindeki çarpma hasarı, tabakalar arasında delaminasyonlar ve enine çatlaklar ile birlikte [45]

Uçak yapılarında, Federal Havacılık İdaresi veya Avrupa Havacılık Emniyet Ajansı'nın belirlediği güvenlik denetimlerinin yapılması gerekmektedir ve bu denetimler, BVID hasarını tespit etmek için tahribatsız analizleri içermektedir [52]. Sonuç olarak, kompozit hava aracı bileşenleri, BVID hasarının delaminasyona neden olmasını engellemek için en az 3 veya daha büyük bir güvenlik faktörü ile tasarlanmaktadır [48]. Bu güvenlik faktörü uygulamasının bir örneği, Boeing 787 Dreamliner'daki kompozit gövde ve kanatlarıdır [53].

## 2.2.2 Havacılık Alanında Yaygın Tahribatsız Muayene Yöntemleri

Malzeme üzerindeki kusurlar, gelen malzemelerdeki hatalara, üretim veya onarım sırasında oluşan hatalara veya hizmet sırasında oluşan sorunlara bağlı olarak oluşabilmektedir. Eğer hasar tipi, boyutu ve miktarı belirlenen sınırların dışındaysa, sorumlu mühendislik kuruluşu tarafından onarımı istenebilmektedir. Kusurun doğru bir şekilde karakterize edilmesi, gerçek etkiyi belirlemek açısından kritik bir rol oynamaktadır.

Kusurları belirlemek amacıyla tahribatsız muayene yöntemleri yaygın bir şekilde kullanılmaktadır [40]. Tahribatsız muayene prosedürünün seçimi, gereken muayene çözünürlüğü ile ekonomik öncelikler arasında bir denge sağlamak açısından önemlidir. Her bir yöntemin çeşitli sınırlamaları bulunmaktadır. Örneğin, bazı yöntemler su kullanımını gerektirebilir ki bu durumda nem emilimine bağlı sorunlar oluşabilir. Ayrıca, tercih edilen bir tahribatsız muayene yöntemi erişim eksikliği nedeniyle her zaman mümkün olmayabilmektedir. 2.7’de tahribatsız muayene yöntemleri kullanılarak belirlenebilecek çeşitli kompozit hasar tipleri yer almaktadır.



Şekil 2.7 : Bir kompozit yapıda çeşitli ölçeklerde tipik hasarlar.

### 2.2.2.1 Görsel Muayene

Görsel muayeneler genellikle muayene incelemesi için kullanılan ilk yöntemdir. Görsel muayeneler aynı zamanda çizikler, oyuklar, çentikler, reçineli veya reçinesiz alanlar gibi sertleşmiş laminatlardaki yüzey kusurları için kullanılmaktadır [54]. Hasar tespit oranını artırmak için aynalar, boroskoplara, dijital kameralar veya mikroskoplar gibi optik yardımcılar da kullanılabilir [40,54]. Bazı saydam kompozit malzemelerde, görsel muayeneler yüzeyin birkaç milimetre altındaki kusurları

bulabilmektedir. Yüzey karbon yapılarında yer alan düzlem içi fiber dalgalanmalar genellikle uygun ışık koşulları altında görsel muayene ile gözlemlenebilmektedir. Düzlem dışı fiber dalgalanmalarını ele almak için, parlatılmış bir kesitin kesit analizi gerekebilmektedir. Beyaz veya floresan ışığı belirli bir açıyla yüzeye yansıtıldığında, bazen yüzey kontrastındaki değişiklikleri ortaya çıkarabilmekte ve düzlem dışı fiber bozulmalarının varlığıyla ilişkilendirilebilecek reçine boşluklarını gösterebilmektedir.

#### **2.2.2.2 Tap Test**

Tap test olarak adlandırılan yöntem, kompozit yapının veya yapıştırılmış birleşimin hafifçe bir çekiç, madeni para veya benzer bir kaynakla vurularak malzeme içinde bir akustik dalga oluşturma tekniğini ifade etmektedir [55]. Bu yöntem, kompozitin kusursuz olduğu düşünülen bir referans alanından alınan akustik yanıt ile karşılaştırma yapılarak, yapısal bütünlük hakkında değerlendirme yapmaya olanak tanımaktadır. Genellikle iyi konsolide edilmiş veya tamamen yapıştırılmış alanlar düzgün bir tonlu ses sağlamaktadır [55]. Bu durumda elde edilen ses dalgaları, delaminasyon veya yapışma eksiklikleri olan bir bölgeye kıyasla daha canlı olmaktadır. Bilgisayar ile hasar genişliği ölçümünde kullanılan enstrümanlı bir vuruş çekici, yerel sertliğin bazı nicel belirtilerini sağlamak bakımından avantajlıdır [55].

Tap testi, malzeme kalınlığı tarafından sınırlandırılmaktadır. Kalınlık arttıkça, normal veya hasarlı yapının yanıtları arasındaki fark daha küçük hale gelmektedir [56]. Bu nedenle, tap testi yöntemi derin kusurlar için uygun değildir ve yüzeye yakın alanların araştırılmasıyla sınırlıdır. Tap test, havacılık sektörüne ait uygulama sınırlamalarına rağmen, ekonomik ve hızlı bir muayene yöntemi olarak öne çıkmaktadır.

#### **2.2.2.3 Yüksek Frekanslı Ultrasonik Metodlar**

Havacılık alanındaki uygulamalarda kullanılan ultrasonik yöntemlerde, yüksek frekanslı bir transdüser (500kHz ila 20MHz arası) ultrasonik dalgayı kompozit parçaya iletmektedir [57]. Aynı veya farklı bir transdüser ise, iletilen veya yansıyan bir sinyali yorumlamak için kullanılmaktadır. Tipik olarak darbe-yankı yöntemi veya geçirimli yöntemler kullanılmaktadır [57]. Ultrasonik dalgaların iletimini artırmak için su püskürtme, yüzey jeli veya batırma yöntemleri kullanılabilir [57]. Bu yöntem, delaminasyonlar, boşluklar ve gözenekliliğe son derece duyarlıdır ve bu kusurların laminatın derinliklerindeki yerlerini belirleyebilmektedir.

A-scan yöntemi, alınan ultrasonik iletim sinyallerinin zaman, mesafe ve genliğini gösteren bir ölçümdür. Bu yöntemle, kompozit laminatlardaki gözeneklilik ve delaminasyonları belirlemek mümkündür. C-scan'ler ise, çoklu A-scan'lerin iki boyutlu bir temsilidir ve bütün parçanın görüntüsünü sağlamaktadır [34].

Havacılık uygulamalarında, darbe-yankı testi, üretimde detay seviyesindeki parçalarda veya yapının her iki tarafına erişilebilen bölgelerde su püskürterek uygulanmaktadır [40]. Bu yöntem, delaminasyon tespiti için oldukça yaygındır ve diğer ultrasonik yöntemlere kıyasla daha hızlı bir değerlendirme sağlamaktadır. Geçirimli ultrasonik yöntem (Thru-Transmission) ise, bu metotla karşılaştırıldığında daha maliyetlidir ve daha fazla zaman almaktadır [57]. Ancak, geçirimli ultrasonik yöntem ile parça içindeki boşluk ve gözeneklerin tespitinde yüksek düzeyde hassasiyet elde edilmekte ve desibel (dB) kaybı olarak ifade edilen ölçümlerde isabetli sonuçlar alınabilmektedir [40]. Malzemelerin yoğunluğu arttıkça, daha net görüntüler ve sonuçlar elde etmek mümkündür.

#### **2.2.2.4 Radyografi**

Radyografik test, bir ortamı X ışını radyasyonuna maruz bırakmayı içermektedir [54]. Bu radyasyon, ilgili kompozit yapının içinden geçmekte ve ardından ortamdan bir görüntü oluşturmaktadır. Muayene sırasında bir X ışını görüntü artırıcısı ve yüksek performanslı bir kamera gereklidir [58]. Numunede X ışını radyasyonunun emilimi, çeşitli gri tonlarının görünmesine neden olur. Tipik olarak ışın yönlendirme boyunca derinliği olmayan delaminasyonlar veya diğer kusurlar tespit edilememektedir. Radyografi yöntemi, büyük ölçekli parçaları, özellikle büyük kanatlar gibi parçaları muayene etme olanağı sağlamaktadır. Ancak, bu yöntemin uygulanması maliyetli ve sağlık açısından riskli olduğundan gerekli tedbirler ile gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Bu yöntemin özellikle komponent seviyesindeki parçalarda ve erişimi zor olan bölgelerde kullanımı yaygındır.

#### **2.2.3 Havacılık alanında Kullanılan Tamir Yöntemleri**

Geniş bir hasar yelpazesinde onarım konseptleri geliştirmek amacıyla, onarım tasarım felsefesi, hasara özgü olmayan daha genel onarımlara odaklanmaktadır. Bu yaklaşım, belirli hasarlardan bağımsız olarak, belirli sınırlar içinde çeşitli hasar seviyeleri için genel tasarımların ve buna uygun onarım prosedürlerinin geliştirilebilmesi bakımından fayda sağlamaktadır [34]. Yaklaşımın bir başka yönü, operatörlere belirli bir onarım



durumu için birden fazla seçenek sunmaktır. Seçenekler, geçici ve kalıcı onarım, yapıştırılmış kompozit yamalar, cıvatalı kompozit veya metal yamalar, ıslak serim veya ön-işlemeli yamalar gibi olabilmektedir. Bir operatörün tercihi, hasarın ciddiyetine, onarımı gerçekleştirmek için mevcut olan zamana, operatörün kullanacağı tesis altyapısı ve yeteneklerine, muayene/bakım programlarına ve/veya mevcut saha çevresel koşullarına bağlı olabilmektedir.

Genel bir onarım şeması tasarımında aşağıda belirtilen dört temel seviye bulunmaktadır:

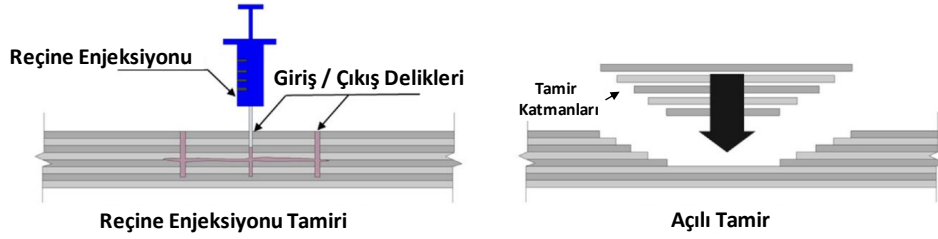
- Hasarlı alanın doldurulması ve kapatılması (Kozmetik onarım)
- Hasarlı alanın doldurulup destek yamasının uygulanması (Yarı yapısal onarım)
- Hasarlı alanın üzerine yapıştırılan bir yama (Yapısal onarım)
- Hasarlı alanın üzerine bir yama cıvatalanması (Yapısal onarım)

Eğer tahribatsız muayene yöntemi ile hasar ihmal edilebilir seviyede değerlendirilirse, genellikle basit bir kozmetik onarım, alanı kapatmak için yeterli olmaktadır. Havacılık terimlerinde ihmal edilebilir hasar genellikle yük taşımayan parçalarda veya kabin içi çok küçük delikleri içermektedir. Bu durumda, alan tamir amaçlı epoksi ile doldurularak kapatılır, yüzeyle aynı seviyeye zımparalanır ve boyanır. Bu işlemin amacı tamamen kozmetiktir ve bölgeyi çevresel etkilerden korumaktır. Sıkça karşılaşılan bir durum, hizmet sırasında, genellikle bileşenin bütünlüğünü veya mekanik özelliklerini tehdit etmeyen küçük hasar alanlarının tespit edilmesidir. Bahsedilen küçük hasarların onarılmadığı bazı durumlara, nem girişi ve yorgunluk yoluyla hızlı bir şekilde hasarın yayılarak büyümesi söz konusu olabilmektedir.

### **2.2.3.1 Reçine Enjeksiyonu**

Reçine enjeksiyonu, bal peteği sandviç panellerde bal peteği çekirdeğinden ayrılan ciltlerin onarımı, yüzeyde herhangi bir hasar olmaksızın katmanlar arasındaki delaminasyonların onarımı veya küçük yapışma bozulmaları için uygulanabilmektedir [59]. Hasar görmüş bölgeye reçine enjekte edilerek yerel sertlik ve stabilite geri kazanılabilir. Bu yöntemde, laminatın yüzeyine iki küçük delik açılmaktadır. Açılan delikler kusur bulunan yere kadar iner. Bir delik reçine enjekte etmek için kullanılırken, diğer delik bir hava tahliye veya vakum kanalı olarak görev yapar. Bu yöntem gerçekleştirilirden, delik açma işlemi esnasında çatlaklarda yüksek gerilme

oluşması nedeniyle hasarın daha da kötüleşebilmesi mümkündür [60,61]. 2.8’de reçine enjeksiyonu tamiri ve açılı tamir metotları görsel olarak sunulmuştur.



Şekil 2.8 : Reçine Enjeksiyonu ve Açılı Tamir Konseptleri [59]

### 2.2.3.2 Yama Tamiri

Havacılık alanındaki yapıştırırmalı tamirler, MIL-HDBK-17-3F standardı tarafından iç yama, dış yama, açılı tamir ve basamak tamir olarak belirtilmiştir [62]. İç yama tamirleri genellikle erişim kısıtlamalarından dolayı sıkça tercih edilmeyen bir seçenektir. Hava araçlarında içten erişim genellikle erişim sınırlı olduğundan, dış yama tamirleri geniş bir kullanım alanı bulmuştur. Özellikle ana gövde çerçeveleri ve gövde yüzeyleri gibi bölgelerde sıkça uygulanmaktadır. Metot uygulanırken, hava aracındaki kontrol yüzeylerinde ek karbon tabakaları eklenmeden aerodinamik performans ve kontrol yüzeyinin kritik denge sınırlamaları göz önünde bulundurulmaktadır.

Airbus gibi avrupa havacılık firmaları, genellikle basamak tamir yöntemlerini benimserken, Boeing gibi firmalar ise daha fazla açılı tamir yöntemini benimsemiştir [44,63]. Basamak tamirlerinde, eklenen karbon tabakaların birbirleriyle üst üste binmesini (İng. Overlap) kolayca gerçekleştirmenin yanı sıra lokal gerilmelere neden olduğu bilinmektedir [17]. Açılı tamirlerin sunduğu avantaj uygulama kolaylığıdır. Bu yöntemde lokal gerilmeleri ortadan kaldırarak daha homojen gerilme değerleri elde edilmektedir [12]. Ancak, açılı tamirlerde ana yapı ve tamir katmanları arasındaki üst üste binme durumunu tamir sırasında gerçekleştirmek zordur. Bu tamir yöntemleri, hava araçlarında yüksek yüklere maruz kalan bölgelerde uygulanabilmektedir.

### 2.2.3.3 Doğranmış Fiber Kullanımı

Kompozit uçak bileşenlerinin montajı aşamasında, deliklerin hatalı delinmesi nedeniyle laminatlı bir bileşeni onarmak gerekebilmektedir. Bu hatalar, deliklerin fazla büyük olması, hatalı hizalanmış delikler, yanlış geometrik toleranslardan kaynaklanabilmektedir. İkincil yapılar için yaygın bir onarım stratejisi, hasar görmüş

deliği doğranmış lifler ve bir epoksi reçine sisteminden oluşan kombinasyon ile doldurmaktır [64].

Havacılık uygulamalarında, doğranmış fiber kullanımı genellikle tamir işlemlerinde üçte bir oranında reçine ile birleştirilerek gerçekleştirilmektedir. Doğranmış fiberlerin uygulandığı tamir bölgesinde geleneksel yöntemlerle yüklenme yönünde hizalanmaları mümkün olmadığından, bu tür tamirler genellikle yapısal tamirler olarak kabul edilmemektedir. Bu yöntem, daha çok kozmetik tamir uygulamalarında kullanılmaktadır. Bu tür tamirler, hafif kozmetik hataların düzeltilmesi, yüzey pürüzsüzlüğünün sağlanması veya boyanın uygulanabilirliğini artırmak gibi estetik iyileştirmeler için tercih edilmektedir. Yapısal bütünlüğü etkileyen ciddi hasarlarda genellikle daha kapsamlı tamir yöntemleri gerekmektedir.

#### **2.2.3.4 Sandviç Yapı Tamiri**

Hava araçlarında, özellikle basma yönündeki yüklerin yoğun olduğu bölgelerde (örneğin, kabin içi ana gövde dış yüzeyleri, kanat yapıları, sparlar ve ripler arasındaki bölgeler), karbon fiber gibi malzemelerin düzlem dışı yüklenmelere karşı hassasiyeti nedeniyle sıklıkla sandviç yapılar kullanılmaktadır [60]. Bu yapılar, komponentin sıkıştırma yönündeki dayanımını artırmak için bal peteği gibi yapılar kullanılarak tasarlanmaktadır [21].

Sandviç yapıların çekirdek yapısı hasar aldığında, hasar görmüş bölge lokal olarak çıkarılmakta ve içerisinde emilmiş nemden arındırılmaktadır. Aynı hücre boyutunda yeni bir çekirdek kesilerek hasar görmüş bölgeye yerleştirilmektedir. Çekirdek üzerine karbon fiberlerin yapıştırılabilmesi için yapıştırıcı film (İng. Film adhesive) kullanılırken, ıslak serim yöntemiyle yapılan tamirlerde karbon fiberler için kullanılan reçine yeterli olmaktadır. Tamir edilen çekirdek, mevcut çekirdek ile aynı yönde yönlendirilmelidir. Böylece yapılan tamir ile orijinal dayanım özellikleri korunabilmektedir. Bu yöntemler, hava araçlarında kullanılan sandviç yapıların dayanıklılığını ve performansını artırmak için sıklıkla kullanılan tamir stratejileridir.

### **2.3 Kompozit Yapıların Tamir Analizi**

Havacılık uygulamalarında kullanılan kompozit yapıların tamir analizi, tasarım sürecindeki analiz çalışmalarına göre nispeten daha zorlu ve komplekstir. Tamir

analizi sürecinde, yapının güvenlik sınırları dahilinde kalmasını sağlamak amacıyla kısıtlı bir alanda hızlı bir tamir seçeneği ile gerçekleştirilmesi gerekmektedir.

Kompozit yapıların tamir analizlerinde, analitik ve sayısal olmak üzere temel iki sınıf bulunmaktadır. Analitik yöntemler, tasarım aşamasında hızlı karar verebilmek adına kullanılan yöntemlerdir. Bu yöntemler, genellikle daha basitleştirilmiş yapılar veya belirli sınırlamalar dahilinden gerçekleştirilmektedir. Sayısal yöntemlerde ise, kompozit yapıların kohezif bölge modellemesi (İng. Cohesive Zone Model) gibi bazı yaygın yaklaşımlar kullanılmaktadır. Tamir analizlerinde, üretimdeki parametreler, çevresel faktörler, operatörün yetkinliği ve kompozitin anizotropik yapısı gibi birçok faktör, yapılan analizi daha karmaşık hale getirmektedir.

Literatürde yapılan çalışmalara göre, numune seviyesinde tamir icra edilen testlerde ana yapıya kıyasla dayanımın yaklaşık %60 ile % 80 arasında olduğu belirtilmektedir [12,13,19]. Tamir analizlerinin güvenilirliğini değerlendirebilmek amacıyla, numune seviyesinde uygulanan 3 boyutlu ve 2 boyutlu elemanlar kullanılarak gerçekleştirilen sayısal analiz sonuçları test verileriyle karşılaştırıldığında %8 ile %20 arasında bir fark oluştuğu belirtilmiştir [13]. Bu farklılık, tamir analizlerinde gerçek dünya koşullarını yansıtmamanın zorluğunu göstermektedir.

### **2.3.1 Analitik Yaklaşımlar**

Tek tesirli yapıştırma birleşimi için geliştirilen ilk analitik yöntem, Volkersen tarafından geliştirilen doğrusal kayma-gecikmesi (İng. Shear-lug) modelidir [65]. Bu modelde, yapışkanın sadece kayma esnasında, yapışanın ise gerilme esnasında deforme olduğu varsayılmıştır. Ancak, bu modelin önemli bir dezavantajı uygulanan yükün eksantrisitesinin ihmal edilmesidir. Volkersen tarafından önerilen doğrusal kayma-gecikmesi modeli, mevcut sınırlamaları nedeniyle tek bir tesirli yapıştırma birleşimini analiz etmek yerine çift tesirli birleşimleri analiz etmek için daha uygundur.

1944 yılında, Goland ve Reissner [25], Volkersen modelini geliştirerek yapışanın eğilmesini ve yapışkanın soyulma gerilmelerini (İng. Peel stress) hesaba katmışlardır. Tesir bölgesinin dönmesi yük yolunu değiştirmekte ve yapışkanın sonundaki önemli soyulma gerilmelerine neden olmaktadır. Bu modeller, yapışkan plastisitesini hesaba katmamaktadır.

Hart-Smith, yapışkanın elastoplastik özelliklerini ve kompozit yapışanların mekanik özelliklerini dikkate alan çeşitli birleşim konfigürasyonları için bir dizi model

geliştirmiştir [66–68]. Bu çalışmalar tesirli yapıştırma birleşimini, çift tesirli yapıştırma birleşimleri ve açılı/basamak birleşimler için modellemektedir. Ayrıca, termal uyumsuzluk, yapışan kalınlığı, yapışkan modül değeri, ve katman düzeni gibi çeşitli faktörlerin bağ dayanımı üzerindeki etkilerini incelemiştir.

Tsai ve diğerleri [69], yapışanlar boyunca kesme gerilmesinin doğrusal olduğunu varsaymıştır ve kesme-gecikme modeline bir düzeltme faktörü uygulamıştır. İzotropik ve kompozit yapışanlar için doğrusal ve doğrusal olmayan malzeme modellerini dikkate alan analitik çözümler ile ilgili farklı çalışmalar bulunmaktadır [67,70]. Bu modellerin çoğu, düzlem gerilmesi varsayımını kullanan iki boyutlu modellerdir.

Açılı/basamaklı kompozit birleşimler üzerine yapılan analitik çalışmaların sayısı azdır ve hiçbiri yapışanlardaki katman yönelimlerini dikkate almamaktadır [68,71]. Kompozit yapışanlara sahip açılı/basamaklı birleşimlerin analitik modellemesi, bağ hattı boyunca rijitlik değişimi nedeniyle daha karmaşıktır [72,73]. Ayrıca, gerçek onarılmış parçaların karmaşık geometrileri ve yükleme koşulları, kompozit birleşimlerin ve tamirlerin uygun tasarımı için analitik yaklaşımı zorlaştırmaktadır. Bu nedenle, bu sorunları isabetli bir şekilde ele alabilen sayısal araçlara önemli bir ihtiyaç bulunmaktadır.

### **2.3.2 Sayısal Yaklaşımlar**

Sonlu elemanlar metodu temelli analizler kullanılarak, havacılık uygulamalarındaki birleşim dayanıklılığının detaylı bir şekilde araştırılması amacıyla, sürekli ortamlar mekaniği (İng. Continuum Mechanics), kırılma mekaniği (İng. Fracture Mechanics) ve kohezif bölge yöntemleri (İng. Cohesive Zone) gibi çeşitli yaklaşımlarla modelleme gerçekleştirilebilmektedir.

Sürekli ortamlar mekaniği yaklaşımı, malzemeyi hasar durumundan bağımsız olarak sürekli bir ortam olarak varsaymaktadır. Gerilme, gerinim veya gerinim enerjisi değerleri bir deformasyon kriteri aracılığıyla izin verilen değerlerle karşılaştırılmaktadır. Seçilen deformasyon kriterinin başarısı, yapışkanın dayanıklılığıyla doğrudan ilintilidir. Birincil maksimum prensip gerilme kriteri, gevrek bir yapışkan için doğru sonuçlar verebilmektedir, ancak köşelerdeki tekliği (İng. Singularity) daha ince ağ büyüklükleri kullanarak ele almak gereklidir [74]. Literatürde yaygın olarak kullanılan bir diğer kriter, bağ hattındaki kayma gerilmesini

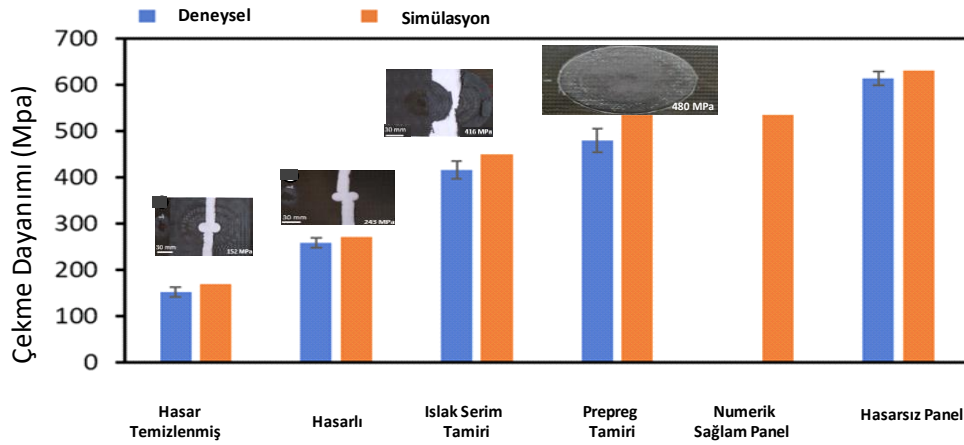
toplu yapışkan kayma gerilmesi ile karşılaştıran kayma gerilmesine dayalı deformasyon kriterleridir [75,76].

Sünek yapışkanlar için gerilme tabanlı sınırlama kriterleri, yapışkanın plastik deformasyon sonrası taşıma kapasitesini dikkate almadığından isabetli sonuçlar vermektedir. Bu tür yapışkanlar için plastik deformasyon belirgin olduğunda, gerilme tabanlı deformasyon kriterleri daha doğru sonuçlar sağlamaktadır [13,77]. Ayrıca, yapışkanların akma davranışını tanımlayan Von Mises ve Tresca kriterleri ile Drucker Prager plastisite modeli gibi kriterler bulunmaktadır [78].

Kırılma mekaniği yaklaşımı, önceden tanımlanmış bir çatlak varsayımı yapmaktadır ve çatlağın önündeki gerilme durumunu belirlemeyi amaçlamaktadır. Bağlama sürecindeki çatlaklar, ayrılmalar, gözenekler ve yapışkan içindeki diğer kusurlar, hasar başlatma alanları olarak hareket eden gerilme konsantrasyon noktalarıdır. Bu yöntemde, kusurun boyutu, kritik kusur boyutu ile karşılaştırılmaktadır ve eğer eşik değeri aşırsa, yayılma ve nihai başarısızlık meydana gelmektedir. Kırılma mekaniği yaklaşımı, gerilme yoğunluğu faktörü tanımlamaları veya enerji tabanlı kavramlar aracılığıyla formüle edilebilmektedir [79,80].

Gerilme yoğunluğu faktörü yaklaşımında, mevcut bir çatlak düşünülerek bir gerilme yoğunluğu faktörü (K), uygulanan gerilme, çatlak boyutu ve parça geometrisi fonksiyonu olarak hesaplanır. Gerilme yoğunluğu faktörü, malzemenin kırılma tokluğu (Kc) değerini aştığında hasar meydana gelir. Bu noktadan itibaren çatlak hızla büyüyerek kırılana kadar devam eder [79]. Gerilme yoğunluğu faktörü aynı zamanda yüklenme yönüne bağlıdır. Üç temel mod, bir çatlağın yüklenmeye göre yönlendirmesini tanımlamaktadır. Mod I, açılma durumudur. Mod II ve mod III ise, düzlem içi ve düzlem dışı kayma modlarıdır. Her mod için bir gerilme yoğunluğu faktörü bulunur ve her durumda  $K = Kc$  olduğunda çatlak meydana gelir. Çatlak, bir modda yüklenmiş olabilir veya modların bir kombinasyonu olabilir. Enerji tabanlı yaklaşımda, yapı üzerindeki bir kusur çatlağın uç kısmındaki enerji salınım hızı (G), her yüklenme modu için kritik enerji salınım hızı (Gc) ile eşit olduğunda yayılacaktır. Gerilme yoğunluğu faktörleri gibi, Gc değeri de malzemenin mekanik bir özelliğidir. Çoğu bağlama uygulamasında, yapışkan sadece gerilme veya kayma altında değil, her ikisinin bir kombinasyon altında da yüklenir. Birleşik çatlama bağlantıları değerlendirmek için birçok çalışma gerçekleştirilmiştir [81].

Kohezif bölge modeli (CZM) kullanılarak gerçekleştirilen sonlu eleman analizleri, yapışkan birleşim davranışını tahmin etmek için kullanılan modeller arasında en etkili yaklaşımlardan birini sunmaktadır [5,82]. CZM yöntemi, başlangıçta bir çatlak olmadan hasar yüklerini, hasar başlangıç noktalarını ve hasar yollarının ilerlemesini tahmin etmeye olanak tanımaktadır. Çekme değeri ile kohezif elemanların uzaması arasında bir ilişki kurulmaktadır. Çekme değerinin kritik değere ulaştığı nokta, hasarın başlangıcına işaret etmektedir. Maksimum kırılma tokluğu değerine ulaşıldığında ise yeni çatlak yüzeyleri oluşmaktadır. Şekil 2.9'da sunulan değerler, sonlu elemanlar yöntemi ile gerçekleştirilen simülasyonların, test örnekleri ile elde edilen sonuçlara yakın değerler elde edilebildiğini göstermektedir [12].



Şekil 2.9 : Deneyler tarafından belirlenen ve simülasyonlar yoluyla test edilen örneklerin başarısızlık dayanım değerleri [12]

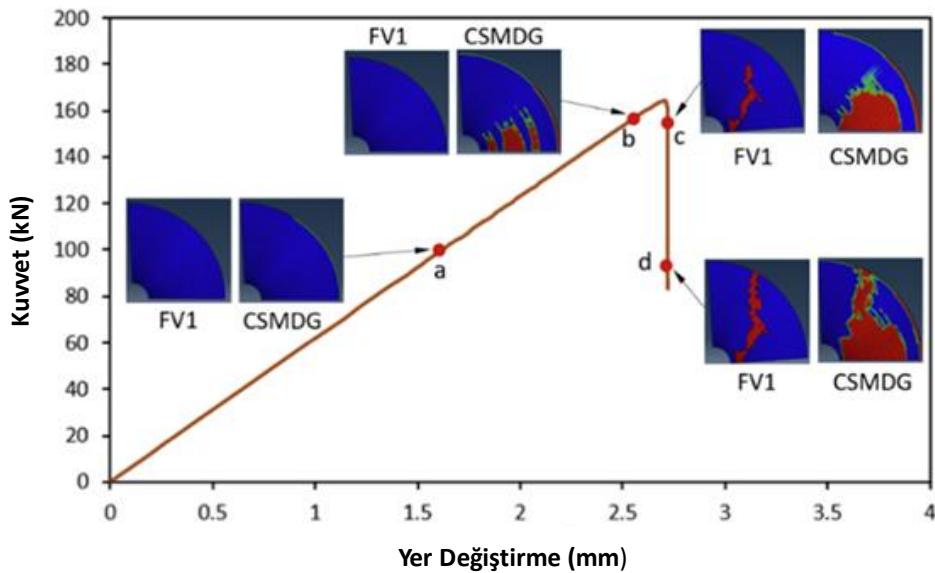
Sonat ve arkadaşları, deneysel çalışmalar ve simülasyonlar aracılığıyla sahada onarılmış dokuma CFRP laminatların dayanıklılığını ve ilişkili başarısızlık mekanizmalarını anlamayı amaçlamışlardır [12]. Standartlaştırılmış havacılık prosedürlerine uygun olarak üretilen bir dizi ıslak yerleştirme ve prepreg adımı ile onarılmış numune, tek eksenli gerilme altında test edilmiştir. Islak yerleştirme onarımı, orijinal dayanıklılığın %66'sını sağlarken, prepreg onarımları orijinal dayanıklılığın %76'sını korumuştur. Sonlu eleman modelleme yöntemi, deneysel olarak gözlemlenen davranışı isabetli bir şekilde öngörmüş ve yapışkan-uyumsuzluktan kaynaklanan gerilme konsantrasyonlarının düşük dayanıklılığın temel sebebi olduğunu göstermiştir.

Bu çalışmada elde edilen bulgular [46], [48], etkili onarımları tasarlamak ve uygulamak için sistemli deneysel verilerin ve doğru bir modelleme yönteminin

önemini vurgulamıştır. Gerçekleştirilen sayısal analizler, numunede iki kenarda simetrik sınırlama koşullarını ve bir köşede kenar ile eşleşen doğrusal yer değiştirme sınır koşulunu kullanarak çekme testi koşullarını sağlamıştır.

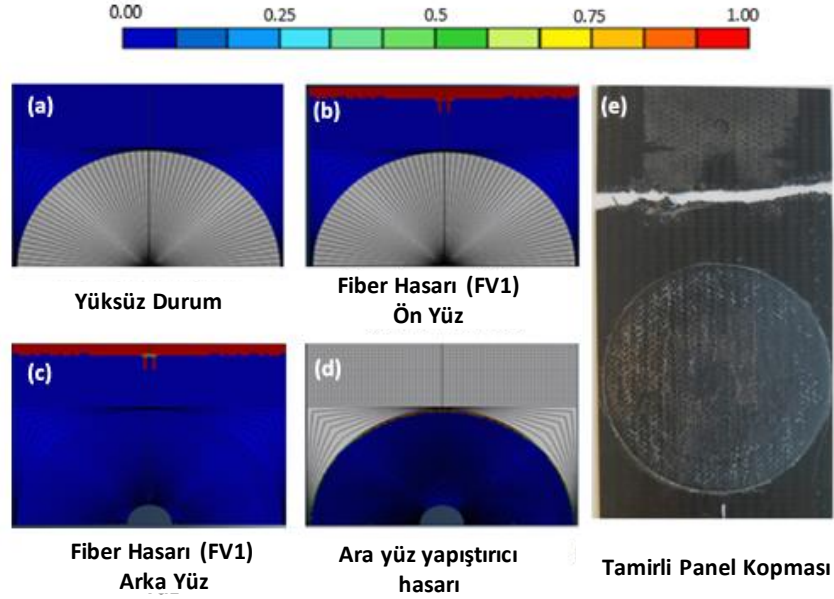
Gerçekleştirilen bir sayısal çalışmada [19], ABAQUS sonlu elemanları programının yapışkan etkileşim özelliği kullanılarak modelleme yapılmıştır. Öte yandan, prepreg onarımlarda bir yapışkan tabaka, sekiz düğümlü üç boyutlu (3D) yapışkan elemanlar (COH3D8) tarafından modellenmiş ve eleman boyutu 0.1–0.5 mm aralığında değişmiştir. Yapışkan modellemesi için, mükemmel bağlanma varsayılarak yapışkan-uyumsuz düğümleri bağlamak için bağlama kısıtlamaları kullanılmıştır.

Farklı bir çalışmada [17], geleneksel ASTM D3039D standartlarına uygun olarak üretilmiş kompozit yapılar yerine bir panel üzerinde uygulanmış tamirin test ve simülasyonu üzerine analizler gerçekleştirilmiştir. Analiz çalışmaları, yüksek maliyetleri azaltmak amacıyla 1/4 oranında simetrik olarak oluşturulmuştur. Bu yöntem ile elde edilen sonuçlar, Şekil 2.10'da gösterilmiştir. Şekil 2.11'de, panel yapısının yüklenme durumunda tamirli alanın değil, ana yapının koptuğu gözlenmekte ve bu durum, tamirin başarılı bir şekilde uygulandığını göstermektedir. Bu çalışmada, test ve analiz sonuçları arasında uyum olduğu gözlemlenmektedir [12].



Şekil 2.10 : Yapıştırıcı ve fiber hasarı, ıslak serme uygulaması için kuvvet-deplasman eğrisi ile birlikte gösterilen bir değerlendirme. CSMDG, yapıştırıcı hasarını temsil ederken, FV1 lif hasarını temsil etmektedir [12].

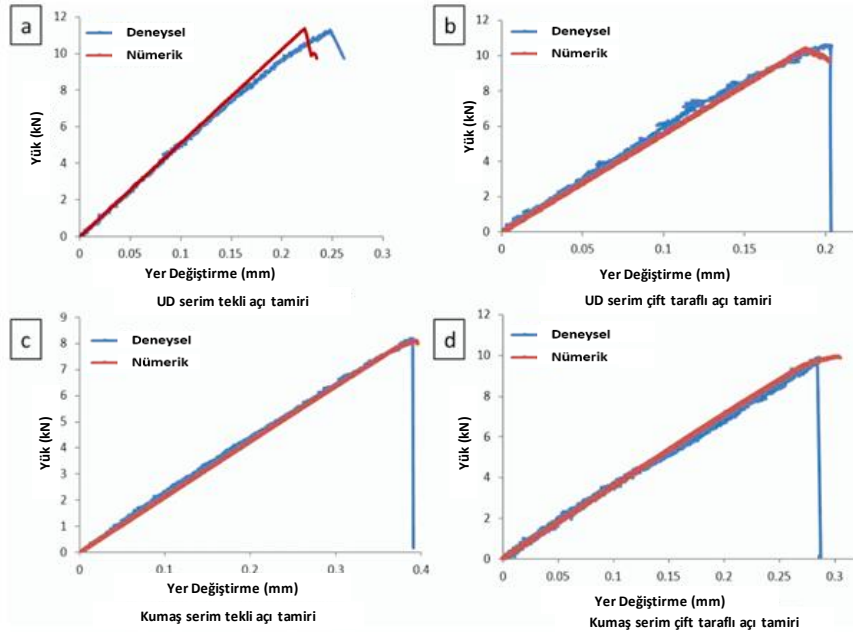




Şekil 2.11 : Sonlu elemanlar analizi ile elde edilmiş tamir modellemesi sonuçları. (a) Tamir yamasını gösteren gri bölgedir. Mavi bölge ana lamineyi temsil eder. (b) Ana laminatın ön yüzeyinde fiber hasarı bulunmaktadır. Tamir bölgesinde hasar bulunmamaktadır. (c) Ana laminatın arka yüzeyinde lif hasarı bulunmaktadır. Tamir bölgesinde hasar bulunmamaktadır. Bağlı yüzeydeki ana laminat, lif hasarı olmadan gösterilmektedir. (d) Tamir bölgesinde yapıştırıcı hasarı bulunmaktadır. (e) Deneysel olarak test edilmiş bir örnek fotoğraf, ana laminatın başarısızlığının tamir bölgesinde hasar olmaksızın görülebildiği bir durumu göstermektedir [12].

Başka bir sayısal çalışmada [82], CFRP numunesinin konik eğimli birleşim noktasında doğrusal olmayan (İng. Non-linear) sonlu eleman analizi gerçekleştirilmiştir. Bu analizde, hem düzlem gerilme (İng. plane-stress) hem de düzlem gerilme (plane-strain) için 8 düğümlü dikdörtgen katı elemanlar kullanılmıştır. Modelin geometrisi, boyutları ve dizilim sırası deneysel numuneyle aynı alınmıştır. Yapışkan birleşim, hasar başlangıcı öncesindeki yapışkan bağ uzunluğu boyunca gerilme varyasyonunu karşılaştırmak için CZM (Cohesive Zone Model) ile ve CZM olmadan modellenmiştir. CZM tarafından yapışkan tabakanın modellenmesi, sıfır kalınlığında 2D temas elemanları kullanılarak yapışkan birleşimi tanımlamak ve birleşimin hasar durumunu tahmin etmek amacıyla yapışkan ayrılması (İng. disbond) için karma modlu yapışkan sınır şartı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. CZM olmadan yapışkan tabakanın modellenmesi için ise yapışkan birleşim, yapışkan tabakanın kalınlığı olarak 0.3 mm olan 2D sekiz düğümlü düzlem gerilme elemanları ile tanımlanmıştır. Kusursuz bir bağlantı sağlamak için fiberler ve yapışkan arayüzü arasında çok noktalı bağlama

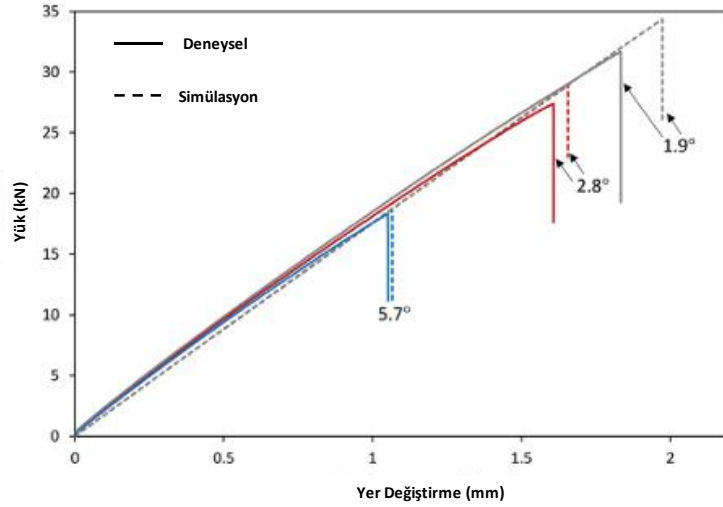
(MPC) algoritması kullanılmıştır. Bu çalışma, tek ve çift konik eğimli karbon fiber takviyeli polimer (CFRP) laminatların yapıştırıcı bağlı birleşiminin, çekme yüküne maruz kaldığı esnada ortaya çıkan mekanik davranışa odaklanmaktadır. Analiz ve testler sonucunda elde edilen sonuçlar Şekil 2.12'de gösterilmiştir. Şekil 2.13'da sunulan sonuçlar, deneysel veriler ile sayısal modelleme sonuçları arasında uyum bulunduğunu göstermektedir [82].



Şekil 2.12 : Deneysel ve sayısal yük-deformasyon grafik karşılaştırması [82].

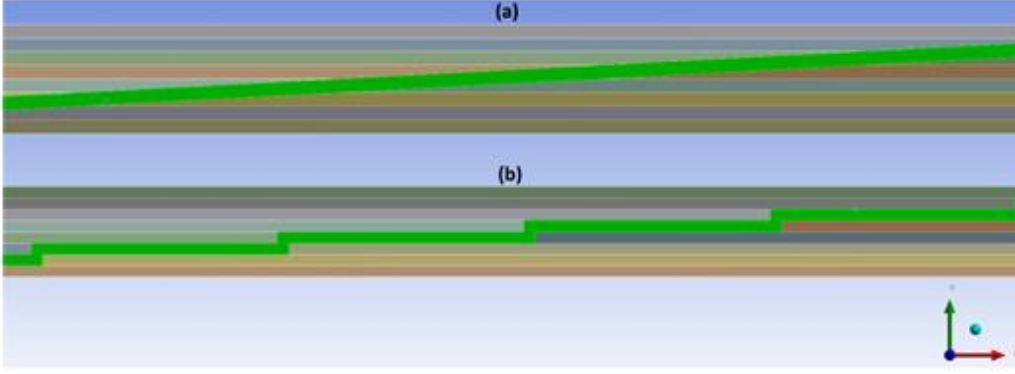
Sonat ve arkadaşları [19], havacılık alanındaki kompozit tamir gereksinimlerine uygun olarak bir tamir modellemesi gerçekleştirmiştir. Bu çalışmadaki test ve sayısal simülasyon sonuçları oldukça uyumludur. Ana yapının üzerinde yapılan tamirin açıları sırasıyla  $1.9^\circ$ ,  $2.8^\circ$  ve  $5.7^\circ$  olarak belirlenmiş olup, bu açıların dayanım üzerindeki etkisi Şekil 'de gösterilmiştir. Yapılan sonlu elemanlar analizlerinde, 8 düğümlü hegzahedral C3D8R elemanları kullanılmıştır. Sadece eğim uçları için C3D6 elemanları tercih edilmiştir. Her katmanın malzemesi, kalınlığı ve yönlendirmesi, modele uygulanmıştır. Geri tepme (İng. Snap Back) durumlarını önlemek amacıyla, hasar modellemesinde öngörülen bölgelerde ağ hassasiyeti çalışmaları da gerçekleştirilmiştir. Havacılık uygulamalarında,  $2.8^\circ$  eğim derecesi olarak ifade edilen 20:1 oranlı açılı tamirler yaygın olarak kullanılmaktadır [14,73]. Bu tercihin temel nedeni, açının küçülmesiyle birlikte tamir alanının büyümesidir. Daha küçük açılar,

daha büyük tamir alanlarına yol açmaktadır. Bu durum, ana yapıda karmaşık süreksizliklere neden olabilmektedir.



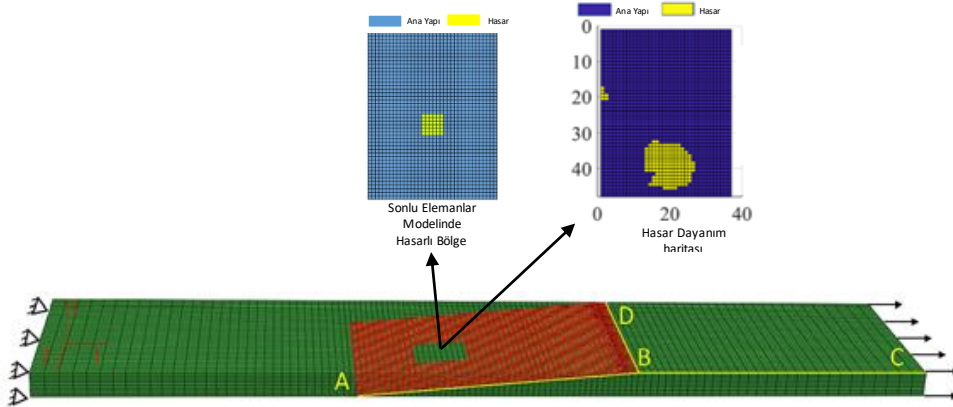
Şekil 2.13 : Açılı kompozitlerin deneysel ve sayısal yük-deformasyon grafik karşılaştırması [19].

Bendemra ve arkadaşlarının gerçekleştirdiği çalışmada [13], konik eğimli ve basamaklı bindirme eklemelerinde yapışkan bağlantı hattındaki gerilmelere eklem parametrelerinin etkisi araştırılmaktadır. Doğrusal sonlu eleman analizi altı eklem (İng. Joint) tasarım parametresine odaklanarak, parametrik bir çalışma yapmak için gerçekleştirilmiştir. Kat kalınlığı, yapışkan kalınlığı, konik açı, dizilim sırası, üst katman düzeni ve üst katman bindirme uzunluğu kullanılan parametrelerdir. Konik eğimli ve basamaklı bindirme eklemeleri Şekil 2.14'de sunulmuştur. Elde edilen sonuçlar, konik eğimli ve basamaklı bindirme eklemelerinin kat kalınlığı, konik açı ve dizilim sırasına karşı güçlü bir duyarlılığa sahip olduğunu göstermiştir. Üst katmanların eklem uçlarında koruma ve sertlik sağladığı gözlenmiştir. Kompozit laminatlardaki  $0^\circ$  katmanlarının konumu önemli bir faktör olarak vurgulanmıştır. 2D analizlerin sonuçları elde edildikten sonra, analizleri doğrulamak amacıyla üç boyutlu sonlu eleman modelleri de kullanılmıştır. Sonuç olarak bu çalışmada, basamaklı bindirme eklemelerindeki yüksek gerilme konsantrasyonunun, üst katmanların oryantasyonu ve eklem tasarım parametrelerinde uygulanacak değişikliklerle, ek uçlardaki ve basamak köşelerindeki gerilme seviyelerini azaltmaların mümkün olduğu görülmüştür [13].



Şekil 2.14 : 2B tamir tasarımları (a). Konik eğimli tamir sonlu elemanlar modeli (b). Basamaklı sonlu elemanlar modeli [13]

Xu ve arkadaşlarının gerçekleştirdiği çalışmada [16], tahribatsız bir dayanıklılık tahmini için bir yaklaşımı önerilmektedir. Bu yaklaşım, yüksek doğruluğa sahip bir sonlu elemanlar modeli, etkili bir evrişimli sinir ağı modeli (İng. convolutional neural network) ve hiyerarşik bir ikame (İng. Surrogate) model oluşturmak amacıyla görselleştirilmiş hasar-dayanıklılık ısı haritası modelini sunmaktadır. Hasar dayanımı görsel olarak sunabilen bu çalışmaya ait örnek bir görsel Şekil 2.15’de sunulmuştur. Yapıların çekme dayanıklılığı, açılı yapının eğimi, yapıştırıcı filmin arayüz dayanıklılığı, lamina dizilimi ve ayrıca tahribatlı olmayan testlerle görselleştirilen hasarın boyutu ve konumu gibi parametreleri kapsayarak ortalama %1,4 hata ile hızlı bir şekilde sonuç elde edilebilmektedir.



Şekil 2.15 : Hata tanımlanmasının tahribatsız muayene haritası ve sonlu elemanlar modeli [16]

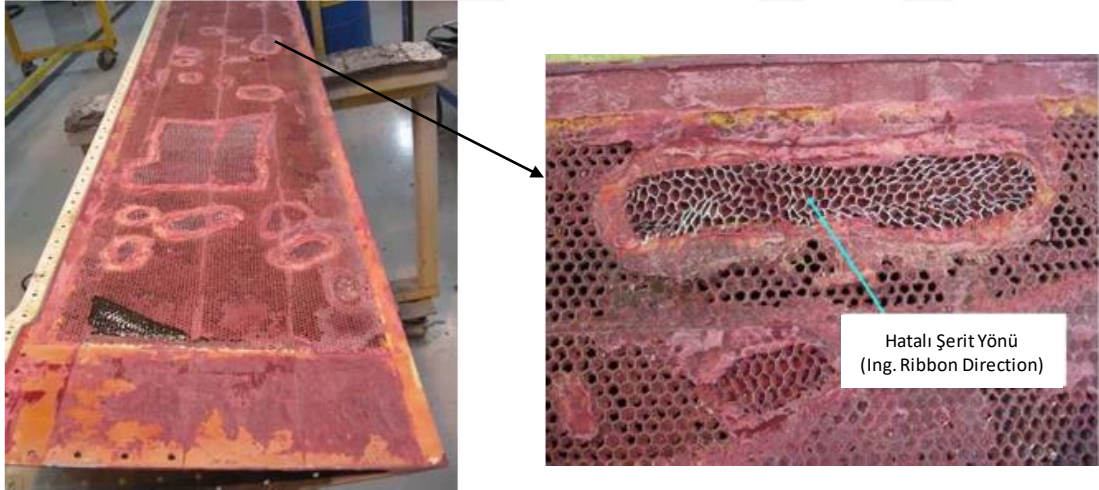
## 2.4 Hasarların Etkilerine İlişkin Seçilmiş Vaka Çalışmaları

Bu bölümde, malzeme, imalat veya tasarım hatalarına bağlı olarak oluşan kompozit yapı üretim veya onarımındaki hasarlarla ilgili birkaç vaka çalışması sunulacaktır. Sadece hatayı vurgulamaktan öte, aynı zamanda vakalar ile yaşanmış havacılık uygulamaları da irdelenecektir.

### 2.4.1 Vaka Çalışması 1: Sandviç Çekirdek Yapısının Hatalı Onarımı

Bu vaka çalışması, Federal Havacılık İdaresi (FAA) tarafından desteklenen ve büyük bir havayolu şirketi ile işbirliği içinde yürütülen bir çalışmada yer almaktadır [10]. Bu çalışma, kompozit bileşenlere ilişkin hatalı alan onarımlarıyla ilgili vaka çalışmalarını belgelemeyi amaçlamaktadır [10].

Ticari bir taşıma aracının iç flaplarında, kompozit tabakalar ile bal peteği çekirdek arasında önemli bir delaminasyon gözlemlenmiştir. Gerekli onaylar alınmadan önce yanlış bir şekilde bir onarım gerçekleştirilmiş ve onarım istasyonu çekirdek üstündeki serimleri çıkarmak zorunda kalmıştır. Üst tabakalar (İng. Face Sheet) çıkarılırken birçok işlemeden kaynaklanan kusurlar gözlemlenmiştir. Şekil 2.16'da yer alan görseller, işleme kaynaklı oluşan kusurları göstermektedir.



Şekil 2.16 : Kontrol yüzeyinde hatalı çekirdek tamiri [10]

### 2.4.2 Vaka Çalışması 2: Yapışkan Tamir Hasarı

Bu vaka çalışması, Federal Havacılık İdaresi (FAA) tarafından desteklenen ve büyük bir havayolu şirketi ile işbirliği içinde yürütülen bir çalışmada ortaya çıkmıştır [10]. Bir yolcu uçağının penceresinden bakarak dışarıdaki kanattaki bir kontrol yüzeyinde ciddi hasar fark edildiğinde, yapışkanın ayrılma kusuru olduğu farkedilmiştir. İniş

sırasında, tam ayrılan yüzeyden yaklaşık olarak yüzeyin %80'inin eksik olduğu ve kuyruk kenarı takoz montajının eksik olduğu ortaya çıkmıştır. Soruşturma, dış kontrol yüzeyinin tamir için gönderildiğini ve bağlama yüzeyinin hazırlanması için onarım prosedürünün orijinal ekipman üreticisi tarafından onaylanmadığını ortaya koymuştur. Yapıştırma öncesi yüzey hazırlığı adımı onaylı fosforik asit anodize işlemi yerine, kromat dönüşüm kaplaması ile alternatif bir yüzey hazırlama prosedürünün, spesifik çalışma talimatları olmaksızın kullanıldığı ortaya çıkmıştır.

### **2.4.3 Vaka Çalışması 3: Yapışkan Tamir Hasarı**

Diğer bir vaka, 6 Mart 2005 tarihinde, Air Transat Flight 961 uçuşu esnasında Varadero şehrinden (Küba) Quebec City (Kanada) şehrine uçuş esnasında yaşanmıştır [10]. Uçak, Miami (Amerika Birleşik Devletleri) şehrine yaklaşık 90 deniz mili uzaklıkta ve düz uçuşta iken, uçuş ekibi bir patlama duymuş ve bazı titreşimler hissetmiştir. Pilotlar bu durumu kontrol etmiş ve uçağı güvenli bir şekilde Küba'ya geri indirmiştir. Şekil 2.17'de gösterildiği üzere, uçuş sırasında dikey stabilazör (İng. Rudder) büyük bölümlerinin ayrılmasına neden olan ciddi bir yapısal arıza olduğu anlaşılmıştır.

Olayın incelenmesi sonucunda, uçuştan önce dikey stabilazörde bir yapışmamazlık veya düzlem içi çekirdek kırığı olduğu ortaya koyulmuştur. Hasarın, ya belirgin bir servis olayından ya da her bir stabilazörün ön ve alt kenarında kullanılan z-kesiti üzerinde zayıf bir yapıştırıcı bağlantısından kaynaklanmış olabileceği değerlendirilmiştir. Z-kesitine yakın bölgelerden çıkarılan numuneler, yetersiz bağlama basıncıyla uyumlu bir menisküs göstermektedir. Yapıya verilen zararın, birkaç döngü boyunca büyüdüğü, ardından olayın yaşandığı uçuşta kritik bir boyuta ulaştığı ve ardından derinin yüksek sesli ve ani bir patlamaya neden olduğu tespit edilmiştir.

Yapılan araştırma, üreticinin önerdiği muayene programının tüm kontrol yüzeyi kusurlarını tespit etmek için yeterli olmadığını ve hasarın olaydan önce birçok uçuşta mevcut olabileceğini ortaya koymuştur. Kritik kusurları yakalamak için doğru tahribatsız muayene seçimi ve uygulama sıklığı önem arz etmektedir. Kontrol yüzeyi modelinin, yapışmamazlık hasarının veya düzlem içi çekirdek hasarının kritik boyuta ulaşmadan önce mekanik olarak büyümesini durduracak herhangi bir tasarım özelliği içermediği de tespit edilmiştir. Yapının, yapışmamazlığın istikrarsız veya

öngörülemeyen bir şekilde yayılmasını önleyecek tasarım özelliklerine (İng. Fail-Safe) sahip olması gerekliliği ortaya konmuştur [63].

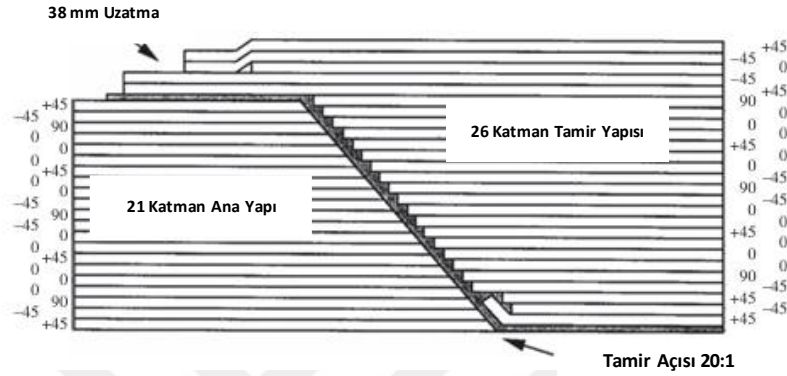


Şekil 2.17 : Kuyruk Dümeni Kopması [63]

#### 2.4.4 Vaka Çalışması 4: F/A-18 Yatay Stabilazör Açılı Tamiri

Bu vaka çalışması, Amerikan Hava Kuvvetleri tarafından desteklenen ve F/A-18 avcı uçağının yatay kontrol yüzeyinde kuş çarpması (İng. Bird Strike) sonrası yapılan açılı kompozit tamir çalışmasını incelemektedir [83]. Kullanılan malzeme olan AS4/3501-6 karbon/epoksi ile ve 35 tabakadan oluşan ana yapıyla, ilgili bölge maksimum tasarım gerinim değeri olan 5200 mikro-gerinim'e sahiptir. Genellikle, bu tür avcı uçaklarında tasarım dayanımı değeri 5000 mikro-gerinim civarındadır [38]. Bu nedenle, yüksek tasarım dayanımına sahip bölgede tamir yapmak zorlu bir süreçtir. Bu çalışmanın amacı, tamirin çekme ve basma yükleri altında 40 °C ile 104 °C derece sıcaklık aralığında dayanımını değerlendirmektir. Bu yapıdaki 2.8° açılı tamirin, sıcak ve nemli koşullar altında 5200 mikro-gerinim değerinin altında önemli ölçüde gerileceği değerlendirilmiştir. Uçak üzerinde yapılan testler sonucunda, tamir sonrasında oluşacak gerilmelerin yapıda hemen hasara neden olmasa da, uzun süre devam etmesi durumunda zamanla yorulma yoluyla hasara neden olabileceği sonucuna varılmıştır. Yorulma kaynaklı hasarı önlemek için ekstra karbon serimleri uygulanmıştır. Bu sayede ana yapı dayanımı artmış ve yük taşıyıcı tamir tabakaları korunmuştur. Uçağın

yorulması sürecinde, tamirdeki sünme deformasyonu statik deformasyonlara kıyasla sınırlıdır. Yükün yeniden dağılımına ve tamirin tamamının hasarına sebep olmadan, yalnızca tamirin kenarlarında gerilmenin kritik değeri aşılsa kopma yaşanmaktadır. Bu nedenle açılı tamir sonuçları için, tamir performansının hem statik hem de yorulma dayanımları gözetilerek güvenli bir tasarım planlanmıştır [18]. Bu vaka çalışmasında gerçekleştirilen tamir Şekil 2.18’de gösterilmektedir.



Şekil 2.18 : F/A-18 Yatay stabilazör açılı tamiri [18]

Bu bölümde sunulan vaka çalışmaları neticesinde, hasarların ve tamir süreçlerinin uygun bir şekilde takip edilmesinin ve tamir analizlerinin isabetli bir şekilde gerçekleştirilmesinin büyük önem arz ettiği görülmektedir.



### 3. TEORİ VE YÖNTEM

Bu ünite, kompozit uçak kanadı analizlerindeki teorik yaklaşımlara odaklanılarak, kullanılacak sayısal yöntemler, kohezif bölge modeli, kabuk yöntemleri ve türbülans modeli teorilerini ele alınacaktır. İlk olarak, açık (İng. Explicit) sayısal yöntem ile ilgili olarak ABAQUS yazılımında kullanılan teoriler incelenmiştir. Bu yöntemler, numune seviyesinde yapılacak analizlerin teorik temellerini oluşturmaktadır ve kompozit malzemelerin davranışını ele almak için kullanılmıştır. Ardından, ABAQUS yazılımı ile kullanılacak olan kohezif alan ve kabuk yöntemi teorileri anlatılmıştır. Bu yöntemler, daha geniş ölçekli yapıları ele almak ve malzeme katmanlarının etkileşimlerini hesaba katmak için kullanılmaktadır. Son olarak, ANSYS yazılımında kullanılacak olan türbülans modeli teorileri detaylı bir şekilde ele alınmıştır. Bu modeller, aerodinamik performansın doğru bir şekilde tahmin edilmesi için önemlidir.

#### 3.1 Açık sayısal metot

Açık dinamik entegrasyon yöntemi, aynı zamanda ileri Euler veya merkezi fark algoritması olarak da bilinen [84] ve kinematik koşulları her bir zaman artırımının başında önceden bilinen başlangıç kinematik koşullarına göre hesaplayan bir yöntemdir. Eşitlik 3.1'de gösterildiği üzere, her bir zaman artırımının başında ( $t$ , zaman), tüm düğüm noktalarının nodal ivmesi, nodal kütleli matrisin tersi ile net nodal kuvvetin çarpımı olarak doğrudan belirlenebilmektedir.

$$M\ddot{u}|_{(t)} = (P - I)|_{(t)} \quad (3.1)$$

Eşitlik 3.1'de,  $M$  parametresi toplu kütleli matrisi temsil etmektedir.  $P$  ve  $I$  parametreleri sırasıyla dış ve iç yük vektörleridir. Eşitlik 3.1'de tanımlanan kısmi diferansiyel denklem, sonlu elemanlar metodu yaklaşımıyla zamanla bağlantılı, doğrusal olmayan, adi diferansiyel denklemler kümesine dönüştürülmektedir.

Açık dinamik entegrasyon ile, hareket denklemlerinin genel formu Eşitlik 3.2 ve Eşitlik 3.3'te gösterilmektedir. Bu eşitliklerde yer alan  $u$  parametresi yer değişim (deplasmanı),  $\dot{u}$  parametresi hızı,  $\ddot{u}$  parametresi ise ivmeyi belirtmektedir.

$$\dot{u} = \dot{u}|_{(t=0)} + \int \ddot{u}(t)dt \quad (3.2)$$

$$u = u|_{(t=0)} + \int \dot{u}(t)dt \quad (3.3)$$

ABAQUS/Explicit yazılımı, hız ve deplasman alanlarını açıkça entegre etmek için merkezi fark yöntemini kullanmaktadır [20]. Eşitlik 3.4'te gösterildiği üzere, zaman değeri olarak  $t + \Delta t/2$  anında bulunan hız, mevcut zaman artırımındaki ivme değeri ve yarı adım geriye doğru hız değeri ile ifade edilmektedir.

$$\dot{u}|_{(t_n+\frac{\Delta t}{2})} = \dot{u}|_{(t_n-\frac{\Delta t}{2})} + \int \ddot{u}|_{(t_n)}\Delta t \quad (3.4)$$

Eşitlik 3.5'te gösterildiği üzere, zaman olarak  $t + \Delta t$ 'de bulunan deplasman, mevcut zaman artırımındaki deplasman ve yarı adım önceki hız ile ifade edilmektedir.

$$u|_{(t_n+\Delta t)} = u|_{(t_n)} + \int \dot{u}|_{(t_n+\frac{\Delta t}{2})}\Delta t \quad (3.5)$$

Şekil 3.1'de sunulan deplasman-zaman grafiği, merkezi fark entegrasyon yöntemini özetlemektedir. Eşitlik 3.6'da gösterildiği üzere,  $t_n + \Delta t/2$  anındaki hız değeri, zaman artırımları arasındaki deplasman değişimi kullanılarak belirlenebilmektedir.

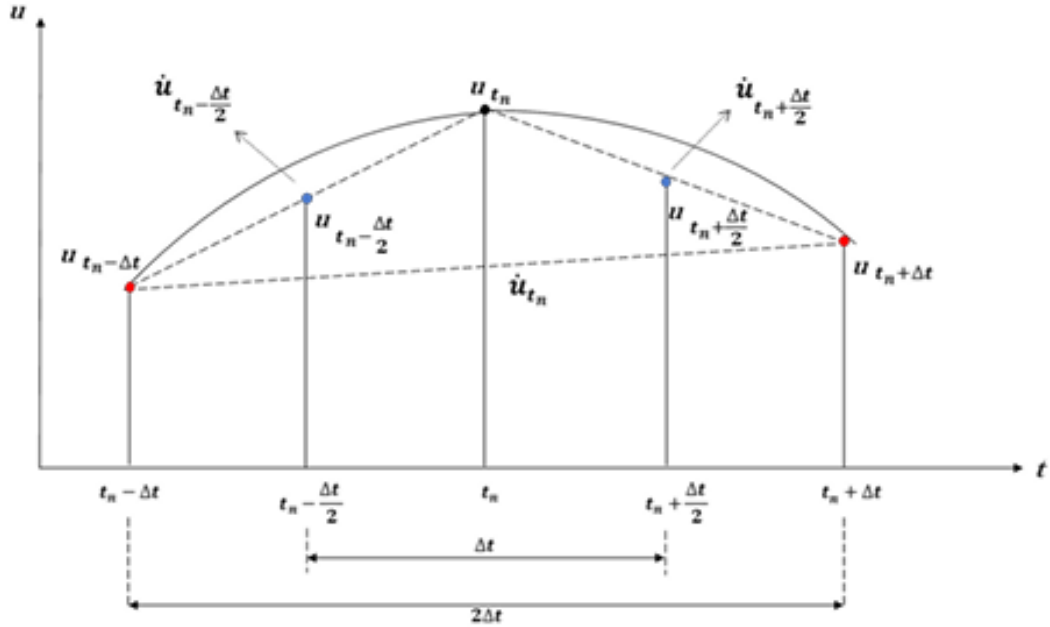
$$\dot{u}|_{(t_n+\frac{\Delta t}{2})} = \frac{(u|_{(t_n+\Delta t)} - u|_{(t_n)})}{\Delta t} \quad (3.6)$$

Eşitlik 3.7'de gösterildiği üzere,  $t_n$  anındaki ivme değeri, yarı adım önceki ve yarı adım geriye doğru hızlardan elde edilebilmektedir.

$$\ddot{u}|_{(t_n)} = \frac{(u|_{(t_n+\frac{\Delta t}{2})} - u|_{(t_n-\frac{\Delta t}{2})})}{\Delta t} \quad (3.7)$$

Eşitlik 3.8'de gösterildiği üzere,  $t_n$  anındaki ivme,  $t_n$ ,  $(t_n + \Delta t)$  ve  $(t_n - \Delta t)$  anlarındaki deplasman değerleri kullanılarak ifade edilebilmektedir [85].

$$\ddot{u}|_{(t_n)} = \frac{1}{\Delta t} \left( \frac{u_{t_n+\Delta t} - u_{t_n}}{\Delta t} - \frac{u_{t_n} - u_{t_n-\Delta t}}{\Delta t} \right) \quad (3.8)$$



Şekil 3.1 : Merkezi farklar metodunun görsel olarak gösterimi [86]

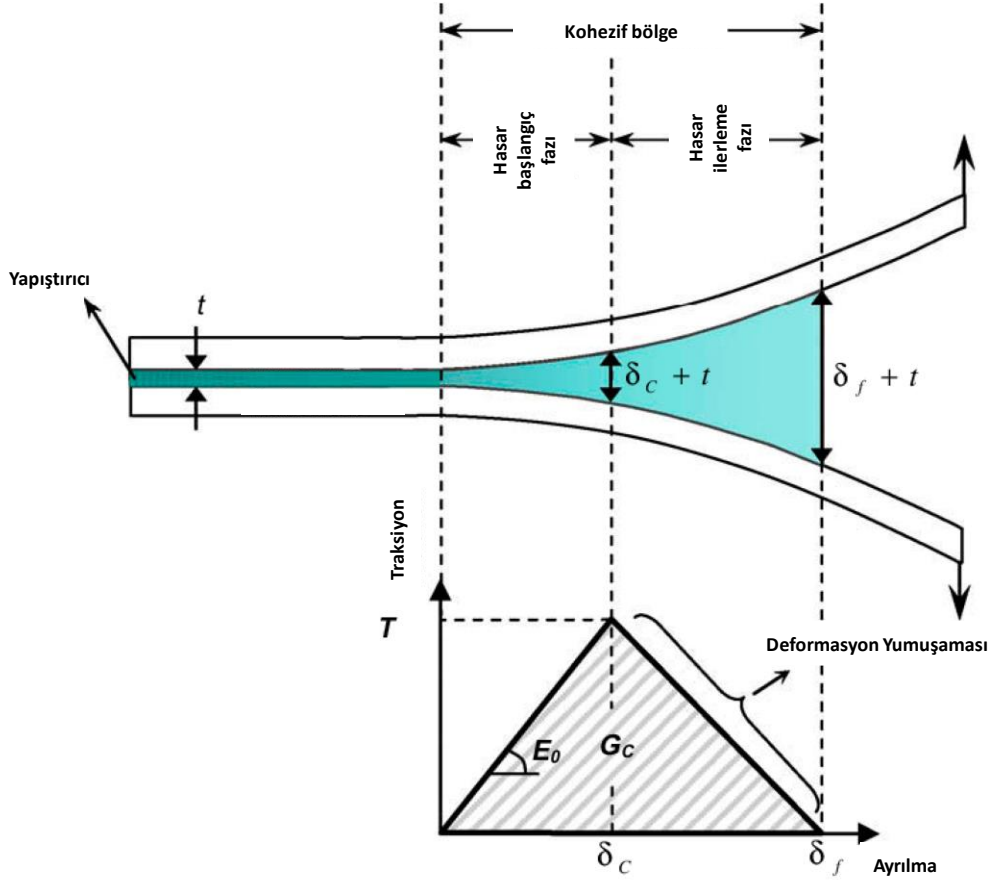
Zaman olarak  $t_n + \Delta t$  anındaki deplasman, Eşitlik 3.6'yı kullanarak hesaplanmaktadır. Bu hesaplamada önceden elde edilmiş yarı adım önceki hız değerleri ve  $t_n$  anındaki deplasman değerleri kullanılmaktadır. Ardından,  $t_n + \Delta t$  anındaki deplasman değerleri, elemandaki gerinme, gerilme ve iç kuvvetleri hesaplamak için kullanılmaktadır. Daha sonra,  $t_n + \Delta t$  anındaki ivme hesaplaması, nodal toplu kütlelerin tersi ile net nodal kuvvetin çarpımı olarak tamamlanmaktadır.

ABAQUS/Explicit analizlerinde toplam adım süresinin dışında, zaman artış büyüklüğü belirtmeye ihtiyaç bulunmamaktadır. Artış büyüklüğü, Courant-Friedrichs-Levy (CFL) kararlılık koşulunu karşılamak ve isabetli sonuçlar elde etmek için içsel olarak hesaplanmaktadır. Bu koşul, gerilme ve şok dalgalarının model içinde bir tek zaman adımında en küçük örgü boyutundan daha fazla ilerlememesini sağlamak için zaman artış büyüklüğünü sınırlamaktadır. Eşitlik 3.9'da gösterildiği üzere, sınırlı zaman artış büyüklüğü, ağ yapısı (İng. mesh) içindeki en küçük eleman uzunluğunun ( $L_e$ ), malzemenin dilatasyonel dalga hızına ( $C_d$ ) bölünmesiyle hesaplanmaktadır.

$$\Delta t = \frac{L_e}{C_d} \quad (3.9)$$

### 3.2 Kohezif bölge modeli

CZM yöntemi, delaminasyonun iki ayrı yüzey arasındaki gerilme transfer kapasitesinin hasar başlangıcında tamamen kaybolmadığı varsayımına dayanmaktadır. Hasar ile devam eden bu transfer kapasitesinin, iki ayrı yüzey arasındaki arayüzeyin tedrici rijitlik azalması tarafından yönetilen bir olaydır [87]. Çatlak ucu yakınında büyük bir kırılma süreç bölgesi bulunduğu, doğrusal elastik kırılma mekaniği temel varsayımları geçerli olmamaktadır. Özellikle, epoksi gibi bazı polimerlerde, çatlak ucu önünde boşluk oluşumu ve büyümesi, çatlak ucu çevresinde traksiyondan bağımsız olmayan bir hasar bölgesine neden olmaktadır. Ayrıca, fiber takviyeli polimer matrisli bir kompozitte çatlak varsa, hasar bölgesi içinde fiber köprü bulunabilmektedir. Modeller genellikle normal ve teğetsel traksiyonları ayırma mesafeleri terimleri olarak ifade edilmektedir. Fonksiyonların ve parametrelerin formları modelden modele değişiklik göstermektedir [88]. Şekil’de, kohezif bölge modeli kullanılarak gerçekleştirilen yapışkan hasar modellemesi şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 3.2 : Yapıştırılmış birleşimde şematik hasar süreci bölgesi ve buna karşılık gelen çift doğrusal çekiş-ayrılma yasası [30].

Şekil 3.2’de, kohezyon bölgesinin hasar başlangıç ve hasar ilerleme fazlarının çatlak ucu çevresinde traksiyondan bağımsız olmayan bir hasar bölgesine neden olduğu gösterilmektedir. CZM yönteminin arayüz modelleme kullanımı, diğer global yaklaşımlara (örnek olarak, kayma gecikmesi (İng. Shear lag)) göre belirgin bir avantaja sahiptir, çünkü mikromekanik bir yöntemeye dayanmaktadır [89].

ABAQUS yazılımı kullanılarak gerçekleştirilen kohesif modellemelerde, çatlak büyümesini simüle etmek için ek özelliklere ihtiyaç duyulmamaktadır. Yalnızca çatlak başlangıcını ve büyümesini analiz etmek için kohesif yasa gereklidir. Genellikle, sonlu elemanlar yöntemi (FEM) temelli programlardaki kohesif elemanlar, çatlak başlangıcını ve yayılmasını simüle eden önceden belirlenmiş bir traksiyon-ayrılma yasasını takip etmektedir. CZM yönteminin bir diğer avantajı da bu modellerin fiber-matris ayrılması ve katmanlar arası delaminasyon gibi hasar mekanizmalarını simüle edebilme yeteneğidir [88,90].

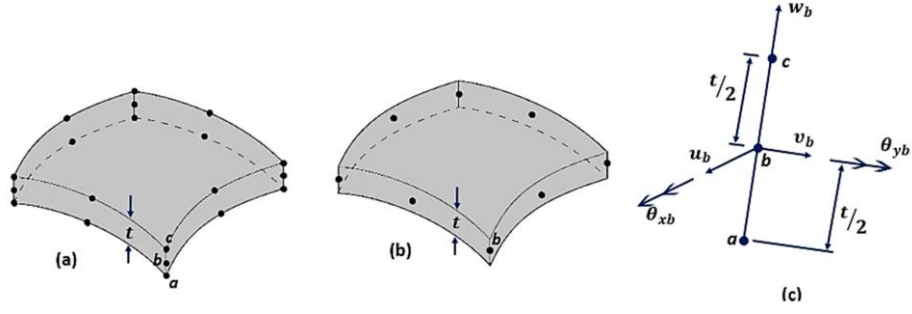
### 3.3 Kompozit modellemede kullanılan eleman türleri

Bir bileşenin analizi için model üzerinde bir ağ oluşturmak gereklidir [91]. Ağ yapısı, elemanlar ve düğümlerden oluşmaktadır. Elemanlar, analiz edilen yapıyı alt bölgelere ayıran unsurlardır. Düğümler ise bu alt bölgelerin bağlantı noktalarıdır [92]. Birçok türde eleman bulunmaktadır. Örnek olarak, çubuk, kiriş, kolon, üçgen, dörtgen, levha, kabuk, katı olarak isimlendirilen elemanlar yaygın olarak kullanılmaktadır. Ancak, kompozit malzemeler için etkili ve verimli bir analizde genellikle dört tür tercih edilmektedir. Bu eleman tipleri, katı, kiriş, levha ve kabuk elemanlarıdır [93,94].

Katı elemanlar kompozit malzemeler için en az kullanılan elemanlardır. Çünkü birçok katman içeren bir model veya maliyetli, zaman alıcı tam boyutlu bir yapı gerektirmektedirler. Bu durum, büyük boyutlu problemlerde sonuç elde edebilmeyi oldukça zorlaştırmaktadır [95]. Bu nedenlere ek olarak, lamine kalınlığı çok ince ise, katı elemanlarla oluşturulan katmanlar, kötü durumda (İng. Ill-condition) denklemlere neden olabilmektedir. Bu faktörler, daha düşük hesaplama talebine ve iyi durumda denklemlere sahip diğer elemanların kullanılmasına yol açmaktadır [93].

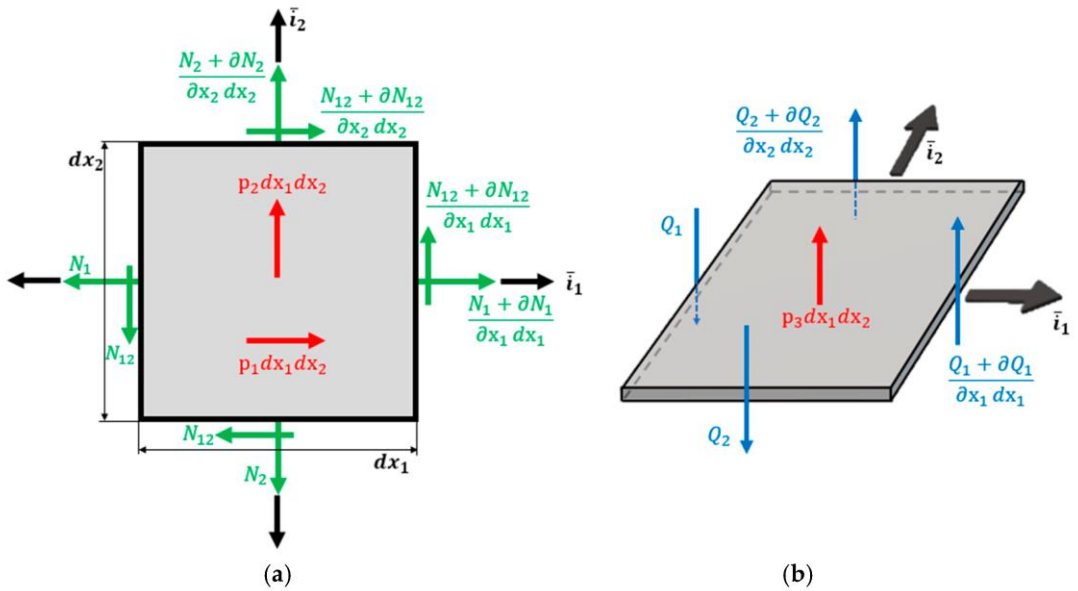
Uzun ve ince uçak kanatları, kiriş yapıları gibi analiz edilebilmektedir. Ancak, daha verimli ve detaylı bir analiz için, kanatların üst ve alt yüzeylerini ayrı ayrı ince levha veya kabuklar olarak ele almak gerekmektedir. Bu levhalar veya kabuklar, uçakların kaburga ve kirişlerinde veya takviye parçalarında maliyet etkin sonuçlar sağlayabilmektedir. Genellikle uçak yapıları kabuk olarak temsil edilebilmektedirler. Uçak gövdesi de, kaburga ve kirişlerle desteklenmiş ince cidaralı yapılarla inşa edilebilmektedir. İnce cidaralı kirişler, bağlantılar veya destekler tarafından indüklenen bir mekanik malzeme davranışı düşünüldüğünde uçakların birçok yapısı kabuk olarak modellenebileceği görülmektedir [96].

Bir kabuk, genellikle z-ekseninde ölçülen kalınlık değeri, xy düzleminde bulunan uzunluğundan ve genişliğinden çok daha küçük olan iki boyutlu bir düzlemsel katmandır [97,98]. Bu eleman, kavisli bir yapıya sahip olarak eğilme ve membran etkilerine dayanabilir, ve aynı yüzey üzerinde bulunan eleman için ortalama bir yüzey deformasyonundan oluşmaktadır [97,99]. Şekil 3.3'de gösterilen kompozit yapının levha ve kabuk elemanları kullanılarak modellenmesinin katı elemana kıyasla düğüm ve eleman sayısını azalttığı ve kalın laminatların modellenmesini kolaylaştırıldığı gösterilmektedir [87].



Şekil 3.3 : (a) 20-düğümlü katı eleman (b) 8-düğümlü eleman, Kabuk metodu (c) b düğümü temsili

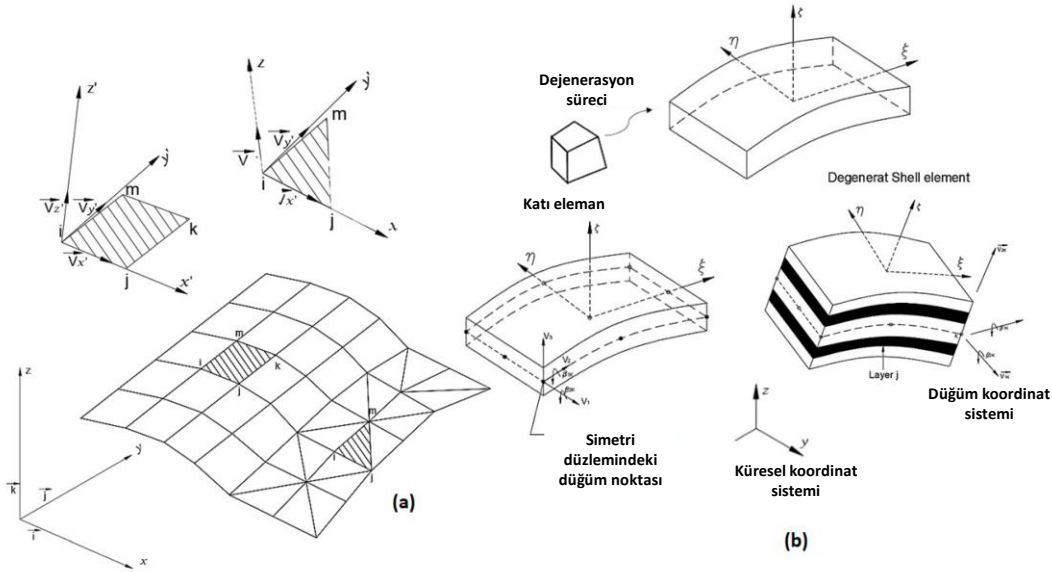
Matematiksel olarak, kabuk elemanı modeli levha elemanına benzemektedir. Çünkü, elemanın enine olan eksendeki normal gerilme bileşeni sıfır olarak kabul edilmektedir [85,86]. Kabuk geometrisi, ortalama yüzeyler veya referans yüzeyi olarak adlandırılan dış yüzeylerden, her bir noktanın kalınlığı ile birlikte tanımlanabilir. Bir kabuk elemanının eğilmesi durumunda, elde edilecek sonuç yük kuvvetleriyle ilişkilidir. Küçük kalınlıklar için, kabuk eğriliği yarıçapı ifadeleri levha elemanları ile tamamen aynıdır. Şekil 3.4’de gösterilen ve membran etkisinden kaynaklanan gerilme bileşenleri, düzlem gerilme durumunda meydana gelenlerle aynıdır, ancak sonuçları referans yüzeyinin birim uzunluğuna göre değerlendirilmektedir [87].



Şekil 3.4 : (a) Düzlem içi kuvvetlerin denge durumunda serbest cisim diyagramı (b) Enine kayma kuvvetlerinin denge durumunda serbest cisim diyagramı

### 3.3.1 Kabuk Teorisi

Kabuk eleman analizi için temelde üç tutarlı yaklaşım bulunmaktadır. Bu yaklaşımlar, kabuk yapısının düz elemanlarla yüzlandırıldığı, eğri kabuk teorisine dayalı olarak formüle edilmiş elemanların kullanıldığı ve dejeneratif üç boyutlu elemanların kullanıldığı yaklaşımlardır [100]. Düz elemanlar teorisinde, kesme gerilmesi deformasyonları ihmal edilmekte ve kabuğun ortalama yüzeyine dik bir çizgi segmentinin, deformasyon sonrasında düz ve bu yüzeye dik kaldığı varsayılmaktadır. Bu teori, Reissner–Mindlin hipotezinden farklıdır. Çünkü, Reissner–Mindlin hipotezinde segmentin düz olduğu, ancak orta yüzeye dik olmadığı varsayılmaktadır [101]. Düzlemsel gerilme elemanları ve levha fleksiyonunun birleşimleri veya yüzey üzerinde dejeneratif elemanlar kullanılarak, üç boyutlu eğri elemanlarıyla başlayan kabuk elemanları geliştirilmektedir. Şekil 3.5’de, kinematik ve mekanik kısıtlamalar benimsenerek, düzlemsel elemanlar, eğri elemanlar (Reissner–Mindlin hipotezleri ile) ve simetrik bir yük ile asimetrik bir yüke sahip eksen simetrik bir kabuk oluşturmaktadır [99–101].



Şekil 3.5 : Düzlemsel ve eğri elemanlar kullanılarak oluşturulan kabuk yapıları. (a) Elemanların birleşimi. (b) Dejeneratif kabuk yapısı

#### 3.3.1.1 Düz Kabuk Eleman

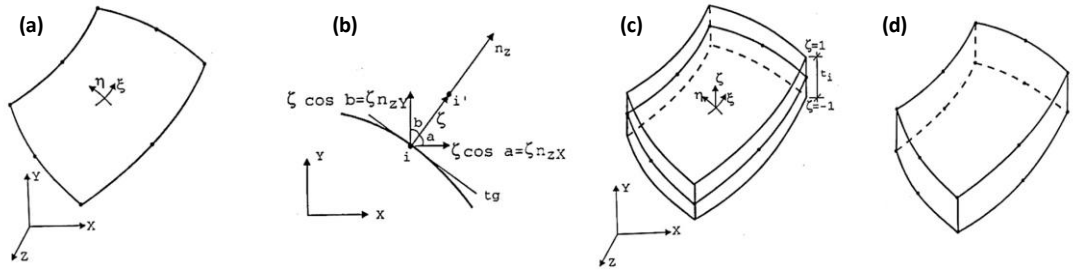
Düzlem gerilme elemanlarıyla levha elemanlarını birleştirmek mümkündür; böylece, düzlem gerilme sonuçlarını dikkate alan düzlem elemanlarla çalışılır. Düzlem eleman, kavisli kabuk ayrışımındaki geometriye bir yaklaşım üretir ve bunu bir dizi yüz elemanı ile değiştirir. Bu durum, sonlu eleman analizinde yer alan yer değiştirme alanı



yaklaşımlarından bağımsızdır. Bu tür bir ayrışım, orijinal ortalama yüzeyine yaklaşan bir dizi rafine çokgen yüzey elemanı gerektirmektedir. Üçgen elemanlar, dörtgen elemanlardan daha iyi bir şekilde çift eğrili kabuk geometrisini temsil edebilmektedir. Dörtgen elemanlar daha çok tek eğrili kabuklar ve düz kabuk ayrışımı için daha kullanışlıdır [101].

### 3.3.1.2 Kavisli Kabuk Eleman

Kavisli elemanlar için, orta yüzeyden başlanarak, geometrik tanımlama ve yer değiştirme alanını kullanmanın ve Reissner–Mindlin hipotezlerini benimsemenin, üç boyutlu açıkça dejeneratif bir elemanın ortalama yüzeyindeki normal koşulu uygulayarak başlanmasından daha uygun olduğunu belirtilmiştir. Bu koşul, yüzeyi düz tutmaktadır, ancak Reissner–Mindlin teorisine göre, Şekil 3.6’da görüldüğü üzere bu yüzeye mutlaka normal olmasını gerektirmemektedir [97]. Genel olarak, ortalama olması gerekli olmayan herhangi bir başka referans yüzeyi dış yüzey olarak kullanılabilir. Ancak, ortalama yüzey genellikle tek katmanlı homojen kalınlığa sahip kabuklar için tercih edilmektedir [101].



Şekil 3.6 : (a). Ortalama alan (b). i düğümünde koordinatlar (c). Düzlem ile oluşturulmuş 3 boyutlu eleman (d). 3 boyutlu Eleman

Lokal eksenler x, y ve z'ye göre sırasıyla u', v' ve w' yer değiştirmeleri atanmışsa, küresel bir referansta deformasyon vektörleri ve sırasıyla deformasyon bileşenleri bulunur [75]. Bu düşünceler ve genelleştirilmiş Hooke'un yasası temel alınarak bir kabuk için Eşitlik 3.11 elde edilebilmektedir. Eşitlik 3.11’de, E parametresi elastik modülü,  $\nu$  parametresi Poisson oranını,  $\sigma_x$  parametresi x-eksenindeki gerilmeyi,  $\sigma_y$  parametresi y-eksenindeki gerilmeyi,  $\sigma_z$  parametresi z-eksenindeki gerilmeyi,  $\tau_{xy}$  parametresi xy-düzleminde oluşan kesme gerilmesini,  $\tau_{xz}$  parametresi xz-düzleminde oluşan kesme gerilmesini,  $\tau_{yz}$  parametresi yz-düzleminde oluşan kesme gerilmesini,  $\epsilon_x$  parametresi x-eksenindeki gerinimi,  $\epsilon_y$  parametresi y-eksenindeki gerinimi,  $\epsilon_z$

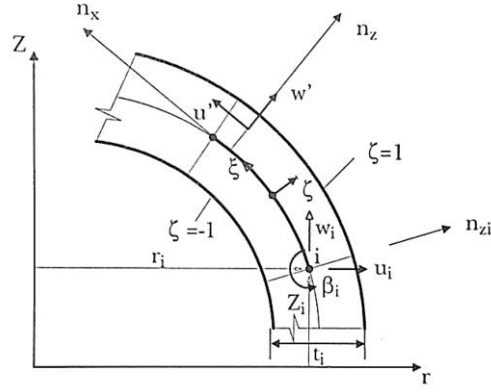
parametresi z-eksenindeki gerinimi,  $\gamma_{xy}$  parametresi xy-eksenindeki kesme gerinimi,  $\gamma_{xz}$  parametresi xz-eksenindeki kesme gerinimi, ve  $\gamma_{yz}$  parametresi yz-eksenindeki kesme gerinimi belirtmektedir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{Bmatrix} = \frac{E}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{(1-\nu)}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{(1-\nu)K}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{(1-\nu)K}{2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{Bmatrix} \quad (3.11)$$

$$- \frac{E\alpha T}{1-\nu} \begin{Bmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

### 3.3.1.3 Asimetrik Kabuk Eleman

Asimetrik geometri ve destek koşulları kullanımı ve asimetrik yüklenmeler, üç boyutlu modellerden daha basit bir ayrık (İng. Discrete) modeli ortaya çıkarmaktadır. Bu basitlik, belirli bir geometriye ve belirlenmesi gereken daha az değişken sayısına bağlıdır [101,102]. 1963 yılında, Grafton ve Strome, asimetrik kabuk ayrışımını, asimetrik yüklemelerle, bir konik parçanın yarıçap çizgilerine göre düzlem elemanlara karşılık geldiği bir modelle sunmuştur [101]. Bu modelde iki düğüm noktası ve düğüm başına üç yer değiştirmesi bulunmaktadır. Jones ve Stone ise 1966 yılında, Grafton ve Strome'un çalışmasını değiştirerek, meridyenlere göre kavisli elemanları dikkate almıştır ve ince kabuk teorisini kullanmıştır [101]. Belirtilen koni ve kavisli elemanlar, plaka elemanları gibi düğüm noktaları değil, düğüm daireleri içermektedir. Her eleman başına iki düğüm dairesi olup, hem radyal hem aksenal öteleme ve bir dönme hareketine sahiptir [97]. Şekil 'da asimetrik bir kabuk elemanı temsil edilmektedir. Burada, x ve z ekseni sırasıyla bir ortalama yüzeyin meridyenine teğet ve normal olacak şekildedir [101].



Şekil 3.7 : Asimetrik kabuk elemanı [101]

Deplasmanların interpolasyonunu tanımlayan denklem, Eşitlik 3.12’de sunulmuştur. Bu eşitlikte,  $u$  radyal deplasmanı,  $w$  aksel deplasmanı ve  $\beta_i$  ise düğüm noktası  $i$ 'nin çevresel yöne göre rotasyonunu temsil etmektedir.  $\zeta$ ,  $z$ -ekseninin boyutsuz koordinatıdır ve dış yüzeylerde  $\pm 1$  değerlerine sahiptir.  $t_i$ , nodal noktası  $i$ 'de kalınlıktır,  $n_{xz}$  nokta  $i$ 'de bulunan  $z$ -ekseni,  $n_{xr}$  de nokta  $i$ 'de bulunan radyal eksenine yönlü kosinüslerdir.  $N_i'$  doğrusal kabuk elemanlarıyla ilişkilendirilen şekil fonksiyonunu “shape function” ifade ederken,  $N_i''$  yüksek mertebeden kabuk elemanları ile ilişkilendirilen şekil fonksiyonunu ifade etmektedir [75].

$$\begin{Bmatrix} u \\ w \end{Bmatrix} = \sum_{i=1}^p N_i' \begin{Bmatrix} u \\ w \end{Bmatrix}_i + \zeta \sum_{i=1}^{p_2} N_i'' \frac{t_i}{2} \begin{Bmatrix} n_{xr} \\ n_{xz} \end{Bmatrix}_i \beta_i \quad (3.12)$$

Gerilme ve gerinme matrisleri, lokal ve global referanslar  $xy$  ve  $yz$  hariç tutularak ve  $y$ 'nin ile değiştirilmesiyle elde edilebilmektedir. Bu durumda, Eşitlik 3.13’te sunulan eksen simetrik kabuk genel denklemi ortaya çıkmaktadır.  $K$  malzemenin direngenliğini,  $\alpha$  ısıl genişleme katsayısını,  $T$  bu malzemenin tecrübe ettiği sıcaklık değişimi ifade etmektedir [101].

$$\beta_i \begin{Bmatrix} \sigma_\theta \\ \sigma_x \\ \sigma_z \\ \tau_{xz} \end{Bmatrix} = \frac{E}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 & 0 \\ \nu & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{(1-\nu)K}{2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_\theta \\ \varepsilon_x \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} - \frac{E\alpha T}{1-\nu} \begin{Bmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (3.13)$$

### 3.4 Türbülans Modeli

Kanat üzerinde oluşacak aerodinamik yükleri isabetli bir şekilde bulabilmek için uygun türbülans modellerini kullanmak önem arz etmektedir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri, akış koşullarını bilgisayar ortamı üzerinde modelleyip kanatların maruz kalacağı yükleri hesaplayabilme imkanı tanımaktadır.

Türbülans, akışkan içerisindeki rastgele çalkantılarla ilişkilidir ve bu çalkantıların başlaması, atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranına bağlıdır [103]. Bu orana Reynolds sayısı denilmektedir. Düşük Reynolds sayılarında, atalet kuvvetleri viskoz kuvvetlerden daha küçüktür. Bu durumda, doğal bir şekilde ortaya çıkan düzensizlikler dağılarak sönümlenir ve akış laminar olarak kalır [104]. Ancak, yüksek Reynolds sayılarında, atalet kuvvetleri bu düzensizlikleri şiddetlendirmeye yetebilir ve türbülansa geçiş başlar. Akışın doğası gereği, türbülansın hareketi kararsızdır ve hız ile diğer akış özellikleri rastgele ve kaotik bir şekilde değişmektedir. Akışın rastgele doğası, denklemlere dayalı hesaplamaları zorlaştırır ve genellikle neredeyse olanaksız kılar.

Türbülanslı akışa ait bileşenler, ortalama değerler ve bu değerlerin istatistiksel çalkantı özelliklerinin toplamı olarak karakterize edilmektedir. Türbülans çalkantıları konumsal açıdan her zaman üç boyutlu bir karaktere sahiptir. Türbülanslı akışların görsel temsilleri, geniş bir uzunluk ve hız ölçeğinde olabilen, "türbülans girdabı" olarak bilinen dönen akış yapılarını ortaya çıkarmaktadır [103].

En büyük girdapların hız ve karakteristik uzunluğu, ortalama akışın hız ve uzunluk ölçeği ile aynıdır. Bu durum, türbülanslı akışlarda atalet etkilerinin viskoz etkilere baskın geldiğini göstermektedir. Büyük girdaplar, viskoz etkilerden ziyade atalet etkilerinin hakim olduğu yapıda olup, bir yerden başka bir yere taşınmaları "girdap germe" adı verilen bir süreçle gerçekleşmektedir [105].

Büyük girdaplar, akış karakteristiği tarafından oluşturulduğu için akışa bağlıdır. Bu nedenle, türbülans ölçekleri, viskozite ile karşılaştırıldığında büyük olup, girdabın yapısının oldukça izotropik olmasına neden olmaktadır [106]. Küçük girdapların türbülans ölçekleri, viskozite ile karşılaştırıldığında çok daha küçüktür. Bu durum, viskozitenin difüzyon etkisinin baskın gelip akış yapısının yönünü bozmasına ve akışın izotropik olmasına neden olmaktadır.

Akış hızı ve basıncı gibi aerodinamik parametrelerin anlık değişimlerinin hesaplanması daha fazla hesaplama kaynağına ve bilgisayar performansına ihtiyaç duyduğundan, çalkantı bileşenleri akışa ait ortalama değerler ile hesaplanmaktadır. Bu ortalama alma işlemi, sıkıştırılabilir 3 boyutlu süreklilik ve korunumlu biçimde ifade edilen momentum ve enerji denklemlerine uygulanarak zaman ortalamalı temel denklemler ya da daha çok bilinen adıyla Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemlerini ortaya çıkarmaktadır [103,104,107].

Uçak kanadı gibi yüzeylerde, sınır tabakalarındaki akışlarda, yüzeye bitişik bölgede genellikle türbülans çalkantılarının nispeten küçük kaldığı ve viskoz etkilerin önemli olduğu bir bölge bulunmaktadır [108]. Bu bölgeye "viskoz alt tabaka" adı verilmektedir.

Willcox tarafından geliştirilen  $k-\omega$  modeli, sınır tabaka akışlarında duvar yakınlığında iyi bir performans sergilemektedir [106]. Bu model, ticari yazılımların birçoğunda kullanılmakta ve özellikle büyük ters basınç gradyanları altında başarılı sonuçlar vermektedir. Bu nedenle, havacılık uygulamalarında  $k-\omega$  türbülans modelinin kullanımı yaygındır [109,110]. Bu model, standart  $k-\epsilon$  modeline benzer şekilde modellenen bir transport denklemi içermektedir. Bu denklem, akış içinde  $\omega$ 'nın yerel dağılımını belirlemek amacıyla çözülmektedir.

### 3.4.1 Türbülans Modellenmesi

Bu bölümde, HAD analizlerinde akış modellerini çözmek için kullanılacak  $k-\omega$  SST türbülans modeli matematiksel olarak açıklanmaktadır [4,111]. Bu modelde, Eşitlik 3.14 ve Eşitlik 3.15'te sunulan 2 temel denklem kullanılmaktadır.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (3.14)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (3.15)$$

Eşitlik 3.14, gradyanlar nedeniyle ortaya çıkan türbülans kinetik enerjisini temsil eden  $\tilde{G}_k$  ortalama hız terimini içermektedir. Eşitlik 3.15 ise  $G_\omega$  terimini kullanarak  $\omega$  üretimini göstermektedir. Burada,  $\Gamma_k$  ve  $\Gamma_\omega$  terimleri,  $k$  ve  $\omega$  için etkin yayılımı temsil

etmektedir.  $Y_k$  ve  $Y_\omega$  terimleri, türbülans kaynaklı  $k$  ve  $\omega$  yitimini ifade ederken,  $S_k$  ve  $S_\omega$  terimleri kullanıcı tarafından tanımlanan kaynak terimlerini belirtmektedir. Ayrıca,  $D_\omega$  terimi çapraz yayınımlı temsil etmektedir. Türbülansın yayınımlı, üretimi, yitimi ve çapraz yayınımlı düzeltmeleri ile birlikte model sabitleri aşağıda yer alan eşitlikler ile detaylı bir şekilde açıklanmıştır. Kullanılacak olan  $k$ - $\omega$  modeli için etkin yayınımlı formülleri Eşitlik 3.16 ve Eşitlik 3.17’de sunulmaktadır.

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (3.16)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (3.17)$$

Eşitlik 3.16’da bulunan  $\sigma_k$  terimi  $k$  için ve Eşitlik 3.17’deki  $\sigma_\omega$  terimi ise  $\omega$  için Prandtl sayılarını ifade etmektedir. Bahsedilen  $\sigma_k$  ve  $\sigma_\omega$  terimlerini elde etmek için Eşitlik 3.18 ve Eşitlik 3.19 kullanılmaktadır.

$$\sigma_k = \frac{1}{F_1/\sigma_{k,1} + (1 - F_1)/\sigma_{k,2}} \quad (3.18)$$

$$\sigma_\omega = \frac{1}{F_1/\sigma_{\omega,1} + (1 - F_1)/\sigma_{\omega,2}} \quad (3.19)$$

Türbülans viskozitesini formül olarak ifade edebilmek için Eşitlik 3.20 kullanılmaktadır.

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max \left[ \frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{\alpha_1 \omega} \right]} \quad (3.20)$$

Eşitlik 3.20’de  $S$  gerilme hızı büyüklüğünü ifade etmektedir. Denkleminde yer alan  $\alpha^*$  terimi düşük Reynolds sayılarında türbülans viskozitesini sönümleyen bir düzeltme katsayısıdır. Eşitlik 3.32’de sunulan  $Y_k$  terimi türbülans kinetik enerjisi yitimini ifade etmektedir.

$$Y_k = \rho \beta^* k \omega \quad (3.32)$$

$Y_\omega$  terimi ise  $\omega$  denklemindeki yitimi ifade eden terimdir ve Eşitlik 3.33'te sunulmuştur. Kullanılan k- $\omega$  ile k- $\omega$  SST modellerinin buradaki farkı  $\beta_i$  değerinin hesaplanıyor olmasıdır. Kullanılan  $\beta_i$  parametresinin denklemi Eşitlik 3.34'te sunulmuştur.

$$Y_\omega = \rho\beta_i k\omega^2 \quad (3.33)$$

$$\beta_i = F_i\beta_{i,1} + (1 - F_i)\beta_{i,2} \quad (3.34)$$

Uygulanan k- $\omega$  SST modelinde kullanılan sabitlerin değerleri Tablo 3.1'te sunulmuştur. aşağıda verilmektedir. Çizelge haricindeki değerler ise k-  $\omega$  modeli ile aynıdır.

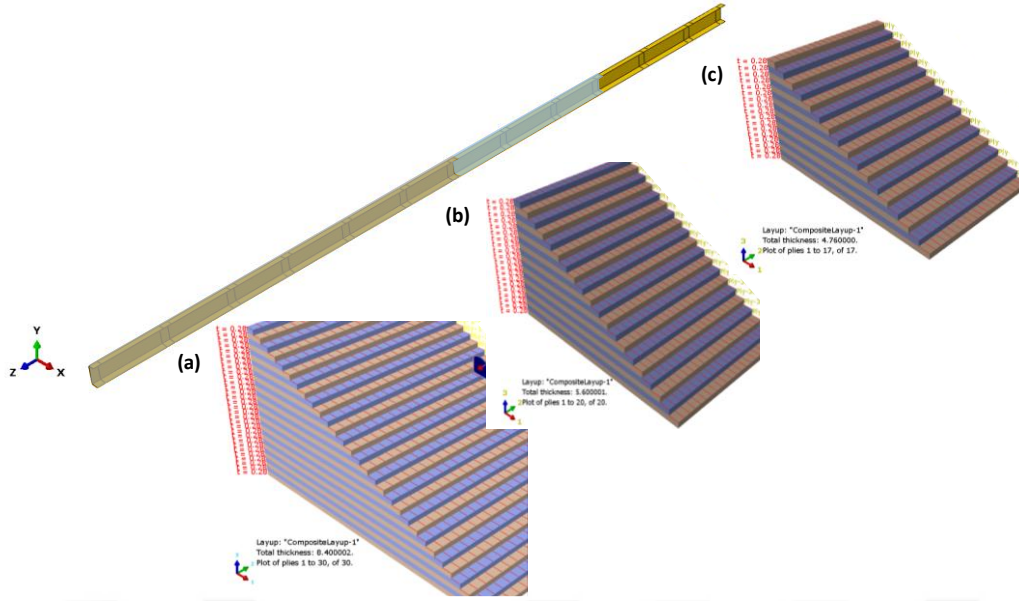
Çizelge 3.1 : k- $\omega$  SST modelinde kullanılan sabitlerin değerleri [112,117]

|                     |        |
|---------------------|--------|
| $\sigma_{k,1}$      | 1.176  |
| $\sigma_{k,2}$      | 1.0    |
| $\sigma_{\omega,1}$ | 2.0    |
| $\sigma_{\omega,2}$ | 1.168  |
| $\alpha_1$          | 0.31   |
| $\beta_{i,1}$       | 0.075  |
| $\beta_{i,2}$       | 0.0828 |



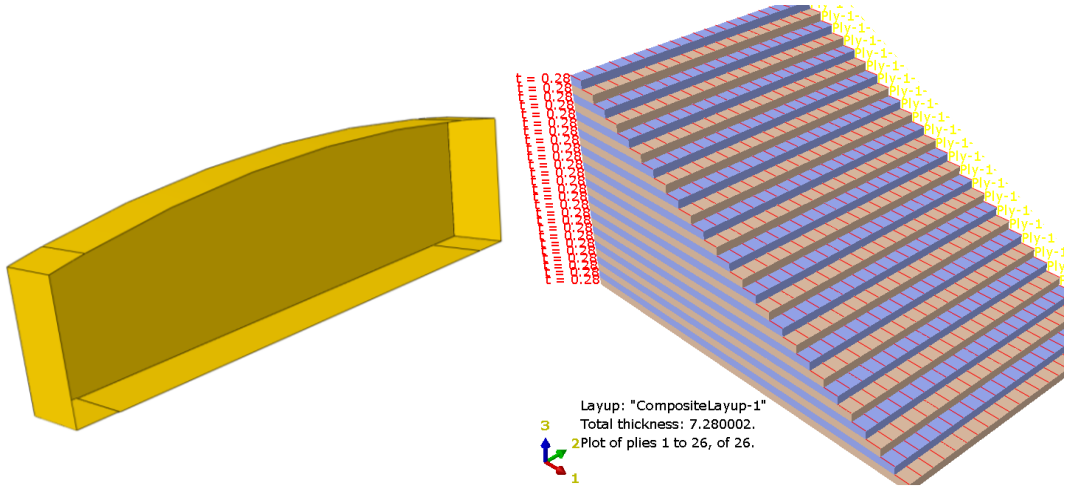






Şekil 4.2 : Kiriş yapısı üç ana bölüme ayrılmıştır. (a) 30 katmandan (b) 20 katmandan (c) 17 katmandan oluşmaktadır.

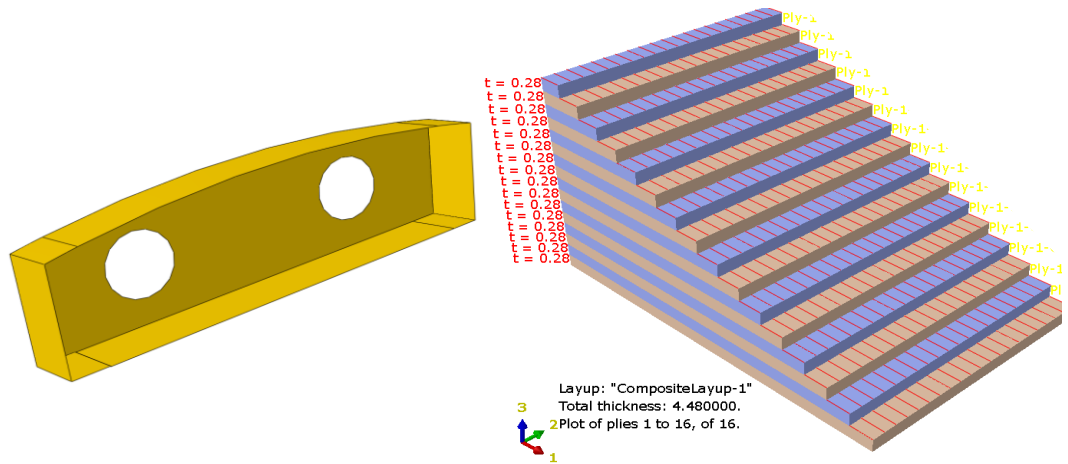
Kompozit kanat yapısındaki kirişler, ana taşıyıcı yük elemanlarıdır. Kiriş yapısının Şekil 4.2'de gösterilen (a) kısmında, üst ve alt flanşlarda 24 adet 0 derece karbon katmanı bulunmaktadır. Bu katmanların her birinin üzerinde ve altında ise 3'er adet 45 derecelik karbon katmanı yer almaktadır. Kirişin flanşlarını birleştiren kısmında ise "web" olarak adlandırılan bölgede 30 adet 45 derecelik karbon katmanı bulunmaktadır. Kiriş yapısının (b) kısmında, üst ve alt flanşlarda 14 adet 0 derece karbon katmanı bulunmaktadır. Her bir 0 derece karbon katmanının üzerinde ise 3'er adet 45 derecelik karbon katmanı yer almaktadır. Kiriş yapısının (c) kısmında ise, üst ve alt flanşlarda 11'er adet 0 derece karbon katmanı bulunmaktadır. Her bir 0 derece karbon katmanının üzerinde ise 3'er adet 45 derecelik karbon katmanı bulunmaktadır. Kirişin flanşlarını birleştiren kısmında ise 17 adet 45 derecelik karbon katmanı yer almaktadır. Kanat yapısında bulunan 2 adet kiriş birbirlerine simetrik olarak ve aynı şekilde tasarlanmıştır. Kanat yapısında yer alan kiriş ve kaburga yapılarında aynı oryantasyondaki çoklu serimlerin üst üste serilmesi fiberler örgü "fabric" yapısında olduğu için tasarım açısından uygundur. Örgü kumaşlarda 0 derece ve 90 derece fiberler aynı özelliklere sahiptir. Kanat yapılarında tek yönlü "unidirectional" fiberlerin üst üste kullanılması durumunda her bir oryantasyonun ayrı değerlendirilmesi göz önünde bulundurulmalıdır. Şekil 4.3'de yapısal kaburganın tasarımı ve karbon katmanları gösterilmektedir.



Şekil 4.3 : Kanatın yapısal kaburgası ve karbon katmanları gösterimi.

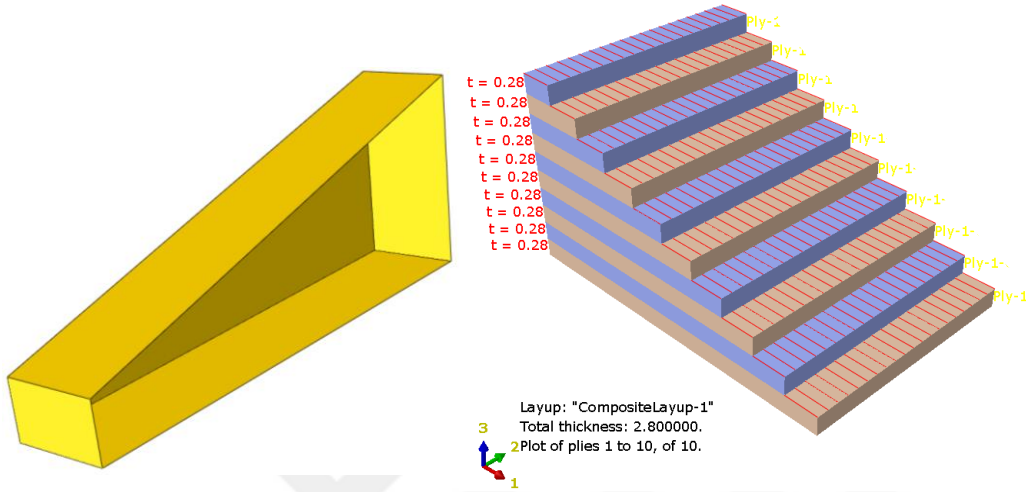
Yapısal kaburganın üst ve alt flanşlarda 21 adet 0 derece karbon katmanı bulunmaktadır. Bu katmanların her birinin üzerinde ve altında ise 3'er adet 45 derecelik karbon katmanı yer almaktadır. Kirişin flanşlarını birleştiren kısmında ise "web" olarak adlandırılan bölgede 26 adet 45 derecelik karbon katmanı bulunmaktadır.

Şekil 4.4'de çalkantı önleyici "anti-sloshing" kaburganın tasarımı ve karbon katmanları gösterilmektedir. Yakıt çalkantısı önleyici kaburganın üst ve alt flanşlarda 10 adet 0 derece karbon katmanı bulunmaktadır. Bu katmanların her birinin üzerinde ve altında ise 3'er adet 45 derecelik karbon katmanı yer almaktadır. Kirişin flanşlarını birleştiren kısmında ise "web" olarak adlandırılan bölgede 16 adet 45 derecelik karbon katmanı bulunmaktadır.



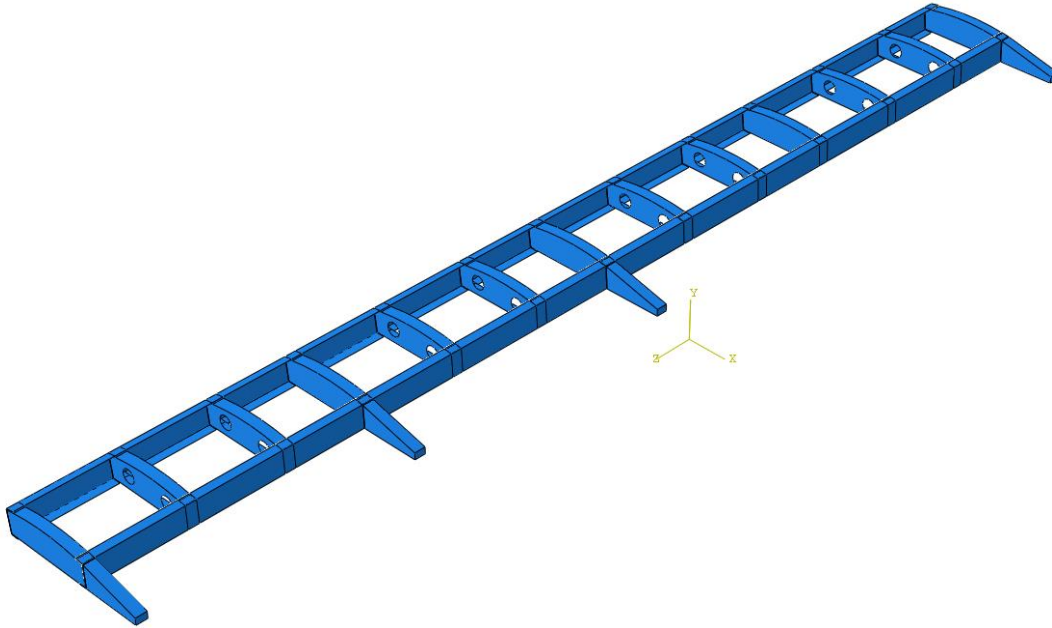
Şekil 4.4: Yakıt çalkantısı önleyici kaburga ve karbon dizilimi gösterimi

Şekil 4.5’de, firar kaburgasının tasarımı ve karbon katmanları gösterilmektedir. Firar kaburgasının üst ve alt flanşlarında 4 adet 0 derece karbon katmanı bulunmaktadır. Bu katmanların her birinin üzerinde ve altında ise 3'er adet 45 derecelik karbon katmanı yer almaktadır. Kirişin flanşlarını birleştiren kısmında ise "web" olarak adlandırılan bölgede 10 adet 45 derecelik karbon katmanı bulunmaktadır.



Şekil 4.5 : Firar kaburgası ve karbon dizilimi gösterimi

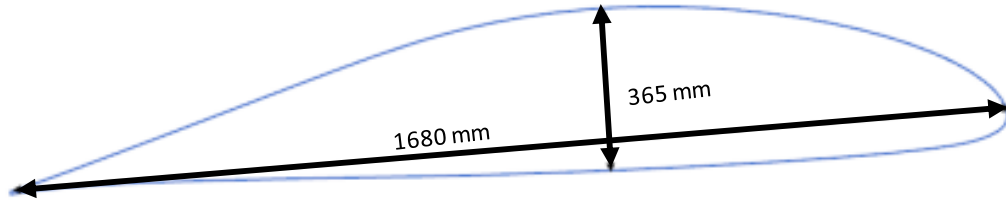
Kirişlerin, yapısal kaburgaların, yakıt çalkantısı önleyici kaburganın ve firar kaburgasının birleştirilmiş hali Şekil 4.6’da gösterilmektedir ve kanatın iç yapısını oluşturmaktadır.



Şekil 4.6 : Kanat iç yapısını oluşturan elemanların birleştirilmiş gösterimi

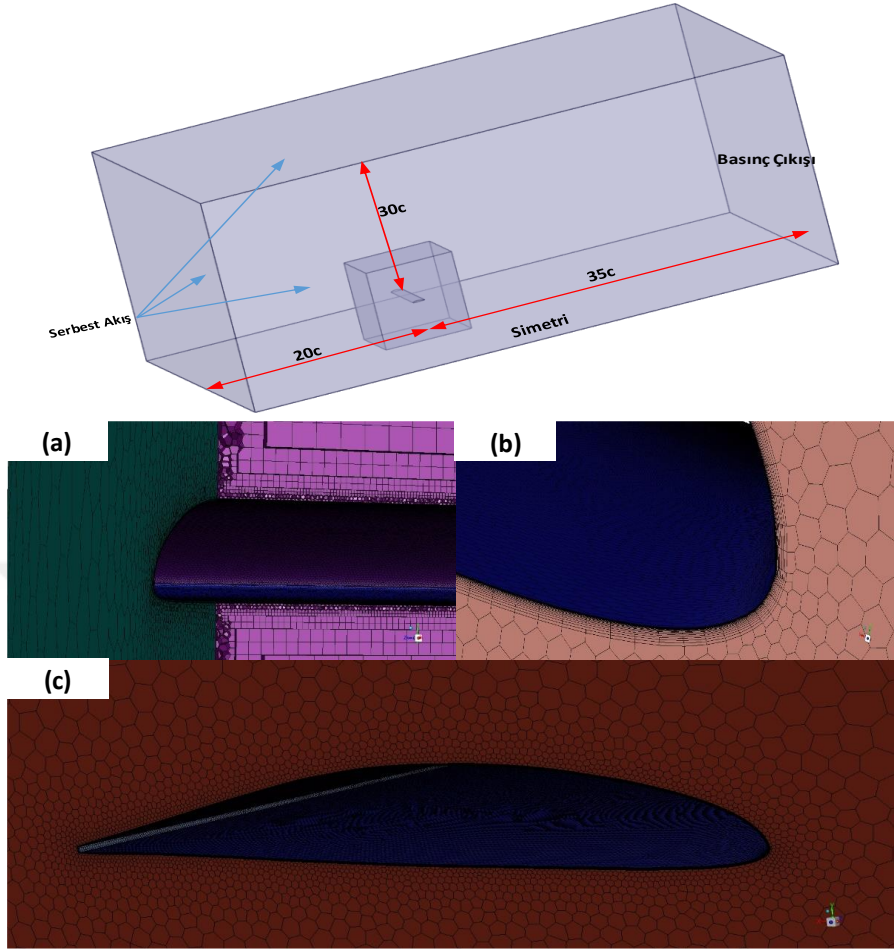
## 4.2 HAD ANALİZİ

Havacılık endüstrisinde kullanılan kanat profilleri, belirli uçuş gereksinimlerini veya enerji üretim performansını karşılamak amacıyla çeşitli aerodinamik profillerin tasarımıyla optimize edilmiştir [112,113]. Literatürde yapılan çalışmalarda, genellikle NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) kanat profilleri üzerinde çeşitli modifikasyonlar yapılarak yeni kanat modelleri oluşturulmuştur [113,114]. Ayrıca, bazı çalışmalarda farklı NACA kanat profilleri birleştirilerek yeni kanat profilleri türetilmiştir [115]. Bu çalışmada, NACA kanat profillerinden geliştirilmiş ve gereksinimlere uygun bir şekilde tasarlanmış yeni bir kanat modelinin HAD analizleri irdelenecektir. Bu çalışmada kullanılan kanat profili Şekil 4.7'de sunulmaktadır. Kullanılan kanat profilinde, maksimum kalınlık profili veter uzunluğunun %14.4'ü kadardır ve hücum kenarından veter uzunluğunun %38.8'i kadar uzaklıktadır. Ayrıca, maksimum bombe profilin veter uzunluğunun %38.8'inde bulunmaktadır.



Şekil 4.7 : Çalışmada kullanılan kanat profili

Seçilen kanat profilinin analizleri için oluşturulan HAD modeli, uygulanan sınır şartları ve kullanılan ağ yapısı görselleri Şekil 4.8'de sunulmuştur. Kontrol hacmi oluşturulması ve HAD analizi gerçekleştirilmesi için ANSYS Fluent yazılımı kullanılmıştır.



Şekil 4.8 : Oluşturulan HAD modeli, uygulanan sınır şartları ve kullanılan ağ yapısı

Kontrol hacmi, iç içe iki farklı hacim düşünülerek tasarlanmıştır. İçteki küçük hacim, kanat etrafında küçük elemanlar oluşturarak gövde boyutlandırması yapmak için kullanılmıştır. Daha büyük olan kontrol hacmi dikdörtgen prizma şeklinde tasarlanmıştır. Bu dikdörtgen prizmanın boyutları ise kanadın veter uzunluğu baz alınarak literatüre uygun olarak belirlenmiştir [105,113,116,117].

HAD analizlerinde, üç farklı ağ yapısı ve tek bir analiz senaryosu kullanılmıştır. Tüm çözüm ağları, çok yüzlü “polyhedral” elemanlardan oluşturulmuştur. Farklı ağ yoğunluklarının incelenmesiyle, analiz sonuçlarının ağ yapılarından bağımsız olması amaçlanmıştır. Farklı ağ yapılarına ait eleman sayıları ve kanat üzerindeki eleman dağılımları Çizelge 4.1'de sunulmuştur

Çizelge 4.1 : Farklı Ağ yoğunluklarına göre eleman sayıları

| Ağ Bilgisi  | Kaba   | Orta    | Sık     |
|-------------|--------|---------|---------|
| Kanat Üzeri | 84830  | 224732  | 982519  |
| Tüm model   | 500642 | 1632543 | 4561294 |

HAD analizi sonuçlarını doğru bir şekilde elde etmek ve aerodinamik etkileri doğru bir şekilde gözlemlemek için, birinci tabaka kalınlığı ( $y^+$ ) ve toplam kalınlık ( $\delta$ ) değerlerini hesaplamak gereklidir. Türbülanslı sınır tabakası hesaplarında, ayrıca Schlichting yüzey sürtünme katsayısı da hesaplamalarda kullanılmaktadır [118]. Birinci tabaka kalınlığı, kanat üzerinde oluşturulan ilk elemanın kalınlığıdır ve "inflation" işlemi sırasında belirlenmektedir. Toplam sınır tabaka kalınlığı ise kanadın türbülansı en iyi şekilde yakalayabilmesi için gereken minimum toplam kalınlıktır. Bu işlemlerde,  $y^+$  değerinin hesabı için ilk olarak boyutsuz sayılar hesaplanmaktadır. Bu boyutsuz sayılar Reynolds sayısı, Schlichting yüzey sürtünme katsayısıdır. Reynolds sayısını hesaplamak için Eşitlik 4.1 kullanılmaktadır. Eşitlik 4.1'de yer alan,  $\rho$  kullanılan akışkanın özkütlesinin,  $U$  akışın hızının,  $\mu$  ise akışkanın viskozite değerini belirtmektedir.

$$Re = \frac{\rho U L}{\mu} \quad (4.1)$$

Schlichting yüzey sürtünme katsayısı ( $C_f$ ) değerini hesaplamak için gerekli olan formül Eşitlik 4.2'de sunulmuştur.

$$C_f = [2 \log_{10}(Re_x) - 0.65]^{(-2.3)} \quad (4.2)$$

Duvar kayma gerilmesi değerleri Eşitlik 4.3 kullanılarak gerçekleştirilmektedir.

$$\tau_w = C_f 0.5 \rho U^2 \quad (4.3)$$

Sürtünme hızını ( $u_*$ ) belirlemek için Eşitlik 4.4 kullanılmaktadır.

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (4.4)$$

Duvar mesafesi ( $y$ ), Eşitlik 4.5 kullanılarak elde edilmektedir.

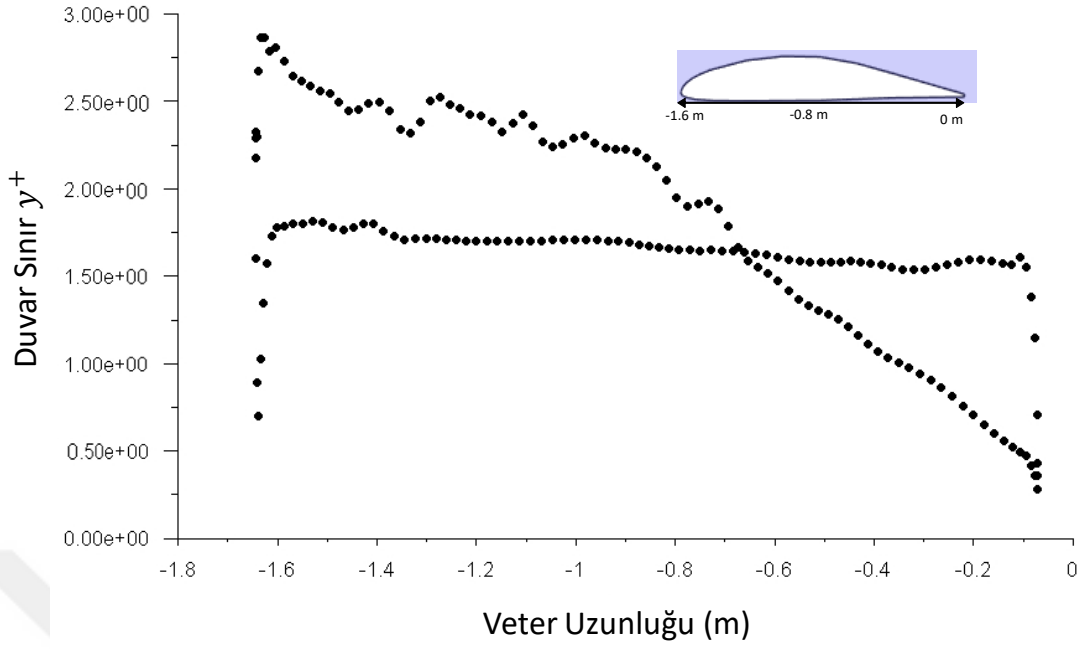
$$y = \frac{\mu y^+}{u_* \rho} \quad (4.5)$$

Gerçekleştirilen HAD analizlerinde hesaplanan ilk katman  $2.9 \times 10^{-5}$  metre olarak bulunmuştur. Laminer sınır tabaka kalınlığını ( $\delta$ ) elde etmek için kullanılan formül Eşitlik 4.6'da gösterilmektedir [111].

$$\delta = \frac{5x}{\sqrt{Re_x}} \quad (4.6)$$

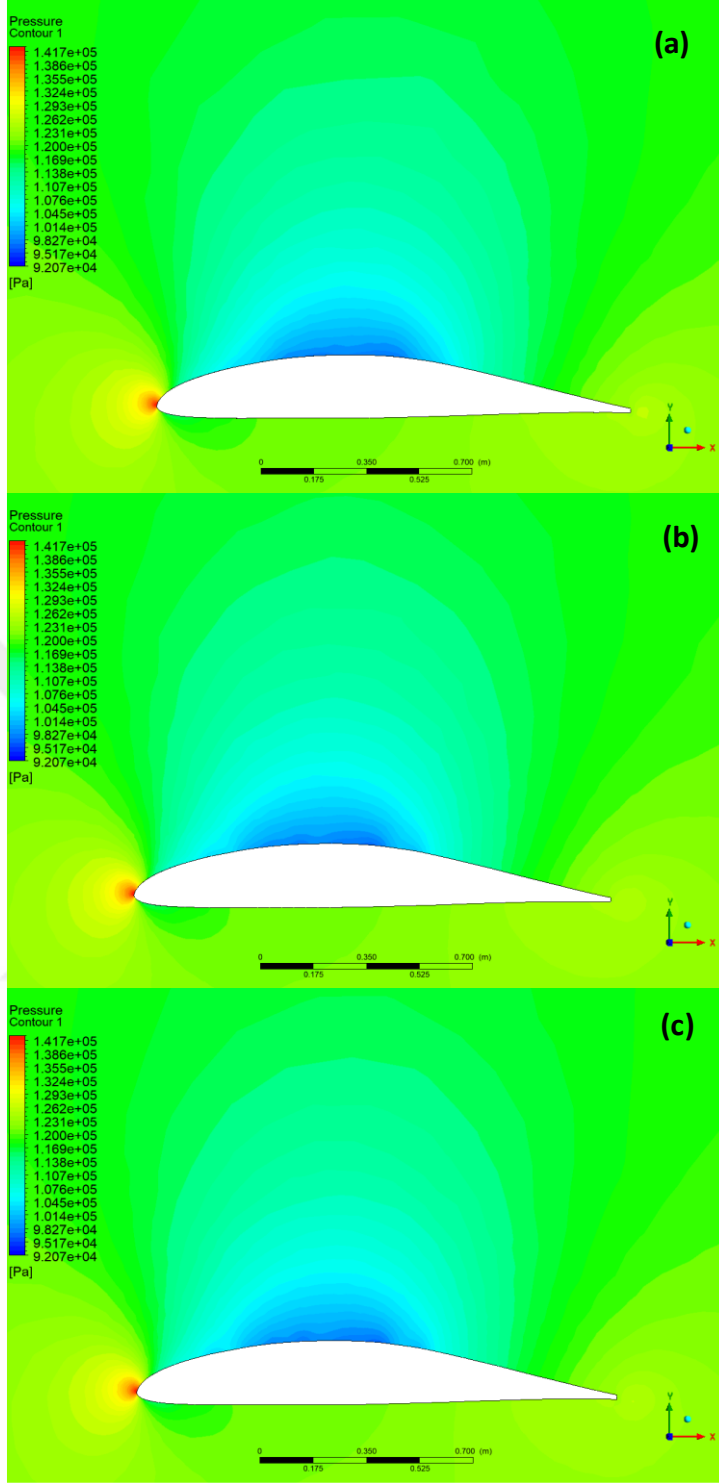
HAD analizlerindeki toplam sınır tabaka kalınlığı belirlenirken 20 seviyeli bir sınır tabakası seçilmiştir. Literatürde, sıklıkla 15, 18, 20 ve 22 seviyeleri tercih edilirken, son en-boy oranı (İng. Last Aspect Ratio) özelliğine göre, sınır tabakasındaki son eleman ile üstündeki ilk eleman arasında 1/5'ten büyük bir oran varsa, çözüm daha kolay elde edilebilmektedir [112,119]. Çizelge 4.1'de belirtilen 3 farklı çözüm ağı için kabuk üst yüzeyi ve alt yüzeyi  $y^+$  dağılımı Şekil 4.9'da sunulmuştur.



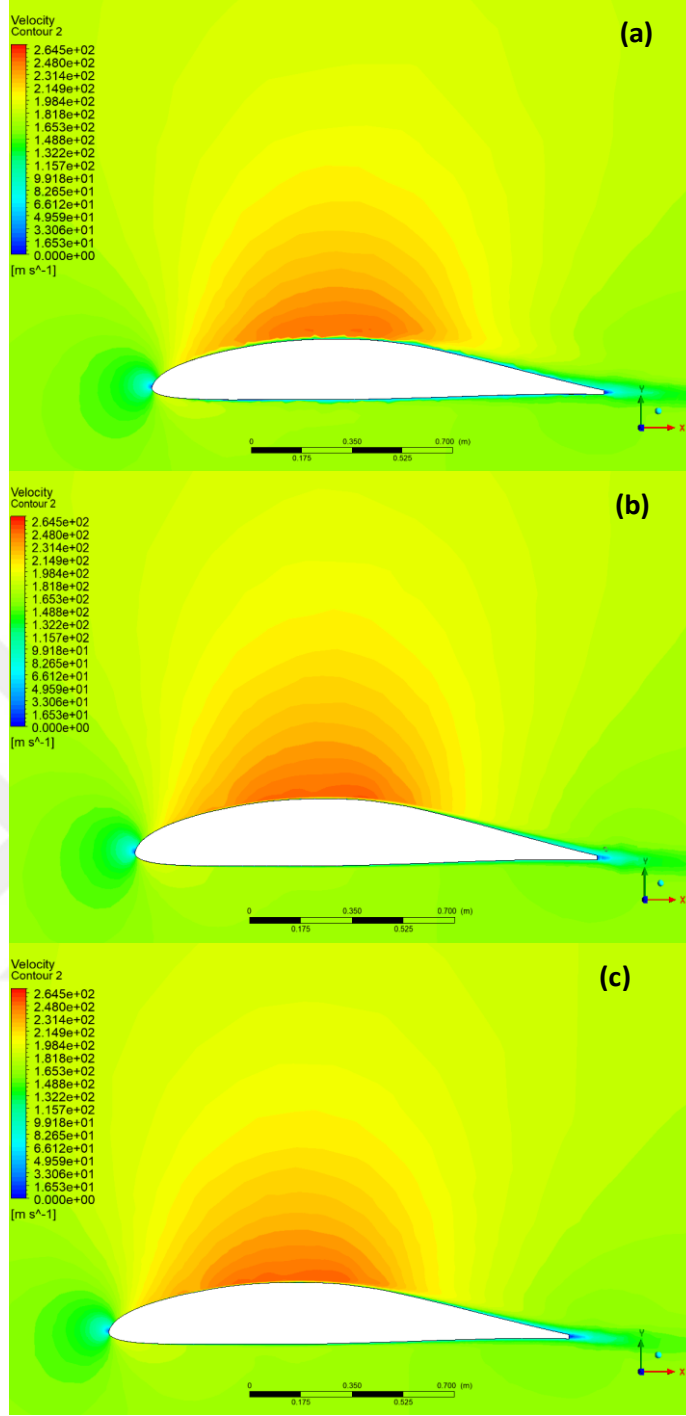


Şekil 4.9 : Çizelge 4.1'de belirtilen 3 farklı çözüm ağı için kabuk üst yüzeyi ve alt yüzeyi  $y^+$  dağılımı

Şekil 'te, üst kabuğun hücum kenarında yer alan  $y^+$  değeri 2.78 iken, veter uzunluğunun ortasından firar kenarına doğru  $y^+$  değeri 1.5'in altına düşmüştür. Alt kabukta ise duvar sınır tabakasındaki  $y^+$  değeri 1.78'dir ve veter uzunluğu boyunca neredeyse sabittir. HAD analizinde giriş hızı olarak 0.5 Mach seçilmiştir. Bu seçim, benzer kanat profilleri ve benzer giriş hattı uzunluğuna ve yükseklik-genişlik oranına sahip uçakların mevcut maksimum hızını dikkate alarak yapılmıştır. Ayrıca, gelecekte motor teknolojisinin gelişeceği öngörüsüyle, genellikle kullanılan 0.2-0.3 Mach hızlarının ötesine geçen ve daha yüksek hızlara uyum sağlayabilecek bir seçim olan 0.5 Mach tercih edilmiştir [120,121]. Şekil 4.10'da belirtilen farklı ağ yoğunluklarının basınç dağılımı sunulmuştur. Şekil 4.11'de ise belirtilen fark ağ yoğunlukları için elde edilen hız konturları gösterilmektedir.



Şekil 4.10 : Farklı ağ yapıları için elde edilen basınç dağılımları. (a) 4.5 milyon düğüm sayılı model (b) 1.5 milyon düğüm sayılı model (c) 0.5 milyon düğüm sayılı model



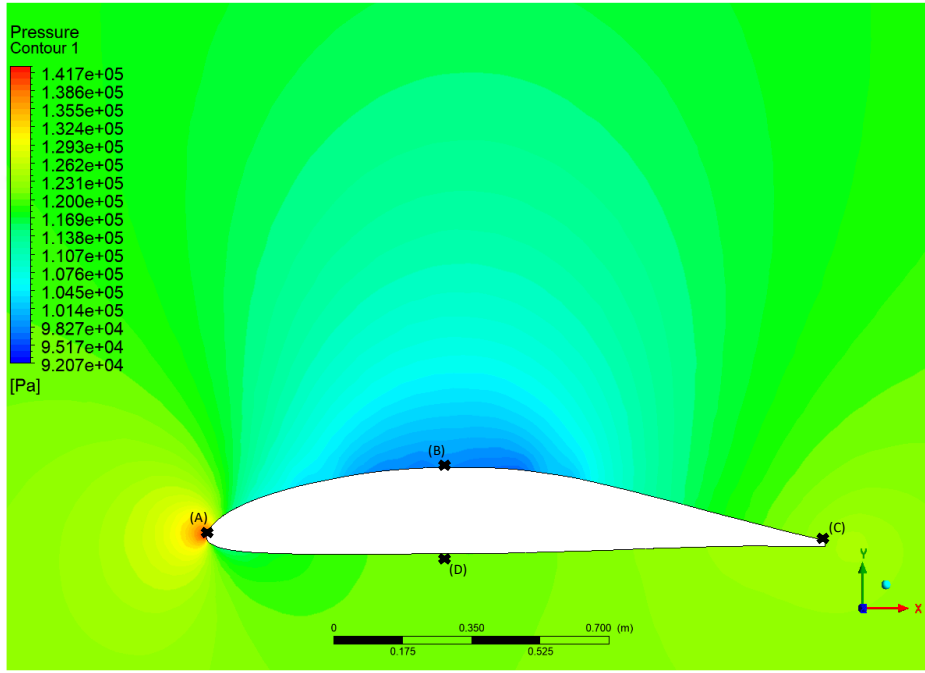
Şekil 4.11 : Farklı ağ yapıları için elde edilen hız dağılımları. (a) 4.5 milyon düğüm sayılı model (b) 1.5 milyon düğüm sayılı model (c) 0.5 milyon düğüm sayılı model

Hesaplamanın ağ yapısından bağımsız olduğunu inceleyebilmek için, kanat üzerinden 4 farklı noktadan basınç değerleri alınmış ve elde edilen sonuçların ağ yapısından etkilenmediği gösterilmiştir. Çizelge 4.2’de, seçilen A, B, C, D noktalarında farklı ağ yapıları için elde edilen statik basınç değerleri verilmiştir. Seçilen A, B, C, D

noktalarının konumları Şekil 4.12’de gösterilmektedir. Önemli değişimleri yakayabilmek adına, noktalar en uç, en üst ve en alt kısımlardan seçilmiştir.

Çizelge 4.2 : Farklı Düğüm sayılarında statik basınç değerleri (Pa)

| Düğüm Sayısı | A      | B       | C      | D      |
|--------------|--------|---------|--------|--------|
| 500 K        | 141986 | 98397.5 | 120520 | 122760 |
| 1.5 M        | 141743 | 98445   | 120392 | 123162 |
| 4.5 M        | 141715 | 98240   | 120349 | 122541 |



Şekil 4.12 : Kanat profili üzerinden alınan basınç değerlerinin konumları

Çizelge 'de, çeşitli düğüm sayıları kullanılarak elde edilen kanat profilinin farklı bölgelerindeki basınç değerleri arasındaki sapma %1 değerinin altında bulunmaktadır. Kullanılan ağ yapısına göre sapma miktarının küçük olması nedeniyle elde edilen sonuçların kullanılan ağ yapısından bağımsız olduğu görülmüştür. Kanat genişliği (İng. Spanwise) boyunca bu basınç değerleri sabittir ve yalnızca veter boyunca (İng. Chordwise) değişmektedir.

Üç boyutlu olarak gerçekleştirilen HAD analizlerinde kanat genişliği boyunca neredeyse sabit basınç değerlerinin elde edilmesi, problemin 2 boyutlu olarak da modellenebileceğini göstermektedir. Bu amaçla, 2 boyutlu akış analizleri gerçekleştirilmiştir.

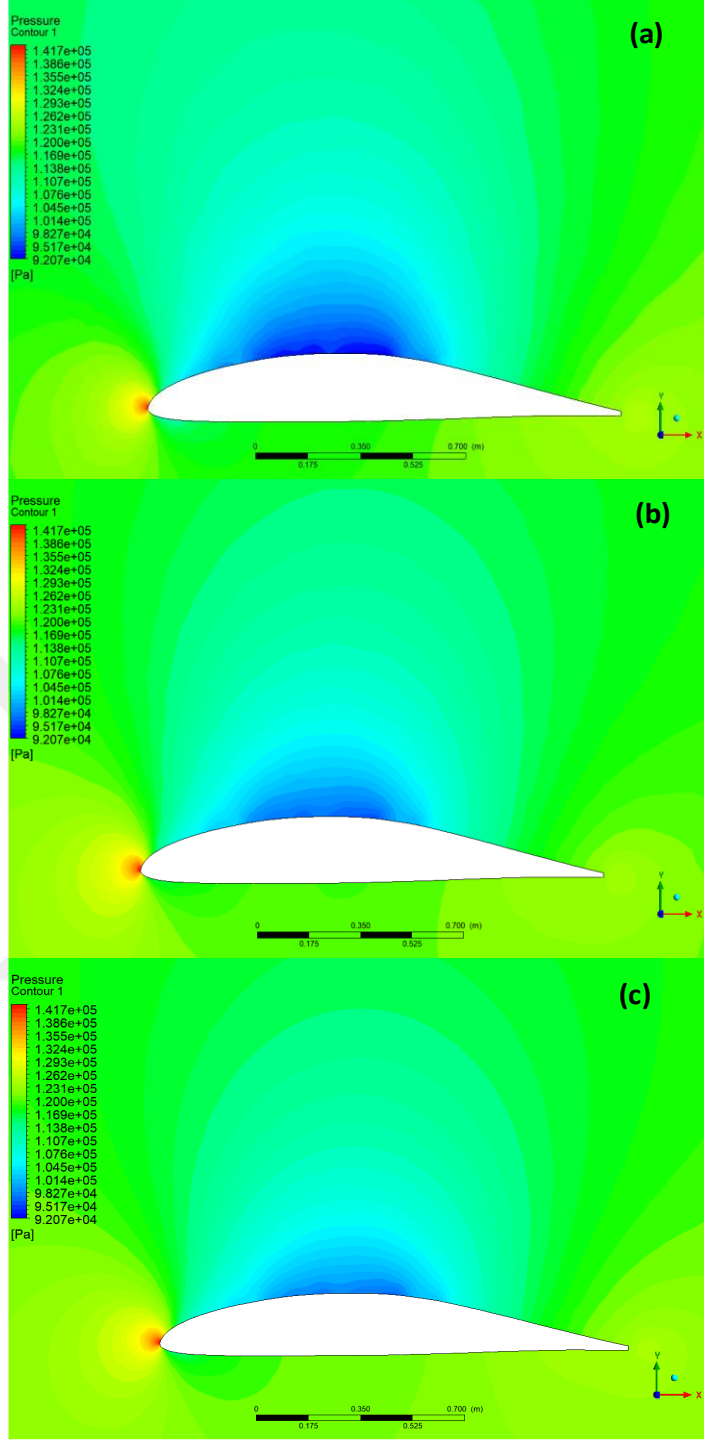
Çeşitli hücum açılarında kanat profilinin maksimum aerodinamik yüklere maruz kaldığı durumu belirlemek için çözümü ağını basitleştirerek 2 boyutlu analizler gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen 2 boyutlu akış analizlerinde, yaklaşık olarak 30.000, 90.000 ve 270.000 düğüm sayısına sahip 3 farklı ağ yapısı kullanılmıştır.

Çizelge 1.3'te, 2 boyutlu akış analizleri ile 3 farklı ağ yapısı ile elde edilen statik basınç değerleri gösterilmektedir. Elde edilen 2 boyutlu analiz sonuçları, 3 boyutlu analizler ile karşılaştırılmıştır. Kullanılan 2 boyutlu akış analizlerinin, daha az kaynak kullanımıyla benzer sonuçlar elde ettiği görülmektedir. Karşılaştırma sürecinde, analizlerin sonuçları Şekil 4.12'de belirtilen konumlardaki değerler üzerinden incelenmiştir. Bu karşılaştırmalara göre, 3 boyutlu akış analizleri ile 2 boyutlu analizler arasında maksimum %3.3'lük bir sapma tespit edilmiştir. 3 boyutlu ve 2 boyutlu akış analizleri arasında oluşan sapma miktarının küçük olması ve 2 boyutlu akış analizlerinin daha hızlı sonuç vermesi nedeniyle, hücum açısına bağlı olarak oluşacak aerodinamik analizlerin 2 boyutlu akış modelleri ile gerçekleştirilmiştir.

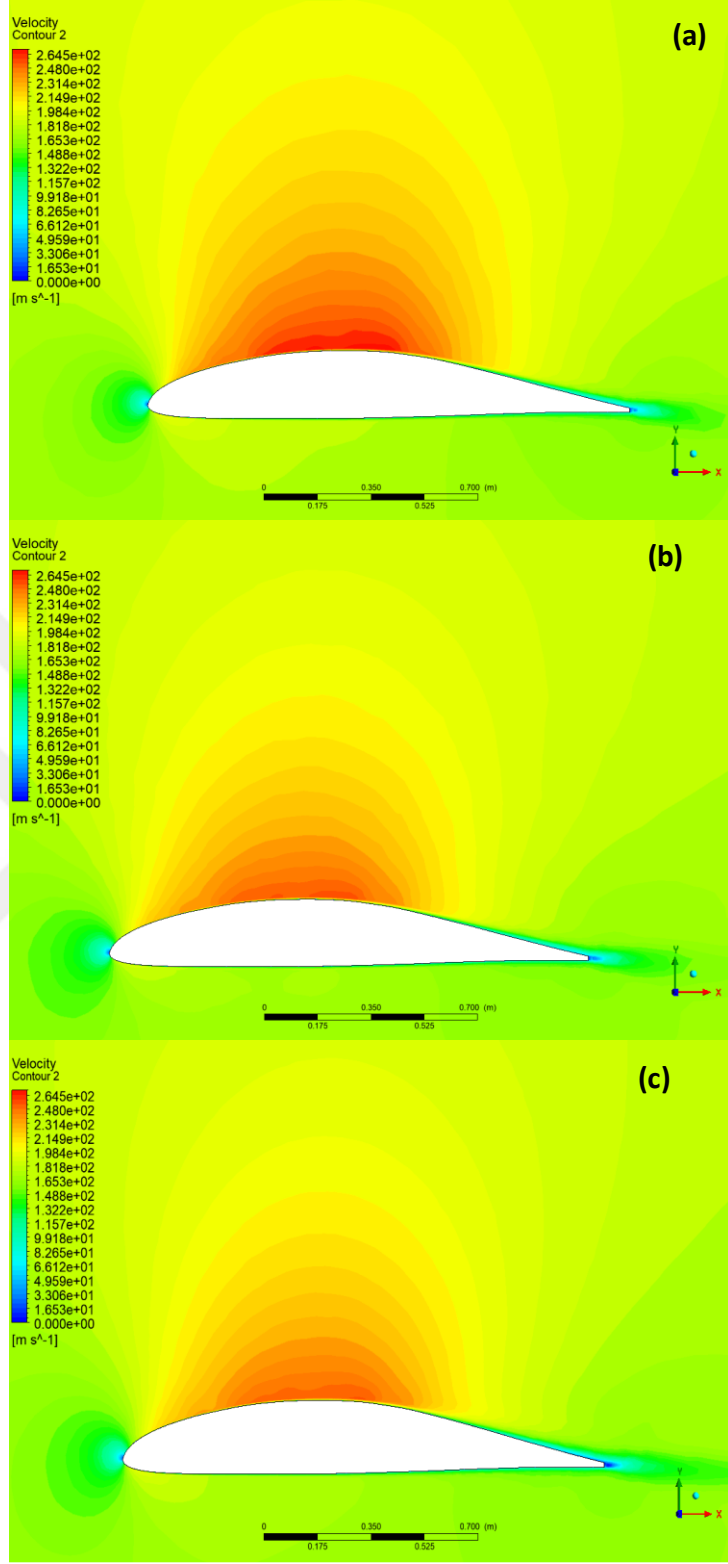
Çizelge 1.3 : Gerçekleştirilen 2 boyutlu akış analizleri ile farklı ağ yapılarında elde edilen statik basınç değerleri (Pa). A, B, C, D noktalarının konumları Şekil 38'de gösterilmektedir.

| <b>Kullanılan 3 farklı ağ yapısındaki yaklaşık düğüm sayısı</b> | <b>A</b> | <b>B</b> | <b>C</b> | <b>D</b> |
|---|----------|----------|----------|----------|
| 30.000  | 141022   | 95267.6  | 118820   | 121937   |
| 90.000  | 142162   | 97348.9  | 119720   | 121322   |
| 270.000   | 141885   | 97850    | 119989   | 122585   |

Şekil 4.13'de, 3 boyutlu akış analizlerindeki aynı sınır şartları kullanılarak farklı ağ yapıları ile gerçekleştirilen 2 boyutlu akış analizlerinden elde edilen basınç dağılımları sunulmuştur. Şekil 4.14'de ise 2 boyutlu akış analizleri ile elde edilen hız konturları gösterilmektedir. Elde edilen basınç dağılımları, 2 boyutlu ve 3 boyutlu akış modellerinin benzer sonuç verdiğini ortaya koymaktadır. Tüm sonuçlarda, ortak bir basınç dağılım davranışı görülmektedir. Bu davranışa göre, kanatın önünde yer alan küçük dairesel bir alanda yüksek basınç alanı oluşmaktadır. Kanat üstünde ise daha geniş bir bölgede düşük basınç alanı oluşmaktadır.



Şekil 4.13 : 2 boyutlu farklı ağ yapıları ile elde edilen basınç dağılımları. (a) 30.000 düğüm sayılı ağ yapısı (b) 90.000 düğüm sayılı ağ yapısı (c) 270.000 düğüm sayılı ağ yapısı

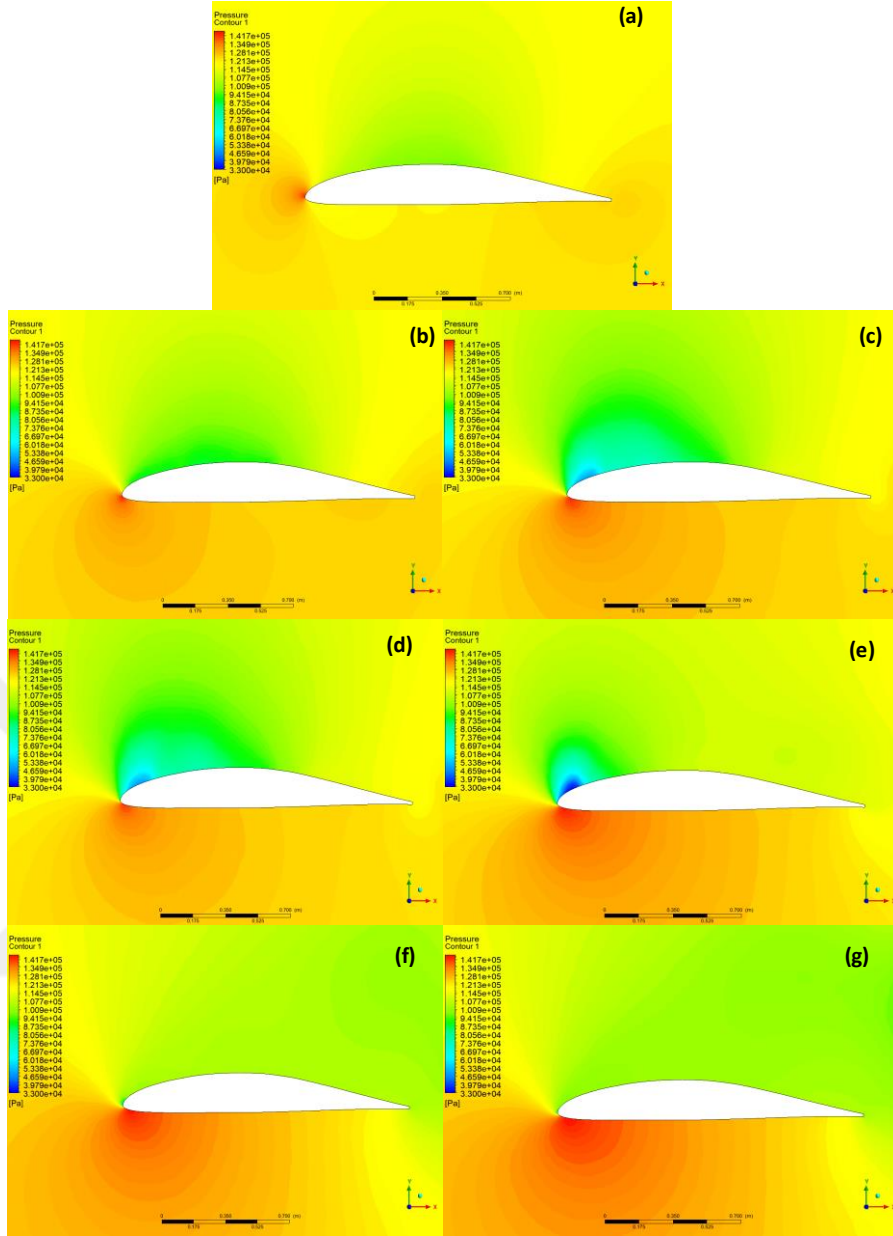


Şekil 4.14 : 2 boyutlu farklı ağ yapıları ile elde edilen hız dağılımları. (a) 30.000 düğüm sayılı ağ yapısı (b) 90.000 düğüm sayılı ağ yapısı (c) 270.000 düğüm sayılı ağ yapısı

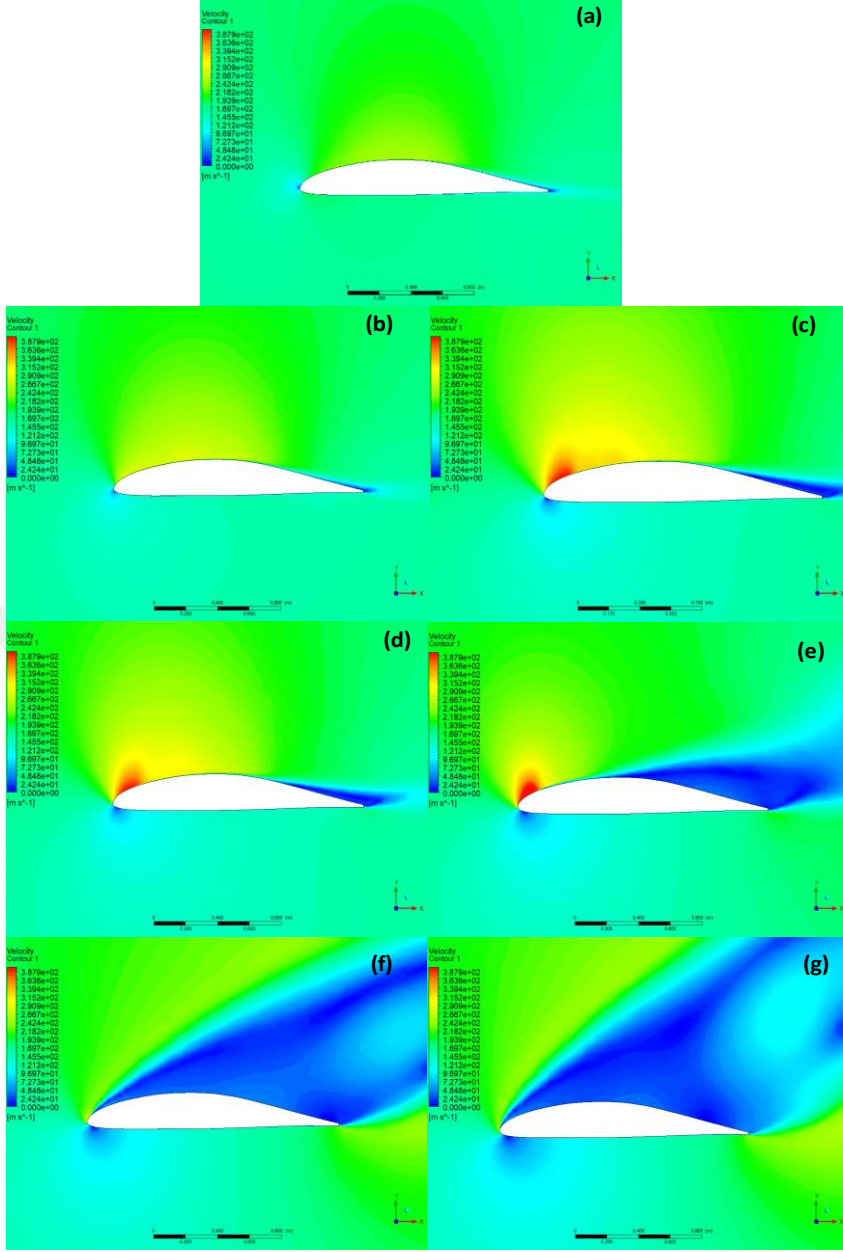
Çeşitli hücum açılarında analizlerin gerçekleştirilebilmesi için 30.000 düğüm sayılı çözüm ağı tercih edilmiştir. Çizelge 4.3'te yer alan basınç dağılımları incelendiğinde

30.000 ve 270.000 düğüm sayılı ağ yapıları arasındaki farkın %2.65'ten daha düşük olduğu gözlemlenmiştir. Gerçekleştirilen 2 boyutlu akış analizleri için farklı ağ yapıları ile elde edilen sonuçlar arasındaki farkın küçük olması nedeniyle, 30.000 düğüm sayılı ağ yapısı kullanılarak akış analizleri gerçekleştirilmiştir. Analizler sonucunda en kritik yük koşulu belirlenmiştir. En kritik yük koşulu 30° hücum açısında gözlemlenmiştir. 15° hücum açısından sonraki hücum açılarında kanat profilinin üst kısmında hücum açısının artmasıyla beraber akış ayrılmaları gözlemlenmiştir. 25° ve 30° hücum açılarında kanat profilinin üst kısmında akış ayrılması belirgin olarak Şekil 4.16'da gösterilmektedir. Akış ayrılmasının görüldüğü kanat profilinin üst kısmında, yüksek hücum açılarında gözlenen basınç değeri veter boyunca değişmediği görülmektedir. Şekil 4.15'de farklı hücum açılarındaki kanat profiline ilişkin basınç dağılımları sunulurken, Şekil 4.16'da ise farklı hücum açıları için oluşan hız dağılımları gösterilmektedir. Şekil 4.15'de sunulan görsellerde, kanadın üst yüzeyindeki basınç değerlerinin kanadın alt yüzeyine göre daha değişken olduğu tespit edilmiştir. Hücum açısının artmasıyla birlikte, kanat profilinin alt yüzeyindeki basınç seviyelerinin yükseldiği gözlemlenmiştir. Kanat profilinin üst kısmında 0°, 5° ve 10° hücum açılarındaki 15° hücum açısına kadar basınç değerlerinde veter boyunca basınç değerlerinin azaldığı görülmektedir. Kanat profilinin kritik hücum açısı (İng. Stall) aşılması ile birlikte kanat profilinin üst kısmında oluşan basınç değerlerinde veter boyunca artış gözlemlenmiştir. Kanat profilinin alt kısmında ise hücum açısının artmasıyla beraber statik basınç değerlerinin arttığı Şekil 4.15'te görülmektedir. Kanat profilinin alt kısmında özellikle hücum kenarında yüksek basınç değerleri Şekil 4.18 ve 4.19'da gösterilmektedir.





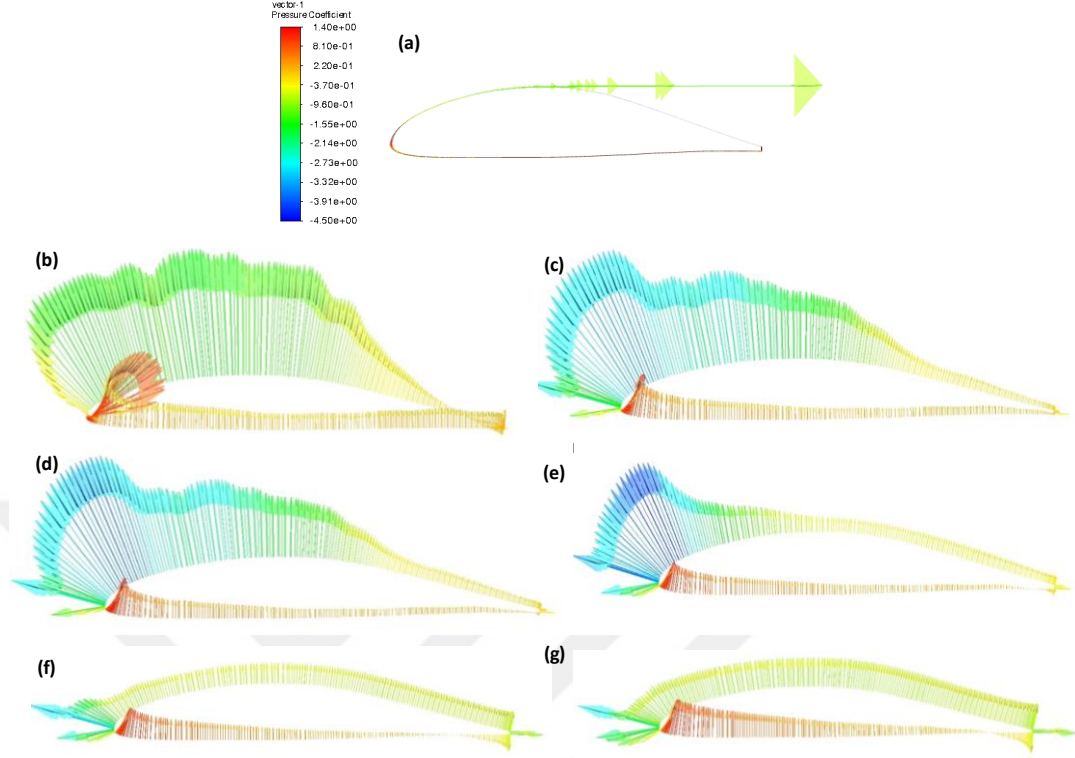
Şekil 4.15 : Çeşitli hücum açıları için elde edilen basınç dağılımları. (a).  $0^\circ$  hücum açısını (b)  $5^\circ$  hücum açısını (c)  $10^\circ$  hücum açısını (d)  $15^\circ$  hücum açısını (e)  $20^\circ$  hücum açısını (f)  $25^\circ$  hücum açısını (g)  $30^\circ$  hücum açısını temsil etmektedir.



Şekil 4.16 : Çeşitli hücum açıları için elde edilen hız dağılımları. (a).  $0^\circ$  hücum açısında 0.34 kaldırma katsayısı (b)  $5^\circ$  hücum açısında 0.52 kaldırma katsayısı (c)  $10^\circ$  hücum açısında 0.72 kaldırma katsayısı (d)  $15^\circ$  hücum açısında 0.83 (e)  $20^\circ$  hücum açısında 0.70 kaldırma katsayısı (f)  $25^\circ$  hücum açısında 0.61 kaldırma katsayısı (g)  $30^\circ$  hücum açısında 0.41 kaldırma katsayısı elde edilmiştir.

Şekil 4.16'da, artan hücum açısıyla birlikte akış ayrılmalarının arttığı gözlemlenmiştir. Kanat profilinin maksimum kaldırma katsayısına ulaştığı hücum açısı değeri  $15^\circ$  derecedir. Hava aracı,  $15^\circ$  dereceden sonra uçuş sırasında bir değişiklik yapılmadığı takdirde irtifa kaybetmeye başlayacaktır. İrtifanın kaybedilmesiyle birlikte, daha yüksek hücum açılarında hızlanarak irtifa kazanmaya çalışırken daha yüksek

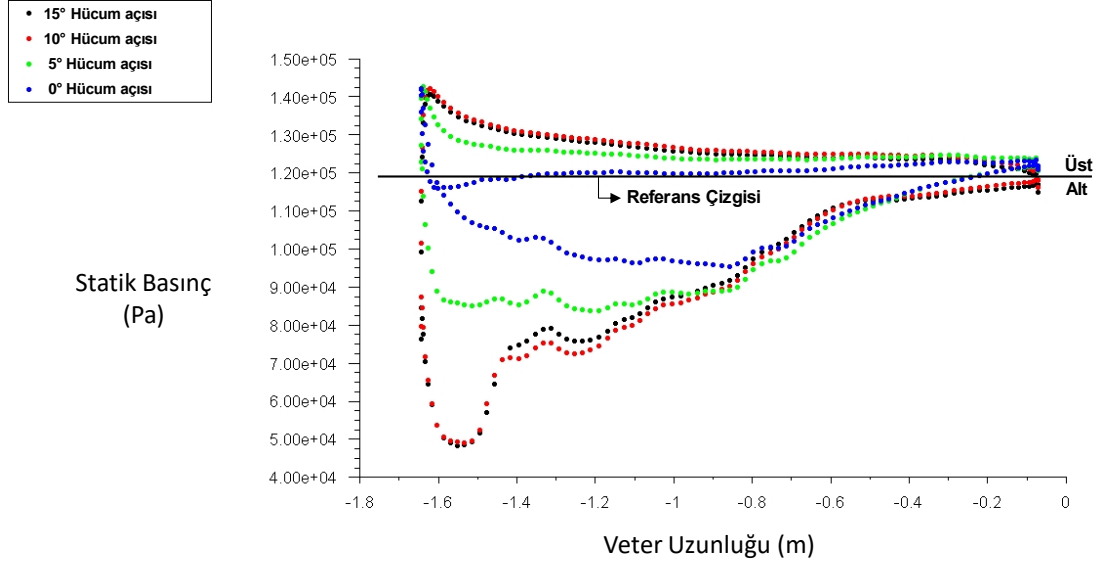
yüklenmelere maruz kalacaktır. Şekil 'te, kanat profili üzerindeki basınç dağılımının vektörel gösterimi sunulmaktadır.



Şekil 4.17 : Çeşitli hücum açıları için elde edilen basınç vektörleri. (a). 0° hücum açısını (b) 5° hücum açısını (c) 10° hücum açısını (d) 15° hücum açısını (e) 20° hücum açısını (f) 25° hücum açısını (g) 30° hücum açısını temsil etmektedir.

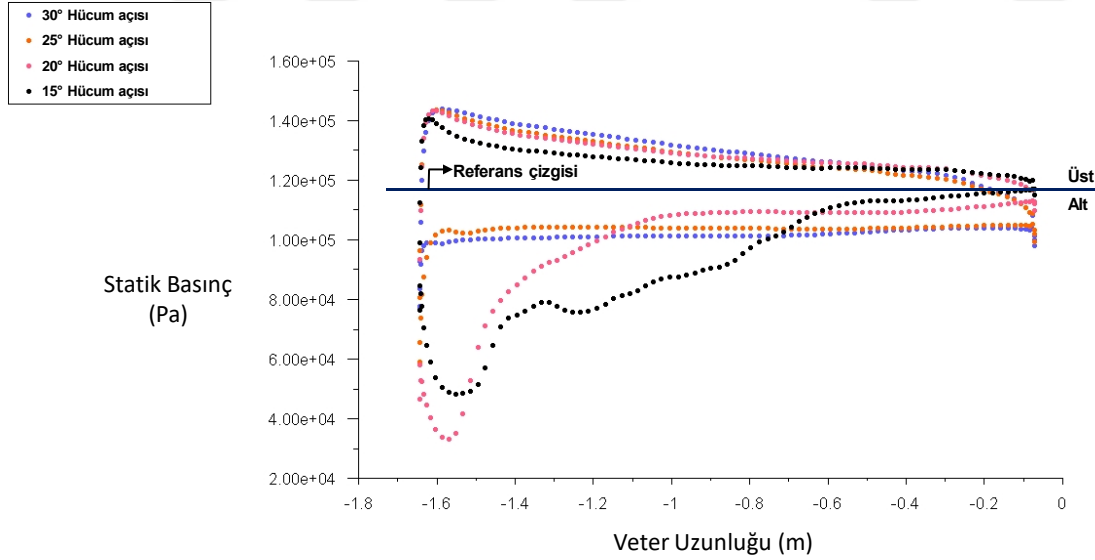
Şekil 4.17'de gösterilen basınç vektörlerinin değerleri, Şekil 4.17'de sunulan grafik üzerinde incelenmiştir. Şekil 4.18'de, farklı hücum açıları için alt ve üst yüzeylerde oluşan basınç değerlerinin dağılımı görülebilmektedir.

Uçuş esnasında kanatın maruz kalacağı en yüksek basınç değerlerinin bilinmesi ve bu değerlere göre yapı tasarımlarının gerçekleştirilmesi önem arz etmektedir. Şekil 'te gösterildiği üzere, kanat profili üzerindeki yüzeylerden veter uzunluğu boyunca basınç değerleri alınarak en kritik yüklenme durumu belirlenmiştir. Şekil 4.18 ve Şekil 4.19'da referans çizgisinin üst kısmı kanat profilinin alt kısmını, referans çizgisinin alt kısmı ise kanat profilinin üst kısmındaki statik basınç dağılımını göstermektedir.



Şekil 4.18 : 0° - 5° - 10° - 15° çeşitli hücum açılarında basınç değerleri veter uzunluğu boyunca gösterilmektedir. Referans çizgisinin üst kısmı kanat profilinin alt kısmını, referans çizgisinin alt kısmı ise kanat profilinin üst kısmındaki statik basınç dağılımını göstermektedir.

Şekil 4.18'te yer alan 0, 5, 10 ve 15 derecelik basınç değerleri veter uzunluğu boyunca incelendiğinde, en yüksek basınca maruz kalan hücum açısının 15 derece olduğu görülmektedir.



Şekil 4.19 : 15° - 20° - 25° - 30° çeşitli hücum açılarında basınç değerleri veter uzunluğu boyunca gösterilmektedir. Referans çizgisinin üst kısmı kanat profilinin alt kısmını, referans çizgisinin alt kısmı ise kanat profilinin üst kısmındaki statik basınç dağılımını göstermektedir.

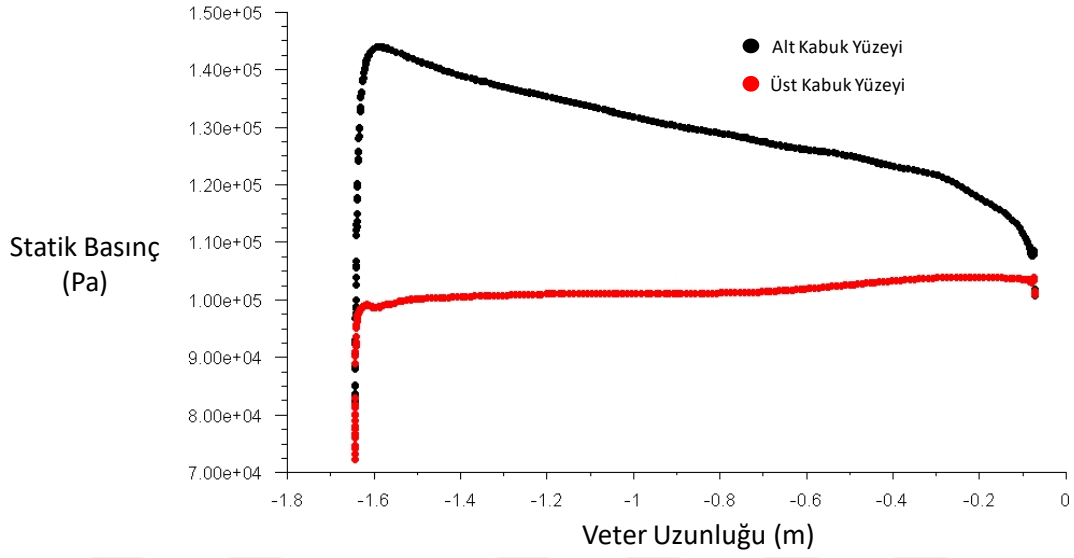
Elde edilen sonuçlara göre, hücum açısı değeri arttıkça kanat yüzeylerinde oluşan basınç seviyeleri artmaktadır. Şekil 4.19'da, 15, 20, 25 ve 30 derecelik hücum açılarında oluşan basınç değerlerinin veter uzunluğu boyunca değişimi gösterilmiştir. Şekil 4.19'da sunulan basınç değerlerinin, kanat profilinin alt yüzeyinde birbirlerine çok yakın olduğu gözlenirken, kanat üst yüzeyinde en yüksek basınç değerleri 25 ve 30 derecelik hücum açısında gözlenmiştir.

Elde edilen sonuçlara göre, 15 derecelik hücum açısı aşıldığında kanadın sağladığı kaldırma kuvvetinde azalma olduğu görülmektedir. Hücum açısı 25 dereceye geldiğinde tehlikeli bir şekilde kaldırma kuvveti azalmaktadır. Bu nedenle, 15 derece ve üzerindeki hücum açısına sebep olacak manevralarda kısıtlamaya gidilmesinin yerinde olacağı değerlendirilmektedir. Ancak, olası yüksek manevraların gerçekleşmesi durumunda hücum açısının 30 dereceye kadar yükselmesi mümkündür ve basınç anlamında en fazla yüklemeye 30 derecelik hücum açısında karşılaşılmaktadır. Böyle bir durumda da, kanat yapısının oluşacak basınçlara mukavemet göstermesi istenmektedir. Bu nedenle, en zorlu koşul olan ve en yüksek basınç değerlerine neden olan 30 derecelik hücum açısı dikkate alınarak tasarım gerçekleştirilmesinin uygun olacağı değerlendirilmiştir.

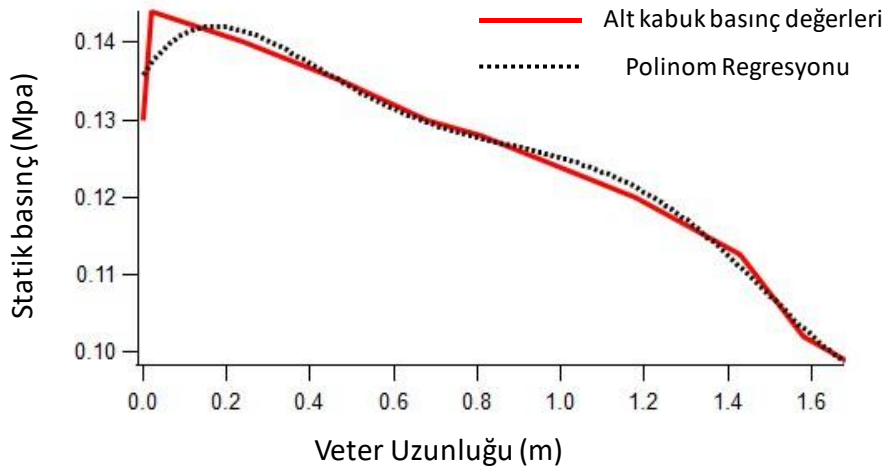
En kritik yüklenme durumunun, kanat alt ve üst yüzey basınçları beraber değerlendirilerek 30 derecelik hücum açısında olduğu belirlenmiştir. Şekil 4.20'de, 30 derecelik hücum açısında görülen en yüksek yüklenme durumunda, kanat profilinin üst ve alt yüzeylerinde oluşan basınç değerleri veter uzunluğu boyunca gösterilmektedir. Kanat profilinin üst kabuk yüzeyindeki tüm basınç değerleri büyüklük olarak birbirine benzerdir ve 105.0 Pa civarındadır. Bu nedenle, kanatın üst kabuk yüzeyindeki basınç değeri 105.0 Pa olarak modellenmiştir.

Kanat alt yüzeyinde oluşan basınçlar sabit değildir ve bulunduğu bölgeye göre değişim göstermektedir. Kanat alt yüzeyindeki basınç değerlerini bir fonksiyon olarak ifade edebilmek için polinom regresyonu yöntemi kullanılmıştır. Şekil 4.21'de sunulan grafik üzerindeki değerler kullanılarak eğri uydurma işlemi gerçekleştirilmiştir.

Alt kabuk yüzeyinde oluşan basınçları matematiksel olarak ifade edebilmek için elde edilen fonksiyon Eşitlik 4.7'de sunulmuştur ve bir sonraki ünite de gerçekleştirilecek olan yapısal analizler için yüklenme koşullarını elde etmek amacıyla kullanılacaktır. Eşitlik 4.7'de yer alan sabit katsayıların değerleri Çizelge 4.4'te sunulmuştur.



Şekil 4.20 : 30° hücum açısında veter uzunluğu boyunca oluşan statik basınç değerleri.



Şekil 4.21 : 30° hücum açısında kanat profili alt yüzeyindeki basınç değerleri ile polinom regresyonu eğrisi

$$f(x) = K_0 + K_1x + K_2x^2 + K_3x^3 + K_4x^4 + K_5x^5 \quad (4.7)$$

Çizelge 4.4 : Polinom Regresyonu sonucu elde edilen katsayılar verilmiştir.

| $K_0$   | $K_1$    | $K_2$   | $K_3$   | $K_4$    | $K_5$    |
|---------|----------|---------|---------|----------|----------|
| 0.13569 | 0.087133 | 0.36843 | 0.51477 | -0.31064 | 0.066516 |

## 5. KOMPOZİT KANAT YAPISAL ANALİZİ

### 5.1 Çözüm Metodolojisi ve Doğrulaması

Uygulanan sayısal çözüm metodunu doğrulamak amacıyla, deneysel bir çalışma ile karşılaştırma gerçekleştirilmiştir. Bu amaçla, kompozit numuneler üzerinde çekme testleri gerçekleştirilmiştir. Kompozit numunelerin koptuğu durumlar kaydedilmiş ve numunelerin sayısal olarak modellendiğinde görülen kopma durumları ile karşılaştırılmıştır.

Orta ölçekli (İng. Mesoscale) kompozit tamir numunesinin analizleri, tam ölçekli kompozit kanat yapısının tamir analizleri için bir temel oluşturmaktadır. Orta ölçekli kompozit numuneler ASTM 3039D standartlarına uygun olarak, 25 mm genişliğinde ve 250 mm uzunluğunda üretilmiştir. İki farklı yapı kullanılarak, biri 7 tabakalı diğeri ise 9 tabakalı olan kompozit tamir numuneleri üzerinde analizler yapılmış ve sonrasında testler ile doğrulanmıştır. Kompozit numunelerinin üretimi M21/AS4C malzemesinden yapılırken, yapının tamirleri Hexforce G0904 malzemesi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Çizelge 5.1'de ana yapının ve tamir malzemesinin mekanik özellikleri verilmiştir.

Çizelge 5.1 : Hexforce G0904 düz örgülü kuru karbon kumaşının, Hysol EA 9396 yapıştırıcı ile emprenye edilmiş halinin mekanik özellikleri, 1/3 ağırlık oranı ve M21 / AS4C ile emprenye edilmiş malzemeler [14,17,122].

| Özellikler             | Sembol                            | Hexforce G0904 | M21 / AS4C |
|------------------------|-----------------------------------|----------------|------------|
| Elastik Modül (GPa)    | E <sub>11</sub>                   | 49.6           | 61.0       |
|                        | E <sub>22</sub>                   | 49.6           | 61.0       |
|                        | E <sub>33</sub>                   | 8.0            | 8.9        |
| Kayma Modül (GPa)      | G <sub>12</sub>                   | 3.3            | 4.2        |
|                        | G <sub>13</sub> , G <sub>23</sub> | 2.8            | 3.8        |
| Gerilme Dayanımı (MPa) | X <sub>t</sub>                    | 517            | 930        |
|                        | Y <sub>t</sub>                    | 517            | 940        |
| Kayma Dayanımı (MPa)   | S <sub>12</sub>                   | 60             | 96         |
|                        | S <sub>13</sub> , S <sub>23</sub> | 34             | 64         |
| Poisson Oranı          | v <sub>12</sub>                   | 0.045          | 0.05       |
|                        | v <sub>13</sub> , v <sub>23</sub> | 0.28           | 0.3        |

Çizelge 5.2'de ise Hexforce G0904 düz örgülü kuru karbon tamir kumaşının ve M21/AS4C ile emprenye edilmiş ana yapının malzemelerinin uyumlu yapıştırıcılarının mekanik özellikleri sunulmuştur.

Çizelge 5.2 : Yapıştırıcıların mekanik özellikleri [17,123].

| Özellikler                           | Sembol                | FM-300K | HYSOL EA 9396   |
|--------------------------------------|-----------------------|---------|-----------------|
| Elastik Modül (GPa)                  | E                     | 3.12    | 2.7             |
| Kayma Modül (GPa)                    | G                     | 0.9     | 0.7             |
| Gerilme Dayanımı (MPa)               | $t_n^0$               | 72      | 55              |
| Kayma Dayanımı (MPa)                 | $t_s^0, t_t^0$        | 42      | 26              |
| Gerilme Direnci (N/mm <sup>3</sup> ) | $K_n$                 | 15,600  | 10 <sup>6</sup> |
| Kayma Direnci (N/mm <sup>3</sup> )   | $K_s, K_t$            | 4500    | 10 <sup>6</sup> |
| Mode-1 Kırılma Tokluğu (N/mm)        | $G_{IC}$              | 1.1     | 0.3             |
| Mode-2,3 Kırılma Tokluğu (N/mm)      | $G_{IIIC}, G_{IIIIC}$ | 4.8     | 0.5             |

Çizelge 5.3'te ara bağlayıcı "core" mekanik özellikleri sunulmuştur. Ara bağlayıcı malzeme sadece kanat kabuk yapısında kiriş ve kaburgaların olmadığı bölgelerde kullanılmıştır.

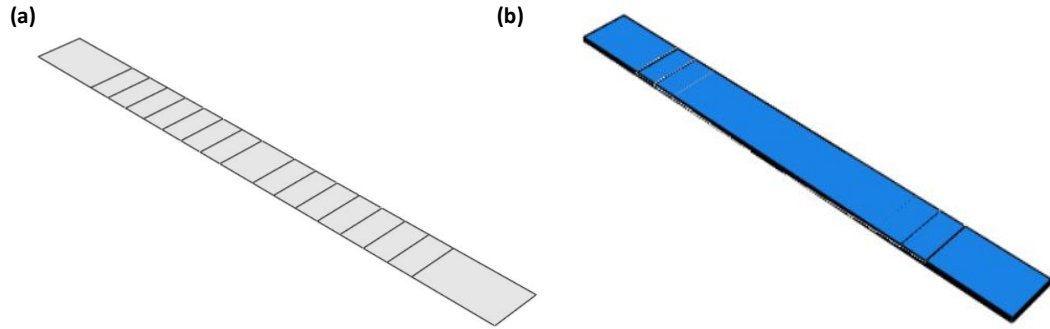
Çizelge 5.3 : Ara bağlayıcı (Çekirdek) mekanik özellikleri

| Özellikler             | Sembol     | Ara bağlayıcı (Çekirdek) |
|------------------------|------------|--------------------------|
| Elastik Modül (MPa)    | $E_{11}$   | 120                      |
|                        | $E_{22}$   | 110                      |
|                        | $E_{33}$   | -                        |
| Kayma Modül (GPa)      | $G_{12}$   | 32                       |
| Gerilme Dayanımı (MPa) | $X_t$      | 1,65                     |
|                        | $Y_t$      | 1,65                     |
| Kayma Dayanımı (MPa)   | $S_{12}$   | 1,4                      |
| Poisson Oranı          | $\nu_{12}$ | 0,25                     |

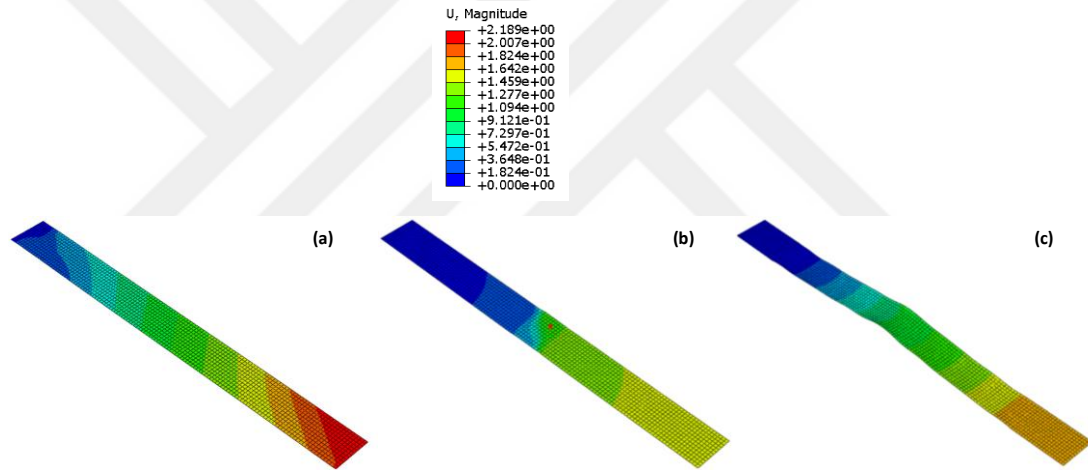
Şekil 5.1'de, modeller üzerinde gerçekleştirilen tamir modellemesi gösterilmektedir. Literatürde yer alan çalışmalarda, tamir modelleme analizleri için Şekil (b) kısmında gösterilen katı elemanlar kullanılmıştır [12,13,19]. Bu tezin kapsamında ise tamir modellemesi için Şekil 5.1 (a)'da belirtilen kabuk elemanları kullanılarak yapısal analizler gerçekleştirilmiştir. Şekil 5.1'de, ABAQUS yazılımında S4R kabuk elemanları kullanılarak gerçekleştirilen açık yöntem analizleri sunulmuştur. Elde



edilen sonuçlar, hasarlı ve tamirsiz yapılarda yüksek gerinim seviyelerinin oluştuğu ve tamir edilmesi durumunda ise gerinim seviyelerinin azaldığını göstermektedir.



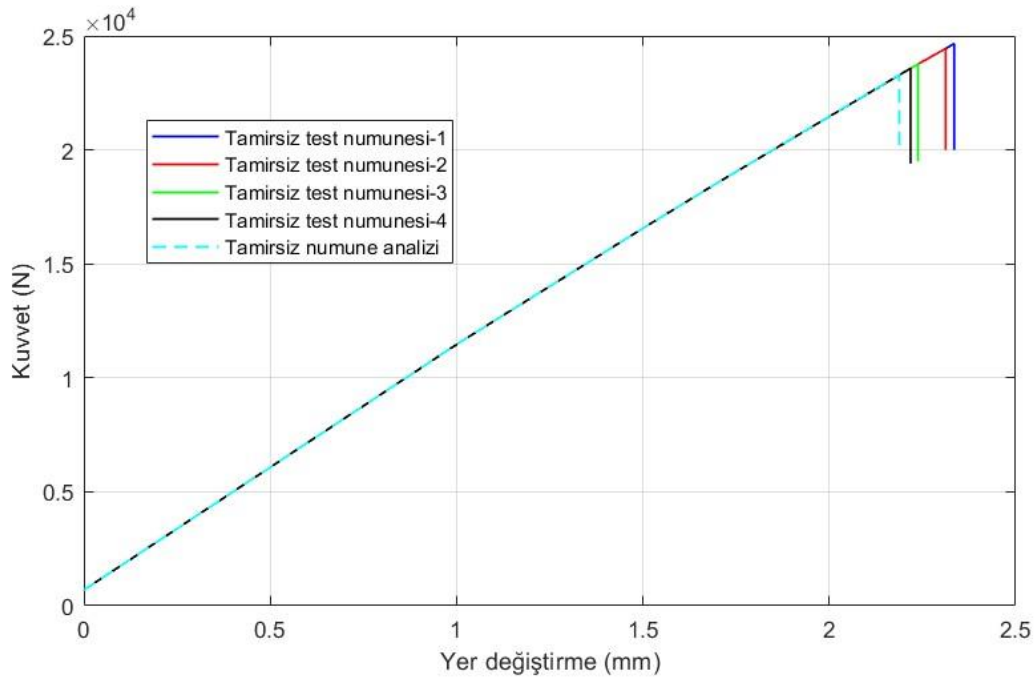
Şekil 5.1 : Kompozit tamir modellemelerini göstermektedir (a) Kabuk elemanlar kullanılarak analiz edilecek tamir modelini. (b) Katı elemanlar kullanılarak analiz yapılan tamir modelini temsil etmektedir.



Şekil 5.2 : Kabuk elemanlar kullanılarak yapılan açık yöntem analizlerinde deplasman “mm” verileri (a) Hasarsız ve tamirsiz yapı (b) 7 tabakalı tamir analizi (c) 9 tabakalı tamir analizini göstermektedir.

Şekil 5.2’de, tamirsiz test numuneleri için gerçekleştirilen test sonuçları, sayısal model sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre, kabuk elemanları kullanılarak gerçekleştirilen tamirsiz test numuneleri analizi, test sonuçları ile uyumludur. Maksimum çekme gerilmesi dayanımı yapılan analizlerle 491.4 MPa olarak elde edilirken, maksimum çekme dayanımı testlerle 550 MPa olarak belirlenmiştir. Test ve analiz sonuçlarının değişim yüzdesi %11 olarak bulunmuştur. Test sonuçlarının güvenilirliğini arttırmak amacıyla, aynı test dört kez gerçekleştirilmiştir. Dört testin ortalama değeri analiz sonucu ile karşılaştırıldığında, sonuçlar arasındaki fark %2.25 olarak belirlenmiştir. Şekil 5.3’de gösterilen dört test

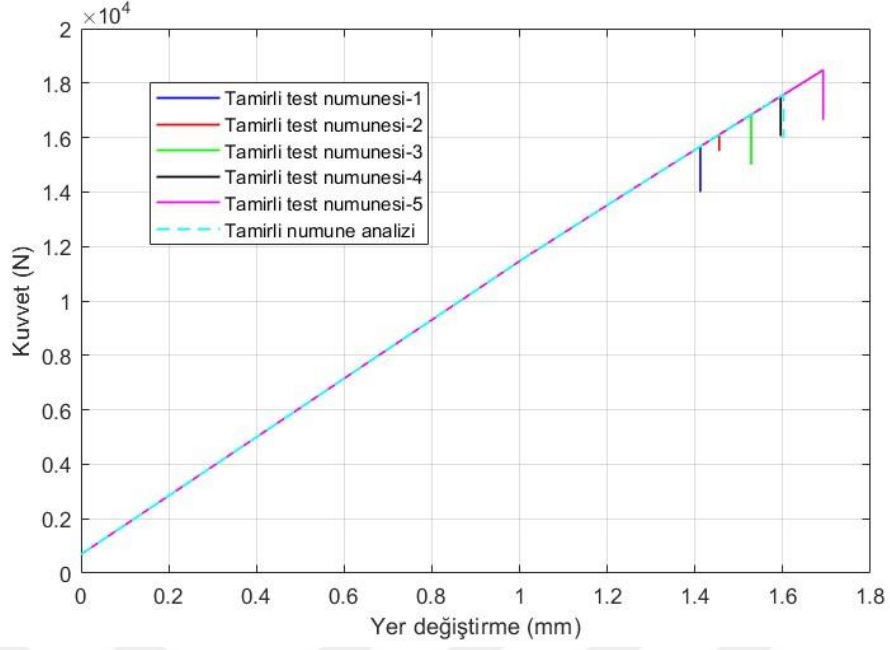
düşünüldüğünde, tamirli numunelerin test sonuçlarındaki değişim katsayısı %7.3 olarak kabul limitleri içerisinde [62].



Şekil 5.3 : Tamirsiz test numuneleri ve tamirsiz numune analizi kuvvet - yer değiştirme sonuçları

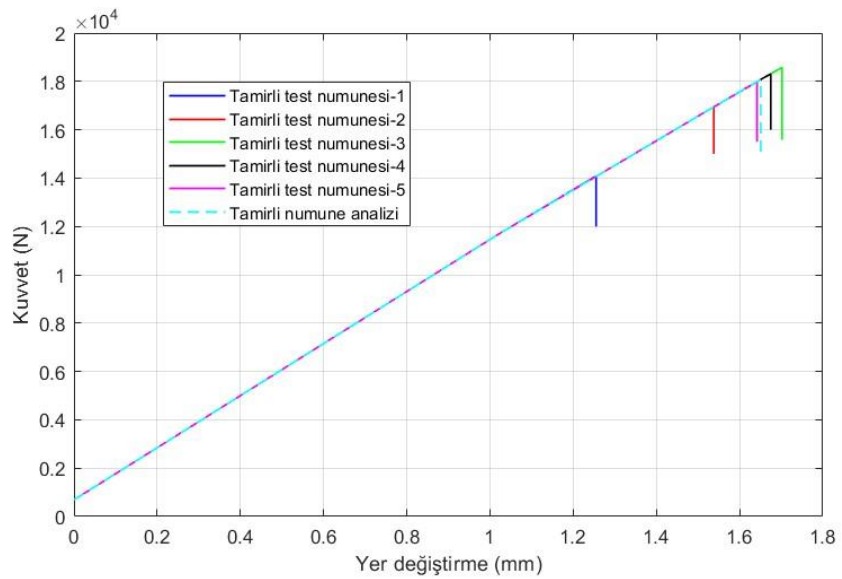
Şekil 5.4’de, tamirli numuneler için elde edilen test sonuçları ve tamir model için elde edilen analiz sonucu sunulmuştur. Ortalama çekme gerilme ve ortalama gerinim değerleri için numune seviyesindeki test sonuçları ile analiz sonucu benzerlik göstermektedir. Ancak tabakaların oryantasyona bağımlı olarak maruz kaldığı yüklerin farklı olabileceği göz önünde bulundurularak, gerinim değerleri esas alınarak kompozit kanat modelinde değerlendirmeler yapılmıştır. Şekil ’de yer alan karşılaştırma 7 tabakalı bir numune içindir. Şekil 5.2’de ise 9 tabakalı ve tamirli test numuneleri ile tamirli numune analizine ait kuvvet - yer değiştirme sonuçları sunulmuştur.

Şekil 5.4’de yer alan 7 tabakalı tamirli test numuneleri için kopma anında gözlemlenen yer değiştirme yaklaşık olarak 1.4 mm ile 1.7 mm aralığındadır. Testlerde kullanılan tamirli numune, modelleme yoluyla analiz edildiğinde ise 1.6 mm civarında bir yer değiştirme görülmüştür. Elde edilen analiz sonucu, test sonuçlarının yaklaşık ortalaması olan 1.55 mm değerine oldukça yakındır.



şekil 5.4 : 7 tabakalı tamirli test numuneleri ve tamirli numune analizi kuvvet - yer değiştirme sonuçları

şekil 5.5’de yer alan 9 tabakalı tamirli test numuneleri için elde edilen maksimum yer değiştirme 1.25 mm ile 1.7 mm aralığındadır. Testlerden bir tanesi 1.25 mm’lik yer değiştirmede kopmuştur. Diğer test sonuçları ise 1.55 mm ile 1.7 mm aralığındadır. Tamirli olarak modellenen 9 tabakalı numune için gerçekleştirilen sayısal analiz sonucunda yaklaşık olarak 1.64 mm değerinde bir yer değiştirme görülmektedir. Elde edilen sayısal sonuç, test sonuçları ile benzerlik göstermektedir.



şekil 5.5 : 9 tabakalı tamirli test numuneleri ve tamirli numune analizi kuvvet - yer değiştirme sonuçları

Dokuz tabakalı tamirli numunelerin test sonuçlarının değişim katsayısı, yedi tabakalı tamirli numunenin sonuçlarına göre daha yüksektir. Bu durumun temel sebebi, tamir numunelerinde tabaka sayısı arttıkça, ana yapı ve tamir tabakaları arasındaki reçineden kaynaklı olarak kürlenme sonrasında oluşabilecek gözeneklerin ve hapsolmuş hava kabarcıklarının etkisi olarak değerlendirilmiştir. Tahribatsız ultrasonik muayene ile yapılan testler sonucunda maksimum 6 desibel ses kaybı görülmüştür. Bu değer kabul kriterlerinde belirtilen limitlerin içerisinde bulunmaktadır [34].

Çizelge 5.4'de, tamirsiz test numunelerinin ASTM 3039D test sonuçlarıyla, kabuk elemanlar kullanılarak gerçekleştirilen sayısal analizinin sonuçları arasında uyum olduğu gözlemlenmektedir. Çizelge 5.4'de yer alan değişim katsayısı standart sapma değerinin test sonuçlarının ortalamasına oranını belirtmektedir. Test sonuçları ile sayısal model sonuçları arasındaki fark tüm durumlar için %10'un altında bir gerilme farkına neden olmuştur. Bu sonuçlar ışığında, kabuk elemanlar kullanılarak kompozit malzemelerde tamir modellemesi yapılmasının isabetli sonuçlar sağladığı görülmüştür. Bu nedenle, bundan sonraki kısımlarda gerçekleştirilecek analizler için kabuk elemanlarının kullanılması, bir çözüm metodolojisi olarak benimsenmiştir.

Çizelge 5.4 : Şekil 5.2'de gösterilen analiz sonuçlarının çıktıları ile test sonuçlarının farkları

| <b>Numune Türü</b> | <b>Yöntem</b> | <b>Ortalama Çekme Gerilme (MPa)</b> | <b>Ortalama Gerinim (usn)</b> | <b>Değişim Katsayısı (%)</b> | <b>Tamir İyileştirme Oranı</b> |
|--------------------|---------------|-------------------------------------|-------------------------------|------------------------------|--------------------------------|
| Tamirsiz           | Test          | 508.25                              | 10601                         | 2.25                         | -                              |
| 7 Tabakalı tamir   | Test          | 362.4                               | 7518                          | 7.3                          | 71.3                           |
| 9 Tabakalı tamir   | Test          | 356.4                               | 7385                          | 8.4                          | 70.1                           |
| Tamirsiz           | Sayısal       | 491.4                               | 10231                         | -                            | -                              |
| 7 Tabakalı tamir   | Sayısal       | 370.8                               | 7695                          | -                            | 73                             |
| 9 Tabakalı tamir   | Sayısal       | 338                                 | 7011                          | -                            | 66.53                          |

## 5.2 Kompozit kanat analizi

### 5.2.1 Tekli yuvarlak ve kare tamir analizi

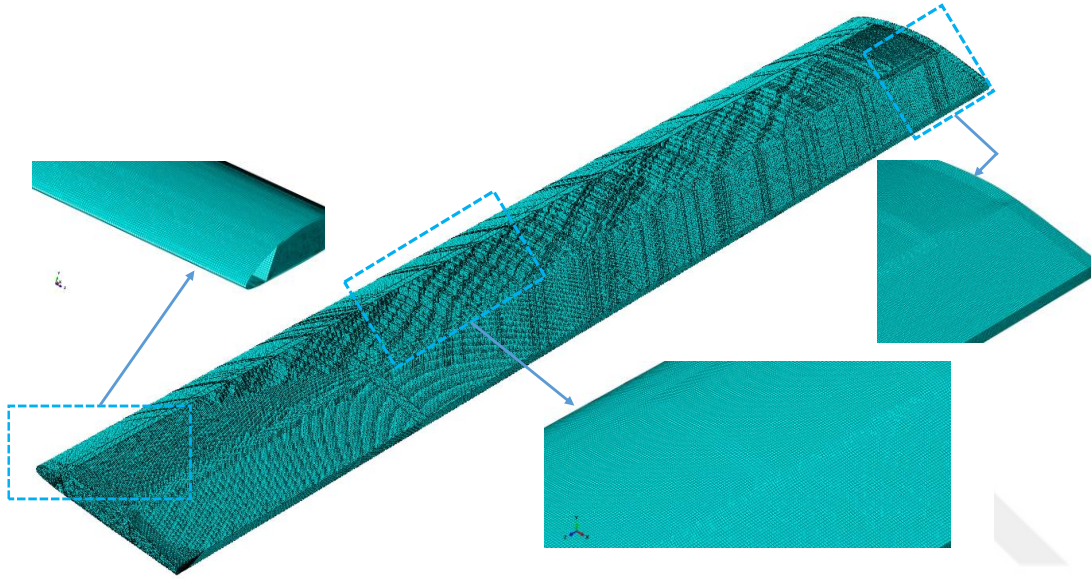
Kompozit kanat yapısı, bölüm 4.1'de gösterilen kanat kabuğu, tüm kiriş ve kaburga elemanları kullanılarak, bağlayıcı kullanılmaksızın yapıştırıcı kontaklarıyla birlikte analiz edilmiştir. Kanat yapısının yapısal analizi, ABAQUS/EXPLICIT kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Yapısal analizlerde, kanat yapısının kavisli şekli ve uygulanan yüklerin etkisiyle kavisli bölgelerde baskın olan davranış, eğilme deformasyonudur. Bu durumda, elemanların eğilme altında gerçekleşmesi gereken eğilme gerilmeleri yerine gerçekçi olmayan kesme gerilmeleri sergilemesi durumu söz konusudur [99]. Tam entegre birinci derece sürekli elemanlar bu durumu göstermektedir [98]. Bu durumda, elemanın eğilme enerjisi kesme deformasyonuna dönüşmekte, eleman aşırı sert davranış sergilemekte, ve bu durum da kesme kilitlemesine (İng. Shear locking) neden olmaktadır [99,100,102]. Kesme kilitlemesini önlemek için, birinci derece azaltılmış entegrasyon elemanları olan S4R elemanları kullanılmıştır. S4R elemanları, istenmeyen düzensiz deformasyonları (İng. Hourglassing) önleyen ve sonlu membran deformasyonlarını doğru bir şekilde modelleyen özelliklere sahiptir [84,124].

Çizelge 5.5'de modeldeki kanat yapısını oluşturan parçaların toplam sayısı ile ağ yapısı ve eleman tipleri belirtilmiştir. Kanat modelindeki elemanlar "S4R" ve "S3" tipleridir. Ancak, her bir parçada bulunan "S3" elemanlarının toplam sayısı, parçadaki toplam eleman sayısının %1'inden daha az olduğu için çizelgeye dahil edilmemiştir.

Çizelge 5.5 : Kanat yapısını oluşturan elemanların ağ sayıları

| Yapısal eleman            | Kanat modelinde parça sayısı | Düğüm sayısı | Eleman Sayısı | Eleman Tipi |
|---------------------------|------------------------------|--------------|---------------|-------------|
| Kiriş                     | 2                            | 27373        | 26460         | S4R         |
| Yapısal kaburga           | 5                            | 3088         | 3024          | S4R         |
| Çalkantı önleyici kaburga | 8                            | 2479         | 2388          | S4R         |
| Firar kaburgası           | 4                            | 1231         | 1180          | S4R         |
| Kabuk                     | 1                            | 291763       | 291595        | S4R         |

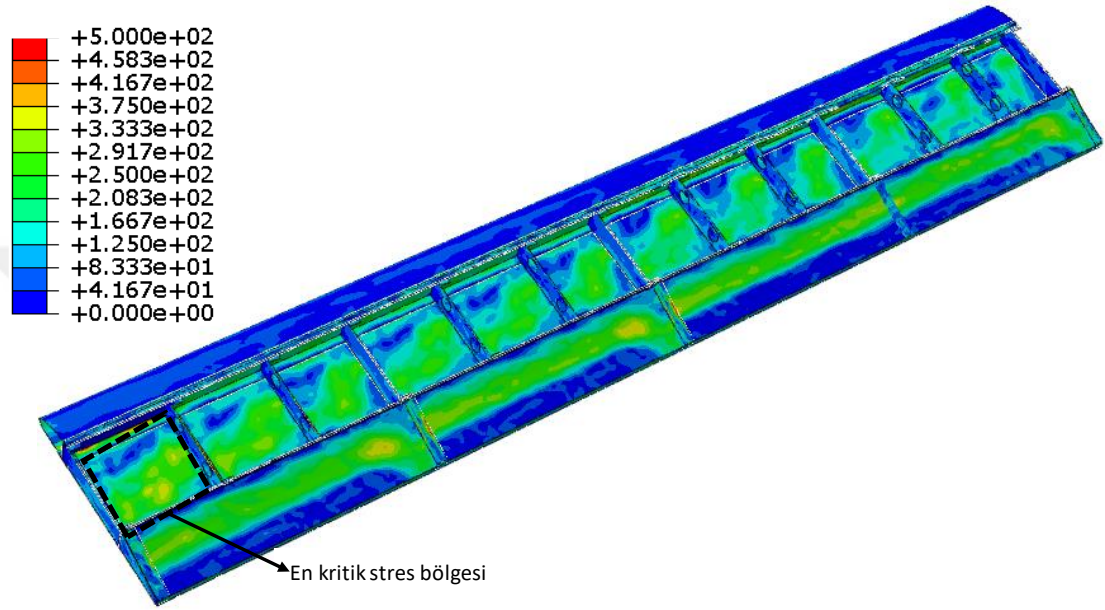
Şekil 5.6'da, kanat kabuk yapısı, kesit görselleri ile birlikte sunulmuştur. Kanat yapısındaki analizler için kabuk yapısında 291,763 eleman, 601,780 eleman ve 985.122 eleman kullanılmış ve üç durum arasında maksimum gerilme karşılaştırması yapıldığında, ağ yapıları arasında %2'den daha düşük sapma ile sonuçlar elde edilmiştir. Ağ bağımsızlığı sağlandıktan sonra, kabuk modelinde 291,763 düğüm sayısı esas alınmıştır. Bu şekilde analiz sürelerinin de kısaltılması sağlanmıştır.



Şekil 5.6 : Kabuk yapısının kesitlerle ağ yapısı gösterimi

Kanat modeli üzerindeki yükler, aerodinamik kuvvetler, yer çekimi kuvveti, mühimmat ağırlığı ve yakıt ağırlığından oluşmaktadır. Aerodinamik kuvvetler, bölüm 4'te belirtildiği gibi kabuk üst yapısında sabit 105.0 Pa olarak alınmıştır. Kabuk alt yapısında ise Eşitlik 4.7 kullanılarak aerodinamik kuvvetler uygulanmıştır. Kanat üzerindeki mühimmat ağırlığı, Mini Akıllı Mühimmat (MAM-L) seçilerek belirlenmiştir. Bu mühimmat, kiriş başlangıcından 700 milimetre, 1400 milimetre ve 2000 mm uzaklıklarda toplam 3 adet 22 kilogramlık ağırlık kuvveti olarak uygulanmıştır. Kanat yapısı içerisindeki yakıt ağırlığı, yakıtın  $810 \text{ kg/m}^3$  yoğunluğu göz önünde bulundurularak hesaplanmıştır. Kanat tasarımında ilk 9 bölmenin tamamen yakıt ile dolu olduğu varsayılarak, yakıtın temas ettiği alt kabuk yapısına 0.004 MPa basınç uygulanmıştır. Kanadın ilk 9 bölmesinde toplam 637.8 kilogram yakıt bulunmaktadır. Kanadın son 3 bölmesi ise yakıt ile doldurulmamıştır. Kanat modelindeki yüklenmeyi sabit tutabilmek için, yakıt bölmeleri 4 bağımsız kısma ayrılmıştır. Her bir bölme, en az 600 milimetre aralıklarla çalkantı önleyici kaburgalar

ile desteklenmiştir. Bu düzenleme, kanadın stabilitesini artırmak ve çalkantıları önlemek için yapılmıştır. Şekil 5.7'de tam ölçekli kanat modeli yapısal analizi, tamir uygulanmaksızın en kritik bölgeyi belirlemek amacıyla gerçekleştirilmiştir. Bu analiz, kanadın yapısal dayanıklılığını değerlendirmek ve potansiyel zayıf noktaları belirlemek için gerçekleştirilmiştir.



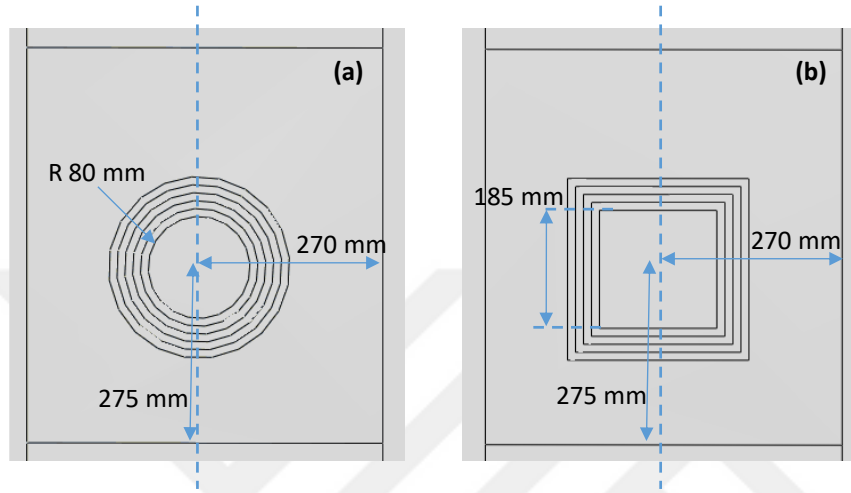
Şekil 5.7 : Tam ölçekli kompozit kanat modelinde en kritik gerilme (MPa) bölgesinin gösterimi

Şekil 5.7'de sunulan analiz sonucunda en kritik gerilme bölgesi olarak 1. bölme belirlenmiştir. Kanat yapısı üzerindeki tüm tamir senaryoları, en kritik gerilmelerin olduğu 1. bölgede gerçekleştirilmiştir. Belirlenen bölgede gerçekleştirilen senaryolar 4 kısma ayrılmıştır. Bu senaryolar, hasarlı yapı incelemesi, yuvarlak tamirli yapı incelemesi, kare tamirli yapı incelemesi ve ikili yuvarlak tamirli yapı incelemesidir.

Analizlerin tamamında, 1. bölmede elde edilen veriler olarak gerilme dayanımı, kayma hasarı başlangıcı, gerilme değerleri ve Hashin fiber hasarı sunulmaktadır. Bu veriler, yapısal bütünlüğün değerlendirilmesi ve yapısal değişikliklerin etkilerinin analiz edilmesi için kullanılmıştır.

Şekil 5.8'de belirtilen bölmede, tasarlanan tamirlerin merkezinin kirişe olan uzaklığı 270 milimetre ve kaburgaya olan uzaklığı 275 milimetre olarak modellenmiştir. Her bir tamir tabakasının boyutları, ilgili geometrik şekle göre kenarlarından 12.5 milimetre uzatılarak modellenmiştir [13]. Gerçekleştirilen analizlerde, yapının

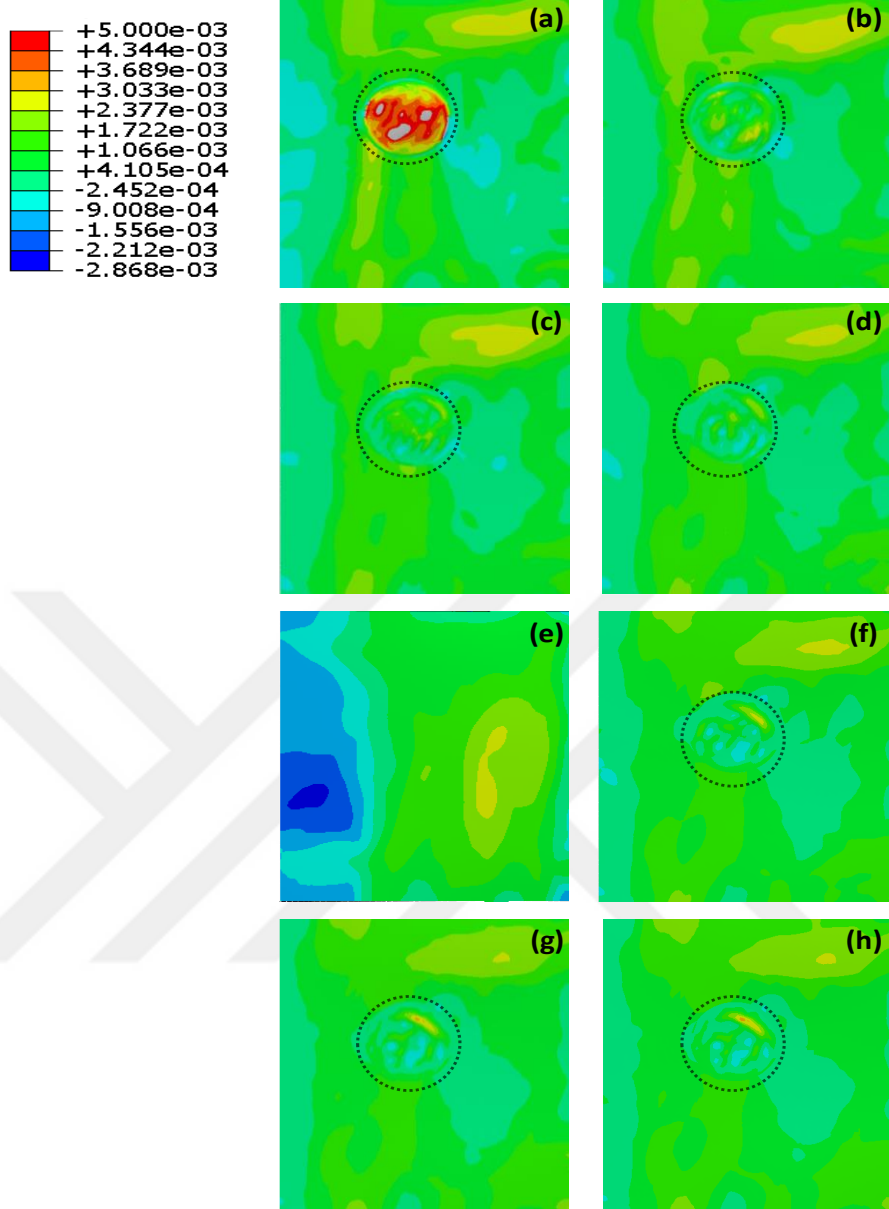
üzerinde risk oluşturacak ve kopmasına neden olacak gerinim dayanımı 5,000 usn ve maksimum gerilme dayanımı 500 MPa olarak belirlenmiştir. Çekme testleri sonucunda elde edilen minimum gerinim değeri 10,500 usn'dir. Ancak, kompozit yapının sıkıştırma yönündeki kuvvetlere olan hassasiyeti göz önünde bulundurularak maksimum gerinim değeri 5,000 usn olarak belirlenmiştir. Belirtilen limit değerlere ulaşan bir kompozit yapı kopma açısından risk barındırmaktadır.



Şekil 5.8 : 1.bölmede tasarlanan tamir modellemeleri gösterilmektedir. (a) yuvarlak tamir modellemesini (b) kare tamir modellemesini temsil etmektedir.

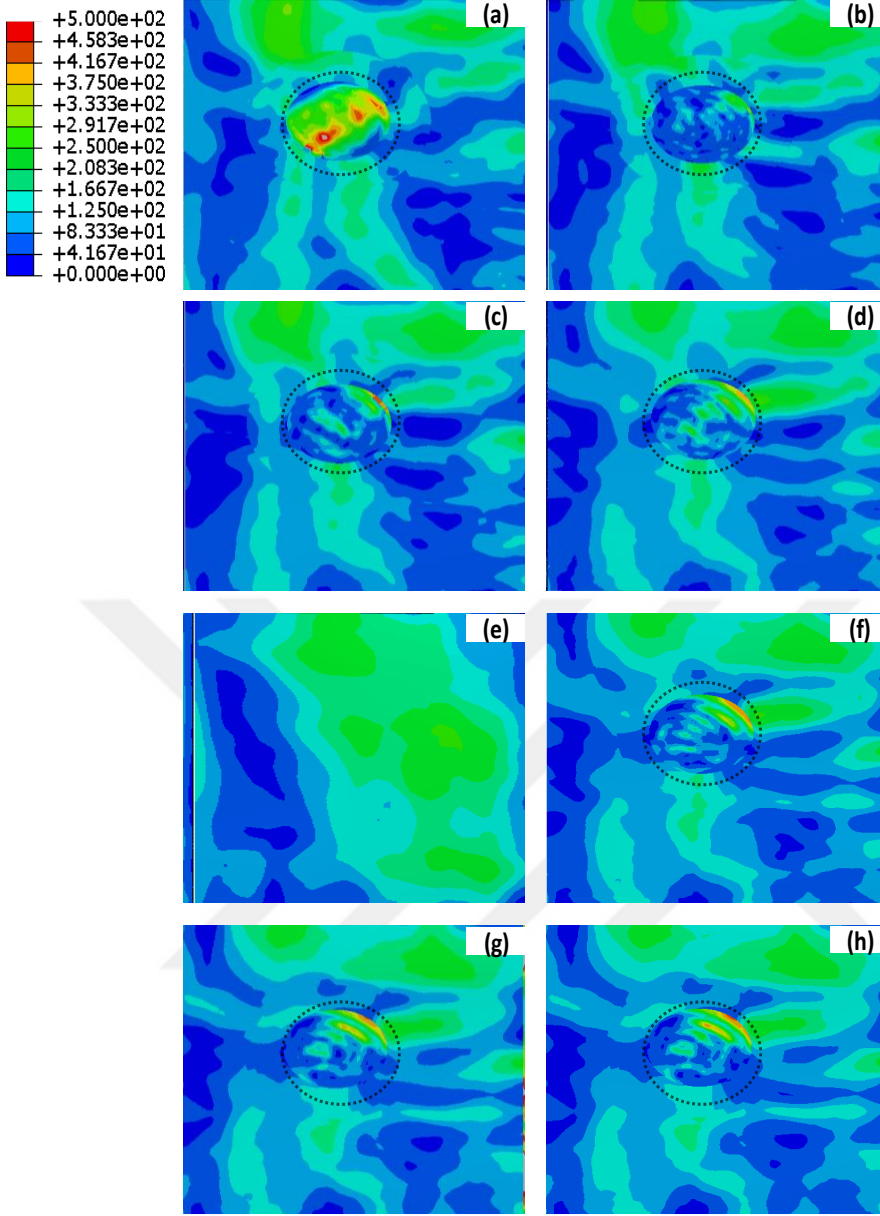
Şekil 5.9'da hasarlı, tamirsiz ve yuvarlak tamirli tasarımların gerinim değerleri sunulmuştur. Şekil 'da (a) bölümünde gösterilen üç eksik tabakalı yapıda kopma meydana gelmiştir. Ekstra bir tabaka kullanılmaksızın gerçekleştirilen tamir işlemi, üç eksik tabakalı hasarlı yapıya kıyasla dayanımı %39 oranında artırmıştır. Eksik tabakaların sayısı azaldıkça, ekstra bir tabakalı tasarıma kadar en yüksek gerilme değerlerinde bir düşüş gözlenmiştir. Ekstra iki tabakanın uygulanmasıyla birlikte yapıdaki gerilme değerlerinde bir artış gözlenmiş ve dolayısıyla tamir edilmiş yapının daha fazla yüke dayanabileceği görülmüştür.





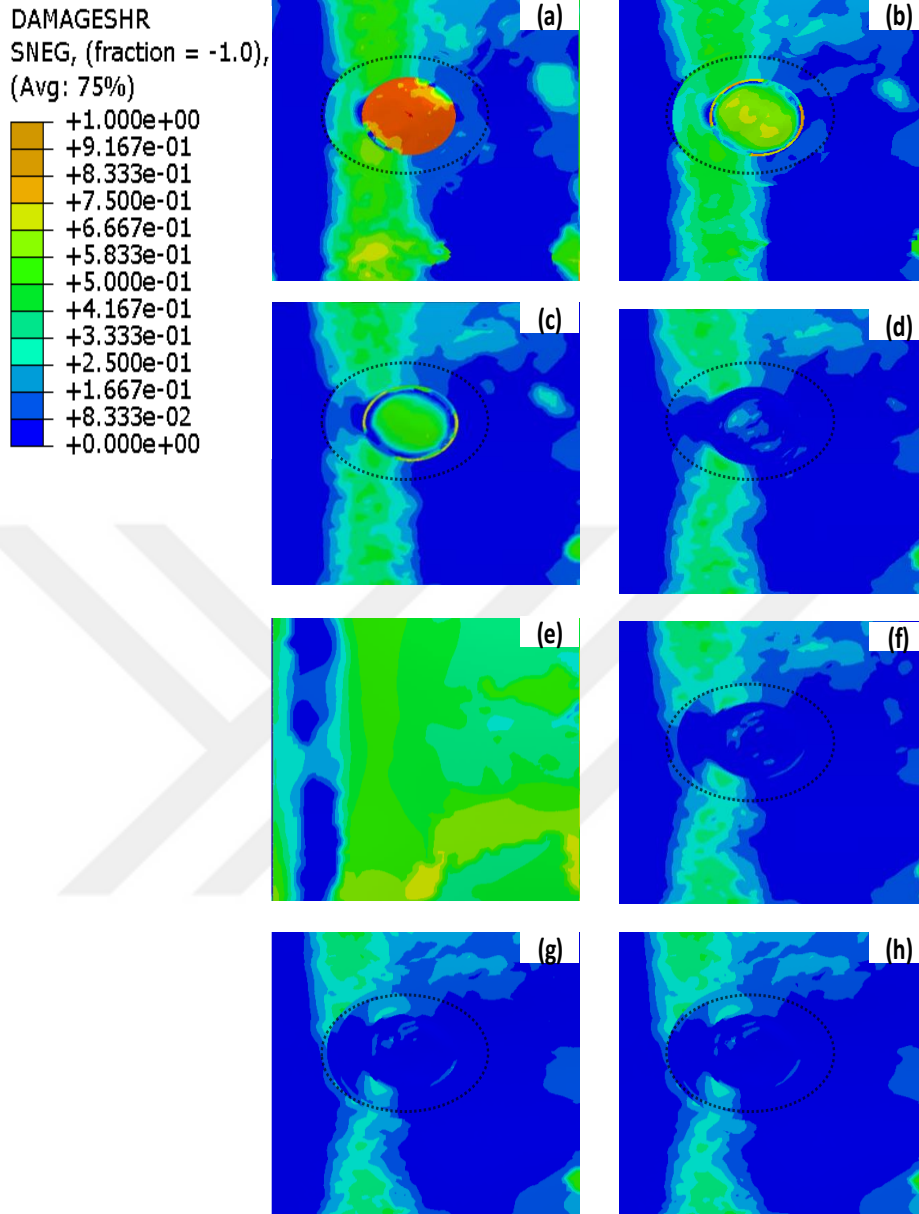
Şekil 5.9 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların gerinim (usn) değerleri (a) ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 45°-45° tabakayı, (h) tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir.

Şekil 5.7'de gösterilen kritik bölgedeki gerinim değeri Şekil 5.9'da (e) kısmında gösterilmiştir. Şekil 'de hasarlı, tamirsiz ve yuvarlak tamirli tasarımların gerilme değerleri sunulmuştur.



Şekil 5.10 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların gerilme (MPa) değerleri (a) ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 45°-45° tabakayı, (h) tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir.

Şekil 5.10'de gösterilen gerilme değerleri, Şekil 5.9'da belirtilen gerinim değerlerine göre düzensiz gerilme dağılımları sergilemektedir. Çünkü gerilme değerleri, oryantasyona bağlı olarak değişkenlik gösterebilirken, gerinim değerleri yapı üzerinde daha düzenli bir davranış sergilemektedir [125,126]. Bu durum, malzemenin farklı yönlerde göre farklı mukavemet özelliklerine sahip olmasından kaynaklanmaktadır. Şekil 5.11'de hasarlı, tamirsiz ve yuvarlak tamirli tasarımların kayma hasarı başlangıç değerleri sunulmuştur.



Şekil 5.11 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların kayma hasarı başlangıç değerleri (a) ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 45°-45° tabakayı, (h) tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir.

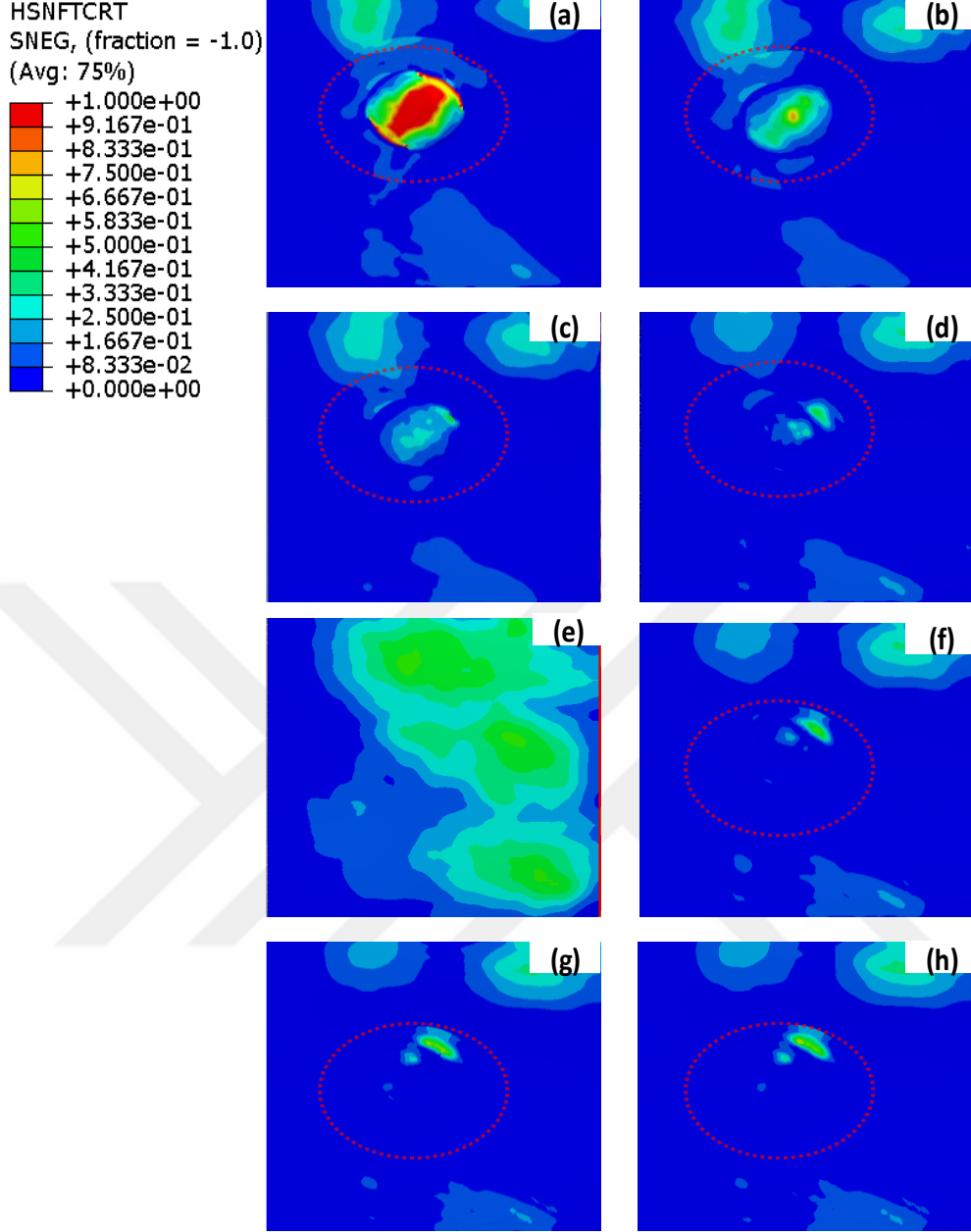
Şekil 5.11'de gösterilen "1" olarak belirtilen gösterge değeri, hasarın başladığını göstermektedir. Şekil 5.9, Şekil 5.10 ve Şekil 5.11'de gösterilen analiz sonuçları birbirlerini doğrulamaktadır. Ek olarak, kompozit kabuk yapılarındaki hasarın başlangıcını tahmin etmek için Hashin hasar kriteri modeli kullanılmıştır. Hashin hasar kriteri, farklı yükleme koşullarında hasarın başlama eğilimini belirleyerek yapısal

performansı değerlendirmeye yardımcı olmaktadır [19]. Hashin hasar kriterinde "1" olarak belirtilen gösterge değeri, hasarın başladığını göstermektedir. Dokuma kumaş kompozitlerinde matris hasarı birincil bir başarısızlık modu değildir [17]. Hashin modeli, hasarın enine (İng. Weft) ve boyuna (İng. Warp) yönlendirmedeki fiber hasarını ele almaktadır. Kumaşın simetrik doğası nedeniyle, iplik “weft” ve çözüğü “warp” yönlendirmeler için kriterler aynıdır. Üç boyutlu Hashin modelinin formu Eşitlik 5.1 ve Eşitlik 5.2’de sunulmuştur. Çözgü yönünde fiber çekme gerilmesi hasarı ( $\sigma_{11} \geq 0$ ) için Eşitlik 5.1 kullanılmaktadır. İplik yönünde fiber çekme gerilmesi hasarı ( $\sigma_{22} \geq 0$ ) için Eşitlik 5.2. kullanılmaktadır.

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 \quad (5.1)$$

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 \quad (5.2)$$

Kompozit kanat modelinin yüklere maruz bırakılması durumunda, kritik olarak belirlenen 1. bölgedeki alt kabuk çekme gerilmelerine maruz kalmıştır. Üst kabuk ise sıkıştırma gerilmelerine maruz kalmıştır. Kritik bölgede yapılan Hashin modeli analizlerinde, fiber çekme gerilmesi hasarı incelenmiştir. Şekil 5.12’de hasarlı, tamirsiz ve yuvarlak tamirli tasarımların hashin fiber hasarı başlangıç değerleri sunulmuştur. Hashin modeli kullanılarak yapılan analizlerde elde edilen sonuçlar, gerinim, gerilme ve kayma hasarı başlangıç analizleri sonuçları ile uyum göstermiştir.



Şekil 5.12 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların Hashin fiber hasarı başlangıç değerleri (a) ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 45°-45° tabakayı, (h) tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir.

Şekil 5.12’de yer alan kesikli çizgiler ile çevrilmiş olan alan tamir bölgesini temsil etmektedir. Elde edilen sonuçlara göre, üç eksik tabaka bulunan durumda fiberlerin koptuğu görülmektedir. Diğer durumlarda ise kopma oluşumu görülmemektedir. İki tabakanın eksik olduğu hasar durumunda da lokal olarak yüksek kopma riski bulunduran bir nokta bulunmaktadır. Tek tabakanın eksik olduğu hasar durumunda

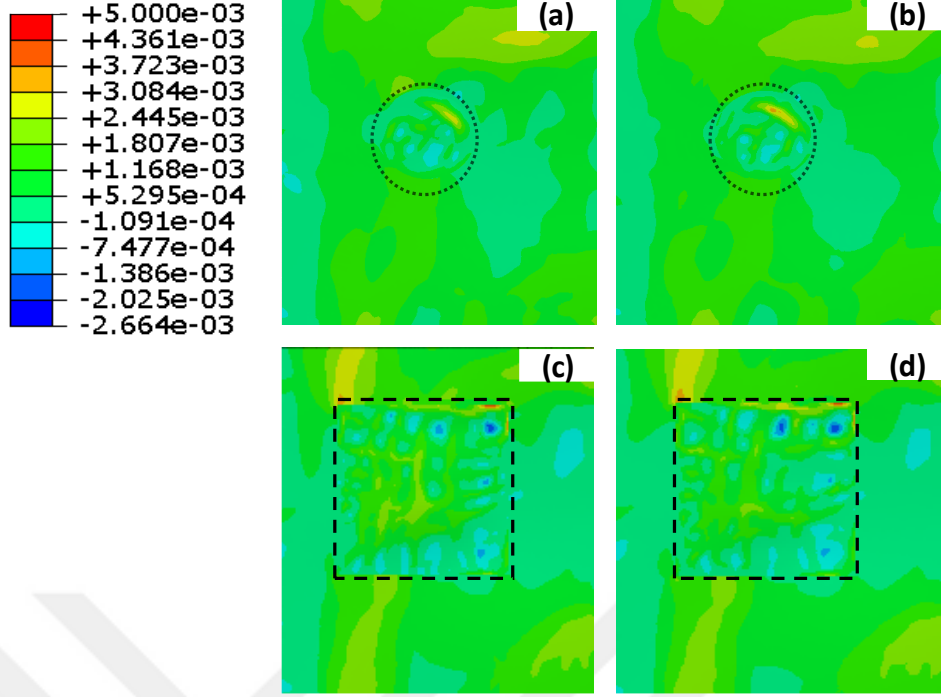
ise önemli bir kopma riski görülmemiştir. Yuvarlak hasar bölgesinde tamir gerçekleştirildiğinde ise kopma ile ilgili riskler daha da düşürülmüştür. Elde edilen sonuçlar, oluşan hasarın tamir edilmesi ile dayanım artışı olduğunu belirtmektedir.

Tamir yöntemi olarak yuvarlak alan tamirinin yanısıra kare şeklinde bir tamir gerçekleştirmek de mümkündür. Kompozit tamirlerde, en az 1 tabaka ekstra karbon serimi uygulanması hasar tolerans (İng. Damage Tolerance) gereksiniminden kaynaklanmaktadır. Bu gereksinim göz önünde bulundurularak, ekstra bir ve ekstra iki katmanlı tamirlerin kare tamir analizleri yapılmış ve yuvarlak tamir sonuçları karşılaştırılmıştır.

Şekil 5.13'da sunulan görsellerde, yuvarlak ve kare tamirli yapıların gerinim değerleri incelenmiştir. Ekstra bir tabakalı yuvarlak tamir yapısı, 2560 usn gerinim değeri ile en ideal sonucu vermiştir. Ancak, ekstra 2 tabakalı yuvarlak tamir yapısı, ikinci ek serim ile birlikte yapıda gözlenen gerinim değerlerini arttırmıştır.

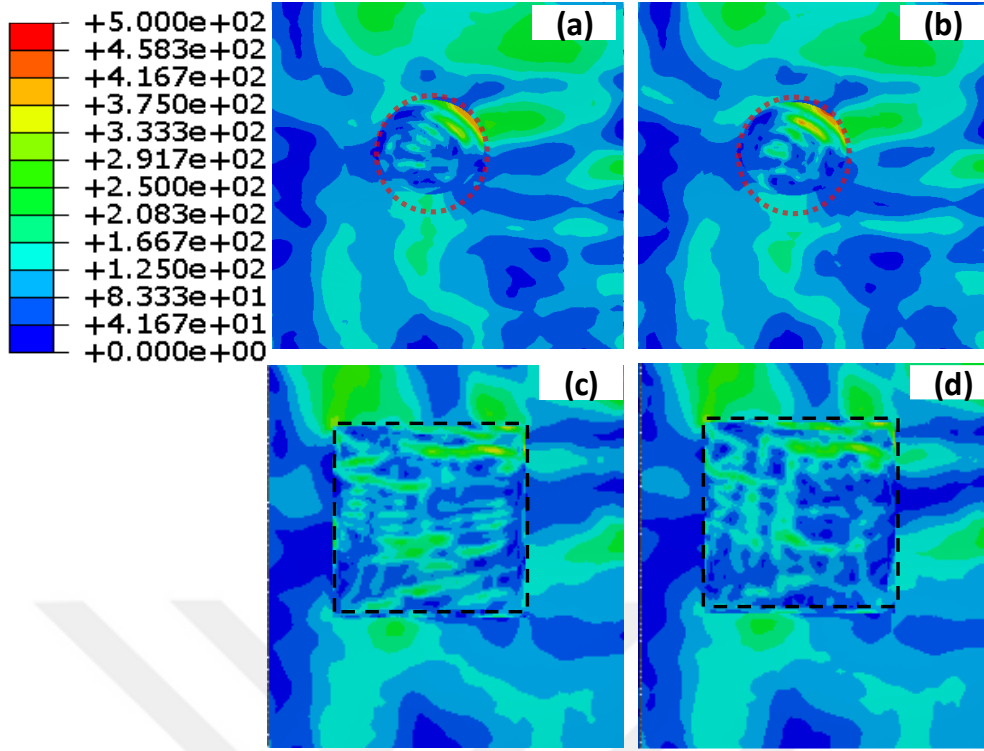
Kare tamir tasarımlarında ise, yuvarlak tamire kıyasla ekstra bir tabakalı senaryoda gözlenen gerinim %45 değerinde bir artış göstermiştir. Ancak ekstra bir tabakanın daha eklenmesiyle birlikte yapıda gözlenen gerinim değerinin %5.5 azaldığı gözlenmiştir. Bu durumun temel nedeni, kare tamirlerin köşe kısımlarında lokal gerilmelerin birikmesi ve ekstra tamir tabakalarıyla bu süreksizliğin giderilmesidir.

Kare tamirler için gözlenen gerinim değerleri, Şekil 5.13(a)'da gösterilen tamir tasarımında 4.592 usn, Şekil 5.13(b)'de gösterilen tamir tasarımında ise 4.337 usn olarak elde edilmiştir. Kare tamir tasarımında ekstra serim ile köşe bölgelerinin üzerine 12,5 mm uzatılarak serilen ek tabaka, gözlenen gerinim değerini azaltmıştır. Yuvarlak tamirde ise, 12,5 mm uzatılarak serilen ek tabaka gözlenen gerinim değerlerini arttırmıştır. Yuvarlak tamirlerde lokal köşe noktalarında süreksizlik görülmediğinden ekstra serim ile birlikte yapı direngenliği daha da artmıştır. Direngenliği artan yapı, çevresindeki tabakalara göre daha fazla yük çektiği için daha yüksek gerinim değerleri gözlenmiştir.



Şekil 5.13 : Yuvarlak ve kare tamirli yapıların gerinim (usn) değerleri, (a) yuvarlak tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (b) yuvarlak tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı, (c) kare tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (d) kare tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir.

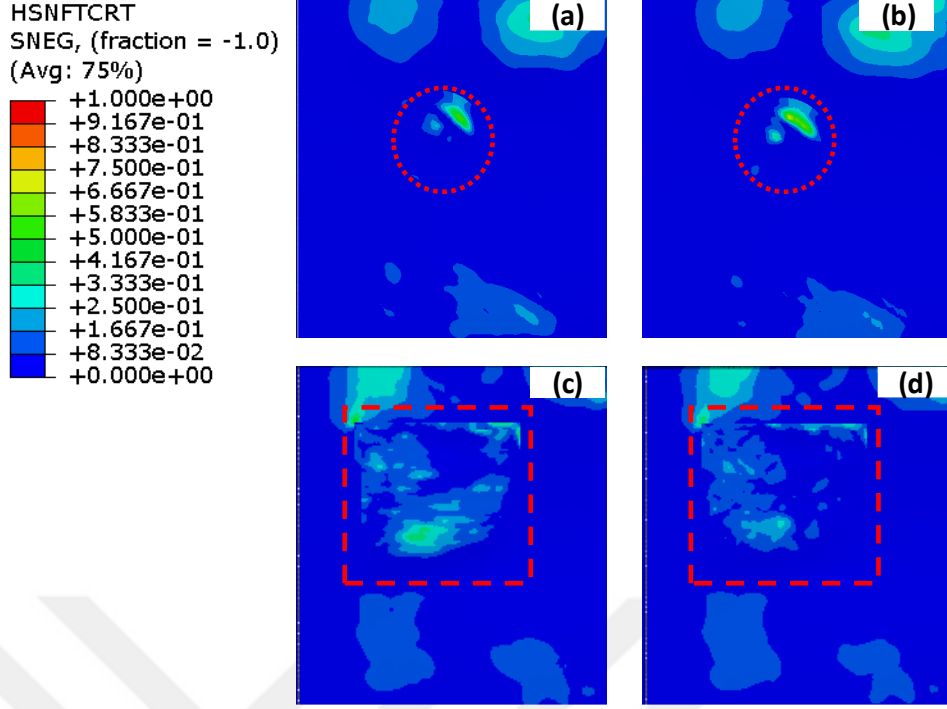
Şekil 5.14'de sunulan görsellerde, yuvarlak ve kare tamirli yapıların gerilme değerleri incelenmiştir. Kiriş hattı boyunca alt kabukta oluşan çekme gerilmesi, tamir yapısının uç noktalarında yüksek gerilmeler oluşturmuştur. Özellikle, tamir yapısının uç noktalarında yer alan kare tamirli bölgelerde, yuvarlak tamirli duruma göre yaklaşık olarak %41 değerinde daha yüksek gerilme seviyesi gözlemlenmiştir.



Şekil 5.14 : Yuvarlak ve kare tamirli yapıların gerilme (MPa) değerleri, (a) yuvarlak tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (b) yuvarlak tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı, (c) kare tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (d) kare tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir.

Şekil 5.15'de sunulan görsellerde, yuvarlak ve kare tamirli yapıların Hashin fiber hasarı başlangıç değerleri sunulmuştur. Kiriş hattı boyunca oluşan çekme gerilmelerinin yük yolu (İng. load path) üzerinde ilk etkileşime girdiği tamirin uç noktalarında Hashin fiber hasarı başlangıç değerleri artış göstermiştir. Şekil 5.13, Şekil 5.14 ve Şekil 5.15'de elde edilen sonuçlar birbirlerini destekler niteliktedir.





Şekil 5.15 : Yuvarlak ve kare tamirli yapıların Hashin fiber hasarı başlangıç değerleri, (a) yuvarlak tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (b) yuvarlak tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı, (c) kare tamirli yapıda 1 ekstra 45° tabakayı, (d) kare tamirli yapıda 2 ekstra 0°- 45° tabakayı temsil etmektedir.

Çizelge 5.6'da, yuvarlak ve kare tamirli yapıların gerinim değerlerinin karşılaştırılması sunulmuştur. Şekil 5.12'de yer alan tamirli model "d" ile Şekil 5.13'de yer alan ana yapı "e" benzer sonuçlar göstermiştir. Şekil 5.13'de 12.5 milimetre uzatılarak serilen ekstra tabaka tamiri "f", yuvarlak tasarımlar için optimum tamir senaryosudur. Kare tamirler için ise, tamirin uç kısımlarındaki lokal yüksek gerilmeleri engellemek amacıyla atılan ekstra tabakalar, yapıdaki direngenliği arttırmıştır.

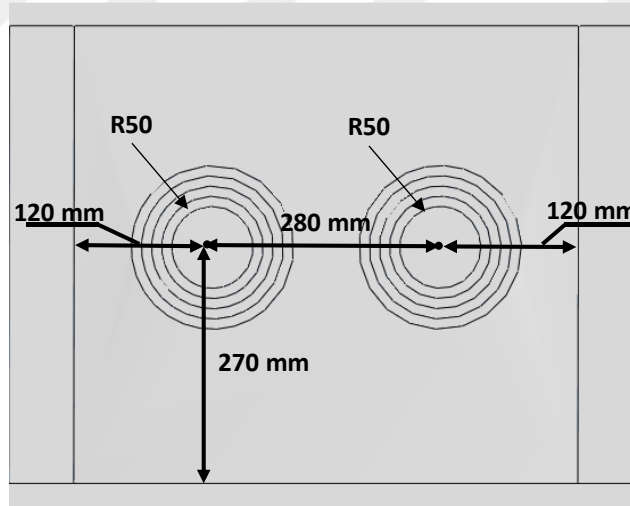
Çizelge 5.6 : Yuvarlak ve kare tamirli yapıların gerinim değerleri

| Analiz Türü  | Tamir Şekli | Eksik tabaka sayısı | Ekstra tabaka sayısı ve yönü | En Yüksek Çekme gerinimi (usn) |
|--------------|-------------|---------------------|------------------------------|--------------------------------|
| Hasarlı Yapı | Yuvarlak    | 3                   | -                            | 6700                           |
| Hasarlı Yapı | Yuvarlak    | 2                   | -                            | 3436                           |
| Hasarlı Yapı | Yuvarlak    | 1                   | -                            | 2754                           |
| Tamirli Yapı | Yuvarlak    | 0                   | -                            | 2628                           |
| Ana Yapı     | -           | 0                   | -                            | 2631                           |
| Tamirli Yapı | Yuvarlak    | 0                   | 1 (+/-45)                    | 2560                           |
| Tamirli Yapı | Yuvarlak    | 0                   | 2 (+/-45)                    | 3146                           |
| Tamirli Yapı | Yuvarlak    | 0                   | 2 (0/45)                     | 3626                           |
| Tamirli Yapı | Kare        | 0                   | 1 (+/-45)                    | 4592                           |
| Tamirli Yapı | Kare        | 0                   | 2 (0/45)                     | 4337                           |

## 5.2.2 Çiftli yuvarlak tamir modellemesi

Tek bölge tamirinin gerçekleştirildiği çalışmalara ek olarak, birbirine yakın iki hasarlı bölgenin incelendiği durumlar üzerinde de çalışılmıştır. Bu amaçla, çiftli tamirler için optimum tamir senaryosu olarak yuvarlak tamir tasarımı seçilmiştir. Daha önce gerçekleştirilen tek bölge tamir analizlerinde, yuvarlak tamir ile kare tamir durumları karşılaştırıldığında, köşe bölgelerinde oluşan gerilme konsantrasyonu yuvarlak tamirlerde (İng. stress concentration) daha düşük seviyelerde bulunmuştur.

Şekil 5.16'da kompozit kanat modeli analizinde en kritik bölge olan 1.bölmede gerçekleştirilen çiftli yuvarlak tamir senaryosu tasarımı gösterilmektedir. Yuvarlak tamir bölgelerinin kenarları arasındaki (İng. Ligament distance) mesafe, en az çember çapı kadar olacak şekilde tamir senaryosu tasarlanmıştır. İki tamirli bölge arasındaki uzaklık (İng. Pitch distance) 280 mm ve kenar mesafeleri 120 mm uzaklık mesafesindedir. Tamir bölgesi en kritik bölge seçilen 1.bölmede kenardan 270 mm uzaklıkta tasarlanmıştır. Tasarlanan her bir yuvarlak kompozit serimlerini temsil etmektedir.

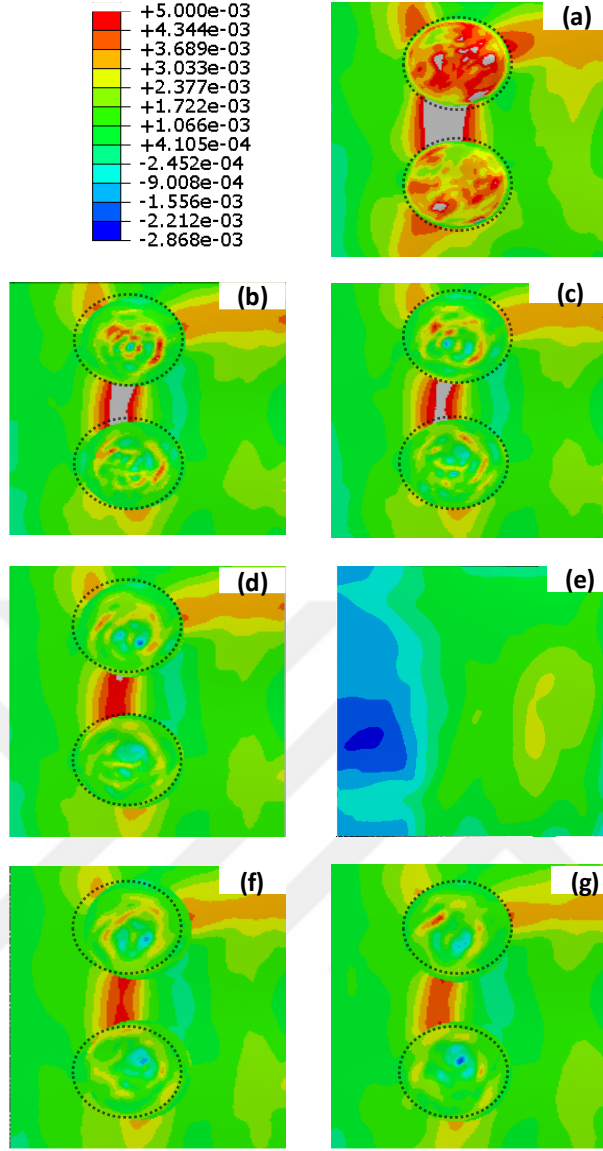


Şekil 5.16 : 1.bölmede gerçekleştirilen çiftli tamir senaryosu tasarımı

Şekil 5.17'de tamirli tamirsiz ve hasarlı yapıların gerinim değerleri sunulmuştur. 1. bölmede birbirinden bağımsız iki ayrı tamir gerçekleştirilmiştir. Şekil 5.16'da sunulan, birbirinden bağımsız olarak tasarlanmış iki tamir modelinin, tekli tamir senaryolarına göre yapının yapısal bütünlüğünün davranışı gözlemlenmiştir. Şekil 5.17 sunulan verilere göre, Şekil 5.17 (a), Şekil(b), Şekil 5.17 (c), Şekil 5.17 (d) bölgelerinde 5000

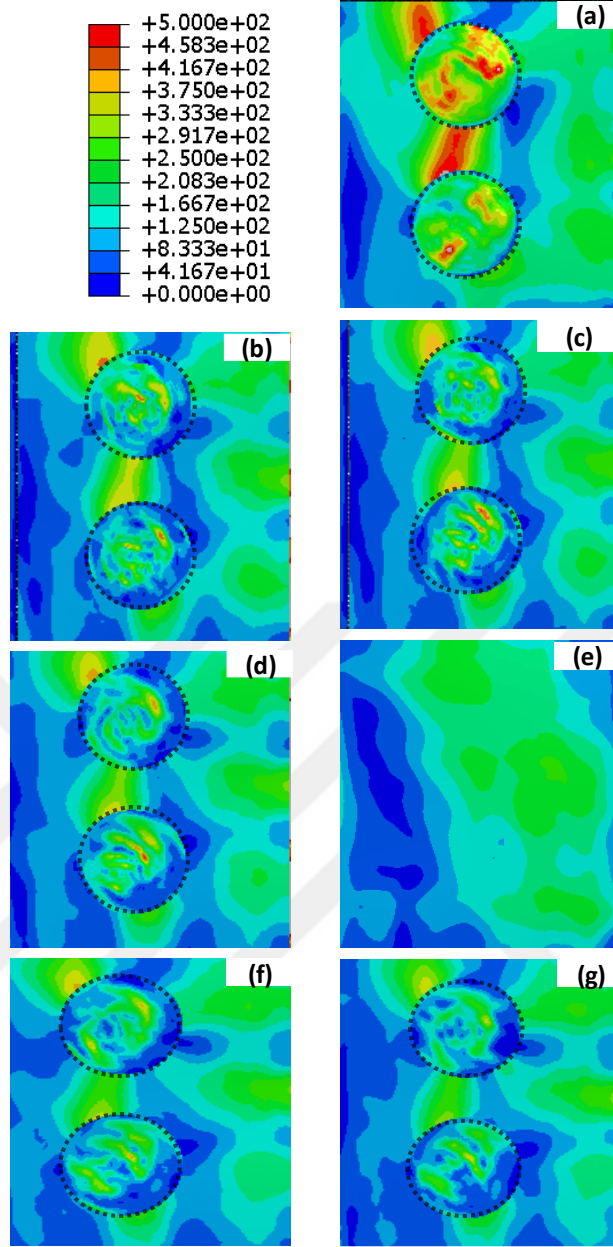
usn'nin üzerinde gerilme değerleri tespit edilmiş ve malzeme kopmuştur. Ekstra tabakaların eklenmesiyle birlikte, gerilme değerleri en yüksek izin verilen limit olan 5000 usn'nin altına düşmüştür. Kiriş hattı boyunca çekme gerilmesi yk yolu üzerinde iki yuvarlak tamir bölgesi arasında yüksek gerilme/gerinim gözlenmiştir. Ek tabakaların 12,5 mm uzatılmasıyla, yüksek gerilme bölgesindeki süreksizlik azalmış ve gözlenen gerinim değerlerinde düşüş meydana gelmiştir.

şekil 5.17'de eksik tabakaların etkisiyle oluşan süreksizlik ile birlikte şekil 5.17 (a), şekil 5.17 (b), şekil 5.17 (c), şekil 5.17 (d) görsellerinde tamir hattı boyunca yüksek gerilmeler gözlenmiş ve kopmalar gerçekteşmiştir. Yapının (f) ve (g) tamirlerinde gözlendiği üzere lokal direngenliğin artması ile beraber tamir bölgeleri yk yolu oluşturmuştur. Oluşan yük yolu üzerinde ekstra serimlerle süreksizlik azaltılmış ve gözlenen gerilme değerleri düşmüştür. şekil 5.17'de sunulan gerinim sonuçları ile şekil 5.18'de sunulan gerilme analizleri sonuçları karşılaştırıldığında gerinim analizi sonuçlarında daha düzenli renk dağılımları görülmektedir. Analizler sonucunda yapının kopma durumu şekil 5.17'de sunulan gerinim ve şekil 5.20'de sunulan Hashin hasarı başlangıç değerleri ile belirlenmiştir.



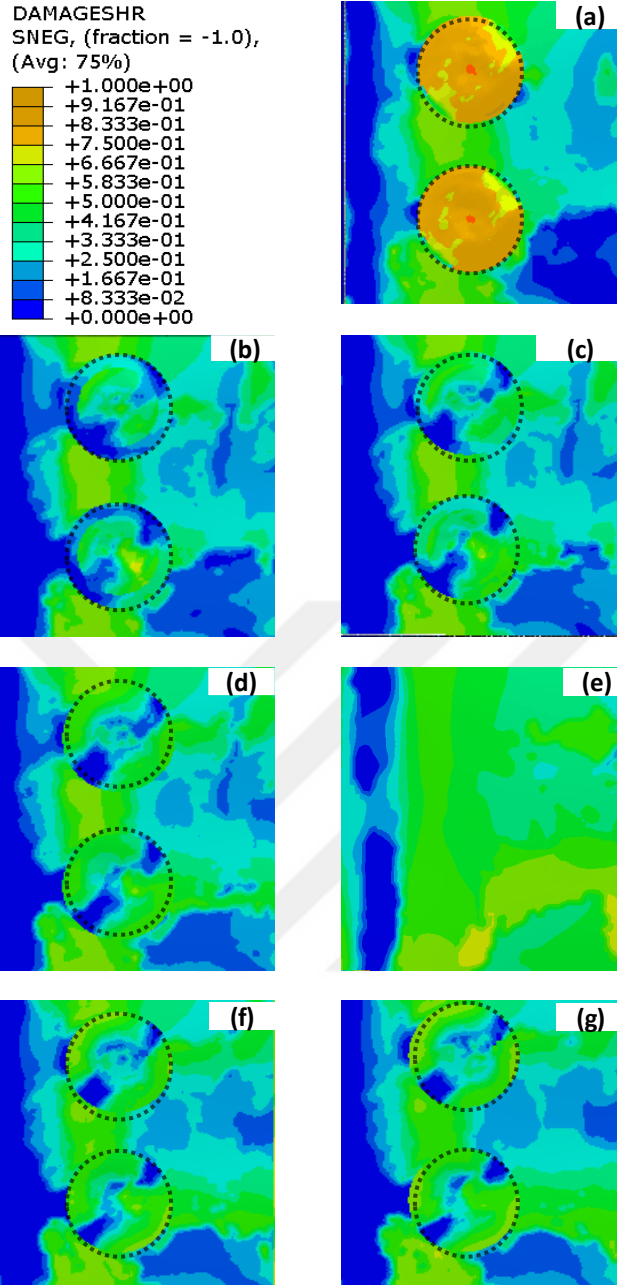
Şekil 5.17 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların gerinim (usn) değerleri (a) çiftli ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) çiftli ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) çiftli ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) çiftli ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 0°-45° tabakayı temsil etmektedir.

Şekil 5.18'te, tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların gerilme değerleri sunulmuştur. En yüksek gerilme bölgeleri, Şekil'de verilen gerinim değerleriyle uyumludur. Olası kopmaların meydana gelip gelmediğini gözlemlemek için gerinim ve Hashin modeli değerlendirilmiştir. Çünkü, oryantasyona bağlı olarak gerilme değerleri sürekli olarak değişmiş ve katmanlarda farklı gerilmeler gözlemlenmiştir. Ancak, gerinim şekilleri, yapının bütününde yer değiştirmeleri gösterdiği için daha düzenli bir dağılım ve daha anlaşılır değerler sunmuştur.

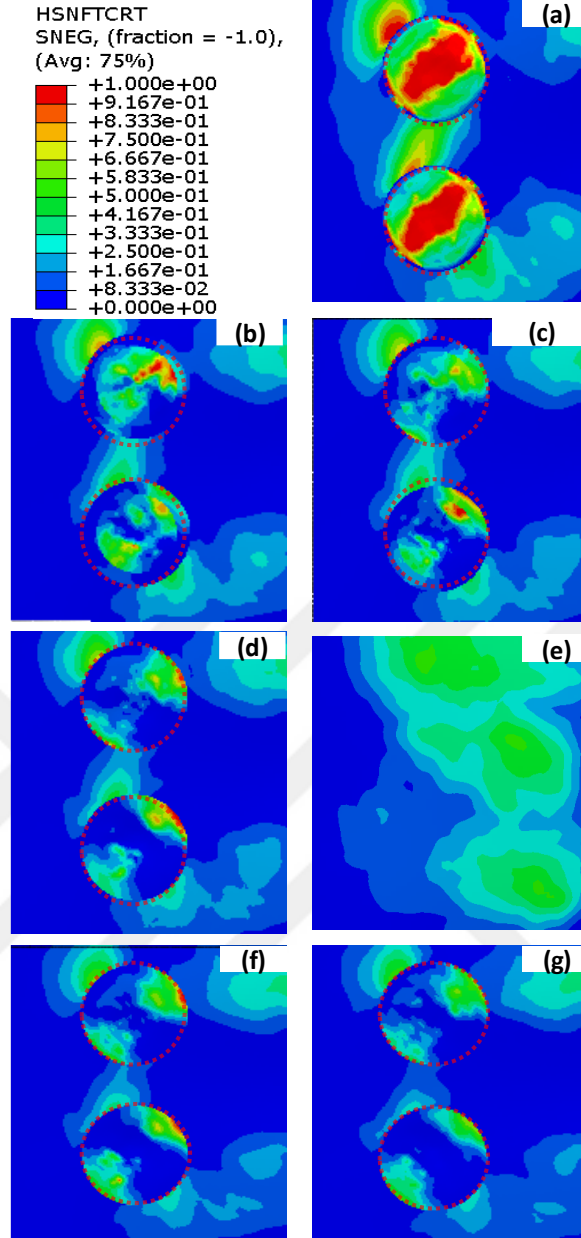


Şekil 5.18 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların gerilme (MPa) değerleri (a) çiftli ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) çiftli ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) çiftli ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) çiftli ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 0°-45° tabakayı temsil etmektedir.

Şekil 5.19'da tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların kayma hasarı başlangıç değerleri sunulmuştur. Kayma hasarı modeli hasarın başlangıcında eşdeğer plastik gerinimin kesme gerilme oranı ve gerinme hızının (İng. Strain rate) bir fonksiyonudur. Kayma hasarı modeli kullanılarak gerçekleştirilen analizlerde kopma görülmemektedir ve gösterge değerleri birin altındadır. Ancak, üç eksik tabaka bulunan durumda yüksek seviyede hasar oluştuğu görülmektedir.



Şekil 5.19 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların kayma hasarı başlangıç değerleri (a) çiftli ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) çiftli ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) çiftli ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) çiftli ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 0°-45° tabakayı temsil etmektedir.



Şekil 5.20 : Tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların Hashin hasarı başlangıç değerleri (a) çiftli ana yapıda 3 eksik tabaka, (b) çiftli ana yapıda 2 eksik tabaka, (c) çiftli ana yapıda 1 eksik tabaka, (d) çiftli ekstra tabaka olmaksızın tamiri, (e) tamirsiz ana yapıyı, (f) tamirli yapıda bir 45° ekstra tabakayı, (g) tamirli yapıda 2 ekstra 0°-45° tabakayı temsil etmektedir.

Şekil 5.20'de, tamirli, tamirsiz ve hasarlı yapıların Hashin hasarı başlangıç değerleri sunulmuştur. Şekil 5.20 (a), Şekil 5.20 (b), Şekil 5.20 (c) ve Şekil 5.20 (d) bölgelerinde kopmalar gerçekleşmiştir. Hashin modeli ile gerinme analizi sonuçları, yüksek konsantrasyonlu bölgeleri ve kopmaları göstererek birbirlerini doğrulamaktadır. Çizelge 5.7'de çiftli yuvarlak tamirli yapıların gerinim değerleri karşılaştırmalı olarak sunulmuştur.

Çizelge 5.7 : Çiftli yuvarlak tamirli yapıların gerinim değerleri

| <b>Analiz Türü</b> | <b>Tamir Şekli</b> | <b>Eksik tabaka sayısı</b> | <b>Ekstra tabaka sayısı ve yönü</b> | <b>En Yüksek Çekme gerinimi (usn)</b> |
|--------------------|--------------------|----------------------------|-------------------------------------|---------------------------------------|
| İkili Hasarlı Yapı | Yuvarlak           | 3                          | -                                   | 8105                                  |
| İkili Hasarlı Yapı | Yuvarlak           | 2                          | -                                   | 6016                                  |
| İkili Hasarlı Yapı | Yuvarlak           | 1                          | -                                   | 5501                                  |
| İkili Tamirli Yapı | Yuvarlak           | 0                          | -                                   | 5031                                  |
| Ana Yapı           | -                  | 0                          | -                                   | 2631                                  |
| İkili Tamirli Yapı | Yuvarlak           | 0                          | 1 (+/-45)                           | 4673                                  |
| İkili Tamirli Yapı | Yuvarlak           | 0                          | 2 (0/45)                            | 4539                                  |

Çiftli tamir modellerinde eksik tabakalı ve ekstra tabaka olmaksızın yapılan tasarımlarda yapı kırılmıştır. Ekstra tabaka oryantasyonunda 0 derece kullanılmasının ana sebebi Poisson etkisidir. Oryantasyona bağlı olarak, tabakalar arasındaki yöne bağlı yer değiştirmeyi azaltmak için 0 derece karbon tabakası serilmiştir. Hasarlı bölgelerde yapılacak çiftli ve tekli tamirlerde yaklaşımların farklı olması gerektiği Çizelge 5.6 ve Çizelge 5.7'de gösterilmiştir.

Elde edilen sonuçlar, ikili hasar oluşumu durumunda gerinim seviyelerinin tekli hasar durumuna göre daha yüksek olduğunu göstermektedir. Eksik tabakalar tamir edilerek modellendiğinde, ikili hasar durumlarında dayanım artışı olduğu gözlemlenmiştir. Elde edilen sonuçlar, uygulanan sayısal yöntem ile kompozit yapılar üzerindeki hasar modellerinin ve hasarlar üzerinde uygulanan tamir modellerinin gerçekçi sonuçlar sağladığını göstermektedir.



## 6. SONUÇ

Tezin bu bölümünde tez kapsamında gerçekleştirilen çalışmalara ait değerlendirmeler ve gelecek çalışmalara ait yol haritası sunulmaktadır.

### 6.1 Değerlendirmeler

Tez çalışması kapsamında, yüksek mukavemet oranı, hafiflik, yorulma direnci ve korozyon direnci gibi özelliklerinden dolayı havacılık alanında yaygın olarak kullanılan karbon fiber takviyeli polimerlerle (CFRP) yapılan tamirlerin testleri ve sonlu elemanlar analizleri incelenmiştir. Literatürdeki araştırmalar genellikle yapılan tamir çalışmalarının çekme gerilmesi altında numune seviyesinde yapıldığını göstermektedir [12,13,19]. Ancak bu çalışmada, tamir modellenmesi tam ölçekli bir kanat yapısında ele alınmıştır. Tam ölçekli kabuk yapısındaki kompozit kanat yapısında tamir tasarımları modellenip gerçekçi yüklenme koşulları uygulanarak yapının yapısal bütünlüğü değerlendirilmiştir. Bu çalışmada, NACA kanat profillerinden geliştirilmiş ve gereksinimlere uygun bir şekilde tasarlanmış yeni bir kanat modelinin HAD analizleri yapılmıştır. Seçilen kanat profilinin analizleri için oluşturulan HAD modeli ve analizleri ANSYS Fluent yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. HAD analizlerinden elde edilen basınç değerlerini değerlendirmek ve yapısal analizlerde kullanabilmek amacıyla kanat profili üst kabuk ve alt kabuk olarak ikiye bölünmüştür. Çeşitli hücum açılarında gerçekleştirilen HAD analizleri sonucunda en kritik basınç yüklenmelerinin olduğu durum belirlenmiştir. En kritik basınç yüklenmelerinin olduğu senaryoda, kanat profilinin üst bölgesinde sabit bir basınç dağılımı görülürken kanat alt yapısında veter uzunluğu boyunca değişken basınç değerleri gözlenmiştir. Değişken basınç değerlerini yapısal analizlerde gerçekçi olarak modelleyebilmek adına alt kabuk basınç değerlerinin veter uzunluğu boyunca karmaşık bir eğri ile ifade edilmesini sağlayan beşinci dereceden bir polinom denklemi elde edilmiştir.

Çalışmanın devamında tam ölçekli kanat yapısı 2 adet C kiriş, 8 adet çalkantı önleyici kaburga, 5 adet yapısal kaburga ve 4 adet firar kaburgasından oluşturulmuştur. Tam ölçekli kanat yapısını oluşturan her bir eleman için serilen tabaka sayısı, oryantasyonu

ve tasarımı detaylı olarak belirlenmiştir. Kanat yapısının yapısal analizleri ABAQUS yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. HAD analizlerinden elde edilen aerodinamik kuvvetlere ek olarak yer çekimi kuvveti, mühimmat ağırlığı ve yakıt ağırlığı da sınır şartı olarak uygulanmıştır. Yapısal analiz çalışmalarında ilk olarak, tam ölçekli kanat yapısında belirlenen yükler altında yapıdaki en kritik bölgeyi belirlemek hedeflenmiştir. Kanat yapısı üzerindeki en kritik bölge belirlendikten sonra çeşitli tamir senaryoları belirlenen kritik bölgede gerçekleştirilmiştir.

Tamir senaryoları ilk olarak yuvarlak tamir tasarımlarından, ikinci olarak kare tamir tasarımından ve üçüncü olarak çiftli yuvarlak tamir tasarımlarından oluşmaktadır.

Uygulanan tekli yuvarlak tamir senaryolarında, ilk olarak 6 adet tabakadan oluşan ana kabuk yapısından 3 adet 45° tabakanın eksik olduğu durum incelenmiştir. İkinci olarak ana kabuk yapısından iki adet 45° tabakanın eksik olduğu durum, üçüncü olarak ana kabuk yapısından bir adet 45° tabakanın eksik olduğu durum, dördüncü olarak eksik tabaka olmaksızın tamir modelinin olduğu durum, beşinci durum olarak tamir uygulanmamış hasarsız kanat modelinin olduğu durum, altıncı olarak tamirli yapıya ekstra bir adet 45° tabaka seriminin yapıldığı durum, yedinci olarak tamirli yapıya ekstra 2 adet 45° tabaka seriminin yapıldığı durum, sekizinci olarak tamirli yapıya ekstra 2 adet 0-45° tabaka seriminin yapıldığı durum analiz edilmiştir.

Uygulanan tekli yuvarlak tamir senaryoları karşılaştırıldığında, ana yapıdan 1 adet 45° tabakanın eksik olduğu durumda gerinim değeri %4.4, ana yapıdan 2 adet 45° tabakanın eksik olduğu durumda gerinim değeri %24.8, ana yapıdan 3 adet 45° tabakanın eksik olduğu durumda gerinim değeri %95 oranında artış göstermiştir. Tamirli yapıya ekstra 1 adet 45° tabakanın serildiği durumda gerinim değeri %3 düşüş gösterirken, tamirli yapıya ekstra 2 adet 45° tabakanın serildiği durumda gerinim değeri %19.6 artmıştır. Ekstra 2 adet 0-45° tabakanın serildiği durumda gerinim değeri ise %37.8 artış göstermiştir. Bahsedilen yüzdeler gerinim artışı değerleri, hasarsız ve tamirsiz ana yapı ile kıyaslanarak elde edilen değerlerdir.

Uygulanan tekli kare tamir senaryolarında, ilk olarak tamirli yapıya ekstra bir adet 45° tabaka serimi yapıldığı durum, ikinci olarak tamirli yapıya 2 adet 45° tabaka seriminin yapıldığı durum analiz edilmiştir.

Uygulanan tekli kare tamir senaryoları karşılaştırıldığında, tamirli yapıya ekstra 1 adet 45° tabakanın serimi olan durumda gerinim değeri %74.5, ekstra 2 adet 45° tabakanın

serimi olan durumda ise gerinim değeri %64.8 artış göstermiştir. Uygulanan tekli kare tamir senaryosu ile tekli yuvarlak tamiri senaryosu karşılaştırıldığında, ekstra 1 adet 45° tabaka serimi yapılan durumda kare şeklindeki tamirin yuvarlak tamire kıyasla %79 gerinim artışı gösterdiği, ekstra 2 adet 0-45° tabakanın serimi olan durumda ise kare şeklindeki tamirin yuvarlak tamire kıyasla %19.6 gerinim artışı gösterdiği görülmüştür.

Uygulanan çiftli yuvarlak tamir senaryolarında, ilk olarak 6 adet tabakadan oluşan ana kabuk yapısından her 2 yuvarlak bölgede 3 adet 45° tabakanın eksik olduğu durum, ikinci olarak ana kabuk yapısından her iki yuvarlak bölgede 2 adet 45° tabakanın eksik olduğu durum, üçüncü olarak ana kabuk yapısından her iki yuvarlak bölgede bir adet 45° tabakanın eksik olduğu durum, dördüncü olarak her iki yuvarlak bölgede ekstra serim uygulanmaksızın tamirin gerçekleştirildiği durum, beşinci olarak hasarsız ve tamirsiz ana yapının olduğu durum, altıncı olarak her iki yuvarlak bölgede ekstra 1 adet 45° tabakanın serimi olduğu durum, yedinci olarak her iki yuvarlak bölgede ekstra 2 adet [0°/45°] tabakanın serimi olduğu durum analizleri gerçekleştirilmiştir. Çiftli tamir senaryoları karşılaştırıldığında, anayapıdan her iki yuvarlak bölgede 3 adet 45° tabakanın eksik olduğu durumda gerinim değeri %300, ana yapıdan her iki yuvarlak bölgede 2 adet 45° tabakanın eksik olduğu durumda gerinim değeri %228, ana yapıdan her iki yuvarlak bölgede 1 adet 45° tabakanın eksik olduğu durumda gerinim değeri %209, ana yapıda her iki yuvarlak bölgede ekstra tabaka olmaksızın uygulanan tamirde gerinim değeri %191 artış göstermiştir. Verilen yüzdeler artış değerleri hasarsız ve tamirsiz ana yapı ile kıyaslandığında ortaya çıkan değerlerdir. Çiftli yuvarlak tamirli yapıya ekstra 1 adet 45° tabakanın serimi olduğu durumda ekstra tabaka kullanmaksızın uygulanan tamirli yapıya kıyasla gerinim değeri %7.6, tamirli yapıya ekstra 2 adet [0°/45°] derece tabakanın serimi olduğu durumda ekstra tabaka kullanmaksızın uygulanan tamirli yapıya kıyasla gerinim değeri %10.8 düşüş göstermiştir. Belirlenen bölgede uygulanan tamir senaryoları Hashin metodunu kullanılarak gerinim değerleri ile kıyaslanmış ve tamir çalışmaları doğrulanmıştır.

Tamir senaryoları incelendiğinde, tekli yuvarlak tamir için ekstra bir adet 45° tabakanın serimi optimum değeri sunmuştur. Tamir analizlerinde uygulanan tamirin direngenliğinin, ana yapının direngenliğine yakın olması ve yük yolunu değiştirmemesi amaçlanmıştır. Tekli kare tamir senaryoları incelendiğinde, tasarımın köşe bölgelerinde lokal olarak gerilme birikimleri gözlenmiştir. Tamir modelleri

değerlendirildiğinde, uygulanacak tamir tasarımlarında keskin köşelerden kaçınılması gerektiği görülmüştür. Yuvarlak tamirlerin uygulanmadığı bölgelerde, kare tamir bölgelerindeki köşe noktalarına eğri formu (radyus) verilerek yuvarlak tamir tasarımına yaklaştırılmasının isabetli olacağı görülmüştür. Optimum tamir şekli olan yuvarlak tamirli modeller incelendiğinde, ekstra tabaka sayısının artması ile gerinim değeri düşmesi doğrudan gözlenmemiştir. Bu durum göz önüne alındığında, tamir bölgelerinde gereksinimden fazla tabaka serimi uygulanmaması gerektiği görülmüştür. Çiftli yuvarlak tamirli yapı senaryolarında, tamir yaklaşımlarının tekli senaryolara göre farklı olması gerektiği görülmüştür. Birden fazla hasarın olduğu bölgelerde uygulanan tamirlerle yapıdaki süreksizliğin artması, bölgeler arasında gerilme birikmelerine sebep olmuştur. Böylece ekstra 12,5 mm uzatılarak yapılan tabaka serimlerinde gerilme birikmesinin olduğu bölgelere serim gerçekleştirildiği için gözlenen gerilme değerleri düşüş göstermiştir. Birbirlerine yakın olan tamirlerde, ekstra serim yapılacak tabaka sayısının süreksizlik ile oluşacak gerilme birikmesini engelleyecek şekilde uygulanması gerektiği görülmüştür.

## **6.2 Gelecek Çalışmalar**

Tez çalışmasının bu bölümünde, gelecek çalışmalara dair gerçekleştirilmesi muhtemel olan iyileştirmeler hakkında bilgi verilmektedir. İleride gerçekleştirilebilecek çalışmalarda, yer kısıtlamalarının bulunduğu hasarlı bölgelerde farklı tamir tasarımları üzerine çalışmalar yapılabilir. Ayrıca, çoklu hasarı olan bölgeler için özel tamir tasarımları geliştirilebilir ve tamirlerin birbirlerine olan uzaklığı dikkate alınarak yakın olan tamirlerin birleştirilmesi gibi farklı tamir senaryolarının optimizasyonu üzerinde çalışılabilir. Gerilme değerlerini en aza indirmek için ekstra tabakaların kalınlıkları ve  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  ve  $90^\circ$  haricinde farklı oryantasyonların kullanımı tasarımlarda değerlendirilebilir.

Bu tez kapsamında gerçekleştirilen analiz çalışmasında, tamirli yapı içinde boşluk, yapışmama ve hava kabarcıkları gibi kusurların olmadığı varsayılarak çalışılmıştır. Gelecek çalışmalar kapsamında, tamir sonucunda oluşan gözeneklilik miktarı ve yapıdaki süreksizlikler belirlenerek daha detaylı çalışmalar gerçekleştirilebilir.

Bir diğer önemli nokta ile ilgili olarak, kanat üzerinde yayılmış yükler HAD analizlerinden elde edilen basınç yükleri yardımıyla sınır şartı olarak uygulanmıştır. Gelecek çalışmalarda, yakıt bölmelerindeki son 3 bölgeyi de yakıt ile doldurarak

çarpıntı durumunu da değerlendirebilmek için akışkan-katı etkileşimi analizleri gerçekleştirilebilir. Bu analizlerde, akışkan-katı etkileşimi arasındaki kuvvet ve yer değiştirme aktarımının, çift yönlü veya tek yönlü olmak üzere, analiz süresince devam ettirilmesi veya bir çözücünden diğerine tek seferlik geçirilmesi sağlanarak daha detaylı incelemelerin yapılması mümkün olabilir.





## KAYNAKLAR

- [1] **Chawla, K. K.**, (2012). Foams, fibers, and composites: Where do we stand? Vol. 557, Materials Science and Engineering: A. p. 2–9.
- [2] **McCarvill, W. T, Ward, S., Bogucki, G., Tomblin, J.** (2003) Guidelines and Recommended Criteria for the Development of a Material Specification for Carbon Fiber / Epoxy Unidirectional Prepregs. p.1–64.
- [3] **El-Hajjar R.F, Petersen D.R.**, (2011) Gaussian function characterization of unnotched tension behavior in a carbon/epoxy composite containing localized fiber waviness. *Compos Structure*;93(9):2400–8.
- [4] **Zaboon J.K, Jassim S.F.**, (2021) Numerical and analytical analysis for deflection and stress in a simply supported beam. *Mater Today Proc* [Internet];49:2912–5. Available from: <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2021.10.298>
- [5] **Orsatelli J.B., Paroissien E., Lachaud F., Schwartz S.**,(2022) Bonded flush repairs for aerospace composite structures: A review on modelling strategies and application to repairs optimization, reliability and durability. *Compos Struct.* 2023;304.
- [6] **Moreira R.D.F., de Moura M.F.S.F., Silva F.G.A., Reis J.P.**, (2020) High-cycle fatigue analysis of adhesively bonded composite scarf repairs. *Compos Part B Eng* [Internet]. 2020;190(February):107900. Available from: <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.107900>
- [7] **Starkova O., Aiello M.A., Aniskevich A.**,(2023) Long-term moisture diffusion in vinylester resin and CFRP rebars: A 20-year case study. *Compos Sci Technol* [Internet]. 2023;242(May):110167. Available from: <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.110167>
- [8] **Marsh G.**, (2013) Training composite aircraft repairers. *Reinf Plastics*;30–4.
- [9] **Ahn S.H.**, (2000) Springer GS. Repair of Composite Laminates.
- [10] **Seaton C., S.R.**, (2014) DOT/FAA/TC-14/20 Nonconforming Composite Repairs: Case Study Analysis: Federal Aviation Administration, William J. Hughes Technical Center, Aviation Research Division Atlantic City International Airport New Jersey 08405.
- [11] **Shannon R.W.**, (1977) Primary Adhesively Bonded Structure Technology (PABST) General Material Property Data,” Air Force Flight Dynamics Laboratory Report AFFDL-TR-77-101;
- [12] **Sonat E., Bakır M., Özerinç S.**, (2023) Failure behavior of on-site repaired CFRP laminates. *Compos Struct.*;311(June 2022).
- [13] **Bendemra H., Compston P., Crothers P.J.**, (2015) Optimisation study of tapered scarf and stepped-lap joints in composite repair patches. *Compos Struct* [Internet]. ;130:1–8. Available from: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.04.016>

- [14] **Ahn S.H.**, (1998) Springer GS. Repair of Composite Laminates-II: Models. *J Compos Mater.* (11):1076–114.
- [15] **Pitanga M.Y., Cioffi M.O.H., Voorwald H.J.C., Wang C.H.**, (2020) Reducing repair dimension with variable scarf angles. Available from: <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2020.102752>
- [16] **Xu Y., Tao C., Zhang C., Ji H., Qiu J.**, (2023) Rapid and visualized residual strength prediction of Scarf-repaired laminates using hierarchical surrogate model. *Compos Struct* [Internet].;306(August 2022):116597. Available from: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2022.116597>
- [17] **Sonat E.**, (2021) Mechanical Properties of Repaired Carbon Fiber Reinforced Polymer Composites. Middle East Technical University.
- [18] **Wang C.H., Duong C.N.**, (2016) Design of scarf and doubler-scarf joints. *Bond Joints Repairs to Compos Airframe Structure.* p. 83–112.
- [19] **Sonat E., Özerinç S.**, (2020) Failure behavior of scarf-bonded woven fabric CFRP laminates. *Composite Structures* Available from: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.113205>
- [20] **Soutis C., Lee J.**, (2008) Scaling effects in notched carbon fibre/epoxy composites loaded in compression. *J Mater Sci.* 2008;43(20):6593–8.
- [21] **Tomblin, J., T. Lacy, B. Smith, S. Hooper, A. Vizzini, S.L.**, (2003) Guidelines for Analysis , Testing , and Nondestructive Inspection of Impact-Damaged Composite Sandwich Structures, DOT/FAA/AR-02/121.
- [22] **Hill R.**, (1998) *The Mathematical Theory of Plasticity.* Oxford Univ Press.
- [23] **Hoffman O.**, (1967) The brittle strength of orthotropic materials. *Journal of Composite Materials.* p. 200–206.
- [24] **Tsai S.W., E.M. W.**, (1971) A general theory of strength for anisotropic materials. *Journal of Composite Materials.* p. 58–80.
- [25] **Goland M., R.E.**, (1944) The Stresses in Cemented Joints, *Journal of Applied Mechanics* 11, pp. A17-A27.
- [26] **Levi-Sasson, A., Aboudi J., Matzenmiller A., Haj-Ali R.**, (2016) Failure envelopes for laminated composites by the parametric HFGMC micromechanical framework. *Composite Structures.* p. 378–389.
- [27] **Sanders R.C., I.C.Taig.**, (1982) Final Report on MOD Carbon Fiber Composites, Basic Technology Programme. In: British Aerospace, SOR.
- [28] **Tsai S.W., Hahn H.T.**, (1980) *Introduction to Composite Materials.* Technomic Publishing.
- [29] **Sanders R., Edge E., Grant P.**, (1983) Basic failure mechanisms of laminated composites and related aircraft design implications, in *Composite Structures* pp. 467-485.
- [30] **Khoramishad H., Crocombe A.D., Katnam K.B., Ashcroft I.A.**, (2009) Predicting fatigue damage in adhesively bonded joints using a cohesive zone model. *Int J Fatigue* [Internet]. 2010;32(7):1146–58. Available from: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2009.12.013>
- [31] **Springer, G. S.**, *Environmental Effects on Composite Materials.* Volume 3. 1988.



- [32] **Jones R.**, (1998) *Mechanics of Composite Materials*.
- [33] **Collings T.**, (1986) The effect of observed climatic conditions on the moisture equilibrium level of fiber-reinforced plastics. p. 33-41.
- [34] **Elhajjar R., N. Grant P., Ashforth C.**, (2008) *Composite Structures: Effects of Defects*.p. 240 .
- [35] **Tomblin J., Raju K.**, (2003) *Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems: Updated Procedure*, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration: Springfield, VA.
- [36] **Curtis A., P. Grant.**, (1984) The strength of carbon fiber composite plates with loaded and unloaded holes. *Composite Structures*.p. 201–221.
- [37] **Grant P., Sawicki.**, (1991) A. Development of design and analysis methodology for composite bolted joints. *AHS Int Spec Meet Rotorcr Basic Res*.
- [38] **Whitehead R.**, (1987) Certification of primary composite aircraft structures. in *New Materials and Fatigue Resistant Aircraft Design, Proceedings 14th ICAS Symposium.*, New Mater Fatigue Resist Aircr Des Proc 14th ICAS Symp.
- [39] **Sultan M.T., Worden K, W. J.S, A.Hodzic.**, (2012) Impact damage characterisation of composite laminates using a statistical approach. *Compos sience Technol.* 2012;(1108–1120).
- [40] **Meola C., Carlomagno G.M.**, (2013) Non-destructive evaluation (NDE) of aerospace composites: detecting impact damage (Chapter 14), *Non-Destructive Evaluation (NDE) of Polymer Matrix Composites*, Elsevier, Amsterdam, Netherlands, pp. 367396. In. Available from: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780857093448500142>
- [41] **Akpınar B., Uluoğlu A.**, (2023) Havacılık Sektöründe Kullanılan Karbon Fiber Takviyeli Polimer ( CFRP ) Kompozitlerin Tamiri Repair of Carbon Fiber Reinforced Plastic ( CFRP ) Materials Used in Aerospace Industry.p. 57–68.
- [42] **Yang S., Gu L., Gibson R.F.**,(2001) Nondestructive detection of weak joints in adhesively bonded composite structures. In: *Composite Structures* 51.p. 63-71.
- [43] **Gordon S., Boukhili R., Merah N.**, (2014) Impact behavior and finite element prediction of the compression after impact strength of foam/vinylester-glass composite sandwich. In: *J Sandw Struct & Mater* 16 (5) (2014) 551574.
- [44] **Fawcett A.J.**, (2024) Boeing composite airframe damage tolerance and service experience.Available from: [https://www.niar.wichita.edu/chicagoworkshop/Chicago Damage](https://www.niar.wichita.edu/chicagoworkshop/Chicago%20Damage)
- [45] **Hautier M., Le´veque D., Huchette C., Olivier P.**, (2010) Investigation of composite repair method by liquid resin infiltration, *Plast. Rubber Compos.* 39 (3-5) (2010) 200207. In: *Sustainable Biopolymer Composites*.

- [46] **Xian X.J., Choy C.L.**, (1995) The interlaminar fracture behaviour and toughening mechanisms of new carbon fibre-reinforced bismaleimide composites, *Composites* 26 (1) (1995) 3339. In 1995. Available from: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0010436194P3627D>
- [47] **Nair C.P.R., Mathew D., Ninan K.N.**, Cyanate ester resins, recent developments, *New Polymerization Techniques and Synthetic Methodologies*. In Berlin/Heidelberg.
- [48] **Taylor R.P.**, (2008) Fibre Composite Aircraft Capability and Safety Report No. AR-2007- 021, Australian Transport Safety Bureau, Canberra, Australia.
- [49] **Saeed M.U., Chen Z., B.Li.**, (2014) Compression behaviour of laminated composites subjected to damage induced by low velocity impact and drilling. *Compos B Eng.* 815–20.
- [50] **M. Hautier, D. Le´veque, C. Huchette P.O.**, (2010) Investigation of composite repair method by liquid resin infiltration. In: *Plast Rubber Compos* 39 (3-5) (2010) 200207, *Sustainable Biopolymer Composites*.
- [51] **Raju I.S.**, (2008) O’Brien TK. Fracture mechanics concepts, stress fields, strain energy release rates, delamination initiation and growth criteria (Chapter 1), *Delamination Behaviour of Composites*.
- [52] **Gragnot M.** (2013) Foreign Part 145 Approvals Composite Repair Workshop, Report No. UG. CAO.00135-001, European Aviation Safety Agency.
- [53] **Dillingham G.L.**, (2011) Status of FAA’s Actions to Oversee the Safety of Composite Airplanes, Report No. GAO-11-849, United States Government Accountability Office, Washington, DC.
- [54] **Gholizadeh S.**, (2016) A review of non-destructive testing methods of composite materials, *Procedia Struct Integr.* 2016;50–7.
- [55] **Georgeson, G.E., Lea, S., and Hansen J.**, (1996) Electronic tap hammer for composite damage assessment. *Nondestruct Eval Tech Aging Infrastruct Manuf Int Soc Opt Photonics*.
- [56] **Barnard, D., Foreman, C., Hsu D.**, (2009) Generating tap test images with a free-hand motorized tapper. In *Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation: Proceedings of the 35th Annual Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation*.
- [57] **Stone, D., Clarke B.**, (1975) Ultrasonic attenuation as a measure of void content in carbon-fibre reinforced plastics. *Non-Destructive Testing*. p. 137–45.
- [58] **Gilblom, D.L., Colbeth, R.E., Batts, M., Meyer B.**, (1998) Real-time X-ray imaging with flat panels. in *Non-Destructive Evaluation Techniques for Aging Infrastructure & Manufacturing*. International Society for Optics and Photonics.
- [59] **A.J. Jefferson, V. Arumugam H.N.D.**, (2018) Overview of different damage and common repair methods in composite laminates (Chapter 2), *Repair of Polymer Composites*, Elsevier, Amsterdam, pp. 4595.
- [60] **W.L. Lai, H. Saeedipour K.L.G.**, (2020) Mechanical properties of low-velocity impact damaged carbon fibre reinforced polymer laminates: effects of

- drilling holes for resin injection repair, *Compos. Struct.* 235 (2020) 111806.
- [61] **M.A.A.B. Rahman, W.L. Lai, H. Saeedipour K.LG.,** (2019) Cost-effective and efficient resin injection device for repairing damaged composites, *Reinf. Plast.* 63 (3) 156160.
- [62] **MIL\_Handbook\_17/3F** (2002) (Vol. 3 of 5) Department of Defence.
- [63] **Aviation Investigation Report,** (2007) Loss of Rudder in Flight Air Transat, Airbus A310–308 C-GPAT Miami, Florida: The Transportation Safety Board of Canada, Quebec, Canada.
- [64] **Archer E, McIlhagger A.,** (2015) Repair of damaged aerospace composite structures [Internet]. *Polymer Composites in the Aerospace Industry.* Elsevier Ltd; 2015. p. 393–412.
- [65] **O.Volkersen,** (1938) Die Niekraftverteilung in Zugbeanspruchten mit Konstanten Laschenquerschritten. *Luftfahrtforschung* 15, 1938, p. 41-47.
- [66] **NASA-CR-112235:** Adhesive-bonded double-lap joints. 1973. In.
- [67] **NASA-CR-112236** Adhesive Bonded Single Lap Joints. 1973. In.
- [68] **NASA-CR-112237:** Adhesive-bonded scarf and stepped-lap joints. 1973. In.
- [69] **Tsai M.Y., Oplinger D.W, M.J.,** (1998) Improved theoretical solutions for adhesive lap joints.
- [70] **Hart-Smith L.J., Brown D., Wong S.,**(1998) Surface Preparations for Ensuring that the Glue Will Stick in Bonded Composite Structures. In: *Handbook of Composites.* Boston, MA: Springer US; 1998. p. 667–85.
- [71] **Mortensen F.T.O.,** (1997) Simplified linear and non-linear analysis of stepped and scarfed adhesive-bonded lap-joints between composite laminates. *Compos Struct* 1997; 38281–94.
- [72] **Harman A.B, W.C.,** (2006) Improved design methods for scarf repairs to highly strained composite aircraft structure. *Compos Struct* 2006; 75132–44.
- [73] **Wang C.H, D.C.,** (2016) Chapter 4 - Design of scarf and doubler-scarf joints. *Bonded Joints and Repairs to Composite Airframe Structures,* Oxford: Academic Press. p. 83–112.
- [74] **Adams R.D., Comyn J., W.W.,** (1997) *Structural Adhesive Joints in Engineering.* 2nd ed. Springer Netherlands.
- [75] **Greenwood L, Boag T.G, M.A.,** (1969) Stress distribution in lap joints. *Adhes Fundam Pract* 1969; 10:273–9.
- [76] **Banea M.D., da S.L.,** (2009) Adhesively bonded joints in composite materials: An overview. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications* 2009;223,p. 1–18.
- [77] **Harris J.A., A.R.,** (1988) Strength prediction of bonded single lap joints by non linear finite element methods. *Int J Adhes Adhesives.* p. 465–78.

- [78] **Wang C.H, C.P.**, Plastic yielding of a film adhesive under multiaxial stresses. *Int J Adhes Adhes* 2000; 20155–64.
- [79] **Dugdale S.**, (1960) Yielding of steel sheets containing slits. In: *J Mech Phys Solids*. p. 100–4.
- [80] **Kin Loch A.J., S.S.**, (1981)The fracture resistance of a toughened epoxy adhesive. In: *The Journal of Adhesion*. p. 59–77.
- [81] **Heide-Jørgensen S, Teixeira de Freitas S BM.** (2018) On the fracture behaviour of CFRP bonded joints under mode I loading: Effect of supporting carrier and interface contamination. *Compos Sci Technol*; 16097–110.
- [82] **Matta S., Ramji M.**, (2018)International Journal of Adhesion and Adhesives Prediction of mechanical behaviour of adhesively bonded CFRP scarf jointed specimen under tensile loading using localised DIC and CZM. *Int J Adhes Adhes* [Internet]. 2019;89(November 2018):p. 88–108. Available from: <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2018.12.002>
- [83] **A.A.Baker, R.J. Chester, G.R. Hugo T.C.R.**, (1999) Scarf repairs to highly strained graphite/epoxy structure. *Int J Adhes Adhes*. 1999;19(2–3): p. 161–71.
- [84] **ABAQUS (2019)**. Abaqus/Explicit: Advanced topics. Dassault Systèmes, Providence, RI, USA. In.
- [85] **Bathe K.J.**, (2014) Finite element procedures. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall.
- [86] **Atkinson K.E.**, (1991) Introduction to Numerical Analysis.
- [87] **Barbero E.J.**, (2014) Finite Element Analysis of Composite Materials Using Ansys, 2nd ed.; CRC Press: Boca Raton, FL, USA.
- [88] **Beaumont, P.W.R., Soutis, C., Hodzic A.**, (2015) Structural Integrity and Durability of Advanced Composites: Innovative Modelling Methods and Intelligent Design, 1st ed;Woodhead: Lincolnshire, IL, USA.
- [89] **Chandra, N., Li H., Shet C., Ghonem H.**, (2002) Some issues in the application of cohesive zone models for metal–ceramic interfaces. *Int. J. Solids Struct*, 39, p. 2827–2855.
- [90] **Yang, Q., Cox B.**, (2005) Cohesive models for damage evolution in laminated composites. *Int. J. Fractures*, 133, p. 107–137.
- [91] **Zienkiewicz O.C., De J.P., Kelly D,W.**, (1983) The hierarchical concept in finite element analysis. In: *Comput Struct*, 16, 53–65.
- [92] **Zienkiewicz O.C.**, (2000) Emeritus F. The Finite Element Method: The Basis, 5th ed. In: Butterworth-Heinemann: Oxford, UK; Volume 1.
- [93] **Cheng, Z.Q., Batra R,C.**, (2000) Deflection relationships between the homogeneous Kirchho plate theory and di erent functionally graded plate theories. In: *Arch Mech*, p.143–158.
- [94] **Azevedo F,M.**, (2003) Método dos Elementos Finitos, 1st ed. In: Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto: Porto, Brazil.

- [95] **Matthews, F.L., Davies G.A.O., Hitchings D., Soutis C.,** (2003) Finite Element Modelling of Composite Materials and Structures, 2nd ed, Woodhead: Cambridge, UK.
- [96] **Bauchau, O.A.,** (2009) Craig JI. Structural Analysis. In: Solid Mechanics and Its Applications, 1st ed, Springer:Dordrecht, The Netherlands.
- [97] **Cook R.,** (1995) FiniteElementModelingforStressAnalysis, 1st ed;John Wiley & Sons, Inc.: Hoboken, NJ,USA.
- [98] **Tenek, L.T.,** (1998) Argyris J. FiniteElementAnalysisforCompositeStructures. In: In Solid Mechanics and Its Applications; Gladwell, GM, Ed; Springer: Dordrecht, The Netherlands, 1998; Volume 59.
- [99] **Jawad M.H.,** (1994)Various Applications of the Membrane Theory. In: In Theory and Design of Plate and Shell Structures; Springer: Boston, MA, USA. pp 193–220.
- [100] **Huang H,C.,** (1989) Static and Dynamic Analyse sof Platesand Shells; In: Theory, Software and Applications.
- [101] **Soriano H.L.,** (2003) Método de Elementos Finitos em Análise de Estruturas; EdUSP: São Paulo, Brazil.
- [102] **Pietraszkiewicz W., Górki J.,** (2013) Shell Structures: Theory and Applications, 1st ed. In: CRC Press: Gdansk, Poland, 2013; Volume 3.
- [103] **Blazek J.,** (2015) Turbulence Modeling. In: Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications (Third Edition) p. 213–52.
- [104] **Jiyuan Tu, Guan-Heng Yeoh C.L.,** (2013) Some Applications of CFD with Examples. In: Computational Fluid Dynamics (Second Edition). p. 275–347.
- [105] **Madhanraj V., Saravanan P., Shankaralingam L., Balaji G., Sai Babu A., Sateesh R.,** (2023) Study on aerodynamics characteristics of the effect of leading-edge radius of FDM printed (ABS material) supersonic aerofoil. Mater Today Proc.
- [106] **Bellegoni M., Cotteleer L., Raghunathan Srikumar S.K., Mosca G., Gambale A., Tognotti L.,** (2022) An extended SST  $k-\omega$  framework for the RANS simulation of the neutral Atmospheric Boundary Layer. Environ Model Softw. 2023;160.
- [107] **Jiyuan Tu, Guan Heng Yeoh, Chaoqun Liu Y.T.,** (2024) Some Applications of CFD With Examples. In: Computational Fluid Dynamics (Fourth Edition) p. 287–362. Available from: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B978032393938600178>
- [108] **Rahman M.M.,** (2022) Predicting transition with wall-distance-free SST  $k-\omega$  model. Comput Fluids. 2023;250.
- [109] **Zhao Y., Chen J., Zhao R., Liu H.,** (2022) Assessment and improvement of  $k-\omega-\gamma$  model for separation-induced transition prediction. Chinese J Aeronaut [Internet]. 2022;35(11):219–34. Available from: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2022.05.003>

- [110] **Banh Duc M, Tran The H, Pham Van K, Dinh Le A.** (2023) Predicting aerodynamic performance of savonius wind turbine: An application of generalized  $k-\omega$  turbulence model. Ocean Eng [Internet]. 2023;286(P2):115690. Available from: <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2023.115690>
- [111] **A. Inc.**, (2013) “ANSYS FLUENT 16.0, Theory Guide.”Şubat 2024.
- [112] **Çoban A.B.**, (2016) İnsansız Hava Araçlarında Kullanılan Kanatçıkların Sayısal İncelenmesi. Tobb Ekonomi Ve Teknoloji Üniversitesi.
- [113] **Tanürün H.E., Ata İ., M.E., Acır A.**, (2020) Farklı Açıklık Oranlarındaki NACA-0018 Rüzgâr Türbini Kanat Modeli Performansının Sayısal ve Deneysel İncelenmesi. Politek Derg. 2020;23(2):371–81.
- [114] **Erişen A., Bakırcı M.**, (2014) “NACA 0012 ve NACA 4412 kanat kesitlerinin yeniden tasarlanarak HAD ile analiz edilmesi. Mühendislik ve Teknoloji Bilim Dergisi,. 2014;1:p. 59–82.
- [115] **Hassan G. E., H.A, Y.M.E.**, (2014) “Numerical investigation of medium range Re number aerodynamics characteristics for NACA0018 airfoil.” In: CFD Letters. p. 175–87.
- [116] **Nakhchi M.E., Naung S.W., Dala L., Rahmati M.**, (2022) Direct numerical simulations of aerodynamic performance of wind turbine aerofoil by considering the blades active vibrations. Renew Energy [Internet]. 2022;191, p. 669–84.
- [117] **Mustafa Özçatalbaş,** (2019) Akışkan-Kati Etkileşimi İle Füze Kanarının Aeroelastik Davranışının İncelenmesi. Tobb Ekonomi Ve Teknoloji Üniversitesi.
- [118] **Url-1** <[http://www.cfd-online.com/Wiki/Y\\_plus\\_wall\\_distance\\_estimation](http://www.cfd-online.com/Wiki/Y_plus_wall_distance_estimation)> Alındığı tarih: 11.02.2024.
- [119] **Url-2** <<http://www.skybrary.aero/images/Aerofoil2.png>> Alındığı tarih: 11.02.2024.
- [120] **Url-3** <<https://aerospace.honeywell.com/us/en/products-and-services/industry/defense/defense/mq-9-reaper>> Alındığı tarih: 12.02.2024
- [121] **Url-4** <<https://www.tusas.com/urunler/iha/operatif-stratejik-iha-sistemleri/anka>> Alındığı tarih: 12.02.2024
- [122] **Hexcel**, (2023) Composite Materials and Structures.
- [123] **Henkel**, (2023) LOCTITE® EA 9396 AERO.
- [124] **Barbero E.J.**, (2023) Finite Element Analysis of Composite Materials using Abaqus®, Second Edition. Finite Element Analysis of Composite Materials using Abaqus®, Second Edition. p. 1–572.
- [125] **Hashin Z., Rosen B,W.**, (1997) Humphreys EA, Newton C, Chatterjee S. Fiber Composite Analysis and Design: Composite Materials and Laminates, Volume 1.
- [126] **DOT/FAA/AR-02/97**, (2002) Shear Stress-Strain Data for Structural Adhesives. Mart 2024.