İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇAK KOLTUĞU KOMPOZİT SIRTLIK SİSTEMİNİN MODELLENMESİ VE SONLU ELEMANLAR ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Güney GÖRGÜN

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

EKİM 2019

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇAK KOLTUĞU KOMPOZİT SIRTLIK SİSTEMİNİN MODELLENMESİ VE SONLU ELEMANLAR ANALİZİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Güney GÖRGÜN
(511131159)

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Halit S. TÜRKMEN
Eş Danışman: Dr. Murat BÜYÜK

EKİM 2019

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511131159 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Güney GÖRGÜN, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "UÇAK KOLTUĞU KOMPOZİT SIRTLIK SİSTEMİNİN MODELLENMESİ VE SONLU ELEMANLAR ANALİZİ" başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı :	**Prof. Dr. Halit S. TÜRKMEN** İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
Eş Danışman :	**Dr. Murat BÜYÜK** Sabancı Üniversitesi	.....
Jüri Üyeleri :	**Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU** İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
	Prof. Dr. Vedat Ziya DOĞAN İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
	Doç. Dr. Cihan DEMİR Yıldız Teknik Üniversitesi	.....

Teslim Tarihi : 12 Eylül 2019
Savunma Tarihi : 10 Ekim 2019

Aileme,

ÖNSÖZ

Tezimle ilgili her daim bana destek veren ve kıymetli zamanını ayıran sayın hocam Prof. Dr. Halit S. TÜRKMEN' e teşekkürü borç bilirim. Eş danışman olarak beni tezim konusunda destekleyen sayın Dr. Murat BÜYÜK' e teşekkürlerimi borç bilirim. Akademik hayatında kendini bilime adamış ve emek sarf etmiş tüm hocalarıma saygılarımla.

Sayın jüri üyelerinin ve danışman hocalarımın tezimin savunmasında ayıracağı zaman, sabır ve emekleri için teşekkür ederim.

Yüksek Lisans eğitimime başlamamda bana destek olan ve şuan hayatımı kazandığım bu koca şehirde beni her zaman destekleyen sevgili aileme sonsuz teşekkürü borç bilirim.

TSI Uçak Koltuk Üretimi çalışma arkadaşlarıma ve sevgili müdürlerimize desteklerinden dolayı teşekkür ederim.

Son olarak uzun zamandan sonra bu tezin tamamlanması için destek ve sabrını hiç eksik etmeyen biricik hayat arkadaşım İlgi GÖRGÜN' e sonsuz teşekkürler.

Ekim 2019

Güney GÖRGÜN
(Makine Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ ..... **vii**
İÇİNDEKİLER ..... **ix**
KISALTMALAR ..... **xi**
SEMBOLLER ..... **xiii**
ÇİZELGE LİSTESİ ..... **xv**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **xvii**
ÖZET ..... **xix**
SUMMARY ..... **xxi**
1. GİRİŞ **1**
2. KOMPOZİT MALZEMELERE GENEL BAKIŞ **3**
2.1 Ulaşım Sektörü İçin Kompozit Malzemelere Genel Bakış 3
2.2 Kompozit Malzeme Sistemlerinin Sınıflandırılması 5
2.2.1 Matris malzeme cinsine göre sınıflandırılmış kompozitler 5
2.2.2 Dağınık faz formuna göre sınıflandırılmış kompozitler 5
2.2.3 Takviye elyaflarının tipine göre sınıflandırılmış kompozitler 6
2.3 Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri 6
2.3.1 Elle yatırma yöntemi 6
2.3.2 Otomatik bant yerleşim metodu 7
2.3.3 Otomatik elyaf yerleştirme metodu 8
2.3.4 Reçine transfer metoduyla kalıplama 9
2.3.5 Sıkıştırma kalıbıyla üretim metodu 10
2.3.6 Filament sarma metodu 10
2.3.7 Pultrüzyon yöntemi 10
2.3.8 Enjeksiyon kalıplama yöntemi 11
2.4 Kompozit Malzeme Performans ve Karakteristik Özellikleri 12
2.4.1 Enjeksiyon kalıplama yöntemi 12
2.4.2 İyi derecede yorulma direnci ve yüksek hasar toleransı 13
2.4.3 İyi sönümleme özelliği 14
2.4.4 Çok fonksiyonlu performans özelliği 14
2.4.5 İyi işlem olabilme özelliği 14
2.4.6 Anizotrop olma ve tasarlanabilir özellikler 15
2.4.7 Kompozit malzemelerin avantaj ve dezavantajları 15
2.5 Kompozit Malzeme Uygulamaları ve Gelişimi 16
2.6 Kompozit Malzemelerin Havacılık Alanında Kullanımı 17
2.7 Kompozit Malzeme Bağlantı Yöntemleri 18
3. KATMANLI KOMPOZİTLER KIRILMA TEORİSİ **19**
3.1 İzotrop Olmayan Malzemeler İçin Genelleştirilmiş Hooke Yasası 21

3.2 Özel Ortotrop Plakların Bünye Denklemleri 22
3.3 Elyaf Oryantasyonu 24
3.3.1 Lokal eksenden global kartezyen eksene dönüşüm 25
3.3.2 Global kartezyen eksenden lokal eksene dönüşüm 25
3.4 Dönüştürülmüş Direngenlik ve Esneklik Matrisleri 26
3.5 Kompozit Malzemelerde Hasar Analizleri 28
3.5.1 Etkileşimli olmayan hasar kriterleri 28
3.5.2 Etkileşimli hasar kriterleri 29
3.5.3 Hasar modlarıyla ilişki kuran hasar kriterleri 29
4. SİVİL UÇAK KOLTUĞU SERTİFİKASYON VE METODOLOJİSİ 31
4.1 FAA ve EASA Standartlarına Göre Uçak Koltuk İsterleri 32
4.2 Dinamik Test Kriterleri 34
4.3 Statik Test Kriterleri 37
4.4 Aşırı Yükleme Test Kriterleri 39
5. KOMPOZİT MALZEME KARAKTERİZASYONU 43
5.1 Test Kuponlarının Hazırlanması ve Test Sistemleri 44
5.2 Test Sonuçlarının Değerlendirilmesi 49
5.3 Kompozit Malzeme Karakterizasyonu 52
6. UÇAK KOLTUK SIRTLIĞI SONLU ELEMANLAR ANALİZİ 57
6.1 Koltuk Sırtlık Sistemi Çözüm Ağının Oluşturulması 57
6.2 Koltuk Sırtlık Sistemi Kompozit Tasarım Modelleme Çalışmaları 63
6.3 Koltuk Sırtlık Sistemi Sonlu Elemanlar Modeli ve Analiz Çalışmaları 66
6.4 Koltuk Sırtlık Sistemi Kompozit Model Hasar Analizleri 71
6.5 Koltuk Sırtlık Sistemi Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi 81
6.6 Koltuk Sırtlık Sistemi Serbest Titreşim Analizi 82
7. SONUÇLARIN DEĞERLENDİRİLMESİ 85
KAYNAKLAR 87
ÖZGEÇMİŞ 89

KISALTMALAR

ACAP : Advance Composite Application Program
ACM : Advance Composite Materials
ACP : Ansys Composite Prepost
ASTM : American Society for Testing and Materials
ATD : Anthropomorphic Test Dummy
ATL : Automated Tape Lay-up
CAD : Computer Aided Design
C/C : Carbon/Carbon
CFR : Carbon Elyaf Reinforced
CLT : Classical Laminate Theory
CMC : Ceramic Matrix Composite
CMM : Coordinate Measuring Machine
EASA : European Aviation Safety Agency
ETSO : European Technical Standard Order
FAA : Federal Aviation Administration
FAR : Federal Aviation Regulations
FEA : Finite Element Analysis
FRP : Elyaf Reinforced Polymer
HIC : Head Injury Criteria
MMC : Metal Matrix Composite
PMC : Polymer Matrix Composite
SAE : Society of Automotive Engineers
TTL : Taxi, Take-off and Landing

SEMBOLLER

A : Kesit alan

$\mathbf{B_y}$: Numunedeki % eğilme

E : Elastisite modülü

$\mathbf{F^{tu}}$: Kopma dayanımı

G : Kayma Modülü

h : Yükseklik

$\mathbf{L_g}$: Kuponun ilk boyu

$\boldsymbol{m_{\sigma f}}$: Enine kesitte ortalama gerilme dinamik yük faktörünü

$\mathbf{P_{max}}$: Kopma öncesi son yük değeri

$\mathbf{P_{\perp\parallel}}$: Yapısal başarısızlık eğrisi eğimi (çekme için +, basma için -)

$\boldsymbol{S_{21}}$: Kesme gerilmesi-kompozit hasar analizi

$\boldsymbol{S_{2T}}$: Enine çekme gerilmesi-kompozit hasar analizi

$\boldsymbol{S_{2C}}$: Enine basma gerilmesi-kompozit hasar analizi

[S] : Esneklik matrisi

[T| : Transformasyon matrisi

[Q] : İndirgenmiş direngenlik değeri

w : Kupon genişliği

Ɛ : Gerinim

ŋ : Karşılıklı etki katsayısı

τ : Kayma gerilmesi

σ : Gerilme

$\boldsymbol{\sigma_{12/21}}$: Kompozit model için kesme gerilmesi

$\boldsymbol{\sigma_{1D}}$: Gerilme değerinin lineer azalma

$\boldsymbol{\gamma}$: Kesme gerinimi

υ : Poisson

$\boldsymbol{\delta_i}$: Eksenel uzama

[Y] : Malzeme mukavemeti-matris

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Genel kullanımlı metal ve kompozit malzemelerin özgül mukavemet ve özgül modülleri (Zheng ve diğ, 2016). **13**
Çizelge 4.1 : Koordinat ekseni ve yük yönleri. **37**
Çizelge 4.2 : Airbus A330 modeli uçaklarda kullanılacak koltuklara uygulanacak yük kriterleri. **38**
Çizelge 4.3 : Koltuk sırtlık sistemi aşırı yükleme testleri. **40**
Çizelge 5.1 : Elastisite modülü hesaplamak için gerinim aralıkları (ASTM, 2014).. **45**
Çizelge 5.2 : ASTM D3039 standartlarına göre kupon hazırlama ölçüleri (ASTM, 2014). **46**
Çizelge 5.3 : Kupon testleri sonucu elastisite modül hesaplama tablosu. **55**
Çizelge 5.4 : Kupon testleri sonucu Poisson oranı ve çekme gerilme hesabı. **56**
Çizelge 6.1 : Parametrik modelleme sonuçları- ön yükleme. **69**
Çizelge 6.2 : Parametrik modelleme sonuçları- yan yükleme. **70**
Çizelge 6.3 : Parametrik modelleme sonuçları- arka yükleme. **70**
Çizelge 6.4 : 10 katmanlı ortası boş model kompozit için hasar analiz sonuçları. **76**
Çizelge 6.5 : 12 katmanlı ortası boş kompozit model için hasar analiz sonuçları. **78**
Çizelge 6.6 : 10 katmanlı ortası dolu model kompozit hasar analizleri. **81**
Çizelge 6.7 : Koltuk sırtlık konfigürasyonu ve ağırlık tablosu. **83**
Çizelge 6.8 : İnsan vücut bileşenleri ve doğal frekans aralığı (Siddha & Kumbhar, 2013). **84**

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : Boeing 787 modeli uçaklarda kompozit malzeme uygulamaları (Justin, 2008)… **4**
Şekil 2.2 : Elle yatırma yönetimiyle elyaf takviyeli kompozit üretim tekniği (Zheng ve diğ, 2016). **7**
Şekil 2.3 : Otomatik bant yerleşim metodu (United State Department of Labor, 2013). **8**
Şekil 2.4 : Otomatik elyaf yerleştirme metodu (Pierre ve diğ, 2011). **9**
Şekil 2.5 : Reçine transfer metoduyla kalıplama işlemi (Bozkurt, 2017). **10**
Şekil 2.6 : Pultruzyon yöntemiyle kompozit ürün imalatı (Singh ve diğ, 2017). **11**
Şekil 2.7 : Enjeksiyon kalıplama yöntemi (Kopeliovich, 2017). **12**
Şekil 3.1 : İzotrop ve ortotrop plaklar arasındaki farklar. **22**
Şekil 3.2 : Kesme gerinimi. **23**
Şekil 3.3 : Lokal eksenden global kartezyen eksene dönüşüm. **25**
Şekil 4.1 : Sivil havacılıkta ilk yolcu uçak koltuğu. **33**
Şekil 4.2 : A350 modeli uçaklar için uçak üreticisinin belirttiği koltuk standardı ve isterisi (Criou, 2016). **34**
Şekil 4.3 : Uçak koltuğu dinamik test. **35**
Şekil 4.4 : SAE AS8049 C standardına göre dinamik test koşulları. **36**
Şekil 4.5 : Uçak üreticisine göre koordinat eksen takımı. **37**
Şekil 4.6 : 9g Statik ön yükleme testi. **39**
Şekil 4.7 : Koltuk kolçak birimi aşırı yükleme testleri. **41**
Şekil 4.8 : Koltuk sırtlık kısmı arka yükleme (aşırı yük testi). **42**
Şekil 5.1 : Kompozit malzeme tırnaklı tutuculu kupon tipleri (ASTM, 2014). **45**
Şekil 5.2 : Çekme testleri için kupon görselleri ve elyaf yerleşimleri. **47**
Şekil 5.3 : ASTM D3039 Standartlarına göre gerinim ölçer yerleşimi. **47**
Şekil 5.4 : Örnek kuponlar için gerinim ölçer (strain gauge) yerleşimi. **48**
Şekil 5.5 : ASTM D3039 Standartlarına göre kompozit kupon çekme deneyi-I. **49**
Şekil 5.6 : ASTM D3039 Standartlarına göre kompozit kupon çekme deneyi-II. **49**
Şekil 5.7 : Tipik gerilme-gerinim test grafiği (ASTM, 2014). **50**
Şekil 5.8 : Çekme testi kupon kopma-kırılma kodları/çeşitli Mod yapıları (ASTM, 2014). **51**
Şekil 5.9 : Çekme testi kupon kopma-kırılma kodlarının anlamı. **52**
Şekil 5.10 : Örnek kompozit kuponların çekme testi sonrası kopma-kırılma. **52**
Şekil 5.11 : Kompozit kupon çekme testleri gerilme-gerinim grafiği. **56**
Şekil 6.1 : Otorite onaylı alüminyum alaşımlı uçak koltuğu sırtlık modeli. **58**
Şekil 6.2 : Sonlu elemanlar analizlerinde kullanılan eleman modelleri. **59**
Şekil 6.3 : SHELL181 eleman. **60**
Şekil 6.4 : Kompozit sırtlık modeli atanan elemanlar: (a) alüminyum profil, (b) kompozit orta kuşak **61**

Şekil 6.5 : Koltuk sırtlık sistemi üçgen ve dörtgen elemanlar ve ağ kalitesi (koyu mavi renk üçgen elemanlar). **61**
Şekil 6.6 : Kompozit sırtlık modeli eleman istatistikleri-ortası boş model. **62**
Şekil 6.7 : Analizi yapılacak olan kompozit-model alüminyum profil ve kompozit bölüm. **62**
Şekil 6.8 : Kompozit model rozet tanımlaması (kırmızı ok elyaf, mavi ok katman yönü). **64**
Şekil 6.9 : Kompozit model istif dizilimi. **64**
Şekil 6.10 : Katman kesiti belirleme (Section cut). **65**
Şekil 6.11 : İlk katmanda elyaf yönü ve katman yönünün belirlenmesi(yeşil oklar elyaf yönü, mor oklar katman yönü) **65**
Şekil 6.12 : Kompozit katman modelleme - 12 katman, 0,2 mm tabaka kalınlığı. **66**
Şekil 6.13 : Alüminyum alaşım ve karbon elyaf kompozit malzeme özellikleri. **67**
Şekil 6.14 : Yükleme örnekleri ve sınır şartları. **68**
Şekil 6.15 : 1340 Newton önden yüklemeli model toplam yer değiştirme (2.25 mm alüminyum profil kalınlığı ve10 katmanlı elyaf). **69**
Şekil 6.16 : 10 katman kompozit model hasar analizi-890N ön yük **73**
Şekil 6.17 : 10 Katman kompozit model 1. katman elyaf çekme hasar kriteri-890N ön yük. **74**
Şekil 6.18 : 10 Katman kompozit model 2. katman matris basma hasar kriteri- 890N ön yük. **74**
Şekil 6.19 : 10 Katman kompozit model 10. katman matris basma hasar kriteri- 890N ön yük. **75**
Şekil 6.20 : 10 katman kompozit model 10. katman matris çekme hasar kriteri- 1340N ön yük. **75**
Şekil 6.21 : 12 Katman kompozit model 12. katman matris basma hasar kriteri- 1340N ön yük. **76**
Şekil 6.22 : 12 Katman kompozit model 2. katman matris basma hasar kriteri- 890N ön yük. **77**
Şekil 6.23 : 12 katman kompozit model hasar analizi-890N ön yük. **77**
Şekil 6.24 : 890 N yük altında 10 katmanlı dolu model hasar analizi-(a):1.katman elyaf çekme, (b): 2.katman matris basma, (c): 10.katman matris çekme. **79**
Şekil 6.25 : 1340 N yük altında 10 katmanlı dolu model hasar analizi- (a): 1.katman elyaf çekme, (b): 10. katman matris çekme, (c): Puck hasar analizi. **80**
Şekil 6.26 : Koltuk sırtlık sistemi ekipmanları ve noktasal yükler. **83**
Şekil 6.27 : Farklı iki model için noktasal yükler altında modal yer değiştirme ve modal frekanslar (2 mm 12 katman). **84**

UÇAK KOLTUĞU KOMPOZİT SIRTLIK SİSTEMİNİN MODELLENMESİ VE SONLU ELEMANLAR ANALİZİ

ÖZET

Uzun yıllardır modern havacılık ve otomotiv uygulamalarında yüksek dayanıma sahip aynı zamanda kullanıldığı uygulamalara göre hafif malzemeler konusunda çalışmalar sürmüştür. Global sektörde uçak üreticisi olarak lider konumda olan Airbus ve Boeing şirketleri yapısal tasarımlarında kompozit sistemlere ağırlık vermekte ve havacılık-savunma endüstrisinin kompozit konusunda yaptıkları çalışmalar olağan üstü hızda ilerlemektedir. Son yıllarda havacılık sektöründe kompozit malzeme kullanımı yapının %50'sinden fazlasında kullanılabilmektedir. Havacılık sektöründe temel hedef dayanımı yüksek ve yakıta direk etki eden ağırlık konusunda mümkün olan en hafif sistemin devreye alınmasıdır.

Sivil havacılıkta yolcu taşıma için kullanılan koltuklar kabin içi uygulamalar olup havayolu işletmelerinin kabin içi seçimleri konusunda standardın dışında konfor ve müşteri beklentileriyle birlikte önem verdikleri kriter koltuğun minimum ağırlığa sahip olmasıdır. Kabin içerisinde 1 kg ağırlık uçağın 1 yıllık operasyonunda ortalama 130 ila 150 USD fazladan yakıt maliyeti yaratmaktadır. Bundan dolayı kabin içi uygulamaların hafifletilmesi için bu çalışma ile standartlara uygun optimum ağırlıkta koltuk sırtlık modelinin geliştirilmesi amaçlanmıştır.

Yolcu taşıma amaçlı kullanılan koltuklar sivil havacılık otoriterleri (EASA-FAA vb.) ve uçak üreticileri (Boeing, Airbus, Bombardier vb.) tarafından belirlenmiş olan bazı standartlara ve performanslara uyması gerekmektedir. Koltuklar ve koltuk bileşenleri dinamik, statik, kötüye kullanım ve çevrim yüklerine tabi tutulmaktadır. Bu çalışma ile tasarlanan farklı model koltuk sırtlık sisteminin SAE ARP 5526D standartlarına göre önden, arkadan ve yandan 1340 N ve 890 N, değerlerinde yüklere tabi tutularak yer değiştirme limitleri ve yapısal bozulma olup olmadığına bakılmaktadır.

Uçak koltuğunun sırtlık modeli CATIA programı kullanılarak modellenmiş olup bu modele HYPERMESH programında eleman ataması yapılmıştır. Kabuk olarak modellenen ve buna uygun eleman ataması yapılan model ANSYS-Workbench sonlu elemanlar analiz programı kullanılarak ACP modülünde kompozit orta kuşak bölgesinin tasarımı gerçekleştirilmiştir. Model için malzeme ataması, üretimi yapılan karbon prepereg kompozit kuponların ASTM 3039D standartlarına göre çekme testleri sonucunda elde edilen değerlerin karakterizasyonu sonucu hesaplanan mekanik özelliklere göre yapılmıştır. ACP modülünde kompozit prepereg oryantasyonu, kalınlığı, elyaf yönleri ve katman yönlerine ve bağlantılarına karar verilerek modellenmesi sağlanmıştır. Sınır şartları ve yükleme noktaları tanımlanarak kompozit sırtlık için parametrik analiz çalışmaları yürütülmüştür. Temel amaç minimum ağırlıkta ve minimum güvenlik katsayısına sahip modellerin belirlenmesidir. Yapılan çalışmada alüminyum profil ve kompozit orta kuşak için iki farklı modelin minimum ağırlıkta olabileceğine karar verilmiştir. Ek olarak tasarlanan orta kuşak bölgesinde hafifletme amaçlı yapılan boşaltma işleminde yapının dolu modele göre zayıfladığı

belirlenmiş olup aynı modelin dolu ve boşaltılmış tasarımlarına göre avantaj ve dezavantajları değerlendirilmiştir. 10 katmanlı ortası boş modelin kompozit hasar uğradığı tespit edilmiş olup, ortası dolu modelle de hasar analizleri yapılarak tasarlana yapı hakkında fikir elde edilmiştir. 10 katmanlı ortası dolu modelde hasar analizleri daha düşük çıksa da matris katmanlarda yine de hasar oluşmuştur. 12 katmanlı ortası boş model ise kompozit hasar limitlerinde kalmıştır.

Belirlenen iki model için koltuk sırtlığında bulunan kafa dayama, monitör, monitör mekaniği, yemek masası, sırtlık plastik aksam gibi bileşenlerin noktasal yük olarak atanması ve tasarımın doğal titreşim şekillerine bakılması sağlanmıştır. Buradan konfor durumu değerlendirilerek koltuk sırtlığında olması gereken mod şekilleri hakkında değerlendirme yapılmıştır.

Katı model tasarımı yapılan sırtlık sistemi için sivil havacılık otoriterinin belirlemiş olduğu SAE ARP 5526D standartlarına göre yükleri karşılayacak optimum ve en hafif modeller hakkında değerlendirmeler yapılmıştır.

MODELING AND FINITE ELEMENT ANALYSIS OF AIRCRAFT SEAT COMPOSITE BACKREST SYSTEM

SUMMARY

For many years, modern aerospace and automotive applications have been studied high strength material application with lightweight options. Airbus and Boeing, which are the leaders in the global sector as aircraft manufacturer, have focused on composite systems in their structural designs and applications. Aerospace and defense industries study on composite applications focus on substantially. In recent years, the use of composite materials in the aviation industry has been used in more than 50% of the structure. Aviation industry aims to put into operation with possible lightest materials as well as with high strength functionality. For the flight operations, more weight application means more consumption of fuel and spend much cost for airline business.

There are many ways to classify composite materials. For example, according to the principle of reinforcement; composite materials reinforced with diffusion materials and fiber reinforced materials. It could designed structural and functional composite materials according to different application requirements. If it is classified composite materials on a functional basis, it can be used in thermal, electrical, optical functional composite materials and so on. According to the different preparation processes, it is called as laminated composite materials, winding structural composite materials, extruded composite materials, textile composite materials.

Since composite materials do not have isotropic properties, they do not show linear elastic behavior like isotropic properties. Basically, it does not progress linearly in the event of damage and continues until it begins with local damage and reaches final damage. The progressive damage analysis is a method of analysis using the damage assessment criterion based on stress or strain to estimate material damage. In composite material analysis, progressive damage is analyzed using two different methods;

- Finite Element Analysis (FEA)

- Classical Lamination Theory (CLT)

The seats, which are used for passenger transport in civil aviation, are one of cabin interior applications. The airliner choose cabin interior application according to comfort, customer expectations and lightweight options. It means that one kg weight inside of the aircraft cabin; work out cost of 130-150 USD for one-year operations due to fuel consumption. According to this situation, it is aimed to design new lightweight seat backrest model with optimum production cost under the aviation load criteria and standards.

Passenger seat must comply with some standards and performances set by Civil Aviation Authorities (EASA-FAA etc.) and aircraft manufacturers (Boeing, Airbus, Bombardier, etc.). Seats and seat components are subject to dynamic, static, abuse and cycle loads, which are any emergency landing loads and operational loads. In this

study, the new seat backrest model was subjected to loads of, 1340N and 890N from the front, side and rear location to check displacement limits and structural failure according to SAE ARP 5526D Standards.

In this study, aircraft seat backrest 3D model was designed by CATIA tools. For finite element model, HYPERMESH tools was used to assign mesh and combination of model nodes. The model was designed as a shell and a suitable element assigned. This model was suited and ready on ANSYS-Workbench finite element analysis program. ACP tool used to model composite center model of seat back sturcuture. The material designation is based on material characterization which carbon prepereg composite coupon test was applied by tensile tests according to ASTM 3039D Standards. After definition of material properties, test data's got used for material characterization in the program of finite element analysis.

In this study, it is aimed to perform composite material tensile tests as close to ASTM 3039D standards and material characterization with the results obtained from tests. This test method is used to determine the in-plane tensile properties of reinforced polymer matrix composite materials with high modulus fibers. According to ASTM 3039D, this method is designed to achieve tensile properties. In addition, this study provides support for research and development, quality assurance, structural design and analysis of products. This method also gives information about the criteria that can affect the material withdrawal values and the reporting of the materials.

In the ACP module, composite prepereg orientation, thickness, fiber directions and layer directions and connections are modeled. Boundary conditions and loading points were defined and parametric analysis studies were conducted for the passenger composite seat backrest. The main objective is to identify models with minimum weight and minimum factor of safety. It was decided that two different models for the aluminum profile and composite center part of seat back with minimum weight.

While, It was decided that two different models could be at minimum weight for aluminum profile and composite, it has been determined that the structure is weakened due to weigh reduction for middle area. So ,advantages and disadvantages of the same model compared to the full and weight reduction designs have been evaluated. It was found out that the 10-layer mid-hollow model faced with composite damage. Also, 10-layer full-filled model of composite damage analysis was performed with to obtain an idea about the model. Although the damage analysis was lower in the 10-layer full-filled model, the matrix layers still are damaged. The 12-layer mid-hollow model remained within the composite damage limits.

It was analysis of best models according to Modal analysis. Two critical design parameters have been determined for the composite backrest system which is subjected to abuse load tests under SAE 5526D standards. 12-layer 0.20 mm thickness and 2.25 mm aluminum profile composite model with 10-layer 0.20 mm thickness and 2.5 mm aluminum profile composite model for the point mass assignment was made by mode shape will be examined. These are the headrest, cushion, seat cover, monitor, monitor frame, monitor bezel, meal table and plastic backrest. Natural frequency ranges are given in certain parts of the human body. Since the backrest system covers the waist area of the human body, the value of 10-12 Hz is the comfort parameter for resonance. According to mode shapes, it can be interpreted that the passenger does not suffer from health problems.

As a result, determined best option of secure safety factor and lightest model for the backrest system with respect to SAE ARP 5526D standards, which are determined by the Civil Aviation Authorities.

1. GİRİŞ

Havacılığın temellerinin atıldığı ilk çalışmalardan itibaren temel amaç dayanıklı, maliyeti düşük ve sürdürülebilir ürünlerin geliştirilmesi ve uygulanması olmuştur. Alternatif olarak hafiflik sağlamanın yanında birçok avantajından dolayı kompozit malzeme teknolojilerine yönelim günden güne artış göstermiştir (Anderson, 2011). Burada temel hedef hafif ürünlerle birlikte dayanımı yüksek ve mekanik özellikleri uygulama alanlarına göre tasarlanabilir sistemlerin geliştirilmesi olmuştur.

Sivil hava ulaşımında yapılan çalışmalarla birlikte geniş gövde uçak modellerinde (A350, B787 gibi) kullanılan malzemelerin %50'sinden fazlası kompozit ürünlerden oluşmaktadır (Marsh, 2009). Burada temel amaç dayanımı artırmakla birlikte daha hafif gövde ve maksimum verimde operasyonların gerçekleştirilmesidir. Böylece daha fazla yolcu ile havayolu şirketlerinin maksimum kazanç sağlaması hedeflenmiştir. Havayolu şirketlerinin operasyonel maliyetlerinin başında yakıt sarfiyatı gelmekte olup dünyada lider motor üreticilerinin geliştirmiş olduğu ekonomik, çevreci ve verimli sistemlerle maliyetler azaltılmıştır. Fakat rekabetin artması havayolu şirketlerinin tasarruf etmesi konusunda farklı uygulamalar getirmesine sebep olmuştur. Düşük maliyetli taşıma yapan havayolu işletmelerinin kabine ve kargo bölümüne alınacak bagajlarda kilo sınırlaması koyması, kabin içinde yük azaltmaya yönelik galley konumları ve çeşitlerinin değiştirilmesi gibi çalışmalar bunların başında gelmektedir. Artan rekabetle birlikte kabin içi ekipman sağlayan şirketlerin de bu trendi yakalaması için ürünlerinde geliştirmeler yapmaya yöneltmiştir. Bu ürünlerin başında yolcu koltuğu gelmekte olup, daha hafif kullanıma göre minimum opsiyonlara sahip koltukların geliştirilmesi sağlanmıştır. Havayolu şirketleriyle yapılan görüşme de dar gövdeli uçaklarda kabin içerisindeki 1 kg fazladan ağırlık, 1 yıllık operasyonel maliyetlerde 130 ila 150 USD arasında fazladan yakıt sarfiyatı anlamına gelmektedir.

Bu çalışma kapsamında hali hazırda sertifikasyonu tamamlanmış ve alüminyum alaşımdan üretilen uçak koltuğu sırtlık modelinin hafifletilmesi için kompozit-metal olarak yeniden modellenmesi performans kriteri olan havacılık standardına göre aşırı yük altında geçme/kalma kriterine göre optimum modele karar verilmesi

amaçlanmıştır. Temel amacımız hali hazırda uçuşa elverişli olan modele alternatif olabilecek daha hafif, dayanıklı ve sürdürülebilir sistemin devreye alınmasıdır.

Bu çalışma kapsamında alüminyum alaşım malzeme yerine karbon takviyeli elyaf malzeme kullanılmasıyla hem mekanik hem de hafiflik açısından avantaj sağlayacağı düşünülmüştür. Üretimi sağlanan karbon takviyeli elyaf malzeme için ASTM 3039D standardına göre numunelerin kesilmesi sağlanarak çekme deneyi yapılmasına ve malzeme karakterizasyonun çıkarılması (ASTM, 2014) kararlaştırılmıştır. Buradan elde edilen malzeme değerleri modeli oluşturulan koltuk sırtlık sistemine aktarılarak sanal ortamda sonlu elemanlar analizi yapılması planlanmıştır. Modeli oluşturulacak olan sırtlık sisteminde sınır şartlarının belirlenmesi, standardın belirlemiş olduğu yükleme limitlerinin uygulanması (minimum-maksimum) ve minimum-maksimum yer değiştirme ve kompozit-alüminyum bileşenlerinde hasar durumunun incelenmesi sağlanacaktır. Sırtlık sisteminde parametrik modelleme kullanılacak olup burada elyaf tabaka sayısı, et kalınlıkları, elyaf yerleşim açılarına göre optimum modele karar verilecektir. Ek olarak modellenen koltuk sırtlık sisteminde yolcu konfor durumunun değerlendirilmesi için koltuk sırtlık sisteminde bulunan koltuk ekipmanlarının (monitör, kafa dayama, yemek masası vs.) konumuna göre noktasal yük olarak atanması ve doğal frekansının incelenmesi sağlanacaktır.

2. KOMPOZİT MALZEMELERE GENEL BAKIŞ

2.1 Ulaşım Sektörü İçin Kompozit Malzemelere Genel Bakış

Yıllardan beri modern havacılık ve otomotiv uygulamalarında yüksek dayanıma sahip bunun yanında hafiflik sağlayacak malzemelerle ilgili çalışmalar yürütülmüştür. Bu sebeple hem ağırlık hem de mukavim olabilecek yapısal parçalar için kompozit içerikli malzeme çalışmaları yapılmıştır. Ulaştırma sektöründe yakıt performansını direkt etkileyen araç ağırlarının azaltılması için kompozit sistemler üzerine çalışmalar yoğunluk göstermektedir. Dünyada uçak üreticisi olarak lider konumda olan Airbus ve Boeing yapısal tasarımlarında kompozit sistemler konusunda çalışmalarını yürütmektedir. Havacılık endüstrisinin kompozit yapılar konusunda yaptığı çalışmalar olağanüstü hızda ve ilerlemede devam etmektedir (Justin, 2008). Modern havacılık öngörüleri performans değerlerinin arttırılması için kompozit yapı sistemlerini ana aktör olarak belirlemiştir. Havacılık sistemlerinin tasarımından üretimine, sertifikasyonundan uçuş operasyonlarına, bakımından son kullanımına ve sonrasında bertaraf edilmesine kadar geçen tüm yaşam döngüsünde hibrit kompozit malzemelerinin her aşamada ciddi etkisi olmaktadır.

Hibrit kompozit malzemeler iki ya da daha fazla malzemenin bir araya gelerek her bir bileşenin farklı mekanik avantajlarından faydalanıldığı yapılardır. Son yıllarda havacılık sektöründe kompozit malzeme kullanım oranı %50'den fazla artmıştır (Njuguna, 2016). Bu duruma en güzel örnek Şekil 2.1'de B787 uçaklarında kullanılan malzemeler ve kullanım miktarları verilen görselde de görülmektedir.

Amerikan Federal Havacılık Otoritesine (FAA) göre II. Dünya savaşından sonra kompozit malzeme sistemleri uçak yapılarında yaygın olarak kullanılmaya başlanmıştır. Havacılık endüstrisinde yüksek maliyetler söz konusu olduğundan kompozit malzemelerin sağlıklı gelişimlerinden emin olunması gerekmektedir. Bunun temel amacı kompozit malzemeler yakıt tüketimini azaltmakta ve uçak performansını arttırmak için önemli rol oynamaktadır. Uçak sistem yapılarında yüksek gerilmeler

taşır; bu nedenle kompozitler maksimum sürünme direnci ve mukavemetin ihtiyacı olan yapılarda kullanılmaktadır.

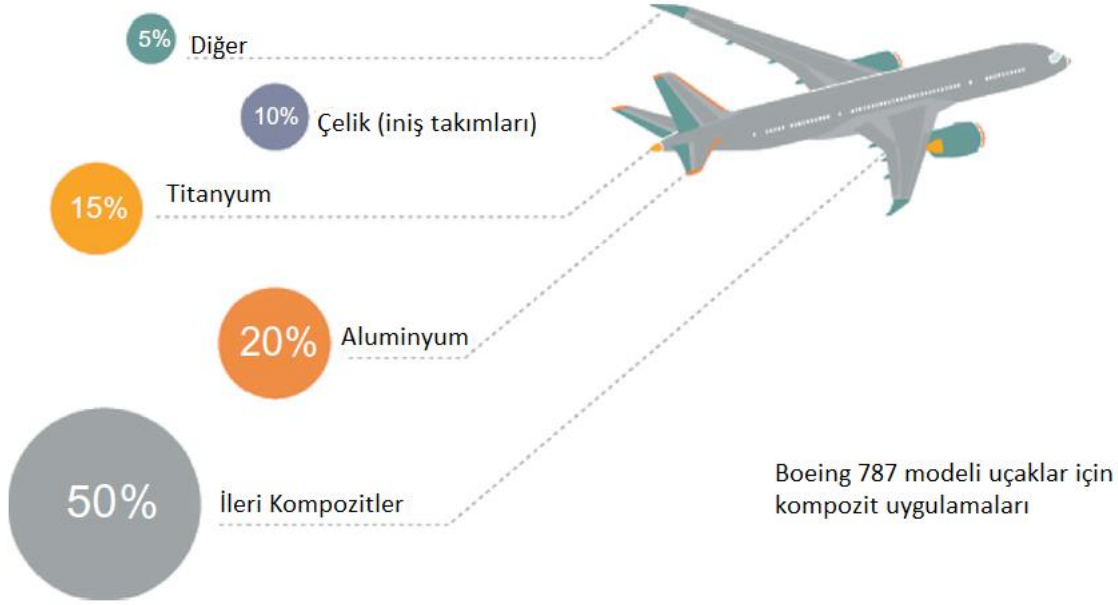
Kompozit sistemlerinin havacılık sektöründe temel kullanım amacı;

-Ürün tutarlılığı

-Minimum boşluk

-Minimum içyapı stresleri

-Üretim maliyetlerinin düşürülmesi başlıkları olarak değerlendirilmektedir (Balasubramanian ve diğ, 2008).



Şekil 2.1 : Boeing 787 modeli uçaklarda kompozit malzeme uygulamaları *(Justin, 2008).*

Havacılık malzemeleri, uçağın kalkış, seyir uçuşu ve inişlerde uçak gövdesinde oluşan yükleri taşıyan en önemli yapılardır. Havacılık malzemeleri aynı zamanda birincil ve ikincil yapısal parçalar olarak da kullanılmaktadır. Genel olarak roket motoru dökümleri, yatay ve dikey dengeleyiciler, orta kanatlar, uçak kanatları, basınçlı perdeler, iniş takımı, motor kaputları, kat kirişleri, dikey ve yatay, türbin bıçakları gibi birçok yerde kullanılmaktadır. Geçmişten günümüze kadar geçen süreçte havacılık sektöründe genel olarak metaller kullanılmaktayken teknolojinin gelişmesiyle birlikte alternatif ve avantaj sağlayan kompozit malzeme teknolojilerinin kullanımı artmıştır. Son zamanlarda, elyaf takviyeli polimer kompozitler (FRP'ler), buna verilebilecek en

güzel örnek olarak geliştirilmiştir. Bu tip kompozitlerin farklı tipteki matrisleri güçlendirerek (örneğin, polimerik, seramik, metalik vb.), yüksek performans elde edilmesinden dolayı havacılık ve uzay mühendisliğinde yoğun olarak çalışılmakta ve ilgi görmektedir.

2.2 Kompozit Malzeme Sistemlerinin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeleri sınıflandırmanın birçok yolu vardır. Mesela, takviye prensibine göre; difüzyonla güçlendirilmiş kompozit malzemeler, parçacık destekli kompozit malzemeler ve elyaf takviyeli kompozit malzemeler olarak değerlendirebiliriz. Farklı uygulama gereksinimlerine göre yapısal ve işlevsel kompozit malzemeler olarak değerlendirebiliriz. Fonksiyonel bazda kompozit malzemeleri sınıflandıracak olursak da fonksiyonuna uygun olarak, termal, elektriksel, optik fonksiyonel kompozit malzemelere vb. olarak değerlendirebiliriz. Farklı hazırlanma işlemlerine göre, katmanlı kompozit malzemeler, sargı yapısal kompozit malzemeler, ekstrüzyon kompozit malzemeler, tekstil yapılı kompozit malzemeler gibi değerlendirilmektedir. Genel olarak kompozitleri anlamları ve isimlendirme prensiplerine göre sınıflandırıldığında aşağıda belirtilen alt başlıklar oluşmaktadır.

2.2.1 Matris malzeme cinsine göre sınıflandırılmış kompozitler

-Metal matris yapılı kompozitler (MMC)

-İnorganik metalik olmayan matris kompozitler

-Polimer matrisli kompozitler (PMC)

En önemli inorganik metalik olmayan matrislerin başında seramik matrisli kompozitler (CMC) ve karbon bazlı kompozitler gelmektedir. (C/C) Polimer matris kompozit malzemelerde ise, termoset reçine esaslı kompozit malzemeler ve termoplastik reçine esaslı kompozitler bu gruba dahil olmaktadır. Aynı zamanda tek bileşenli polimer matrisli kompozit malzemeler ve polimer karışım matrisli kompozitler bu gruba dahil edilebilmektedir.

2.2.2 Dağınık faz formuna göre sınıflandırılmış kompozitler

-Kesintisiz elyaf takviyeli kompozitler

-Lifli kumaş, örgü takviyeli kompozit malzemeler

-Tabaka takviyeli kompozit malzemeler

-Kısa lif veya kıl takviyeli kompozit malzemeler

-Parçacık takviyeli kompozit malzemeler

2.2.3 Takviye elyaflarının tipine göre sınıflandırılmış kompozitler

-Karbon elyaf kompozit malzemeler

-Cam elyafı kompozit malzemeler

-Organik lifli kompozit malzemeler

-Bor lifi veya silisyum karbür lifli kompozit malzemeler

-Hibrit elyaflı kompozit malzemelerdir.

2.3 Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri

Kompozit malzeme üretim yöntemlerine göre belli başlı isimler altında sınıflandırılmaktadır. Birçok üretim yöntemi farklı uygulamalarda kullanılabilmektedir. Detaylı açıklamalar aşağıda belirtilen başlıklar verilmektedir.

2.3.1 Elle yatırma yöntemi

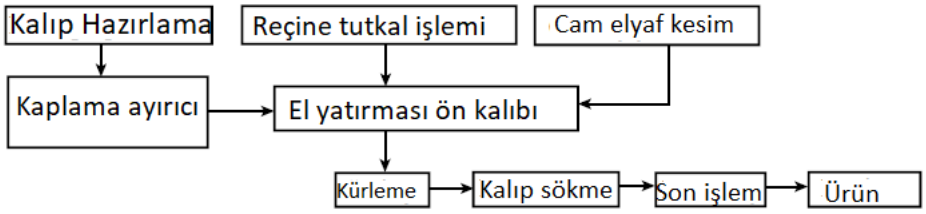
Kompozitlerin prepereg kullanılarak üretilmesi 1970 yıllardan günümüze kadar gelmiştir. Elle yatırma yönetimi istenen boyuttaki prepereg ürünün kesilmesi, altındaki destek kâğıdının çıkarılması ve prepereg tabakalarının el ile hazırlanmış özel kalıba yatırılması ile sağlanmaktadır. Katmanların doğru konumlandırılması insan inisiyatifinde olmasından dolayı tutarsızlıklara neden olmakla birlikte, yavaş bir işlem olmasından dolayı büyük işlemli kompozitlerde çok tercih edilmemektedir. Genel olarak işlemi tanımlamak gerekirse prepereg, üzerine serilen kalıbın şeklini almaktadır, istenilen kalınlığa gelinceye kadar serme işlemi devam eder ve havasının alınması sağlanır. Belirlenen kalıp yüzeylerinde kompozitin yapışmaması ve kuruma sonrası kolay ayrılması için vaks ya da madeni yağlar kullanılabilmektedir.

Havacılık ürünlerinde genel olarak modellerin serilmesi ve oryantasyonu (0°/145°/45° /90° vb.) farklı açılarda olabilmektedir. Bu düzende dizilen kompozitler yarı-izotrop özellik göstermektedirler. Bu şekilde üretilen kompozitler farklı yöntemler kullanılarak kürlenmeye bırakılabilmektedir. Daha kaliteli kompozit parça üretimi için iş parçası vakum tablasının üzerine konularak torbanın içerisindeki hava emilmeye başlanır.

Hava boşaldıkça vakum torbası içinde basınçlanma gerçekleşmektedir. Vakum torbası olarak selefon veya naylon torbalar yaygın olarak kullanılabilmektedir.

Hızlı kürlenme sağlanabilmesi için hazırlanan kalıplar otoklav adı verilen düdüklü tencere mantığıyla çalışan işleme tabi tutulabilmektedir. Burada hem basınç hem de ısı, kompozitin daha sağlıklı birleşmesini sağlayabilmektedir. Şekil 2.2'de şematik olarak elle yatırma yönteminde izlenen işlemler verilmiştir.

Yapılan araştırmalarda polimer matris yapısındaki malzemenin nitrojen ve karbondioksit ile 700 kPa üzeri basınç, 120-180 °C kürlenmesi sağlanmaktadır (Mohammad ve Mohamed, 2018).

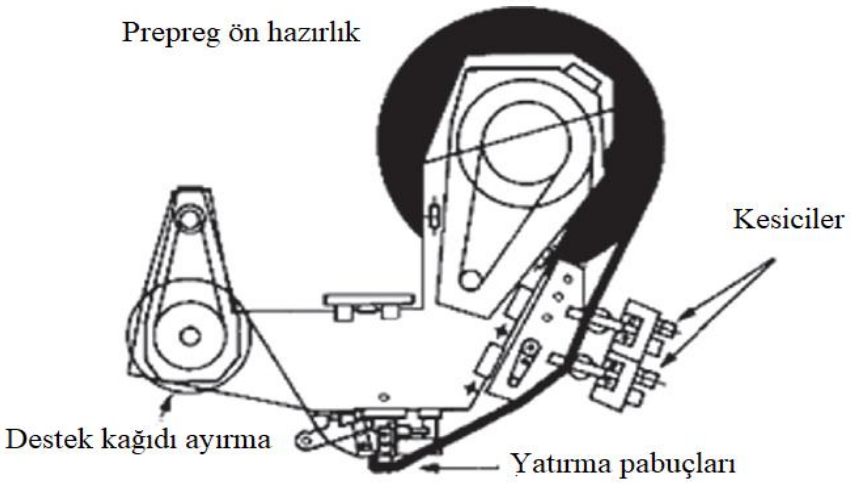


Şekil 2.2 : Elle yatırma yönetimiyle elyaf takviyeli kompozit üretim tekniği (Zheng ve diğ, 2016).

Uçak ve helikopterlerin birincil ve ikincil bileşenlerinde kullanılan iyi derecede kaliteli kompozitler yüksek elyaf hacmine (%60 - %65) sahip otoklav işlemi kullanılarak üretilmektedir (Zheng ve diğ, 2016).

2.3.2 Otomatik bant yerleşim metodu

Otomatik bant yerleşim metodu (ATL), adında da belirtildiği gibi otomatik bir işlem olup prepereg bantların serilerek hava ve uzay araçlarının kompozit parçalarının üretildiği metottur. Şematik olarak gösterimi Şekil 2.3'de verilmiştir. Genel olarak kiriş, uçak kanadı ana kirişi, I-çubuklar, uçak gövdesi gibi farklı parçaların imalatında kullanılan bir yöntemdir.

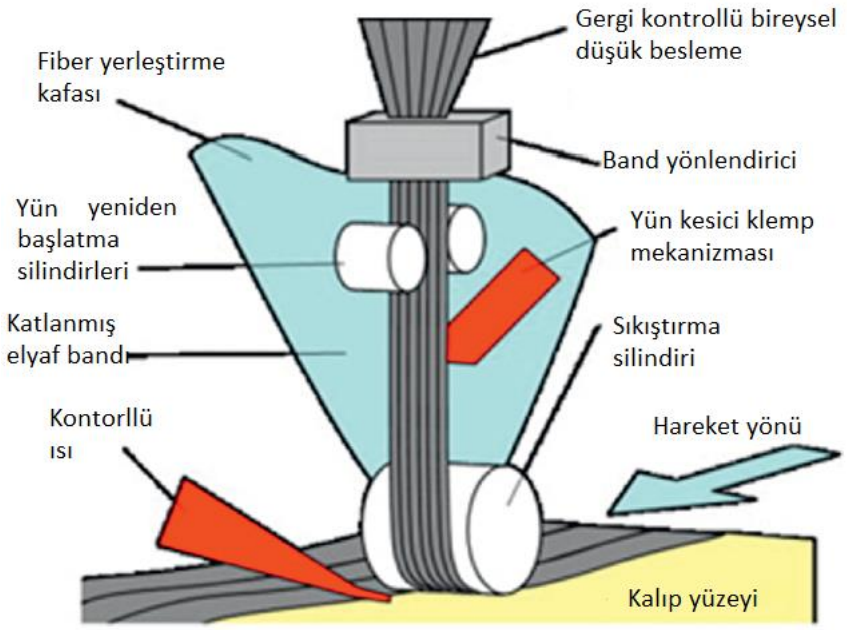


Şekil 2.3 : Otomatik bant yerleşim metodu (United State Department of Labor, 2013).

ATL işlemi bilgisayar kontrollü sistemlerle gerçekleştirilmektedir. Sisteme yerleştirilen ve yüksek hassasiyetli bant yerleştirme kafası, kalıp üzerinde sıcaklık kontrollü olarak prepereg yerleşimini ve sıkıştırılmasını katmanlar halinde sağlamaktadır. İstenen kalınlığa gelindiğinde bant kafası üzerindeki bıçaklarla prepereg kesilir. Bant kafası sürekli, yüksek hassasiyette ve seri olarak üretim sağlama kabiliyetine sahiptir. Prepereg sıkıştırma işleminden sonra ürün kürlenmeye bırakılmaktadır. Bu yöntemle üretilen en güzel örnek Boeing 787 Dreamliner uçaklarının gövdeleridir (Marsh, 2009).

2.3.3 Otomatik elyaf yerleştirme metodu

Büyük uçak yapı sistemleri için otomatik elyaf yerleştirme metodu kullanılmaktadır. Bu işlem sırasında nümerik kontrollü robot kolları elyaf yerleşimini sağlayarak kontrollü sıcaklık verilmesiyle kalıp yüzeyinin kaplanması sağlanmaktadır. Bu üretim yönetimi kullanılarak silolar, basınçlı kaplar, silindirik yapılar, güç iletecek şaft sistemleri, roket motor kasaları uçak gövde silindirleri üretilebilmektedir. Üretim işlemine ilişkin şematik görsel Şekil 2.4'de verilmiştir.

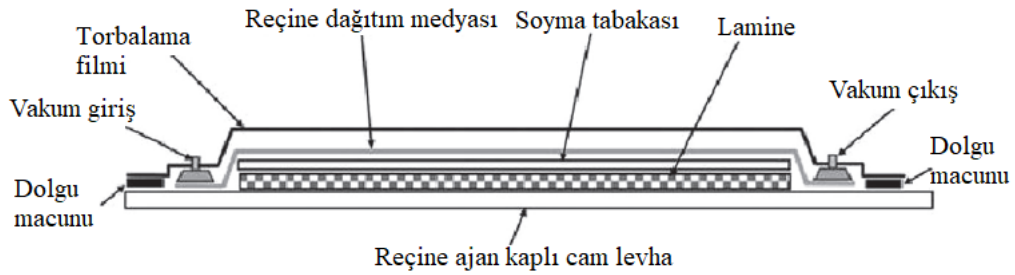


Şekil 2.4 : Otomatik elyaf yerleştirme metodu (Pierre ve diğ, 2011).

Söz konusu bu metot kullanılarak yüksek kalite ve mukavemette ürünlerin elde edilmesi sağlanabilmektedir. Polyester ya da epoksi gibi reçineler kullanılarak yapılan bu üretim yöntemi kendi için de kuru sarma ya da yaş sarma olarak işlemlere ayrılmaktadır. Sarım işleminde nümerik kontrollü robot kafaları kullanılmasından dolayı düzlemsel ya da helis şekilde sarımlarda gerçekleştirilebilmektedir.

2.3.4 Reçine transfer metoduyla kalıplama

Bu yöntem orta hacimli, işlemenin çok olmadığı, çok yavaş olmayan aynı zamanda çok da hızlı olmayan üretimler için uygundur. Şekil 2.5'de görüldüğü gibi elyaf kalıp kapanmadan önce tabana yerleştirilmektedir. Genellikle reçine olan matris 100 Psi'dan düşük basınçla kalıp içine doldurulmaktadır. Kürlenmeye bırakılan kalıpta polimer matris yapısı oluşturulmaktadır. Kalıplar genel olarak plastikten yapılmakta olup son ürün olarak yüzeye işlem yapılmamakta fakat kalıplama sonrası kırpma işlemine tabi tutulmaktadır. Böylece bu yöntemle karmaşık şekillerin kaliteli üretilmesi sağlanabilmektedir. Sıkıştırma metoduna göre daha az maliyetli olan bu sistemde matris olarak polyester, akrilik, epoksi, fenolik, ve vinil kullanılmaktadır. Elyaf olarak da kumaş, iplikçik, tek yönlü lifler ya da dokuma fitil kullanılabilmektedir. F135 uçaklarının motor fan bıçakları, uçak kanadı ana kiriş yapısı gibi ürünlerin imalatında bu yöntem kullanılmaktadır.



Şekil 2.5 : Reçine transfer metoduyla kalıplama işlemi *(Bozkurt, 2017).*

2.3.5 Sıkıştırma kalıbıyla üretim metodu

Bu teknik malzemenin iki çelik kalıp arasında sıkıştırılarak üretimin yapıldığı bilinen en eski işlemdir. Söz konusu bu yöntem geniş alanda kompozit malzeme imalatı için kullanılmaktadır. Enjeksiyonla imalat yöntemiyle kıyaslandığında sıkıştırma metoduyla üretilen kompozit ürünler daha iyi mekanik özelliklere sahiptir. Bu yöntem malzemeyi ısıtılmış bir kalıpta presler ve yüksek sıcaklıklarda; kalıp basıncı artırılarak kalıp içinde oluşan havanın dışarı atılmasını sağlar. Böylece kompozit üründeki boşlukları ortadan kaldırılmaktadır (Shubhra ve diğ, 2013).

2.3.6 Filament sarma metodu

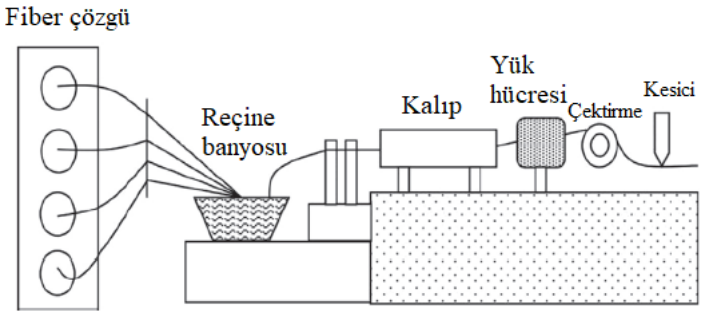
Filament sargı metoduyla üretim genellikle silindirik parçaların imalatı için kullanılan bir yöntemdir. Bu yöntem dönen bir tambur üzerine elyafların sarılmasıyla yapılmaktadır. Elyaf telleri sökülerek reçine tankına daldırılır, reçine emdirilen elyaflar kontrollü olarak belli bir elyaf oryantasyonunda tambura sarılır. Sarma açıları genel olarak 25° ila 80° arasında değişmektedir. Bu yöntem genellikle savunma sistemleri olan Titan IV, Atlas ve Delta roketleri için motor kasaları ve füze fırlatma borularının imalatında kullanılmaktadır (Lubin, 1982).

2.3.7 Pultrüzyon yöntemi

Sürekli elyaf malzemelerin ekstrüzyonla çekilerek kompozit ürün elde edilmesine dayanan ve Şekil 2.6'da verilen işlem biçimidir. Kalıplar genellikle H, I, kare, dikdörtgen ya da dairesel şekilde olmaktadır. Tipik olarak reçine banyosundan çıkan elyaflar kalıbın içinde kürleşmektedir. Bu üretim yöntemi kullanılarak imalatı yapılan kompozit ürünler, yüksek miktarda elyaf içermesinden dolayı mekanik olarak oldukça mukavim olmaktadır. Bu yöntem kolay işlem görmekle birlikte yüksek iş gücü de gerektirmemektedir. Bu imalat yöntemi kullanılarak herhangi bir yönde sürekli üretim

sağlanabilmektedir. Hatta bu yöntem sentetik elyaf kompozit imalatı için de oldukça uygundur.

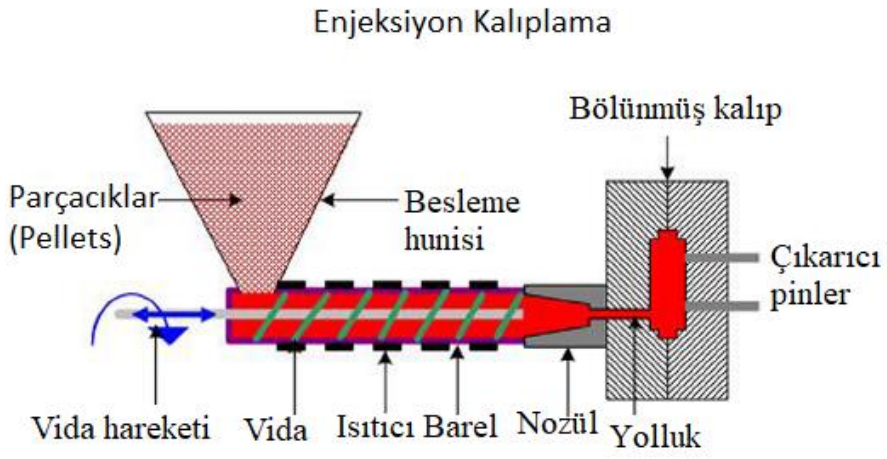
Termoset malzemeler pultrüzyon işlemi için genel olarak kullanılan matrislerdir. Örnek vermek gerekirse, fenolik malzemesinin yüksek sıcaklık dayanımı ve diğer termosetlere göre daha ucuz olmasından dolayı pultrüzyon için tercih edilmektedir. Aynı zamanda polyesterde, vinil ester ve epoksiyle birlikte pultrüzyon işlemi için yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu yöntemin olumsuz özellikleri, epoksinin kalıptan ayrılmasının zor olması ve kürlenmenin zaman alması olarak belirtilmiştir.



Şekil 2.6 : Pultruzyon yöntemiyle kompozit ürün imalatı (Singh ve diğ, 2017).

2.3.8 Enjeksiyon kalıplama yöntemi

Enjeksiyon kalıplama yöntemi kompozit sistemlerin en hızlı üretimini sağlayan yöntemdir. Karmaşık parçaların yüksek miktarlarda ve mükemmel mekanik özelliklerle üretilmesi bu yöntemle sağlanabilmektedir. Bu yöntemle erimiş malzeme kalıbın içinde basınçlandırılmakta ve burada kürlenmeye bırakılarak kompozit ürün elde edilmektedir. İşleme ilişkin şematik görsel Şekil 2.7'de verilmiştir. Bu yöntem termoset ve termoplastik kompozitler için uygundur. Genel olarak kıyılmış lifler ve peletler bunkerden geçerek sıkıştırma tamburunda döner vida ile sıcaklık altında eriyik kıyamda sıkıca kelepçelenmiş kalıplara dolmaktadır. Buraya dolan kalıplar tamamen kuruduktan sonra kalıp açılmakta ve ürün alınmaktadır (Mei-po ve diğ, 2012).



Şekil 2.7 : Enjeksiyon kalıplama yöntemi (Kopeliovich, 2017).

2.4 Kompozit Malzeme Performans ve Karakteristik Özellikleri

Kompozit malzemeleri sınıflandırdığımızda bunların oldukça yaygın olduğu ve geniş alanda kullanıldığı bilinmektedir. Yapılan çalışmalarda farklı kompozit malzemelerin farklı performans özelliklerine sahip olduğu bilinen bir gerçektir. Polimer kompozitler doğası gereği günümüze kadar en yaygın kullanılan ve gelişen kompozit sistemlerdir. Metallerle kıyaslama yapıldığında polimer kompozitler aşağıda belirtilen özellikleri göstermektedir.

2.4.1 Enjeksiyon kalıplama yöntemi

Polimer matrisli kompozit malzemelerin belirgin avantajları yüksek özgül mukavemet ve yüksek özgül modülüne sahip olmalarıdır. Özgül mukavemet, mukavemet yoğunluk oranını, özgül modül ise modülün yoğunlukla olan oranını ifade etmektedir. Kompozitlerdeki bu özellikler havacılık ve uzay uygulamaları için oldukça önemlidir. Çizelge 2.1'de yapısal malzemelere yönelik olarak özgül mukavemet ve özgül modül değerleri verilmiştir. Bu tablodan da anlaşılacağı gibi karbon elyaf matrisli kompozitlerin yüksek özgül mukavemete ve yüksek özgül modüle sahip olduğu görülmektedir. Bu malzemelerin yüksek özgül mukavemete ve yüksek özgül modüle sahip olmalarının sebebi yüksek performanslı fakat düşük yoğunluklu elyafların içeriğinde kullanılıyor olmasıdır.

Çizelge 2.1 : Genel kullanımlı metal ve kompozit malzemelerin özgül mukavemet ve özgül modülleri (Zheng ve diğ, 2016).

Malzeme	Yoğunluk	Çekme Mukavemeti	Elastisite Modülü	Özgül Mukavemet	Özgül Modül
	(g/cm^3)	(GPa)	(10^2 GPa)	($10^6\ \sigma/\rho$)	($10^8\ E/\rho$)
Çelik	7,8	1,3	2,1	1,3	2,7
Aluminyum alaşım	2,8	0,47	0,75	1,7	2,6
Titanium alaşım	4,5	0,96	1,14	2,1	2,5
Cam elyaf kompozit malzeme	2,0	1,06	0,4	5,3	2,0
Karbon elyaf II/epoksi kompozit malzeme	1,45	1,5	1,4	10,3	9,7
Karbon elyaf I/epoksi kompozit malzeme	1,6	1,07	2,4	6,7	15,0
Organik elyaf/epoksi kompozitler	1,4	1,4	0,8	1,0	5,7
Boron elyaf/epoksi kompozitler	2,1	1,38	2,1	6,6	10,0
Boron elyaf/alüminyum matris kompozitler	2,65	1,0	2,0	3,8	7,5

2.4.2 İyi derecede yorulma direnci ve yüksek hasar toleransı

Metalik malzemeler yorulmaya karşı genellikle göze çarpan belirtiler göstermezler. Kompozit malzemelerde ise elyaf ve matris arasındaki bağlar çatlak ilerlemesini engelleyebilmektedir. Yorulmadan kaynaklı hasarlar her zaman kendini zayıf olan elyafta göstermektedir. Çatlak büyümesi veya hasarı uzun süre yavaş yavaş devam eder böylece son tahribattan önce belirgin olarak hasarın oluşacağı haber edilmektedir. S-N eğrisinde verildiği gibi yorulma özellikleri, metalik malzemelerin çoğunluğunda yorulma dayanımı çekme mukavemetinin %30 ila %50'si arasında değişmektedir. Bunun yanında karbon elyaf/polyester kompozit malzemenin yorulma dayanımı çekme mukavemetinin %70 ila %80 arasındadır (Zheng ve diğ, 2016).

Geleneksel malzemelerden farklı olarak, kompozit malzemenin zarar görmesi ana çatlağın dengesiz yayılmasından kaynaklanmakta ve aniden meydana gelmektedir. Bu durumda matris çatlaması, ara yüz çözülme, elyaf çekme-ayrılma veya elyaf kopması gibi bir dizi hasarın gelişimiyle olmaktadır. Matristeki çok sayıda bağımsız elyaf tipik olarak mekanik olarak belirsiz bir sistemdir. Az sayıda elyaf kırıldığı zaman, taşıdıkları yükün bir kısmı matris yoluyla transfer edilir ve hızlı bir şekilde diğer elyaflara yayılır.

Kompozit malzemeler kısa vadede taşıma kapasitesini kaybetmezler. Kompozit malzemeler ayrıca, ani bir şekilde gelişen bazı kusurlar ve çatlaklarla birden kırılma göstermezler.

2.4.3 İyi sönümleme özelliği

Zorlanmış bir yapının doğal titreşim frekansı, yapının kendi şekliyle de ilgilidir, ayrıca yapısal spesifik modülünün karekökü ile orantılıdır. Bu nedenle, kompozit malzemeler yüksek bir doğal frekansa sahiptir ve genel olarak bir rezonansa sahip olmak kolay değildir. Aynı zamanda, kompozit malzemelerdeki elyaf ve matris arasındaki arayüz, titreşim enerjisini emme konusunda büyük bir kabiliyete sahiptir, bu da malzemelerin yüksek titreşim sönümlemesine neden olur. Böylece titreşim meydana geldiğinde, kısa sürede durdurulabilmektedir.

2.4.4 Çok fonksiyonlu performans özelliği

Kompozit malzemeler genel olarak yüksek ve anlık sıcaklık dayanımı ve iyi erime direncine sahiptir. FRP'nin (cam elyaf takviyeli plastikler) ısıl iletkenliği, metal malzemelerin sadece %1'i kadardır. Aynı zamanda yüksek özgül ısıya, yüksek erime ısısına ve yüksek buharlaşma ısısına sahip malzemeler kompozit bileşenlerden üretilebilmektedir. Bu nedenle, FRP füze burun konisi için aşınmaya dayanıklı koruyucu malzeme olarak kullanılabilmektedir.

Elektriksel olarak kompozitler üstün yalıtım performansı ve yüksek frekanslı dielektrik özelliği göstermektedir. FRP, güç frekansında üstün bir yalıtım malzemesidir. Yalıtım özelliğinin yanı sıra, FRP'ler iyi, yüksek frekanslı dielektrik özelliklere sahiptir. Böylece, radyom için yüksek frekanslı dalga geçirgen malzemeler olarak kullanılabilmektedir (Zheng ve diğ, 2016). Karbon lifi düşük sürtünme katsayısına ve kendinden yağlamalı özelliğe sahiptir. Bunun yanında mükemmel kimyasal korozyon direnci ve özel optik, elektrik ve manyetik özellikler de sergilemeleri kompozit sistemlerin geniş alanda kullanılmasını sağlamaktadır.

2.4.5 İyi işlem olabilme özelliği

Kompozit malzeme işleminde kullanılan elyaf, matris ve diğer hammaddeler, kullanım şartlarına ve ürünün performans ihtiyacına göre seçilebilmektedir. Bu özellikleri de kompozitlerin iyi bir şekilde işlenebilir olduğunu göstermektedir. Kompozit imalat yöntemlerinde kalıp işleme yöntemleri, ürünün şekline, boyutuna ve sayısına göre seçilebilmektedir.

Ayrıca entegre kalıp sistemleri, montaj parçalarının sayısını azaltabilmektedir. Böylece zamandan tasarruf, malzemeden tasarruf ve malzeme ağırlığından tasarruf sağlanabilmektedir.

2.4.6 Anizotrop olma ve tasarlanabilir özellikler

Elyaf kompozit materyaller, performansla direk ilgili olan anizotropi yapısıyla belirgin bir şekilde karakterize edilebilmektedir. Elyaf kompozit malzemelerin mekanik ve fiziksel özellikleri sadece elyaf tipi ve reçine tipi ve bağıl hacim kesri ile değil, aynı zamanda elyaf düzenleme yönü, katman istifleme sırası ve katman numarası ile de yakından ilgilidir. Bu nedenle, yük dağılımına ve mühendislik yapısının farklı uygulama gereksinimlerine dayanarak, ilgili gereklilikleri karşılamak için ilgili malzeme ve kat tasarımı seçilebilmektedir. Bu özellikten yararlanarak güvenli, sağlam, ekonomik ve makul olması için en uygun parça tasarımı sağlanabilmektedir.

Polimer matris kompozitler için bazı eksiklikler ve problemler vardır. İlk olarak, otomasyon ve mekanizasyon işlemlerinin derecesi düşüktür. Ayrıca, malzeme özelliklerinin tutarlılığı ve ürün kalitesinin stabilitesi de düşüktür. Bunun yanında kalite test yöntemleri de kusuruz olmamaktadır. Ek olarak, uzun süreli yüksek sıcaklık dayanımı ve yaşlanma direncinin özellikleri çok düşüktür. Kompozit malzemelerin gelişimini teşvik etmek ve daha olgun teknoloji ve materyaller üretmek için bu konuların öncelikli olarak araştırılması gerektiği bilinmektedir.

2.4.7 Kompozit malzemelerin avantaj ve dezavantajları

Kompozit malzemelerin genel olarak performansından bahsedilen bu bölümde özet olarak avantaj ve dezavantajlarına da değinilecektir.

Genel olarak kompozit sistemlerinin avantajları;

- Spesifik mukavemet özellikleriyle %20-40 ağırlık tasarrufu sağlaması ve hızlı işlem edilme potansiyeline sahip olması,

-Boyutsal kararlılığının sıkı olması,

-Düşük termal genleşme özellikleri,

-Metal ve seramik gibi diğer malzemelere karşı mükemmel yorulma ve kırılma direnci,

-Düşük ağırlık nedeniyle ulaşım sektörü için azalan yakıt tüketimi avantajı

-Gelişmiş polimerlerle metaller gibi aşındırmama,

- Mekanik özelliklerin tasarlanabilir olması,

-Yüksek darbe dayanımı ve yüksek hasar toleransı, özellikle havacılık alanında meydana gelen kazada hayatta kalma olasılığını artırması olarak verilebilir.

Dezavantajlarını incelediğimizde ise;

-Daha yüksek yinelenen ve yinelenmeyen maliyetler,

-Daha yüksek malzeme maliyetleri,

-Görünmez etki hasarı,

-Onarımlar, metal yapılardakilerden farklı olması,

-Daha yüksek işlem maliyetleri olarak verilmektedir.

2.5 Kompozit Malzeme Uygulamaları ve Gelişimi

Kompozit malzeme kullanımlarında, cam elyaf polimer matris kompozitler ilk geliştirilen ve uygulanan malzemelerdir. 1940'lı yıllarda Amerikalılar önce cam lifi ve doymamış polyester reçineyi birleştirdi ve daha sonra askeri sanayide uygulanacak cam lifi kompozit malzemelerin kullanım yolunu açan el radarı ile askeri radar ve uçak yakıt tankı üretimini başardı. O zamandan beri, cam elyafın, reçine matrisinin ve kompozit malzemelerin işlenmesiyle birlikte, cam elyaf kompozit malzemeleri yalnızca havacılık endüstrisinde değil, aynı zamanda çeşitli sivil sanayide yaygın olarak kullanılan önemli mühendislik malzemeleri haline gelmiştir.

Bununla birlikte, 1960'lara girildikten sonra, insanlar cam elyaf takviyeli plastiklerin kütlesinin büyük ve modülün düşük olduğunu belirlemiştir. Yüksek spesifik modül ve yüksek özgül mukavemet için yüksek teknoloji ürünlerinin gereksinimlerini karşılayamadığı görülmüştür. Bu nedenle, 1960'lar ile 1970'ler arasında yüksek spesifik modül ve yüksek özgül mukavemetli hafif karbon elyaf ve karbon elyaf kompozit malzemeler geliştirilmiştir. Karbon elyafların ardından, aromatik poliamid elyaflar (aramid elyaf) ve diğer yüksek performanslı elyaflar geliştirilmiştir. Karbon elyaf kompozit malzemeden başlayan bu yeni kompozit malzemeler, gelişmiş kompozit malzemeler (Advance Composite Material) olarak bilinmektedir.

Şu anda, dünyanın toplam kompozit malzeme üretimi megaton cinsindendir. Doğru çıktıyı istatiksel veriye dönüştürmek zordur.

Dünyadaki üretimin 1990 yılında 3,9 milyon ton, ABD'de 1,503 milyon ton, Batı Avrupa'da 1,485 milyon ton, Japonya'da 0,643 milyon ton ve Çin'de 0,106 milyon ton olduğu bildirilmektedir (Zheng ve diğ, 2016).

Kompozit malzemelerin ilk uygulamaları havacılık sektöründe olmasına ve gelişimi havacılık talebine bağlı olmasına rağmen, havacılık uygulamaları için kompozit malzemeler toplam çıktının sadece küçük bir kısmını içermektedir (sadece %1 - %2 (Zheng ve diğ, 2016)). Genel olarak taşımacılık sektöründe (otomobil, tekne vb.), inşaat, kimyasal korozyon ekipmanları ve elektrikli veya elektronik cihazlarda büyük miktarda kompozit malzemeler kullanılmaktadır.

2.6 Kompozit Malzemelerin Havacılık Alanında Kullanımı

Dünya'da 1980'lerden sonra askeri alanda hizmet etmeye başlayan çoğu savaş uçağı gelişmiş kompozit malzemelerden (ACM) yapılmış bazı parçalara sahiptir. Spesifik olarak, kanatlarının, kuyruğunun ve diğer parçalarının bileşenleri, vücut ağırlığının %20 ila %30'unu oluşturan ACM'den yapılmıştır. 1980 yılında ilk uçuşa çıkan Fransız Rafale, kanatlarının %50'sini, kuyruğunu, dikey ve gövde yapısını, vücut yapısal ağırlığının ACM'den yapılmış olup bu toplam oran uçağın %40 ağırlığına denk gelmiştir. Amerika Birleşik Devletleri'nin B-2 gizli bombardıman uçağının (1989'da ilk uçuşunu yapmıştır) üzerinde bulunan kompozit malzemeleri uçak gövde yapısının %40'ını karşılamaktadır.

Günümüzde ACM, dikey kuyruk, yatay dengeleyici, dümen, aileron, ön gövde ve kanat yüzeyi gibi uçağın birincil ve ikincil yapısında yaygın olarak kullanılmaktadır. Kompozit malzemelerin modern helikopterde kullanımı askeri uçaklardan daha fazladır. Şuan da %50 ila %80 civarında oldukça yüksek kullanım oranına sahiptir. Amerika Birleşik Devletleri'nde, geliştirme aşamasında olan H360, S-75, BK-117 ve V-22 helikopterinde büyük oranda ACM kullanıldığı ACAP (İleri Kompozit Uygulama Programı) programında belirtilmektedir (Kay, 2013). Örneğin, dikey kalkıştan, inişe ve yana yatırma rotorundan sonra yüksek hızda hareket eden V-22, gövde yapısının çoğu dahil olmak üzere kanat, motorun bağlantıları ve bıçakların sabitleme tertibatları dahil toplam yapısal ağırlığın %45'ini oluşturan yaklaşık 3.000 kilogram kompozit malzeme kullanmaktadır (Pinckney, 1991).

2.7 Kompozit Malzeme Bağlantı Yöntemleri

Kompozit parçalar ile metal bileşenler arasındaki bağlantı arasındaki kombine montaj birçok uygulamada görülmüştür. Genellikle kompozit malzeme anizotroptur, ara tabaka mukavemeti nispeten düşüktür. Sünekliği düşüktür, bu da kompozit sistemlerin tasarımını ve analizini metalden çok daha karmaşık hale getirmektedir. Endüstride kullanılan geleneksel metal parçaları arasındaki bağlantı, kompozit malzemelere uygulanamamaktadır.

Kompozit eklemler uygulamalara göre genellikle genel yapının en zayıf noktalarıdır, bu nedenle bağlantı noktalarının kuvvetlendirilmesi kompozit yapısal tasarımda dikkat edilmesi gereken konulardır. Kompozit malzeme birleştirmelerinde genel olarak tutkal bağlantısı (yapıştırıcılar), mekanik bağlantı, karışık bağlantı ve kaynak teknolojileri kullanılabilmektedir.

Tutkal gibi yapıştırıcı bağlantıları mekanik bağlantı ile karşılaştırıldığında bir takım avantajlara sahiptir. Yapıştırma teknolojisinin en büyük avantajı, açıklığın neden olduğu stres konsantrasyonunun olmaması, yorulma direnci, titreşim sönümlemesi ve yalıtım performansının iyi olmasıdır. Bununla birlikte, yapıştırma teknolojisinin olumsuz olarak; bağlamanın kalite kontrolünde zorluk, bağlanma mukavemetinin büyük dağılımı, güvenilir inceleme yöntemlerinin eksikliği, yüzey işlemine yönelik sıkı gereklilikler ve yapıştırma yüzeyinin bağlanma süreci gibi bazı kusurları da vardır. Karbon elyaf kompozit gövdeler için yapıştırıcı kullanımı temel bağlantı yöntemidir.

Mekanik bağlantılar genellikle perçin ve cıvata kullanır ve en yaygın bağlantı türüdür. Mekanik bağlantının ana avantajı, bağlantının yüksek güvenilirlikte olmasıdır. Mekanik bağlantının dezavantajı ise gerilme konsantrasyonu yaratması ve kompozit ile temas bölgelerinde elektrokimyasal korozyona neden olmasıdır.

Karışık bağlantı yöntemlerinde ise bağlantının güvenliğini ve bütünlüğünü iyileştirmek için, bazı önemli bağlantı parçalarında, tutkal bağlantısı ve mekanik bağlantı aynı anda kullanılmaktadır ve bu bağlantı yönteminin avantajları, yüksek mukavemet ve yüksek bağlantı noktası güvenilirliğidir.

Bir diğer bağlantı yöntemi olan kaynak teknolojisi esas olarak termoplastik kompozit parçalara uygulanmaktadır. Temel prensip, reçinenin erimiş termoplastik kompozitin yüzeyinde ısıtılması ve daha sonra basınçlandırılmasıyla birleştirme işlemi yapılmaktadır.

3. KATMANLI KOMPOZİTLER KIRILMA TEORİSİ

Kompozit malzemeler izotrop özellik taşımamalarında dolayı izotrop malzemelere göre doğrusal elastik davranışlar göstermezler. Temel olarak hasar oluşması durumunda doğrusal ilerlememekte ve bölgesel (local) hasarla başlayıp nihai hasara ulaşıncaya kadar devam etmektedir. İlerlemeli hasar analizi malzeme hasarlarının tahminlenmesi için gerilme ya da gerinim temeline dayanan hasar değerlendirme ölçütünü kullanan analiz yöntemidir. Kompozit malzeme analizlerinde ilerlemeli hasar için iki farklı yöntem kullanılarak analiz edilmektedir (Nettless, 1994);

- Sonlu Elemanlar Analizi

- Klasik Laminasyon Teorisi

Sonlu elemanlar yönteminde malzeme özellikleri, kompozit yapıyı oluşturan eleman ağına model oluşturulduğunda atanmaktadır. Bu yöntemle herhangi bir sonlu eleman ağına uygulanan yük nedeniyle elemanda hesaplanan gerilme ve gerinim değerleri, ilgili elemanın integrasyon noktalarında hesaplanmaktadır. Bu sebeple bu yöntemle malzeme özelliklerinin bu integrasyon noktalarına atandığı varsayılmaktadır. Model üzerinde oluşturulan elemanlar, tabakaların (layer) birleşiminden oluşan kompozit plakları temsil etmektedir.

Sonlu elemanlar analizi ile modelin her bir elemanındaki gerilmeler hesaplanmaktadır. Bir hasar kriteri kullanılarak, farklı gerilmelerin kombinasyonu ile en yüksek hasar endeksine ulaşan eleman belirlenmektedir. İlerlemeli hasar analizinde, en yüksek hasar endeksine sahip bu eleman "hasara uğramış" ilk eleman olmaktadır. Bir eleman hasara uğradığında, malzemenin o elemanın integrasyon noktasındaki rijitliği düşürülmekte ve bu nedenle eleman zayıflamaktadır. Zayıflatılmış bir eleman, kendisini çevreleyen diğer elemanlarla aynı miktarda yük taşıyamayacağından, bu eleman üzerine gelecek yükler etraftaki diğer elemanlara dağıtılmaktadır. Bir elemanın hasara uğraması bitişik elemanların sırasıyla hasara uğramasına neden olmaktadır. Bu süreç, yeterli saydaki eleman hasara uğrayıncaya kadar devam etmekte ve yapı yükü taşıyamayacak bir noktaya gelene kadar zayıflama devam etmektedir.

Klasik Laminasyon Teorisi ise kompozit plakların mukavemetini belirlemek için çoğu zaman ilerlemeli hasar ile birlikte kullanılmaktadır. Bunun temelindeki yöntem şu şekildedir: Kompozit tabakanın mukavemetini belirlemek amacıyla kompozit tabaka üzerine tek eksenli bir gerilme yükü uygulandığı düşünülmektedir. Tipik olarak bir kompozit plak farklı yönde yönlendirilmiş çok katlı tabakalardan oluşmaktadır. Bu tabakalarda farklı yönlerde 0°, 45°, 90° vs. elyaf yerleşiminden oluşmaktadır. Elyaf doğrultusu yük yönüne paralel olan tabakalar çok daha güçlü bir davranış gösterirler ve daha yüksek değerdeki kuvvetlere kadar hasara uğramadan dayanabilmektedir. İlerlemeli hasar analizinde, önce zayıf olan oryantasyona sahip tabakaların hasara uğramasını ve daha sonra hasara uğrayan bu tabakaların rijitliğinin azaltılması sağlanmaktadır. Hasara uğrayan elemanın rijitliğindeki bu azalma yükü çevresindeki tabakalara kaydırmaktadır. Elyaf yönüne sahip en kuvvetli tabakalar hasara uğrayıncaya ve artık daha fazla yük taşıyamayıncaya kadar ilerlemeli hasar devam etmektedir.

Bu bölümde yapılan çalışmalarda elyaf takviyeli katmanlı kompozitlerin mekanik davranışlarının genel formülasyonları üzerine çalışmalar yapılmıştır. Bu çalışmalarda elyaf takviyeli katmanlı kompozitlerler için aşağıda verilen varsayımlar değerlendirilmiştir;

- Analiz edilen malzeme bir ya da daha fazla katmandan oluşmakta ve her katman elyaf içermekte, uniform olarak paralel ve sürekli malzeme özelliği taşımaktadır. Ayrıca katmanlar aynı malzeme ve aynı kalınlığa sahip olmak zorunda değildir.
- Analizi yapılacak olan malzeme düzlemsel gerilme halindedir, yani gerilme değerleri ve gerinim değerleri kalınlık boyunca ihmal edilmektedir.
- Kalınlık ölçüsü, uzunluk ve genişlik ölçülerinden çok daha küçük olarak alınmıştır.

Kompozit malzemelerle ilgili bazı terminolojilere de değinecek olursak;

İzotrop (Isotropic): Tüm yönlerde aynı mekanik özellikleri göstermesidir. Kompozit malzemeler hiçbir zaman izotrop özellik taşımazlar.

Katmanlı (Laminate):Birbirine tabakalar halinde yapıştırılmış malzemedir

Enine/Yanal İzotrop (Transversely Isotropic): Bir düzlemde malzemenin tüm yönlerinde aynı mekanik özellikler gösterme durumudur. Örnek olarak katmanlı

malzemelerde bir düzlemde tüm yönlerinde aynı gerilme-gerinim özellikleri göstermektedir.

Ortotrop (Orthotropic): Karşılıklı üç dik düzlemde farklı mekanik özelliklere sahip bir malzeme özelliklerini ifade etmektedir. Tüm tek yönlü katmanlı kompozitler ayrı ayrı ortotroptur. Birçok katmanlı kompozitler bu kurala uymaktadır.

Homojen (Homogeneous): Malzeme özelliklerinin her noktasında aynı olduğu durumu ifade etmektedir.

Ana Malzeme Yönleri (Principal Material Direciton): Katmanlı kompozitlerde elyaflara paralel ya da dik olma durumlarını ifade etmektedir.

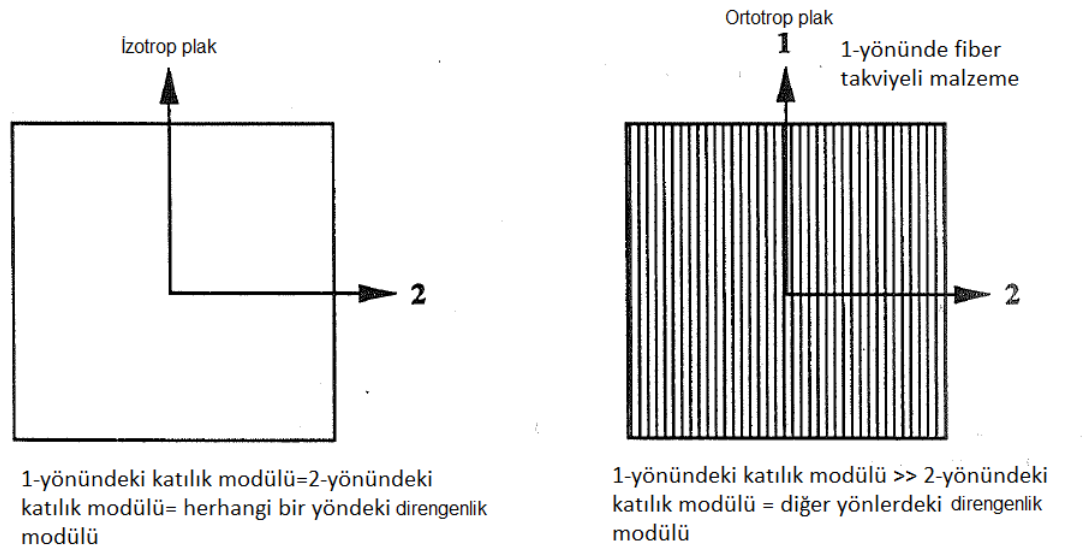
Dengeli Katmanlı (Balanced Laminated): Katmanlı kompozitlerdeki 0° ve 90° dışında + ve – derecelerde dizilime sahip eşit kalınlıktaki katmanları ifade etmektedir.

Simetrik Katmanlı (Symetric Laminated): Katmanlı kompozitlerdeki katmanların geometrik orta eksene göre yansıma dizilimini ifade etmektedir.

Açılı Katlı Katmanlı (Angle Ply Laminated): 0° ve 90° dışında oryantasyona sahip katmanların olması durumunu ifade etmektedir.

3.1 İzotrop Olmayan Malzemeler İçin Genelleştirilmiş Hooke Yasası

Normal gerilme, birim yüzey alanındaki dik kuvvet olarak ifade edilmektedir. Gerinim ise malzemenin birim uzunluk başına uzaması olarak tanımlanmaktadır. İzotropik malzemeler için gerilme ve gerinim arasındaki ilişki kuvvet yönünden bağımsız olmaktadır ve bundan dolayı tek eksenli uygulanan kuvvetlerde gerilme ve gerinim arasındaki bağıntının ortaya çıkarılabilmesi için bir elastisite sabiti (Young Modülü) değerine ihtiyaç vardır. İzotrop olmayan malzemelerde ise en az iki elastisite sabiti kullanılarak gerilme ve gerinim arasındaki bağıntı ortaya çıkarılmaktadır. Şekil 3.1' de izotrop malzeme ve tek yönlü elyaf takviyeli malzemenin şematik gösterimi verilmiştir. İzotrop malzemenin kuvvete bağlı yönlerinde direngenlik değeri (elastisite) E olarak ifade edilmektedir. Buna karşın ortotrop malzemenin direngenlik sabiti için iki değeri ortaya çıkmaktadır. Birincisi; elyaf dizilim yönünde E_L, elyaf dizilim çapraz yönünde E_T olmaktadır. İki farklı direngenlik modülüne göre L ve T indisini 1 ve 2 olarak gösterilebilmektedir. Böylece $E_L = E_1$ ve $E_T = E_2$ olarak ifade edilmektedir.



Şekil 3.1 : İzotrop ve ortotrop plaklar arasındaki farklar.

İzotrop malzeme için gerilme/gerinim arasındaki bağıntı:

$$\sigma = E\epsilon \tag{3.1}$$

olarak ifade edilmektedir.

Ortotrop malzeme özelliklerine sahip plaklarda ise;

$$\sigma_1 = E_1\epsilon_1 \; ya\; da\; \sigma_2 = E_2\epsilon_2 \tag{3.2}$$

olarak ifade edilmektedir.

3.2 Özel Ortotrop Plakların Bünye Denklemleri

Bundan önceki bölümde anlatılanlar tek eksenli ve basit gerilme durumlarıyla ilgileniyordu. Fakat plaklar genel olarak düzlem içinde birden fazla yönde gerilme yaşamaktadır. Bu durum düzlem gerilmesi olarak adlandırılmaktadır. Böyle bir durumda Poisson oranı da artık önem kazanmaktadır. Poisson oranı, gerinim oranın verilen yükleme yönüne dik olması ve belirtilen gerinimin yükleme yönüne paralel olmasıyla açıklanmaktadır. Poisson oranıyla ilgili yükleme formülü aşağıda verilmiştir.

Elyaf yönünde yükleme Elyaf yönüne dik yükleme

Possion oranı; $\upsilon_{12} = \frac{\epsilon_T}{\epsilon_L} = \frac{\epsilon_2}{\epsilon_1}$ ya da $\upsilon_{21} = \frac{\epsilon_L}{\epsilon_T} = \frac{\epsilon_1}{\epsilon_2}$ (3.3)

Gerinim bileşenleri uygulanan kuvvete bağlı olarak gerilir, eksi büzülme Poisson etkisi bu uygulanan kuvvete dik başka bir kuvvete bağlı olmaktadır. Böylece verilen formül:

$$\epsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_1} - \upsilon_{21}\epsilon_2 \text{ ve } \epsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} - \upsilon_{12}\epsilon_1 \tag{3.4}$$

(3.2) de verilen eşitliği kullanarak;

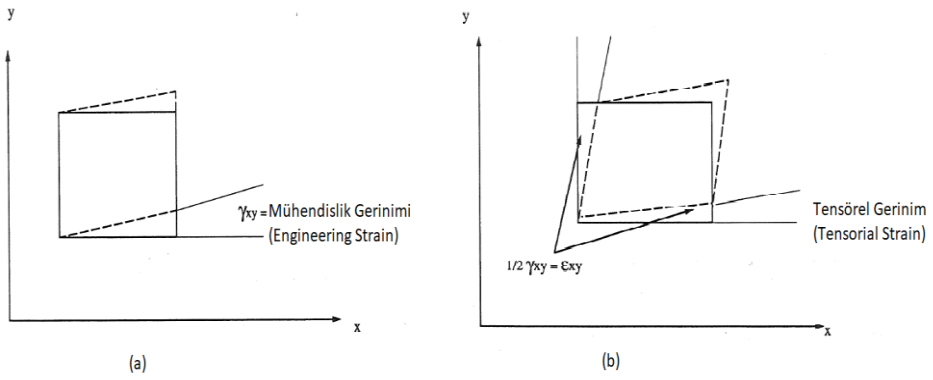
Yükleme durumlarında kesme kuvvetleride mevcut olabilmektedir. Kesme gerilmesi ve kesme gerinimide normal gerilme ve gerinim gibi bir sabitle bağlantılı olabilmektedir. Bu sabit, kayma modülü olarak adlandırılır ve genellikle G ile gösterilmektedir. Böylece;

$$\tau_{12} = \Upsilon_{12} G_{12} \tag{3.5}$$

Formülde (3.5) belirtilen τ_{12} kesme gerilmesi (burada gösterilen 1 ve 2 indisleri kesmenin 1-2 düzleminde olduğunu ifade etmektedir), ve Υ_{12} ise kesme gerinimini ifade etmektedir. Kesme geriniminin ifade edilmiş hali aşağıda verilen Şekil 3.2'de gösterilmektedir.

Her iki eksen yönünde Poisson oranı ile elastisite modülü arasında bir ilişki olmasından dolayı;

$$\upsilon_{21} E_1 = \upsilon_{12} E_2 \tag{3.6}$$



Şekil 3.2 : Kesme gerinimi.

Denklem 3.5 ve 3.6' yı matris formatına dönüştürdüğümüzde;

$$\begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \Upsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \tag{3.7}$$

Buradan,

$$s_{11} = 1/E_1$$
$$s_{22} = 1/E_2$$
$$s_{12} = \upsilon_{12}/E_1 = -\upsilon_{21}/E_2 \quad (3.8)$$
$$s_{66} = 1/G_{12}$$

Bu 3x3 matrisindeki esneklik (compliance) matrisi olarak adlandırılan 3,3 konumunda, alt indisleri 6,6 olmaktadır. Bu, anizotrop malzemeden, ortotrop bir malzeme için yapısal bir denklemden evrilmesiyle ortaya çıkmaktadır.

Uyum matrisini ters çevirerek gerilmenin, gerinim fonksiyonundan elde edilmesi sağlanır. Sonuç olarak;

$$\begin{bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \tau_{12}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}Q_{11} & Q_{12} & 0\\ Q_{12} & Q_{22} & 0\\ 0 & 0 & Q_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\epsilon_1\\ \epsilon_2\\ \gamma_{12}\end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Buradan;

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1-\upsilon_{12}\,\upsilon_{21}} \qquad Q_{22} = \frac{E_2}{1-\upsilon_{12}\,\upsilon_{21}}$$

(3.10)

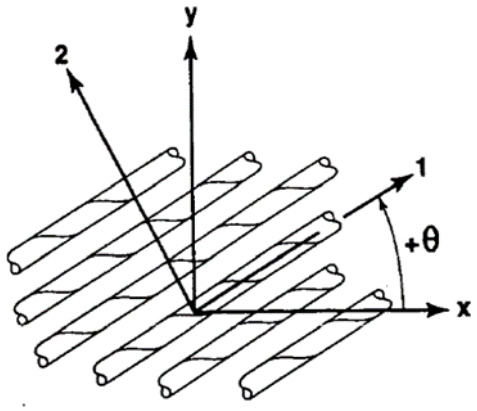
$$Q_{12} = \frac{\upsilon_{12}\,E_2}{1-\upsilon_{12}\,\upsilon_{21}} = \frac{\upsilon_{21}\,E_1}{1-\upsilon_{12}\,\upsilon_{21}} \qquad Q_{66} = \frac{E_2}{1-\upsilon_{12}\,\upsilon_{21}}$$

Burada belirtilen Q indirgenmiş direngenlik (reduced stiffness) durumunu temsil etmekte ve matris olarak [Q] kısaltılmış şekliyle gösterilmektedir.

3.3 Elyaf Oryantasyonu

Ana koordinatlarla birlikte ve katmanlı kompozit oryantasyonlu malzemenin koordinatları arasında çıkarımda bulunularak hareket edilmesi gerekmektedir. Aşağıda Şekil 3.3'de belirtilen ilk koordinat dönüşümü, temel olmayan malzeme koordinatlarında bir yük uygulandığında katman özelliklerinin etkisini belirlemek için kullanılmaktadır. Aşağıda verilen şekle göre dikkate alınan ikinci dönüşüm, malzeme özellik testinde özellikle ana koordinatların uygulanan yüke paralel olmadığı test alanında kullanılmaktadır. Global koordinatlarda ortaya çıkan gerilmeler ana eksen eşdeğerlerine dönüştürülür ve uygulanan kırılma kriterlerine tabi tutulur.

Şekil 3.3'de eksen dışı koordinatlar (x, y) ve ana eksenler (1,2) arasındaki açı θ cinsinden değişimi göstermektedir.



Şekil 3.3 : Lokal eksenden global kartezyen eksene dönüşüm.

3.3.1 Lokal eksenden global kartezyen eksene dönüşüm

Malzemenin ana eksenlerinde gerilme tansörü için eksen dışı koordinatlara dönüşüm denklemleri 3.11 aşağıdaki ifadede verilmektedir; burada x, yukarıda Şekil 3.3'de gösterildiği gibi x ekseninden 1 eksenine olan açının ifade edilmiş halidir.

$$\begin{bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \sigma_{xy}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix} cos\ ^2\theta & sin\ ^2\theta & -2cos\theta.sin\theta\\ sin\ ^2\theta & cos\ ^2\theta & 2cos\theta.sin\theta\\ cos\theta.sin\theta & -cos\theta.sin\theta & cos\ ^2\theta - sin\ ^2\theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \sigma_{12}\end{bmatrix} \tag{3.11}$$

Benzer şekilde, gerinim dönüşümünde de aynı dönüşüm matrisi kullanılır. Hem dönüştürülmüş gerilme hem de gerinim tansörleri için ifadeler kısaca denklem 3.12' deki gibi verilir.

$$\begin{bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \sigma_{xy}\end{bmatrix}=[T]^{-1}.\begin{bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \sigma_{12}\end{bmatrix}\qquad\begin{bmatrix}\epsilon_x\\ \epsilon_y\\ \epsilon_{xy}\end{bmatrix}=[T]^{-1}.\begin{bmatrix}\epsilon_1\\ \epsilon_2\\ \epsilon_{12}\end{bmatrix} \tag{3.12}$$

Dönüşüm matrisinin tersi kısaca denklem 3.13'de verilmektedir.

$$[T]^{-1}=\begin{bmatrix} c\ ^2 & s\ ^2 & -2c.s\\ s\ ^2 & c\ ^2 & -2c.s\\ c.s & -c.s & c^2-s\ ^2\end{bmatrix} \tag{3.13}$$

Burada belirtilmiş olan c; cos, s; sin olarak belirtilmiş olan değerler denklem 3.11 de verilen değerleri ifade etmektedir.

3.3.2 Global kartezyen eksenden lokal eksene dönüşüm

Eksen dışı koordinatların denklemlerinin malzeme gerilme tansörünün ana eksenine dönüşümü denklem 3.14'de verildiği gibidir;

$$\begin{bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \sigma_{12}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix} cos\ ^2\theta & sin\ ^2\theta & 2cos\theta.sin\theta \\ sin\ ^2\theta & cos\ ^2\theta & -2cos\theta.sin\theta \\ -cos\theta.sin\theta & cos\theta.sin\theta & cos\ ^2\theta - sin\ ^2\theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \sigma_{xy}\end{bmatrix} \tag{3.14}$$

Ve daha önce olduğu gibi, aynı dönüşüm matrisi gerilme tansörüne uygulanır, hem dönüştürülmüş gerilme hem de gerilme tansörleri için ifadeler denklem 3.15'deki gibi belirtilir. Ayrıca transform matrisi de denklem 3.16'daki gibi belirtilmektedir.

$$\begin{bmatrix}\epsilon_1\\ \epsilon_2\\ \epsilon_{12}\end{bmatrix}=[T].\begin{bmatrix}\epsilon_x\\ \epsilon_y\\ \epsilon_{xy}\end{bmatrix} \qquad \begin{bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \sigma_{12}\end{bmatrix}=[T].\begin{bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \sigma_{1xy}\end{bmatrix} \tag{3.15}$$

$$[T]=\begin{bmatrix} c\ ^2 & s\ ^2 & 2c.s \\ s\ ^2 & c\ ^2 & -2c.s \\ -c.s & c.s & c^2 - s\ ^2\end{bmatrix} \tag{3.16}$$

Denklem 3.14'deki dönüşümün çözümünde, düzlemsel gerilmenin lokal eksende gösterimi denklem 3.17'deki gibi olmaktadır.

$$\begin{aligned}\sigma_1 &= \sigma_x cos\ ^2\theta + \sigma_y sin\ ^2\theta + 2\sigma_{xy}cos\theta.sin\theta \\ \sigma_2 &= \sigma_x sin^2\theta + \sigma_y cos^2\theta - 2\sigma_{xy}cos\theta.sin\theta \\ \sigma_{12} &= -\sigma_x cos\theta.sin\theta + \sigma_y cos\theta.sin\theta\ + \sigma_{xy}(cos\ ^2\theta - sin\ ^2\theta)\end{aligned} \tag{3.17}$$

Ana eksen üzerindeki gerinimlerin düzlem gerinim durumları ise denklem 3.18'de verildiği gibi çıkarılmaktadır.

$$\begin{aligned}\epsilon_1 &= \epsilon_x cos\ ^2\theta + \epsilon_y sin\ ^2\theta + 2\epsilon_{xy}cos\theta.sin\theta \\ \epsilon_2 &= \epsilon_x sin^2\theta + \epsilon_y cos^2\theta - 2\epsilon_{xy}cos\theta.sin\theta \\ \epsilon_{12} &= -\epsilon_x cos\theta.sin\theta + \epsilon_y cos\theta.sin\theta\ + \epsilon_{xy}(cos\ ^2\theta - sin\ ^2\theta)\end{aligned} \tag{3.18}$$

3.4 Dönüştürülmüş Direngenlik ve Esneklik Matrisleri

Yönlendirilmiş veya eksen dışı koordinatlarda gerilme-gerinim ilişkilerini elde etmek için denklem 3.12'deki dönüşümün denklem 3.9'daki ana malzeme koordinatlarındaki gerilme-gerinim ilişkilerinin yerine kullanılması mümkün olup buna ilişkin ifade aşağıda denklem 3.19 olarak verilmektedir.

$$\begin{bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \sigma_{xy}\end{bmatrix}=[T]^{-1}.\begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66}\end{bmatrix}[T].\begin{bmatrix}\epsilon_x\\ \epsilon_y\\ \epsilon_{xy}\end{bmatrix} \tag{3.19}$$

(3.19)'daki matrislerin çözülmesiyle, x-y koordinatlarındaki gerilme-gerinim ilişkisi denklem 3.20'de verilmektedir.

$$\begin{bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \sigma_{xy}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16}\\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26}\\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\epsilon_x\\ \epsilon_y\\ \epsilon_{xy}\end{bmatrix} \tag{3.20}$$

$[\bar{Q}]=[T]^{-1}[Q][T]$ genellemesi dönüştürülen laminanın rijitlik matrisinin bileşenidir ve aşağıda denklem 3.21'de verildiği gibi ifade edilmektedir.

$$\bar{Q}_{11}=Q_{11}cos\ ^4\theta+Q_{22}sin\ ^4\theta+2(Q_{12}+Q_{66})sin\ ^2\theta\ cos\ ^2\theta$$

$$\bar{Q}_{12}=\bar{Q}_{21}=(Q_{11}+Q_{22}-4Q_{66})sin\ ^2\theta\ cos\ ^2\theta+Q_{12}(cos\ ^4\theta+sin\ ^4\theta)$$

$$\bar{Q}_{22}=Q_{11}sin^4\theta+Q_{22}cos^4\theta+2(Q_{12}+2Q_{66})sin\ ^2\theta\ cos\ ^2\theta \tag{3.21}$$

$$\bar{Q}_{16}=\bar{Q}_{61}=(Q_{11}-Q_{12}-2Q_{66})cos\ ^3\theta\ sin\theta-(Q_{22-}Q_{12-}2Q_{66})cos\theta\ sin\ ^3\theta$$

$$\bar{Q}_{26}=\bar{Q}_{62}=(Q_{11}-Q_{12}-2Q_{66})cos\,\theta\ sin\ ^3\theta\ -(Q_{22-}Q_{12-}2Q_{66})\ cos^3\theta\ sin\theta$$

$$\bar{Q}_{66}=(Q_{11}+Q_{22}-2Q_{12}-2Q_{66})sin\ ^2\theta\ cos\ ^2\theta+Q_{66}(sin\ ^4\theta+cos\ ^4\theta)$$

Burada belirtilmiş olan $[\bar{Q}_{ij}]$ matrisi, indirgenmiş direngenlik matrisi olan $[Q_{ij}]$ yerine dönüştürülmüş indirgenmiş direngenlik matrisle ilgilenildiğini belirtmektedir. Dönüştürülmüş indirgenmiş direngenlik matrisin dokuz pozisyonunun hepsinde terimlerin olduğu, indirgenmiş direngenlik matrisinde ise birkaç sıfır terim içerdiği belirtilmektedir. Yukarıdaki prosedüre alternatif olarak, yönlendirilmiş koordinatlardaki gerilme-gerinim ilişkilerinde esneklik matrisi denklem 3.22'de verilmektedir;

$$\begin{bmatrix}\epsilon_x\\ \epsilon_y\\ \epsilon_{xy}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16}\\ \bar{S}_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26}\\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \sigma_{xy}\end{bmatrix} \tag{3.22}$$

Buradan yola çıkarak dönüştürülen ortotrop esnekliklerin $[\bar{S}_{ij}]$ denklemi 3.23'de verilmektedir.

$$\bar{S}_{11}=S_{11}cos\ ^4\theta+(2S_{12}+S_{66})\ sin\ ^2\theta\ cos\ ^2\theta+S_{22}\ sin\ ^4\theta$$

$$\bar{S}_{12}=S_{12}(sin\ ^4\theta+cos\ ^4\theta)+(S_{11}+S_{22}-S_{66})\ sin\ ^2\theta\ cos\ ^2\theta$$

$$\bar{S}_{22}=S_{11}\ sin\ ^4\theta+(2S_{12}+S_{66})\ sin\ ^2\theta\ cos\ ^2+S_{22}\ cos\ ^4\theta \tag{3.23}$$

$$\bar{S}_{16}=(2S_{11}-2S_{12}-S_{66})sin\theta\ cos\ ^3\theta-(2S_{22}-2S_{12}-S_{66})\ sin\ ^3\theta\ cos\,\theta$$

$$\bar{S}_{26} = (2S_{11} - 2S_{12} - S_{66})\ sin\ ^3\theta\ cos\ \theta - (2S_{22} - 2S_{12} - S_{66})\ sin\ \theta\ cos\ ^3\theta$$

$$\bar{S}_{66} = 2(2S_{11} + 2S_{22} - 4S_{12} - S_{66})\ sin^2\theta\ cos^2\theta + S_{66}\left(\ sin^4\theta + cos\ ^4\theta\right)$$

Buradan anizotrop uyumun mühendislik sabitleri bakımından değerlendirilmesi sonucu denklem 3.24 aşağıda verilmektedir.

$$S_{11} = \frac{1}{E_1};\ S_{22} = \frac{1}{E_2};\quad S_{12} = S_{21} = -\frac{\upsilon_{21}}{E_2} = -\frac{\upsilon_{12}}{E_1};\ S_{66} = \frac{1}{G_{12}};$$

$$S_{16} = \frac{\eta_{61}}{E_1} = \frac{\eta_{16}}{G_6};\quad S_{26} = \frac{\eta_{62}}{E_2} = \frac{\eta_{26}}{G_6} \tag{3.24}$$

Burada belirtilen yeni mühendislik sabiti olan η Lekhnitskii tarafından karşılıklı etki katsayıları olarak tanımlanmakta ve denklem 3.7'de verilmiş olan gerilme-gerinim ilişkilerinin esneklik matrisine göre denklem 3.25 oluşturulmaktadır.

$$\eta_{i,ij} = \frac{\epsilon_i}{\gamma_{ij}};\quad \eta_{ij,i} = \frac{\gamma_{ij}}{\epsilon_i} \tag{3.25}$$

Burada belirtilmiş olan ηi,ij ij- düzleminde kayma gerilmesinin neden olduğu i yönünde germeyi karakterize eden karşılıklı etki katsayısıdır. ηij,i ise i-doğrultusundaki normal stresin neden olduğu ij- düzleminde kaymayı karakterize eden karşılıklı etki katsayısıdır.

Direngenlik ve uygunluk matrislerinde sırasıyla belirtilmiş olan $\bar{Q}_{16}$, $\bar{Q}_{26}$, $\bar{S}_{16}$, ve $\bar{S}_{26}$ terimlerinin varlıkları, genel ortotrop katmanlara göre özel ortotrop katmanlarınkinden daha karmaşık bir problem çözümü yaratmaktadır. Karşılıklı etki katsayılarının varlığı, pratik sorunların çözümünü zorlaştıran kayma-uzama bağıntısına neden olmaktadır (Halpin, 1992).

3.5 Kompozit Malzemelerde Hasar Analizleri

Kompozit malzemelerde hasar kriteri değerlendirilirken farklı yöntemler kullanılmaktadır. Kompozit hasar kriterleri genel olarak etkileşimli (interaktif) olmayan hasar kriterleri, etkileşimli hasar kriterleri ve hasar modlarıyla ilişki kuran hasar kriterleri olmak üzere üç ana grupta incelenmiş ve çalışılmıştır.

3.5.1 Etkileşimli olmayan hasar kriterleri

Kompozit tabaka üzerine gelen gerilme ve gerinim bileşenlerinin birbirleriyle etkileşimini göz önüne almayan kriterlerdir. Bu tipteki hasar kriterlerinde ilgili gerilme ya da gerinim bileşeni aynı doğrultudaki mukavemet değeri ile kıyaslanmaktadır. Bu

yöntem genellikle mukavemet hesaplamalarında özellikle çok eksenli zorlanmalarda yanlış değerlendirmelere yol açabilmektedir. Bu kategorideki en çok kullanılan kriterler maksimum gerilme hasar kriteri ve maksimum şekil değiştirme hasar kriteridir. Bu kriter; "Maksimum şekil değiştirme hasar kriteri" ve "Maksimum gerilme hasar kriteri" başlıklarında incelenmiştir.

3.5.2 Etkileşimli hasar kriterleri

Bu kategorideki hasar kriterlerinde farklı doğrultulardaki gerilmeler bir arada göz önüne alınarak hasar değerlendirmesi yapılmaktadır. Bu ifadeler genelde bir dizi deneysel çalışmadan elde edilen veriler kullanılarak bir eğri çizilmesi ile oluşturulmaktadır. Kriterde belirtilen şart ihlal edildiğinde malzemenin hasara uğradığı kabul edilmektedir. Bu kategoriye; "Tsai – Hill hasar kriteri", "Modifiye edilmiş Tsai – Hill hasar kriteri", "Tsai – Wu hasar kriteri" ve "Hoffman hasar kriteri" girmektedir.

3.5.3 Hasar modlarıyla ilişki kuran hasar kriterleri

Hasar kriterlerinde kullanılan hasar modları genellikle elyaf çekme, elyaf basma, matris çekme, matris basma ve delaminasyon olarak ayrılmaktadır. Elyaf çekme hasarı, en tehlikeli hasar modudur. Yüksek miktarda enerji açığa çıkar. Kuvveti düzgün bir şekilde yayamayan yapılarda ani kırılmalara yol açar. Elyaf basma hasarı daha çok matrisin kayma hareketinden ve elyaf doğrultusundaki düzensizlik ile boşluklardan etkilenir. Sonucunda elyaf mikro burkulmaları, matris kesme hasarı ya da elyaf hasarı görülür. Matris çekme hasarı oluştuğunda hasar yüzeyinde bazı elyaf ayrılmaları gözlenir. Genellikle kuvvetin doğrultusuna dik doğrultuda oluşur. Matris basma hasarı genellikle matrise gelen kayma yüklerinden dolayı oluşur. Yükleme doğrultusuna göre açılı şekilde hasar görülür. Delaminasyon hasarı farklı tabakalardan oluşan kompozit plakların birbirinden ayrılması şeklinde görülür. Delaminasyon durumunda herhangi bir hasar olmamasına rağmen eğilme rijitliğinde düşüş görülebilir. Bu kriterde; "Hashin-Rotem hasar kriteri", "Hashin hasar kriteri", "Puck hasar kriteri" ve "Chang-Chang hasar kriteri" olarak değerlendirilmektedir.

4. SİVİL UÇAK KOLTUĞU SERTİFİKASYON VE METODOLOJİSİ

Sivil havacılığın gelişmesiyle birlikte temel hedef uçağın iniş ve kalkışlarında meydana gelen/gelebilecek kazalarda yolcuların hayatta kalma olasılığının arttırılması hedeflenmiştir. Bu kapsamda kabin içi sistemlerde yapılan her yeni çalışmanın temel hedefi yolcuların hayatta kalması üzerinedir. Boeing uçak üreticisinin yaptığı araştırma ve kayıt altına aldığı verilere göre son 50 yılda meydana gelen uçak kazalarında ölüm oranlarının önemli oranda azaldığı belirlenmiştir (Anderson, 2011).

Yaşanan uçak kazalarında ölüm oranlarının azaltılması ancak uçak üreticilerinin ve regülasyonların meydana gelen her kazadan ders çıkarılması ve buna göre daha güvenilir ve hayatta kalma şansını arttıran geliştirmelerle sağlanmıştır. Havacılık sektörü uçaklarda güvenilirliğin ve kazalarda hayatta kalma şansının artırılması için 3 alanda vurgu yapmışlardır.

-Çarpma durumunda hayatta kalma

-Yangın durumunda hayatta kalma

-Tahliye durumunda hayatta kalma

Buna göre yolcuların herhangi bir kaza durumunda hayatta kalabilmelerini etkileyen en önemli detay kabin içi sistemlerden olan uçak koltuğudur. Uçak koltuğunun en temel güvenlik görevi;

-Kaza anında koltuğun yerinden çıkmaması

-Çarpma anında enerji sönümlemesi

-Çarpma anında yolcuların kafa yaralanmalarına karşı koruyucu olması olarak belirtilmektedir.

Uçak koltuğunun tarihsel gelişimine baktığımızda güvenlik ve hayatta kalma açısından ne kadar etkili olduğu görülmektedir. Regülasyonlara göre 1930'lu yıllarda yolcu koltuklarının 6g statik kuvvete dayanması gerekmesi yeterliydi. 1950'li yıllara geldiğimizde ise ticari jet uçaklarda statik dayanma kuvveti 9g' ye çıkarılmıştır. 1985' de FAA (Federal Aviation Administration) yeni test sistemi konusunda çalışma

başlatmış olup kabin içinde bulunan geniş paneller, baş üstü dolaplar ve kabin içi sistemler için 20 Ağustos 1988 sonrası ısı ve duman emisyonu azalmış ve parlama geciktirici malzemeler kullanımını zorunlu hale gelmiştir. Yanmazlık ve ısı yayınımla ilgili olarak 1990 yılında standartlar belirlenmiş olup;

*Maksimum pik ısı yayınımı: 65 KW/m²

*Maksimum total ısı yayınımı: 65 KWs/m²

*Duman yoğunluğu:200 K (smoke density factor) olmuştur (FAA, 1995).

Tarihsel gelişim ve yaşanmış kazalardan dersler çıkarılmasıyla bugün yolcu koltuklarının 16g dinamik kuvvete dayanması beklenmekte olup bu kuvvet çarpma anında yolcunun hayatta kalabileceği kuvvet olarak belirlenmiştir. Bu da yeterli olmayıp yolcu koltuklarında baş yaralanmalarından kaynaklı ölümleri azaltmak için HIC (Head Injury Criteria) zorunluluğu getirilmiştir. Bu değer çarpma anında baş yaralanma olasılığına göre hesaplanmakta olup birimsiz bir değerdir. Avrupa Komisyonun yayınladığı makalede ise (EU) 2018/1139, 2021 yılından itibaren sivil yolcu uçak koltuklarının dinamik kriterleri tamamen sağlaması gerekliliği vurgulanmış olup bu kriterlere uymayan koltuklara uçuş izni verilmeyeceği belirtilmiştir (Safety, 2019). Günümüzde ise uçak üreticileri HIC kriterlerine uymayan koltukların kullanılmasına izin verebilmektedir.

4.1 FAA ve EASA Standartlarına Göre Uçak Koltuk İsterleri

Uçak koltukları belirtildiği gibi iniş ve kalkışlarda olası yaşanabilecek kazalarda yolcunun hayatta kalması için en önemli kabin içi sistemlerdir. Bu sebeple koltuğun tarihsel gelişiminde sürekli olarak belirtilen standartların iyileştirilmesi ve geliştirilmesi temel amaç olmuştur. Şekil 4.1'de sivil havacılıkta kullanılan ilk koltuğun görseli verilmiştir.

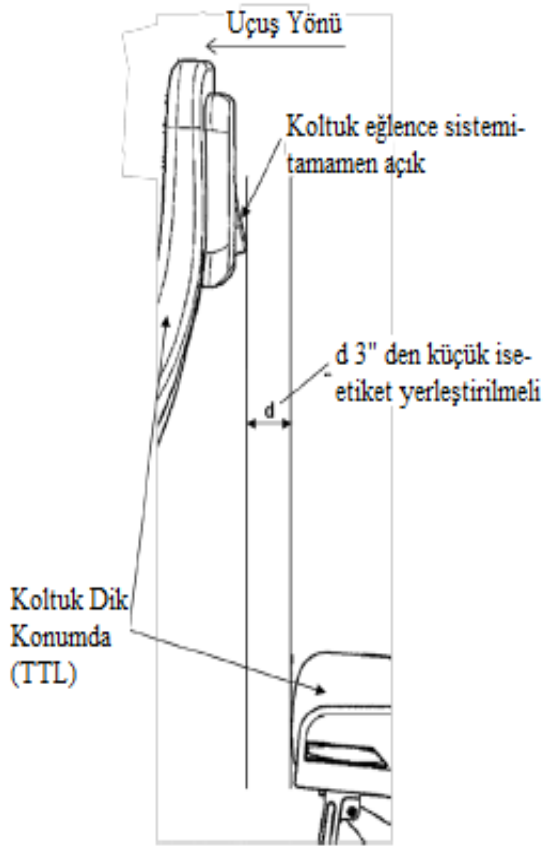
Şekil 4.1 : Sivil havacılıkta ilk yolcu uçak koltuğu.

Genel olarak sivil havacılıkta kullanılan yolcu uçaklarının tasarım, test ve sertifikasyon adımlarında uyması gereken standartlar ve şartnameler aşağıda verildiği gibidir;

- EASA CS-25: Büyük Uçaklar İçin Kolay Erişim Kuralları (EASA)
- 14 CFR Bölüm 25: Ulaştırma Kategorisindeki Uçaklar İçin Uçuşa Elverişlilik Standartları (FAA)
- SAE AS8049: Rotorlu Sivil Uçaklar, Nakliye Uçağı ve Genel Havacılık Uçağındaki Koltuklar İçin Performans Standardı
- EASA ETSO C39c: 9g Taşıma Amaçlı Uçak Koltuklarının 9g Statik Testleri ve Sertifikasyonu
- EASA ETSO C127a: Döner Kanatlı Hava Aracı, Nakliye Uçakları ve Normal ve Hizmet Amaçlı Uçaklarda Koltuk Sistemleri
- FAA TSO C39c: 9g Taşıma Amaçlı Uçak Koltuklarının 9g Statik Testleri ve Sertifikasyonu
- FAA TSO C127a: Rotorlu Sivil Uçaklar, Nakliye Uçağı ve Genel Havacılık Uçağındaki Koltuklar İçin Performans Standardı
- SAE J211: Elektronik Cihazlar İçin Darbe Testleri - Bölüm 1
- CS 25.853: Uçak Koltuk Süngerleri için Yanıcılık Gereklilikleri

Amerika ve Avrupa Sivil Havacılık kuruluşları birbirini referans almaktadır ve yukarıda belirtilen standartlar dahilinde koltukların sertifikasyonu yapılmakta,

uçuşa elverişlilik hak edilmektedir. Bunların yanında dünyada 2 büyük uçak üreticisi konumunda olan Airbus ve Boeing markalarının yukarıda belirtilen standartlar dışında uçak modellerine göre (Airbus A350 ya da Boeing B737-8) üreticilerinde kendi şartnameleri (Seat Frame Specification) olmaktadır. Airbus A350 modeli uçaklar için hazırlanmış üretici standardına ait bir örnek aşağıda Şekil 4.2' de verilmiştir.



Şekil 4.2 : A350 modeli uçaklar için uçak üreticisinin belirttiği koltuk standardı ve isterisi (Criou, 2016).

Tasarım ve uçak üreticisi standartlarının yanında uçak koltuğunun ve bileşenlerinin uçuşa elverişli hale getirilmesi için bir takım statik, dinamik ve aşırı yük testlerine tabi tutulması gerekmektedir (SAE, 2015).

4.2 Dinamik Test Kriterleri

Sertifikalandırma için yapılması gereken dinamik testler SAE AS 8049C standardında detaylı olarak açıklanmıştır. A Tipi koltuklar için dinamik testler 14g ve 16g testleri, ayrıca SAE AS8049C'de HIC (Kafa Yaralanma Kriterleri) ve arka arkaya dizilim

(Row to Row) testi de verilmektedir. Şekil 4.3'de dinamik testin standartlara göre şematik gösterimi, Şekil 4.4'de ise dinamik test koşulları verilmektedir.

Test Sistemi Kurulumu**:**

• Test kurulumu SAE AS8049C'de istenildiği şekilde yapılandırılmalıdır. Koltuk, tüm bağlantı yerleri için uçak gövde üreticisi tarafından sağlanan ilgili koltuk raylarına takılmalıdır. Palet yük hücreleri, test darbe yüklerini ve koltuktan koltuk raylarına aktarılan kuvvetleri kaydetmelidir.

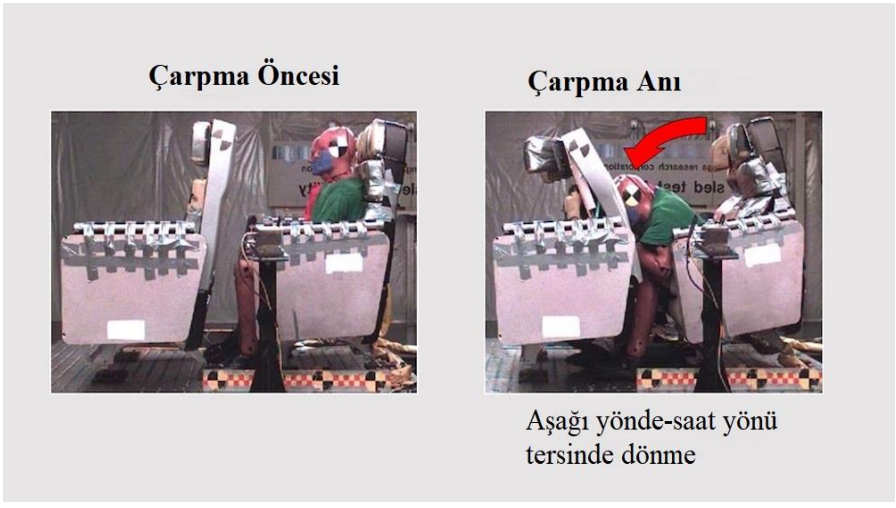
• Hibrit test mankeni (ATD), AC 25-562-1B referansına göre koltuklara yerleştirilmeli ve emniyete alınmalıdır.

• Emniyet kemeri, koltuk "yatay zemin" konumunda ve emniyet kemerinin ayarlanabilir tarafına takılı emniyet kemeri yükleme hücresi (uygunsa) ile uygun şekilde ayarlanmalıdır. Tüm sistem daha sonra mankenin orijinal konumunda kaldığından emin olarak uygun dinamik test oryantasyonuna yönlendirilmelidir. Bu noktada test mankenine veya emniyet kemerine ayar veya değişiklik yapılmamalıdır. Test fikstürü, testin gerektirdiği standartları karşılamak için ilgili oryantasyonda sağlamlaştırılmalıdır.

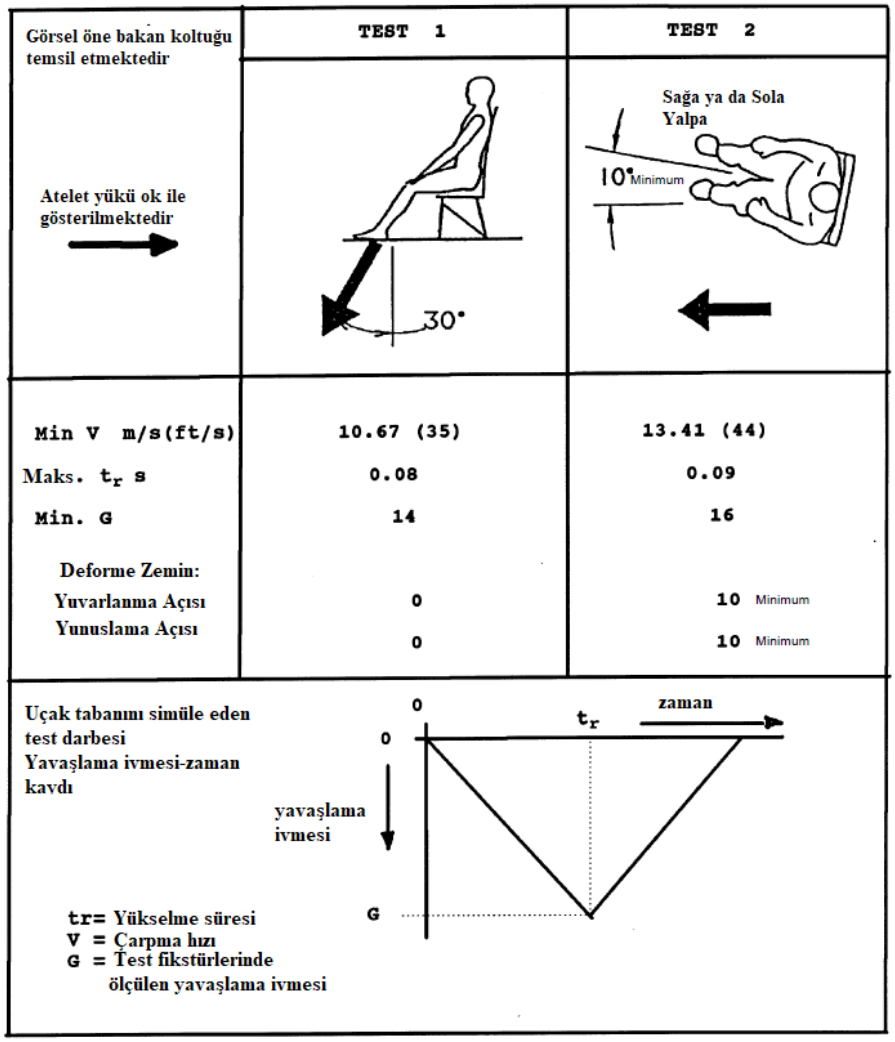
• Deformasyonların ölçüleceği test maddesi puanları sahte işaretçiler ile işaretlenmeli ve bu noktalar referans noktasından bir CMM ile ölçülmelidir.

• Test sırasında test makalesi yüksek hızlı kameralarla kaydedilmelidir.

• Testten sonra, işaretli noktalar aynı referans noktasından bir CMM ile ölçülmeli ve deformasyonlar ön test ölçümleri ve son test ölçümleri ile tanımlanmalıdır.



Şekil 4.3 : Uçak koltuğu dinamik test.

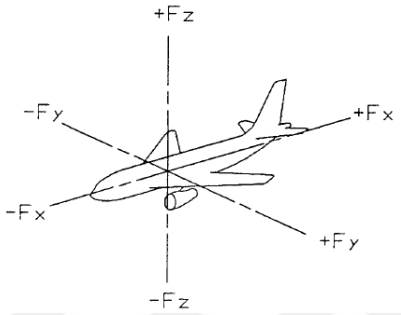


Şekil 4.4 : SAE AS8049 C standardına göre dinamik test koşulları.

Dinamik yükleme testlerinde her durum yüklemede uçak koltuğu bileşenlerinin herhangi bir keskin kırık oluşturmayacak ve koltuk ana yapısının korunma kriterine göre testlerden geçtiği belirlenmektedir. Birçok test merkezi EASA ve FAA tarafından akredite olmasına rağmen testlere şahitlik etmek üzere uçak üreticilerinden yetkililerde katılım sağlamaktadır. Kırık oluşması durumunda bu bölgeye elle dokunma-sürtme yaparak keskin kırık oluşmadığı beyan edilmeli ve fotoğraflanmalıdır. Ayrıca HIC kriteri 1000 (birimsiz) değerinin altında ölçülmelidir. Çarpma sonucu test mankeninin göz çevresi ve üstünde oluşabilecek derin kesiklerden kaynaklı kanamalardan dolayı yolcu tahliyesi riske gireceği için bu gibi durumlarda koltuğa uçuşa elverişlilik verilmemektedir.

4.3 Statik Test Kriterleri

Büyük Uçaklar İçin Sertifikasyon Şartnamesine göre, koltuğun yapısı, başarılı/ başarısız kriterlerine göre arıza olmadan çeşitli yük durumlarına dayanmak zorundadır. Bu bölüm de SAE 8049C standardına göre koltukların dayanması gereken statik yükleme limitleri ve sonuçların nasıl yorumlanacağı konusundan bahsedilmiştir. Aşağıda Şekil 4.5'de verilen küresel uçak koordinat sistemine göre uçak üreticilerinin belirlemiş olduğu tanımlamalar yapılmaktadır. Çizelge 4.1'de ise koordinat eksenine göre yük yönlerinden bahsedilmektedir.



Şekil 4.5 : Uçak üreticisine göre koordinat eksen takımı.

Çizelge 4.1 : Koordinat ekseni ve yük yönleri.

Kordinat Eksenleri	Yön
+X	Geri
-X	İleri
+Y	Sağ
-Y	Sol
+Z	Üst
-Z	Alt

TTL (Koltuk dik konum) konumunda, koltukların belirli yüklere dayanması gerekmektedir. Koltukların ETSO C127a ve ETSO C39c'un gereksinimlerini Çizelge 4.2'de belirtilen en yüksek yük faktörlerine göre karşılanması beklenmektedir. Çizelge 4.2'de hem havacılık otoritesinin hem de uçak üreticisi olan Airbus firmasının belirlemiş olduğu minimum yük değerleri verilmekte olup bu kıyaslama sonrası koltuğa uygulanması gereken yükler son sütunda belirtilmektedir. Çizelge 4.2'de belirtildiği gibi uçak üreticisinin belirlemiş olduğu yük limiti havacılık otorite yük limitinden aşağı olmasına rağmen maksimum uygulanacak yük havacılık otoritesine

göre, bunun yanında yukarı ve aşağı yöndeki yük limitinde ise uçak üreticisinin kriterleri dikkate alınmaktadır.

Çizelge 4.2 : Airbus A330 modeli uçaklarda kullanılacak koltuklara uygulanacak yük kriterleri.

Yön	CS 25.561 (g)	FAR 25.561 (g)	AS8049 (g)	2521 M1F 1000 00 Airbus A330-300 (g)	Örnek Statik Yükleme Durumu (minimum yük-g)
İleri	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0
Geri	1.5	1.5	1.5	1.09	1.5
Yan	4.0	4.0	4.0	2.38	4.0
Yukarı	3.0	3.0	3.0	4.2	4.2
Aşağı	6.0	6.0	6.0	7.3	7.3

Tüm test yükleri, yolcunun ağırlık merkezine göre uygulanması gerekmektedir. Test yükünü yolcunun ağırlık merkezinde uygulanmasının temel sebebi, bu yük uygulama noktası gerçek yolcu yüküne göre ve koltuk ağırlık merkezine göre daha kritik kabul edilmesinde kaynaklıdır. Oturan yolcunun ağırlık merkezi konumu, oturak süngerine yerleştirilen standart gövde bloğu konumu kullanılarak belirlenmektedir. Böylece koltuğun ağırlık merkezine uygulanacak yük, gövde bloklarına uygulanarak testler uygulanmaktadır.

Çekme yük durumlarına göre testlerin devreye alınabilmesi için, yük koltuk yapısına sınırlı bir gövde bloğu üzerinden uygulanmaktadır. İtme yükleri için, yükü düzgün bir şekilde dağıtması için metalik veya ahşap bir plaka üzerinden yük uygulanması gerekmektedir. Örnek bir statik teste ilişkin görsel Şekil 4.6'da verilmektedir. Yapılan testlerde sırt iskeleti bölümünde bulunan; asıl koltuk süngeri, kafalık, kılıf, eğlence sistemleri gibi ekipmanlar test sonuçlarına etki etmediği için test sırasında bu parçalar çıkarılmaktadır.

Her bir koltuk için atalet yüklerini simüle etmek için hidrolik krikolar kullanılarak test ürününe yükler uygulanmaktadır. Her koltuk, yüklerin uygulanacağı bir koltuk yükleme gövdesi bloğunu desteklemektedir. Airbus ya da Boeing gerekliliklerine uygun olarak, statik yükler, gövde bloğunun tabanının 10,5 inç yukarısına ve gövde bloğunun arkasından 8,5 inç ileriye şeklinde uygulanmaktadır (önden çekme testleri). Yük uygulamasının yeri için boyutlar, oturma tavası ve sırt yastıklarının yerinde

olduğunu ve oturma tavası yastığının 2,0 inç sıkıştırıldığını varsaymaktadır. Statik test sırasında uygulanan yükleri ölçmek için kullanılan yük hücreleri ve/veya kuvvet ölçerler geçerli onaylı kalibrasyonlara sahip olmalıdır.

Şekil 4.6 : 9g Statik ön yükleme testi.

Test sonrası ilgili uçuşa elverişlilik gerekliliklerini yerine getirmek için aşağıdaki kriterlerin yerine getirilmesi gerekmektedir;

• Test ürünü koltuk, en az 3 saniye boyunca nihai yüklere dayanmalı ve koltuk rayına bağlı kalmalıdır.

• Yolcu emniyet sistemi tüm bağlantı noktalarında bağlı kalması gerekmektedir.

• Koltuk, koltukta oturan yolcuların veya diğer yolcuların hızlıca tahliye edilmesini önleyecek ölçüde deforme olmamalıdır.

• Koltuk 3 inçten daha fazla deforme olmamalıdır.

Özet olarak statik yükleme test durumlarında koltuğun bütünü tüm yönlerde limit yüklere dayanabilmeli, yükleme sonrası kalıcı deformasyon oluşmamalı ve 3 saniye boyunca nihai yükte (ultimate) yapısal başarısızlık (failure) oluşmamalıdır.

4.4 Aşırı Yükleme Test Kriterleri

Sivil Havacılık kuralları gereği uçak koltuk sistemlerinin bütününe uygulanan statik ve dinamik yükleme testleriyle birlikte koltuk bileşen bazından da bir takım statik

testlerin uygulanması zorunludur. Bu testler genellikle yolcu kaynaklı, sürekli uçuş yükü kaynaklı (yorulma) ya da kabin görevlilerinden kaynaklı koltuk bileşenlerinde meydana gelebilecek yüklerdir. Bu yükler SAE AS8049C standardının referans olarak gösterdiği SAE ARP 5526 Rev. D'ye (SAE, 2015) göre uygulanmaktadır. Belirtilen durumlardan kaynaklı yaşanan bu durumlarda zarar görebilecek koltuk bileşenleri;

-koltuk kolçak

-koltuk yemek masası

-koltuk sırtlık bölümü

-koltuk koridor tarafı bileşenleri ve yan plastik aksamlar (bumper)

-kabin görevlisi için baş üstü dolaba erişim basamağı (attendant step)

-askılık (coat hook)

-koltuk oturak tarafı plastik aksamlar (seat pan)

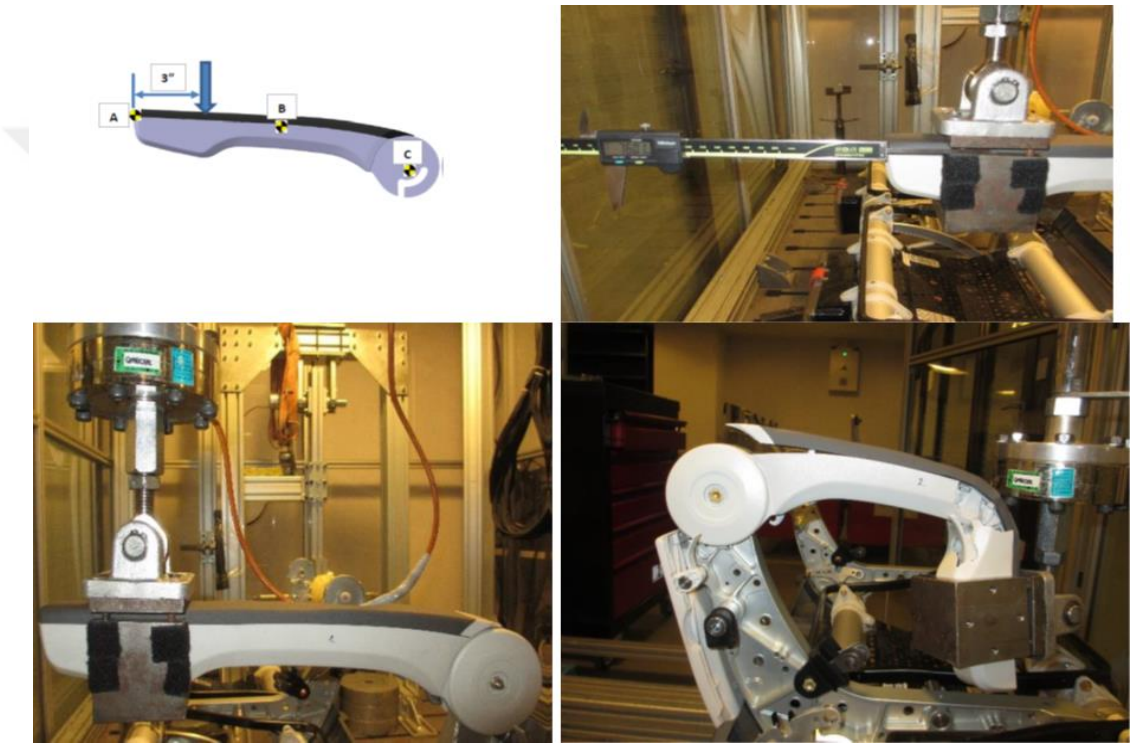
-Kolçak içi yemek masaları ya da eğlence sistemleri (In Arm Table-In Arm Video)

-Ayak dayama yeri ya da ayakucu dayama yeri (footrest-legrest) bileşenleri aşırı yükleme ve yorulma testlerine tabi tutulması gerekmektedir. Bu testler firma içi test sistemleriyle yapılabilmekte olup gerekli raporlamalar oluşturularak sivil havacılık otoritelerinin (EASA-FAA) ya da uçak üreticilerin (Boeing-Airbus-Bombardier-Embraer) talep etmesi durumunda sunulması gerekmektedir. Çizelge 4.3' de aşırı yükleme testlerinin kriterleri verilmektedir. Aşırı yükleme testlerine örnek olarak kolçak birimi için Şekil 4.7'de, sırtlık birimi için Şekil 4.8'de ki görseli verebiliriz.

Çizelge 4.3 : Koltuk sırtlık sistemi aşırı yükleme testleri.

Test yapılacak bileşen	Test tipi	Yük yönü	Statik yük (LL: alt limit/ UL: üst limit)	Yük uygulama noktası
Sırtlık	Statik (kötüye kullanım)	Arka ve ön	LL=890N UL=1340N	Üst orta noktası eyleyici zıt yönde ve aynı yönde
Sırtlık	Statik (kötüye kullanım)	Yan	LL=890N UL=1340N	Üst orta nokta koltuk yan tarafı

Testler sonrası geçme kriterleri ise arka ve ön yüklemelerde; maksimum DFL 50 mm (1,97 ”) LL limitlerde, maksimum 8 mm (0,31”) LL'deki üst sırtlık köşeleri arasında DFL farkı, LL sonrası tam işlevsellik, LL sonrası görünür kalıcı deformasyon olmayacak, yapısal hata olmamasıdır. Yan yüklemelerde; maksimum DFL 50 mm (1,97 ”) LL limitlerde, maksimum 8 mm (0,31”) LL'deki üst sırtlık köşeleri arasında DFL farkı, LL sonrası tam işlevsellik, LL sonrası görünür kalıcı deformasyon olmaması ve yapısal hata olmamasıdır.



Şekil 4.7 : Koltuk kolçak birimi aşırı yükleme testleri.

Şekil 4.8 : Koltuk sırtlık kısmı arka yükleme (aşırı yük testi).

5. KOMPOZİT MALZEME KARAKTERİZASYONU

Havacılık endüstrisinden artan test maliyetlerinin ve test zamanlarının düşürülmesi için analizle sertifikasyon çalışmalarına başlanılmıştır. Özellikle Amerikan Sivil Havacılık Otoritesi (FAA) bu konudaki çalışmalara liderlik etmekte ve Avrupa Sivil Havacılık Otoritesi (EASA) bu çalışmaları FAA'den sonra takipçisi olmaktadır. Burada temel amaç belirli şartlar altında gerçek testin simülasyonunun yapılarak gerçeğe en yakın sonuçların elde edilmesi ve test sayılarının ve niteliklerinin düşürülmesidir.

Özellikle kompozit malzeme alanında yorulma konusunda bazı çalışmalar bakir olup yoğun olarak çalışılan konular arasındandır. Hem dayanım açısından hem de hafiflik açısından metal ürünlere göre avantajlı olmaları kompozit sistemlere önem verilmesini güçlendirmekte ve sanayinin bu alana yüksek yatırımlar yapmasını sağlamaktadır.

Gerçekleştirilen bu çalışmada ASTM D3039 standartlarına en yakın şekilde kompozit malzeme çekme testlerinin gerçekleştirilerek buradan elde edilen sonuçlarla malzeme karakterizasyonun yapılması amaçlanmaktadır. Bu test yöntemi ile yüksek modüllü liflere sahip olan takviyeli polimer matris kompozit malzemelerin düzlem içi gerilme özelliklerini belirlenmesi sağlanacaktır (ASTM, 2014). ASTM D3039 standardına göre bu yöntem çekme özelliklerini elde etmek için tasarlanmıştır. Aynı zamanda bu çalışma ile araştırma-geliştirme, kalite güvencesinin sağlanması, yapısal olarak ürün tasarlama ve analiz edilmesi konusunda da destek sağlanabilmektedir. Bu metoda göre yapılan testlerde malzeme çekme değerlerini etkileyen ve malzeme hakkında raporlamaların yapılabileceği kriterler hakkında da bilgi vermektedir. Bu kriterler; malzeme, malzeme hazırlanma yönetimi ve oryantasyonu, numune ürün istifleme sırası, numune hazırlık, numune şartlandırma, test ortamı, numune hizalama ve numune kavrama, test hızı, boşluk içeriği ve hacim yüzde takviyesidir. Test yönünde elde edilebilecek özellikler,

-Nihai çekme dayanımı,

-Nihai çekme gerinimi,

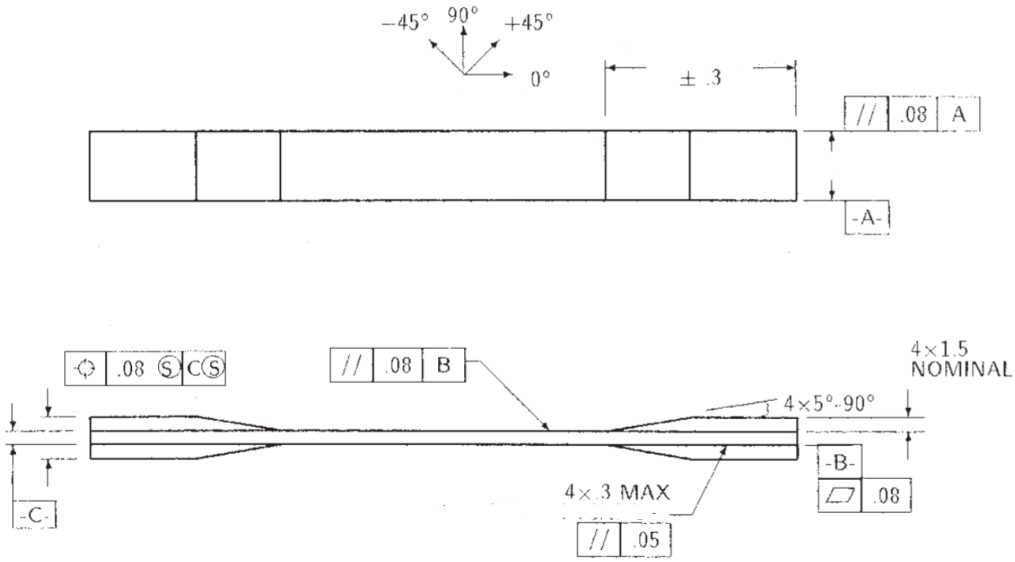
-Çekme numunesi elastisite modülü,

- Poisson oranı ve geçiş gerinimidir.

5.1 Test Kuponlarının Hazırlanması ve Test Sistemleri

Test kuponlarının hazırlanması için özel olarak paneller üretilmesi gerekmektedir. Panel üretiminde elyaflerin hizalanması oldukça önemli olup yanlış elyaf hizalamasından kaynaklı olarak test sırasında ölçülen mekanik-fiziksel özeliklerin değişmesine-azalmasına neden olmaktadır. Bunun yanında düzensiz elyaf hizalamasının kontrolü yine önem arz etmektedir. Hazırlanan test kuponlarına uygun olacak şekilde kavrama (gripper) sisteminin devreye alınması gerekmektedir. Testin yapılması sırasında uygun tutucu modeli ve malzemesi kullanılmamasından dolayı test sonuçları olumsuz olarak etkilenebilmektedir. Çok yönlü katmanlı malzemeler, kumaş bazlı malzemeler veya levha kalıplama bileşikleri gibi birçok malzeme konfigürasyonu vardır ve bu malzemeler tırnaklı tutma sistemi (tab) kullanılmadan başarılı bir şekilde test edilebilirken, tek yönlü malzemeleri (veya tek yönlü olarak baskılanmış laminalar) elyaf yönünde bozulmaya karşı test ederken tırnaklı tutma sistemleri tavsiye edilmektedir (ASTM, 2014). Kavrama sistemi hasarını önlemek için tek yönlü malzemeleri matris yönünde test ederken özel tırnaklı tutucular da gerekebilmektedir. Tırnaklı tutucu (tabs) ve tutucu olamayan test kuponlarının şematik gösterimi Şekil 5.1'de verilmiştir. Kupon ölçülerine ilişkin kriterler ve olması gereken ölçüler çizelge 5.2' de verilmektedir.

Test sonuçlarına etki eden diğer parametrede test sisteminin hizalanmasıdır. Test sistemini iyi hizalanmamasından kaynaklı olarak aşırı bükülme olayı test esnasında meydana gelebilir bundan kaynaklı olarak yanlış modül tayinine sebebiyet verebilir. Bunların temel nedeni yanlış tutuşların olması, çenelere numunenin iyi takılamaması ya da numunenin zayıf hazırlanmasından kaynaklanmaktadır. Test esnasında herhangi bir şüphe olması durumunda test sisteminin hizalama kontrolünün yapılması gerekmektedir.



Şekil 5.1 : Kompozit malzeme tırnaklı tutuculu kupon tipleri *(ASTM, 2014).*

Elastisite modülü belirlenirken, benzer eksen başına en az bir örneğin ortalama eksenel gerginlik kontrol noktası değerindeki bükülme yüzdesini değerlendirmek için (Çizelge 5.1) sırt sırta eksenel dönüştürücüyle değerlendirilmesi önerilmektedir (ASTM, 2014). Buna ilişkin denklem 5.1 olarak aşağıda verilmektedir. Eğer bükülme yüzdesi %3'ten fazla değilse, tek bir dönüştürücü kullanılabilir. Eğilmenin ortalaması %3'ten büyük olduğunda, benzer türden sırt sırta dönüştürücüler kullanılması önerilmektedir.

$$B_y = \frac{|\varepsilon_f - \varepsilon_b|}{|\varepsilon_f + \varepsilon_b|} \tag{5.1}$$

ε_f = ön yüzden ölçülen gerinim, με

ε_b = arka yüzden ölçülen gerinim, με

B_y = numunedeki eğilme oranı, %

Çizelge 5.1 : Elastisite modülü hesaplamak için gerinim aralıkları *(ASTM, 2014).*

Kiriş Çekme Modülü Hesaplaması Uzunlamasına Gerinim Aralığı		
Başlangıç noktası	Bitiş noktası	Eğilme için Uzunlamasına Gerinim Kontrol Noktası
με*	με	με
1000**	3000	2000

* 1000 με = 0,001 Mutlak gerinim.

** Bu gerinim aralığı, gerilme/gerinim eğrisinin alt yarısında yer alacaktır. 6000 με değerinin altında kalan malzemeler için, nihai değerin %25 ila %50'si arasında bir gerinim aralığı önerilir.

Çalışma kapsamında test kuponlarının hazırlanması için örnek numune profilden ASTM D3039 standartlarına en uygun şekilde kuponların hazırlanması amaçlanmıştır. Numune profil sistemi epoksi karbon prepereg kumaş (twill) imal edilmiştir. Profil kompozitten numunelerin kesilmesi için su jeti kullanılmıştır.

ASTM D3039 standartlarına göre kompozit malzemedeki elyaf özelliklerine göre kuponların ölçüleri çizelge 5.2'de ki gibi olmalıdır.

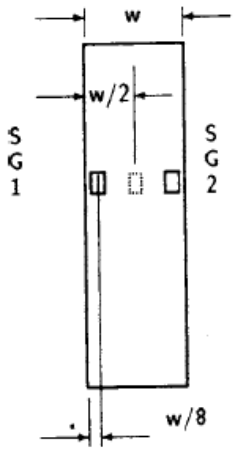
Çizelge 5.2 : ASTM D3039 standartlarına göre kupon hazırlama ölçüleri (ASTM, 2014).

Elyaf Yönleri	En (mm)	Boy (mm)	Kalınlık (mm)	Tab-uzunluk (mm)	Tab-kalınlık (mm)	Tab-eğim açısı (°)
0° Tek yönlü	15,0	150,0	1,0	56,0	1,5	7 veya 9
90° Tek yönlü	15,0	175,0	2,0	25,0	1,5	90
Dengeli ve Simetrik	25,0	250,0	2,5	zımpara bezi	-	-
Rasgele-Düzensiz	25,0	250,0	2,5	zımpara bezi	-	-

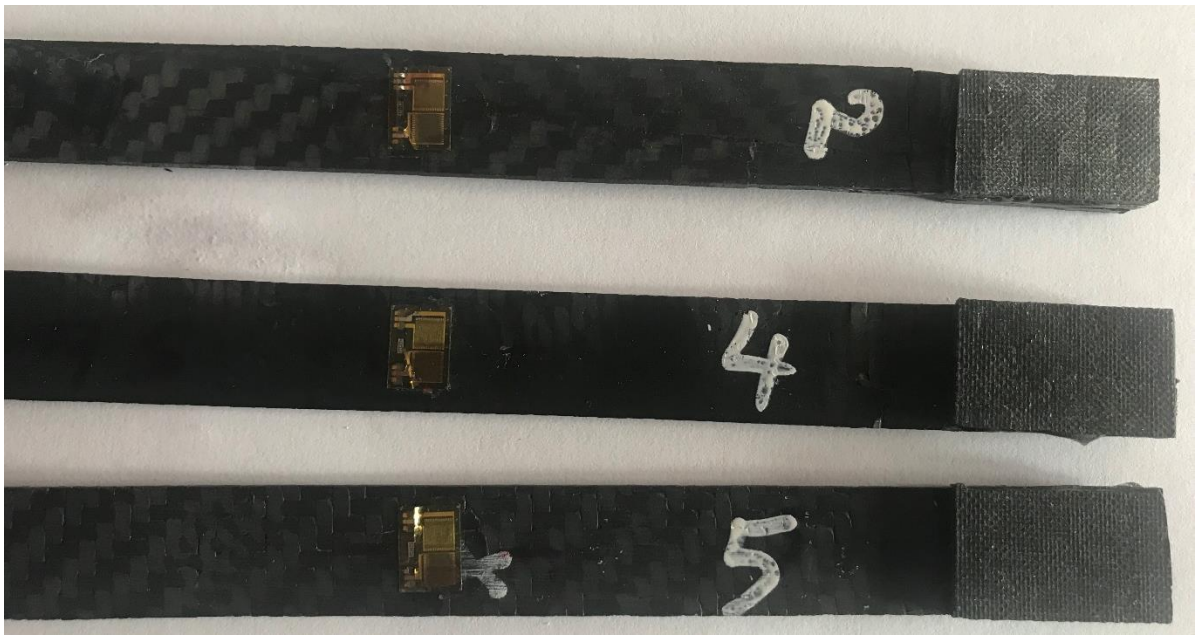
Çizelge 5.2'de verildiği gibi örnek numunelerin hazırlanması gerekirken mevcutta kullandığımız profilden alınan örneklerde 0° ve 90° dizilime sahip numunelerden en uygun olacak şekilde 15 mm en ve 175 mm boyda örnek numuneler kesilmesi sağlanmıştır. Toplamda 5 adet numune hazırlığıyla ilgili görsel Şekil 5.2'de verilmektedir. Şekil 5.2'ye göre 1 ve 2 numaralı numune de elyaf yerleşimi X yönündedir. 3, 4 ve 5 numaralı numune de ise elyaf yerleşimleri Y yönünde olup 0° ve 90° yerleşime sahip iki farklı kupon çekme testleri yapılarak malzeme karakterizasyonu belirlenmiştir.

Şekil 5.2 : Çekme testleri için kupon görselleri ve elyaf yerleşimleri.

ASTM D3039 standartlarına en uygun şekilde kesimi gerçekleştirilen test kuponlarının çekme yönünde ve çekme yönüne dik yöndeki gerinim ve Poisson oranlarına bakılabilmesi için uygun şekilde gerinim ölçer (strain gauge) yerleşiminin sağlanması gerekmektedir. Şekil 5.3'de ASTM D3039 standartlarına göre gerinim ölçerin nasıl yerleştirileceği bilgisi verilmektedir. Şekil 5.4'de örnek numunelere yerleştirilmiş olan gerinim ölçerlerin görselleri verilmektedir.



Şekil 5.3 : ASTM D3039 Standartlarına göre gerinim ölçer yerleşimi.



Şekil 5.4 : Örnek kuponlar için gerinim ölçer (strain gauge) yerleşimi.

Örnek kuponlara iki eksenli (biaxial) gerinim ölçer (strain gauge) yerleştirilerek ölçme test çalışmalarına başlanmıştır. Çekme testlerinde Instron marka çekme cihazı ve yazılımı kullanılmıştır. Çekme cihazına ilişkin teknik özellikler aşağıda verilmektedir;

-100 kN (22,500 lbf) çekme kapasitesi

-Maksimum hız 508 mm/dak. (20 in/dak.), minimum 0,005 mm/dak. (0.0002 in/dak.)

-1430 mm (56,3 inç) dikey test alanı

-1/200 yük hücresi kapasitesine kadar okuma değerinin (±% 0,5)

-Yük hücresi kapasitesinin 1/200 ila 1/500'ü arasındaki okumaların (±% 1)

-500 Hz veri toplama hızı

-10 Hz veri bant genişliği ayarı

-Tam yazılım kontrolü (isteğe bağlı döngüsel yetenek)

-Otomatik dönüştürücü tanıma

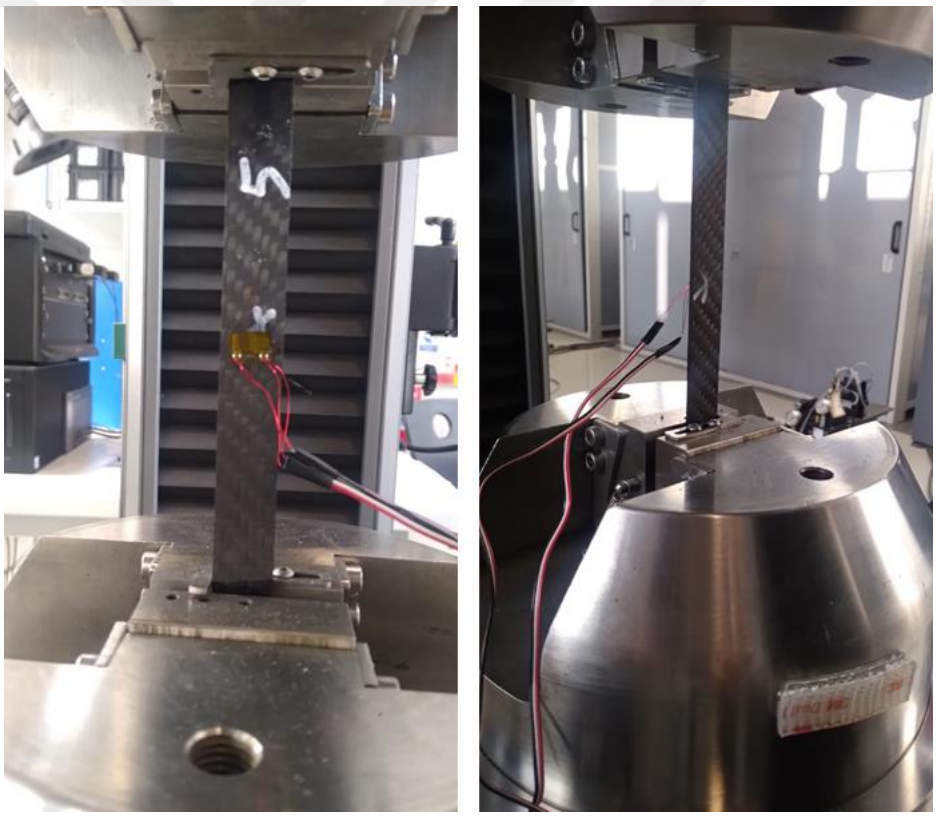
-İsteğe bağlı tutma yeri ve fikstür

-İsteğe bağlı sıcaklık odaları

-Tam CE uyumludur.

Kupon testlerine ilişkin görseller aşağıda Şekil 5.5 ve Şekil 5.6'da verilmektedir. Yapılan testlerde hız 2 mm/dak. olarak uygulanmıştır.

Şekil 5.5 : ASTM D3039 Standartlarına göre kompozit kupon çekme deneyi-I.



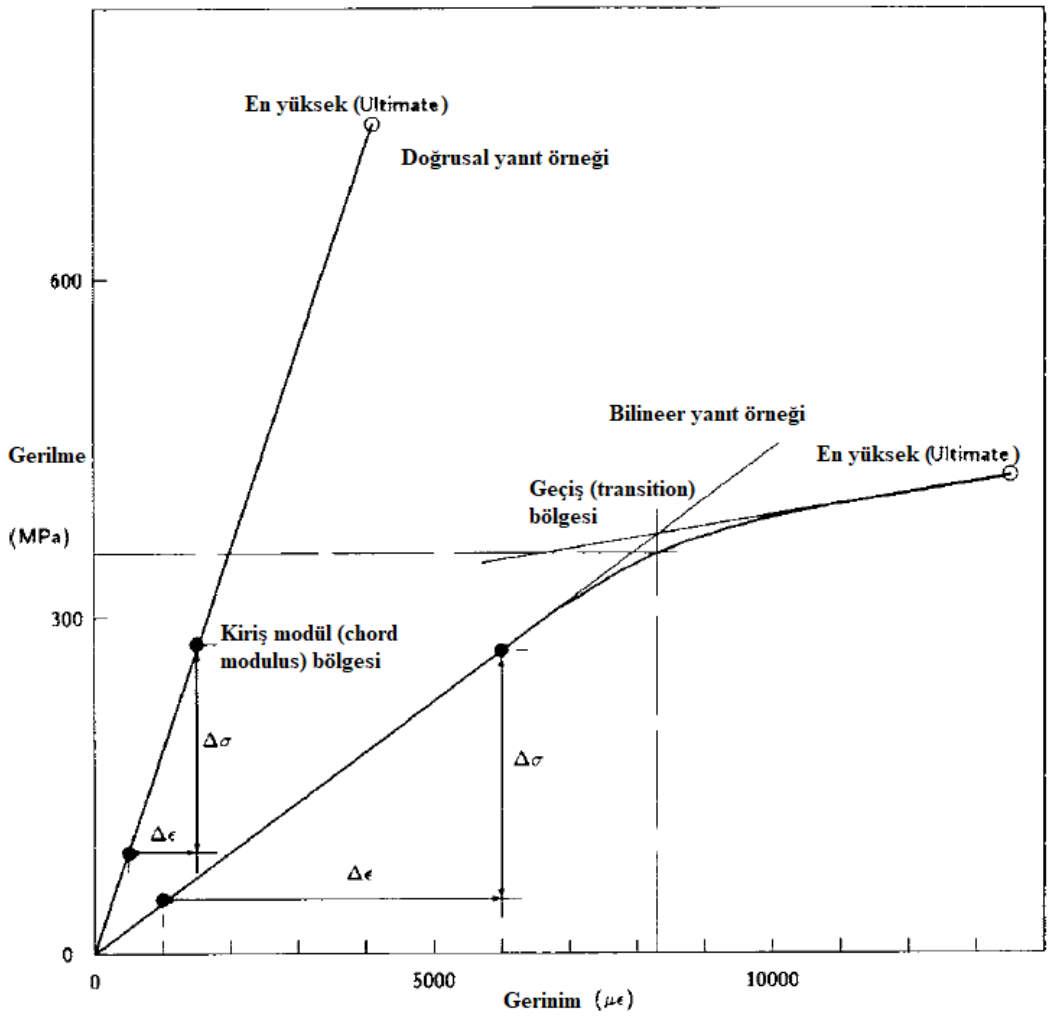
Şekil 5.6 : ASTM D3039 Standartlarına göre kompozit kupon çekme deneyi-II.

5.2 Test Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Tipik olarak çekme testlerinde olması gereken gerilme-gerinim grafiği şekil 5.7'de verildiği gibidir. Bu grafiğe göre lineer ya da bi-lineer cevaplar test sonucunda alınmaktadır. Birçok filamentli kompozit malzeme, kuvvet uygulaması sırasında,

uzunlamasına gerilmeye karşı uzunlamasına gerinim veya uzunlamasına gerinime karşı enine gerinim grafikleri gibi esasen bilinmeyen davranış sergilemektedir. Böyle bir geçiş bölgesi varlığının çeşitli fiziksel nedenleri vardır. Bu nedenler arasında en yaygın gösterilenler: çekme kuvveti uygulaması altında matris kırılması ve katman delaminasyonudur.

Kompozit malzemeler yük altında belli başlı kopma ve kırılma özellikleri göstermektedir. Bundan dolayı kompozit test kuponlarına yapılan testler sonucu belli başlı kırılma özelliklerinin gözlenmesi gerekmektedir. Şekil 5.8'de ASTM standartlarına göre kompozit kuponlarda meydana gelen kopma-kırılmaları ve kodları verilmektedir. Buna göre yapılan testlerin hasar tanımlamaları yapılabilmektedir. Şekil 5.9'da bu kodların açıklamaları verilmektedir. Tipik olarak kompozit kuponlarda beklenen kopma-kırılma örnekleri aşağıda verildiği gibi olmalıdır.



Şekil 5.7 : Tipik gerilme-gerinim test grafiği (ASTM, 2014).

ASTM D3039 standartlarında testleri gerçekleştirilen karbon elyaf kompozit kuponların kopma-kırılma şekilleri aşağıda Şekil 5.10'da verilmektedir. Test numunelerine uygulanan çekme testleri sonucu oluşan kopma kodları;

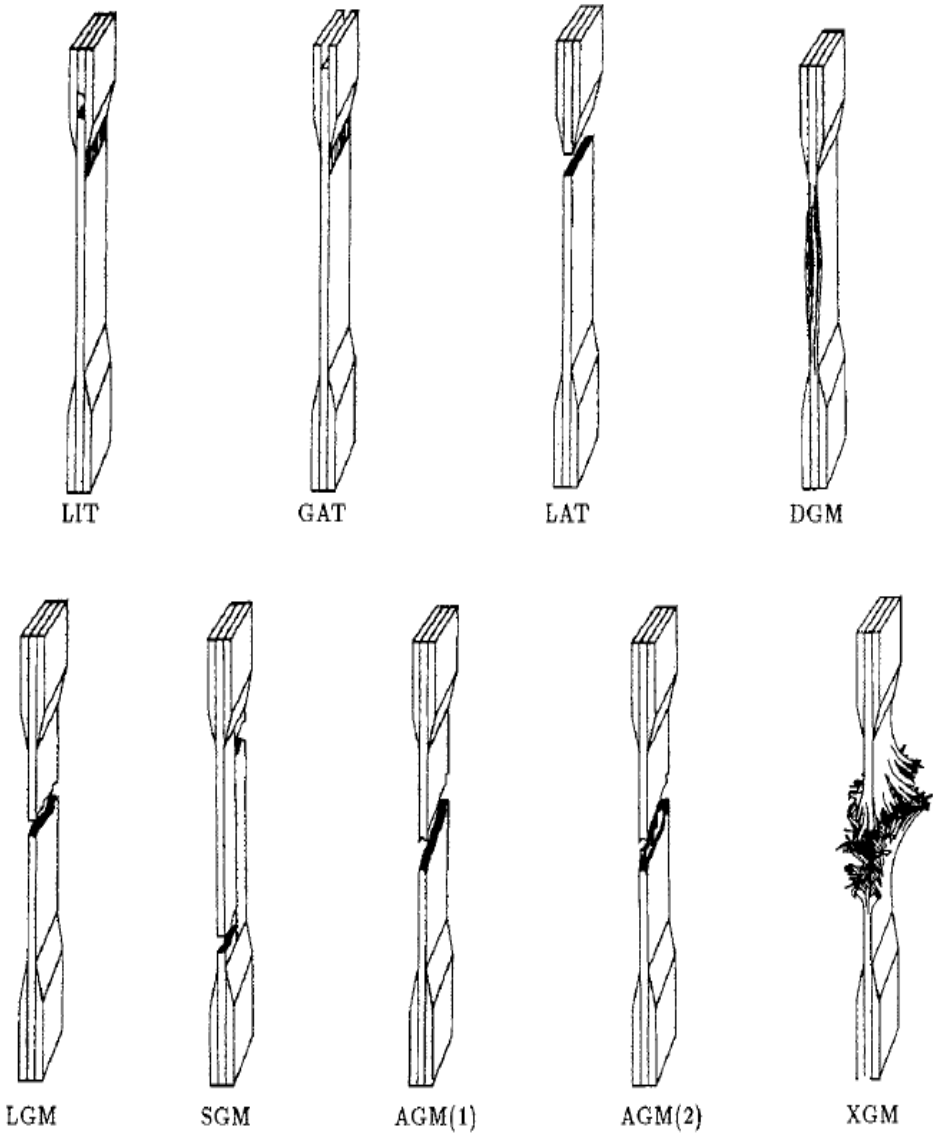
1.Kupon: AGT

2.Kupon: LIT

3.Kupon: LGT

4.Kupon: LGT

5.Kupon: DGT



Şekil 5.8 : Çekme testi kupon kopma-kırılma kodları/çeşitli Mod yapıları (ASTM, 2014).

First Character

Failure Type	Code
Angled	A
edge Delamination	D
Grip/tab	G
Lateral	L
Multi-mode	M(xyz)
long. Splitting	S
eXplosive	X
Other	O

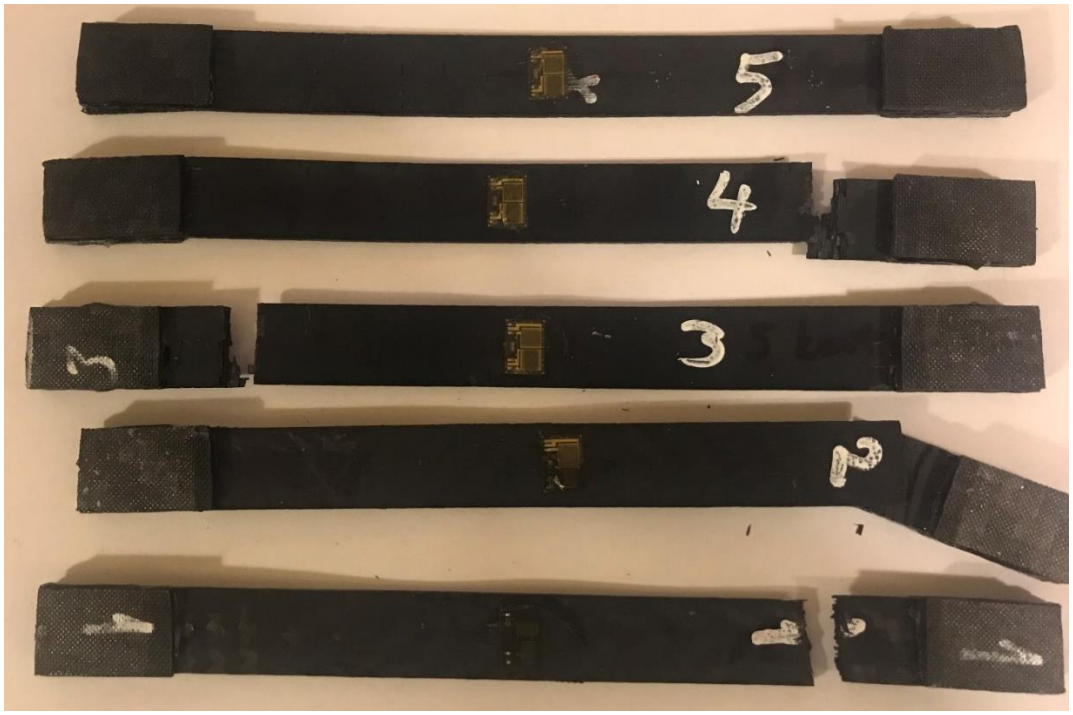
Second Character

Failure Area	Code
Inside grip/tab	I
At grip/tab	A
<1W from grip/tab	W
Gage	G
Multiple areas	M
Various	V
Unknown	U

Third Character

Failure Location	Code
Bottom	B
Top	T
Left	L
Right	R
Middle	M
Various	V
Unknown	U

Şekil 5.9 : Çekme testi kupon kopma-kırılma kodlarının anlamı.



Şekil 5.10 : Örnek kompozit kuponların çekme testi sonrası kopma-kırılma.

5.3 Kompozit Malzeme Karakterizasyonu

Çalışma kapsamında ASTM D3039 standartlarına en uygun şekilde kompozit kuponların kesilmesi sağlanmıştır. Normal şartlarda özel olarak numunelerin üretilmesi uygun ebatlarda kesilmesi sağlanarak çekme testlerinin yapılması gerekmektedir. Bu çalışmada ise hazır profilden numuneler kesilerek çekme testlerinin yapılması sağlanmıştır. Şekil 5.2'de verilen koordinat ekseni göre numunelerden 1 ve 2 numaralı numunenin elyaf yerleşimi X yönünde olup bu kupon testlerinden çıkan sonuçlarda X ve Y yönündeki malzeme özellikleri elde edilmektedir. 3, 4 ve 5 numaralı numunelerde ise elyaf yerleşimi Y yönünde olup buradan elde edilen değerlerde kompozit malzemedeki Y ve Z yönündeki, yani elyaf dizilimine dik

yöndeki mekanik özellikleri vermektedir. Böylece ortotrop malzeme karakterizasyonu tamamlanmış olacaktır. Kompozit kupon numunelerinden yeteri kadar olmamasından dolayı basma yönündeki gerilme ve gerinim limitleri hakkında bilgi elde edilememektedir. Basma ve çekme gerilme-gerinim limitleri arasında değer olarak incelediğimizde ANSYS sonlu elemanlar yazılımı kütüphanesinde yakın değerler olduğu görülmüş ve gerekmesi durumunda burada ki hazır değerlerin kullanılabileceği belirlenmiştir. Ek olarak söz konusu uçak koltuğu sırtlık sistemine etki eden yüklerden dolayı maksimum gerilmeler genel olarak çekme özelliği göstermektedir. Yapılacak analizlerde de çekme gerilmeleri limitlerinin model bazlı karşılaştırılması üzerine yoğunlaşılması amaçlanmıştır.

Çekme testlerine tabi tutulan kuponların mekanik özelliklerinin hesaplanması için ASTM D3039 standardında belirtilen denklemler kullanılmıştır. Yapılan testlerde bu standart göz önünde bulundurulmuş ve test doğruluğu da değerlendirilmiştir.

Kopma dayanımı için:

$$F^{tu} = \frac{P_{maks.}}{A} \tag{5.2}$$

Denklem 5.2'de verilmiş olan F^{tu} (MPa) kopma dayanımını ifade etmektedir, bunun yanında $P_{maks.}$ (N) kopma öncesi sistemden okunan son yük değeridir. A (mm²) ise kompozit kuponun kesit alanını ifade etmektedir. Alan hesabı aşağıda denklem 5.3'de verildiği gibi hesaplanmaktadır.

$$A = w.h \tag{5.3}$$

w ile gösterilen değer kupon numune genişliğini, h ile gösterilen değer ise kupon numune kalınlığını ifade etmektedir. Verilen bu değerlerin birimi milimetredir.

Kopma uzaması yapılan testlerde gerinim ölçer tarafından okunmaktadır. Testin herhangi bir anında uzama değeri başlangıçta ölçülen boy değerinin yer değiştirme sonrası oranını ifade etmektedir. Kopma uzama değeri denklem 5.4'de verildiği gibi hesaplanmaktadır.

$$\varepsilon_i = \frac{\delta_i}{L_g} \tag{5.4}$$

Denklem 5.4'de verilen ε_i değeri herhangi bir i. yükleme adımındaki eksenel uzamayı ifade etmektedir. δ_i (mm) i. adımdaki eksenel yer değiştirmeyi belirtmektedir. Son olarak denklemde verilen L_g (mm) değeri ise kuponun ilk boyunu ifade etmektedir.

ASTM standardında belirtildiği gibi elastisite modülünün hesaplanacağı aralığın 0,001-0,003 uzama şekil değiştirme değerleri arasında seçilmesi önerilmektedir. Test sonucu elde edilen gerilme-şekil değiştirme ilişkisi sadece tek bir eğime sahip değilse uygun olan aralıktan bu ölçümün yapılması ve hesaplamaların desteklenmesi beklenmektedir. Denklem 5.5'de çekme testi sonucu elastisite modül değerinin hesaplanacağı formül verilmektedir.

$$E = \frac{\triangle \sigma}{\triangle \varepsilon} \tag{5.5}$$

Denklem 4.4' de belirtilen E elastisite modül olup birimi GPa' dır. $\triangle \sigma$ değeri ise seçilen iki yer değiştirme değeri arasında uygulanan çekme gerilmesi farkını (MPa) ifade etmektedir. Bununla birlikte $\triangle \varepsilon$ ise seçilen iki yer değiştirme arasındaki farkı ifade etmektedir.

Elastisite modülün hesaplandığı eksenel uzama aralığında çekme testi yapılan kuponun enine kısalmaya yönelik şekil değiştirme değerleri kaydedilmiş ise Poisson oranı buradan hesaplanabilmektedir. Poisson oranının hesaplanmasıyla ilgili denklem 5.6 aşağıda verilmektedir.

$$\upsilon = \frac{-\triangle \varepsilon_t}{\triangle \varepsilon_l} \tag{5.6}$$

Denklem 5.'da verilen υ Poisson oranını ifade etmektedir. $\triangle \varepsilon_t$ Poisson oranının hesaplanacağı aralıktaki enine şekil değiştirme farkını, $\triangle \varepsilon_l$ ise Poisson oranının hesaplanacağı aralıktaki boyuna şekil değiştirme farkını göstermektedir.

Verilen denklemlerde belirtilen mekanik büyüklüklerin hesaplanması aşamasında istatistiksel sonuçların da bu değerlerle birlikte gözden geçirilmesi gerekmektedir. Bundan dolayı her test serisinde ortalama değer, standart sapma ve varyasyon katsayıları mekanik değerlerin her biri için hesaplanmalıdır. Bu hesaplamalarla ilgili denklemler 5.7, 5.8 ve 5.9 aşağıda ifade edilmektedir.

$$\overline{x} = \frac{\sum_{i=1}^{n} x_i}{n} \tag{5.7}$$

$$S_{n-1} = \frac{\sum_{i=1}^{n} x_i^2 - n\overline{x}^2}{n} \tag{5.8}$$

$$CV = 100\,\frac{S_{n-1}}{\overline{x}} \tag{5.9}$$

Yukarıda verilen denklem 5.7, 5.8 ve 5.9'de verilen istatistik parametreleri sırasıyla ortalama değer, standart sapma değeri ve varyasyon katsayısıdır (%). n ile gösterilen

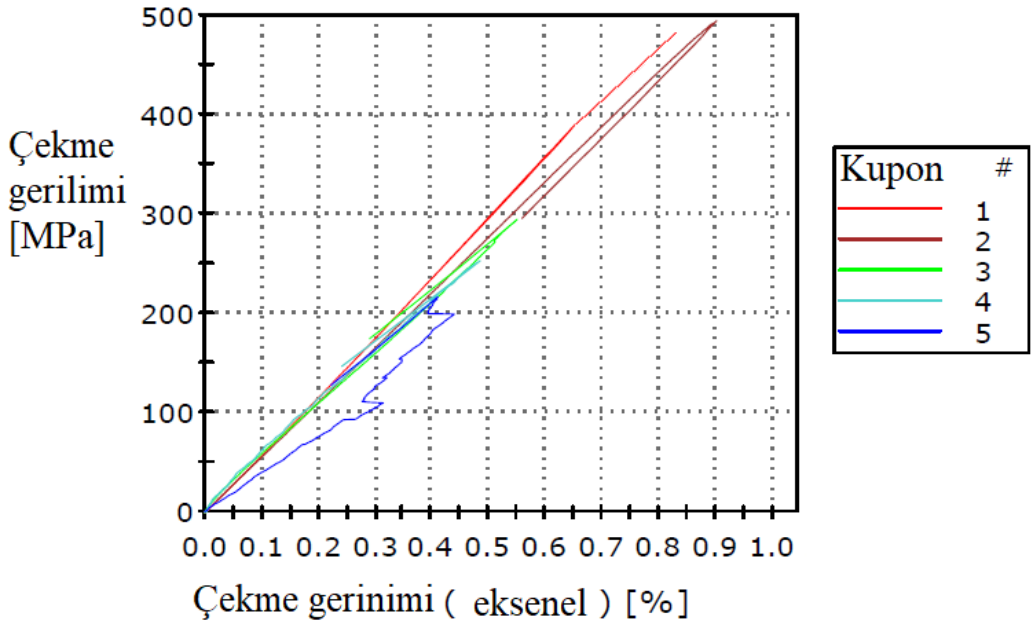
değer çekme testi aşamasında değerlendirmeye alınan numune sayısını ifade etmektedir, x_i değeri ise ölçülen büyüklüğü göstermektedir.

Gerçekleştirilen çekme testlerine ilişkin ASTM D3039 standardına göre yapılan hesaplamalar doğrultusunda çizelge 5.3 ve çizelge 5.4'de belirtilen değerler elde edilmiştir. Kompozit kuponun mekanik özellikleri X ve Y düzleminde (elyaf yönünde yükleme) aynı iken Z yönünde (elyaf yönüne dik yükleme) farklı özellikler göstermektedir (lineer izotrop özellik). Test sonuçlarından da anlaşılacağı gibi elyaf yönünde gerilme ve modül değerleri karbon elyafın malzemeyi güçlendirmesinden dolayı yüksek çıkmaktadır. Bu durum karbon elyaf kompozit malzemelerin uygulama alanlarına göre tasarlanabilir olduğunu göstermektedir. Kupon testleriyle ilgili gerilme gerinim grafiği Şekil 5.11'de verilmiştir.

Yapılan testlerde gerekli sayıda kupon numunesinin olmamasından dolayı standart sapma ve varyasyon katsayılarıyla ilgili hesaplamalar ihmal edilmiştir. Normal şartlarda yeteri kadar örnek test çalışması yapılan numunelerde malzeme karakterizasyonu hesaplanırken bu istatistiksel verilerinde kullanılması gerekmektedir. Malzeme karakterizasyonu yapılırken değerlerin ortalaması kullanılmıştır.

Çizelge 5.3 : Kupon testleri sonucu elastisite modül hesaplama tablosu.

Kupon Numarası	Ölçüm uzunluğu (mm)	Genişlik (mm)	Kalınlık (mm)	Elastisite Modül (GPa)*
1	125	14,9	2,6	58,95
2	125	15,1	2,7	54,7
Ortalama	125	15	2,65	56,82
3	125	15,2	2,3	13,2
4	125	15,1	2,1	11,6
5	125	15,3	2,1	12,2
Ortalama	125	15,2	2,17	12,87



Şekil 5.11 : Kompozit kupon çekme testleri gerilme-gerinim grafiği.

Çizelge 5.4 : Kupon testleri sonucu Poisson oranı ve çekme gerilme hesabı.

Kupon Numarası	Poisson oranı (mm/mm)	Maksimum Yük (N)	Maksimum Yükte Uzama (mm)	Maksimum Yükte Çekme Gerilmesi (GPa)
1	0,3	15,35	1,45	0,5201
2	0,33	20,5	2,15	0,4938
Ortalama	0,315	17,93	1,8	0,5069
3	0,03	10,4	3,61	0,29
4	0,045	7,8	1,27	0,25
5	0,028	6,9	1,71	0,21
Ortalama	0,034	8,367	2,197	0,25

6. UÇAK KOLTUK SIRTLIĞI SONLU ELEMANLAR ANALİZİ

Sivil havacılık otoriteleri yolcu ulaşımı için kullanılan araçların imalat, operasyon ve bakım süreçlerinin tamamında düzenleyici ve denetleyici kuruluş olarak görev almaktadır. Temel amaç yolcu güvenliği olup bunların temelinde devreye alınan sistemlerin belirli standartlar dahilinde işletilmesidir. Bununla birlikte uçak üreticileri de her uçak modeline uygun olarak kendi gereksinimlerini belirleyerek belirtilen tüm süreçlerde rol almaktadır. Bunun yanında havayolu işletimi maliyetli olup işletmelerin maliyetlerini azaltma, rekabet edebilme ve kar edebilmesi için belli başlı önlemler almaları gerekmiştir. Operasyonel süreçlerde yakıt kullanımı havayolu şirketlerinin maliyetlerini etkileyen önemli kriter olup bu maliyetlerin düşürülmesi için verimli motor sistemleri kullanılmakta ek olarak da operasyonel süreçlerde yakıta direk etki eden kabin içi ağırlık durumunu kontrol altına almaları gerekmektedir. Yapılan bu çalışmada sivil havacılık otoritelerinin belirlemiş olduğu kurallar kapsamında uçak koltuğu sırtlık sisteminin tasarlanması, test şartlarının sanal ortamda modellenmesi ve optimum ağırlığın belirlenmesi amaçlanmıştır.

Dar gövde bir uçakta kabin içerisinde yapılacak 1 kg hafifletme havayolu işletmelerinin bir yıllık operasyon süreçlerinde yakıt sarfiyatına göre yaklaşık 130 ila 150 Dolar arasında tasarruf sağlayabilmektedir.

6.1 Koltuk Sırtlık Sistemi Çözüm Ağının Oluşturulması

Sırtlık sistemi; sırt süngeri, eğlence sistemi, kafa dayama sistemi ve kumaş-deri sistemlerinin giydirildiği ve yolcuya konfor sağlayan bölümdür. Aynı zamanda regülasyonlara göre belli başlı yük limitlerini taşımalı ve kafa yaralanma kriterlerine uygun olmalıdır. Bu çalışmada Şekil 6.1'de verilen ve tamamı alüminyum alaşımdan oluşan sırtlık sisteminin kompozit orta kuşak ve alüminyum profil olarak modellenerek optimum tasarımın belirlenmesi planlanmıştır.

Bu analiz çalışması kapsamında uçak koltuğunun sırtlık bölümünün aşırı yükleme testlerinde performansının gözden geçirilmesi için mekanik tasarım, sonlu elemanlar modelleme ve analiz çalışmaları yapılmıştır.

Şekil 6.1 : Otorite onaylı alüminyum alaşımlı uçak koltuğu sırtlık modeli.

Sırtlık bölümün hafifletilmesi için sırtlık bölgesinin orta kuşak bölümünün tamamen karbon elyaf kompozit malzemeden, profil bölümünün de aynı şekilde alüminyum alaşımdan üretilmesi planlanmıştır. Fakat üretim öncesi sırtlık sistemi performansının değerlendirilebilmesi ve çıkarım yapılabilmesi için sanal ortamda sonlu elemanlar modelinin oluşturularak analizlerin koşulması amaçlanmıştır. Orta kuşak bölgesinde hem boşaltılmış (hafifletme) hem de dolu tasarımı sağlanarak analizlerin bu kapsamda koşulması sağlanmıştır.

Modelleme çalışmalarında orta kuşak kompozit bölgesi ve profil model için parametrik analiz çalışmaları yürütülmüştür. Kompozit modelde katman ve elyaf yönleri atanarak (0°/45° ve 0°/90°) dizilimde farklı katman yapılarında sabit kalınlıkta ve ASTM D3039 standartlarına göre testi yapılan prepereg malzeme özellikleri kullanılmıştır. Kompozit hasar analizi için ANSYS kütüphanesinden faydalanılmıştır. Malzeme karekterizayonu yapılan ürüne en yakın mekanik değerlere sahip model ataması yapılmıştır.

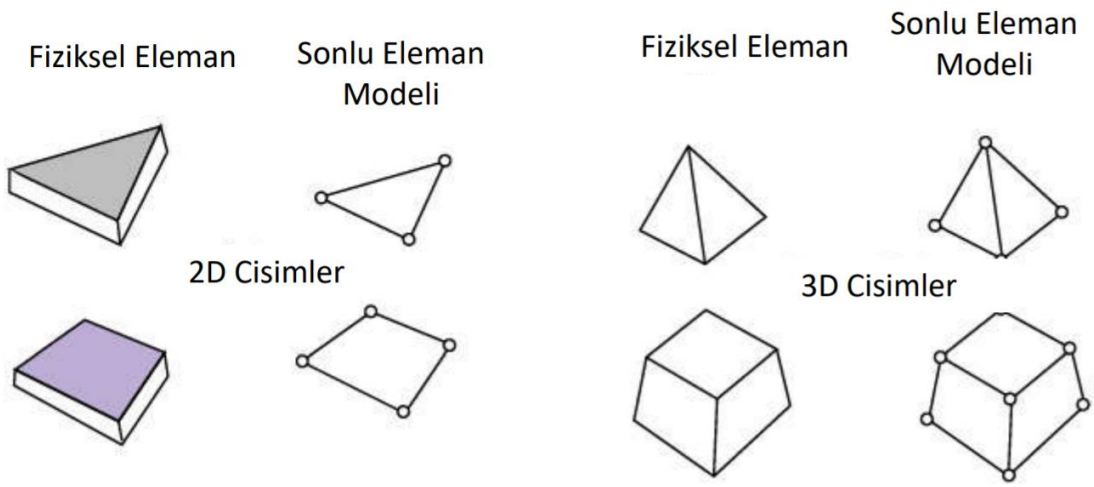
Parametrik modelde;

-Alüminyum profil modelin kalınlık değerleri

-Kompozit model katman sayısı değiştirilerek optimum modele karar verilmesi sağlanacaktır.

Aşırı yükleme testlerinde SAE ARP5526D standardında belirtilen sınır değerler ve yükleme şartlarına göre analizler koşularak belirlenen geçme/kalma kriterleri değerlendirilecektir.

Sonlu Elemanlar Analiz programı fiziksel modelin CAD modelinin analizlerinin yorumlanması için kullanmaktadır. Söz konusu bu programlar CAD modeli alt elemanlara ayırmakta olup bu alt elamanlara ayrılan her model sonlu eleman olarak adlandırılmaktadır. CAD modelin alt elemanlara ayırma işlemine çözüm ağı denilmektedir. Bir elemanın birincil amacı iki düğüm noktasını yayla birbirine bağlamaktır. Çözümlerde kullanılan eleman tipi problemin tipine göre değişebilmektedir. Şekil 6.2'de fiziksel model ve analiz programında kullanılan eleman tiplerini gösterilmektedir.



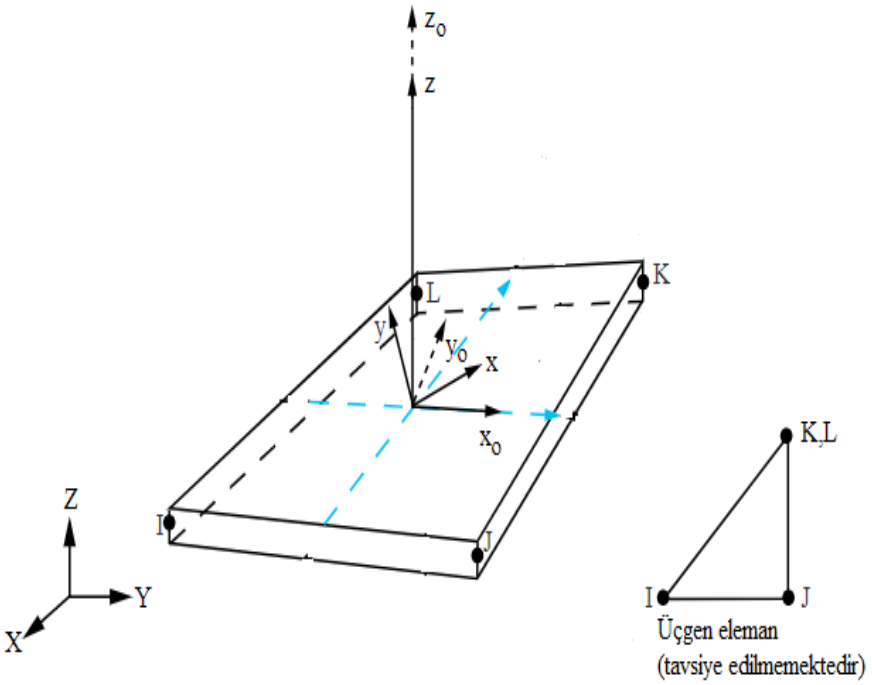
Şekil 6.2 : Sonlu elemanlar analizlerinde kullanılan eleman modelleri.

Bu çalışma kapsamında koltuk sırtlık modelinin HYPERMESH™ modelleme programı kullanılarak Kabuk eleman (SHELL181) ataması yapılmıştır. SHELL181, ince-orta kalınlıkta kabuk yapılarının analizi için uygundur. Her düğümde altı serbestlik derecesine sahip dört düğüm bulunmaktadır: x, y ve z yönlerindeki çeviriler ve x, y ve z eksenleri etrafında dönüşümler olarak adlandırılmaktadır (Eğer membran seçeneği kullanılıyorsa, eleman sadece dönüşümsel serbestlik derecelerine sahiptir). Dejenere üçgen seçeneği sadece çözüm ağı üretiminde dolgu elemanı olarak kullanılmalıdır ve genellikle tavsiye edilmemektedir (Release 17.0 - © SAS IP, 2017).

SHELL181, lineer, büyük rotasyon ve/veya büyük gerilmeli doğrusal olmayan uygulamalarda kullanılmaktadır. Kabuk kalınlığındaki değişiklik doğrusal olmayan

analizlerde dikkate almaktadır. SHELL181, kompozit kabukların veya sandviç konstrüksiyonun modellenmesinde katmanlı uygulamalar için kullanılabilmektedir. Kompozit kabukların modellenmesindeki doğruluk, birinci mertebe kesme deformasyon teorisine (genellikle Mindlin-Reissner plak teorisi) tabi olmaktadır. SHELL181 elemana ilişkin görsel Şekil 6.3' de verilmektedir. Oluşturulan modelde genel anlamda 4 düğüm noktalı eleman kullanılmış olup modelin uygun olmadığı yerlerde 3 düğüm noktalı eleman kullanımına gidilmiştir. Şekil 6.4'de tasarımı yapılan CAD model için atanmış olan elemanlar gösterilmektedir. Şekil 6.5'de üçgen eleman atamalara ilişkin görsel ve ağ kalitesi, Şekil 6.6'da düğüm noktaları ve elemanların istatiksel bilgileri verilmektedir.

Şekil 6.7'de kompozit modelin ön yüzü karbon elyaf malzemeden olup profil kısımları için alüminyum alaşım malzeme ataması yapılmıştır. HYPERMESH™ programı kullanılarak ağ dağılımı oluşturulan model ANSYS® Workbench modülü kullanılarak analizleri koşulacaktır.



Şekil 6.3 : SHELL181 eleman.

Import Summary

TABLE 1—FE Model Summary

Description	Quantity
Total Nodes	14973
Total Elements	14964
Total Body Elements	14964
Total Contact Elements	0
Total Spot Weld Elements	0
Element Types	2
Coordinate Systems	0
Materials	0
Thicknesses	0
Layered Composites	0
Rod Properties	0
Bar Properties	0
Beam Properties	0
Curved Pipe Properties	0
Mass Properties	0
Spring Properties	0
Components	0
Contacts	0
Spot Welds	0
Constraint Equations	0
Constraints	0
Forces	0
Pressures	0

TABLE 2—Bodies Summary

Body Name	Nodes	Elements
frame2cmofset	14973	14964

a

Import Summary

TABLE 1—FE Model Summary

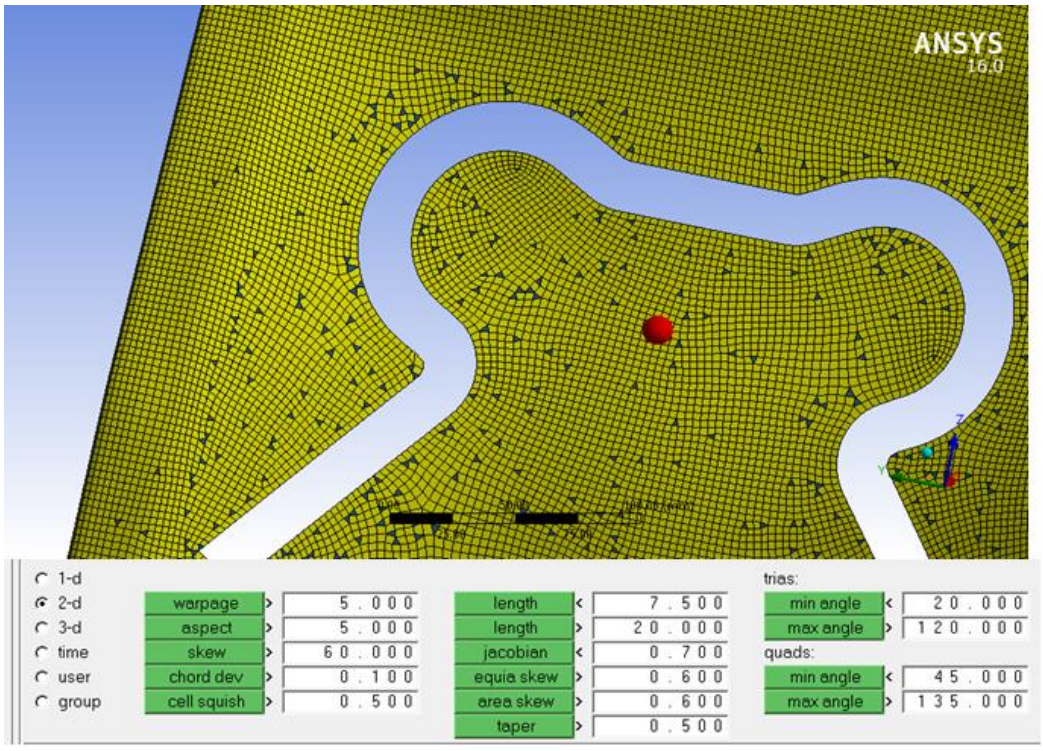
Description	Quantity
Total Nodes	44089
Total Elements	27268
Total Body Elements	27268
Total Contact Elements	0
Total Spot Weld Elements	0
Element Types	2
Coordinate Systems	0
Materials	0
Thicknesses	0
Layered Composites	0
Rod Properties	0
Bar Properties	0
Beam Properties	0
Curved Pipe Properties	0
Mass Properties	0
Spring Properties	0
Components	0
Contacts	0
Spot Welds	0
Constraint Equations	0
Constraints	0
Forces	0
Pressures	0

TABLE 2—Bodies Summary

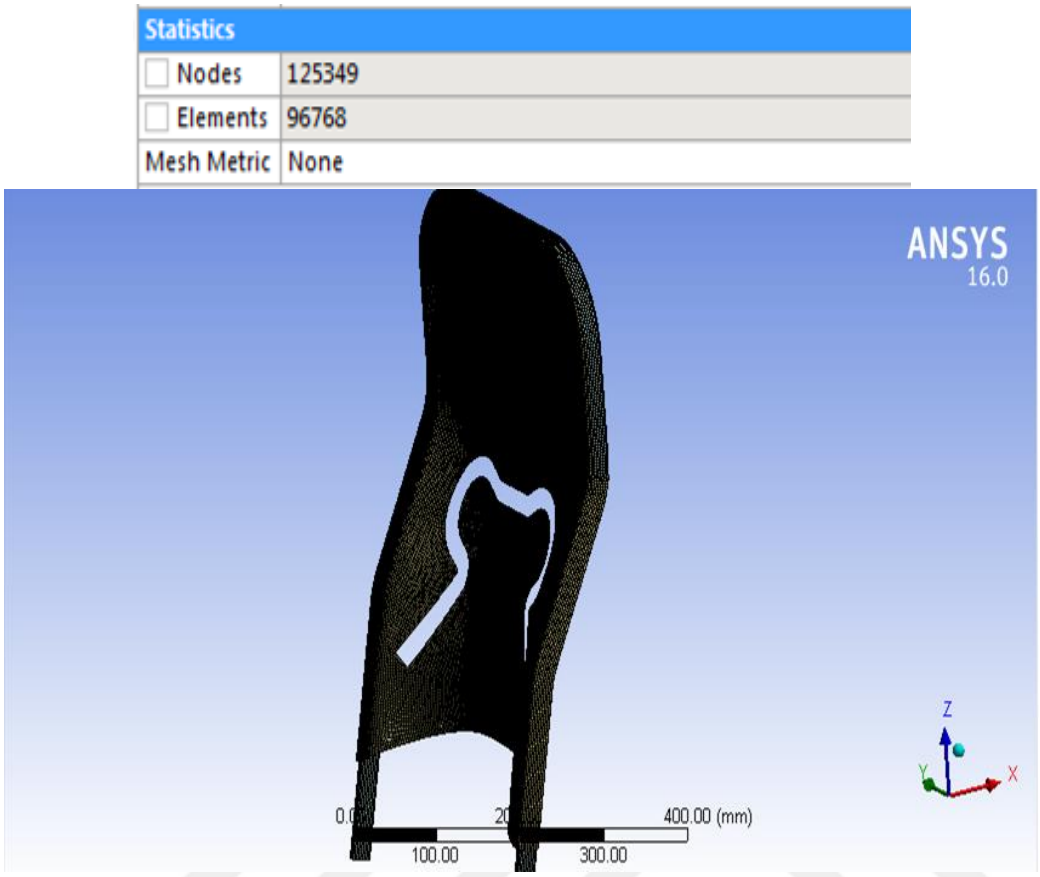
Body Name	Nodes	Elements
deneme2cmofset	44089	27268

b

Şekil 6.4 : Kompozit sırtlık modeli atanan elemanlar: (a) alüminyum profil, (b) kompozit orta kuşak

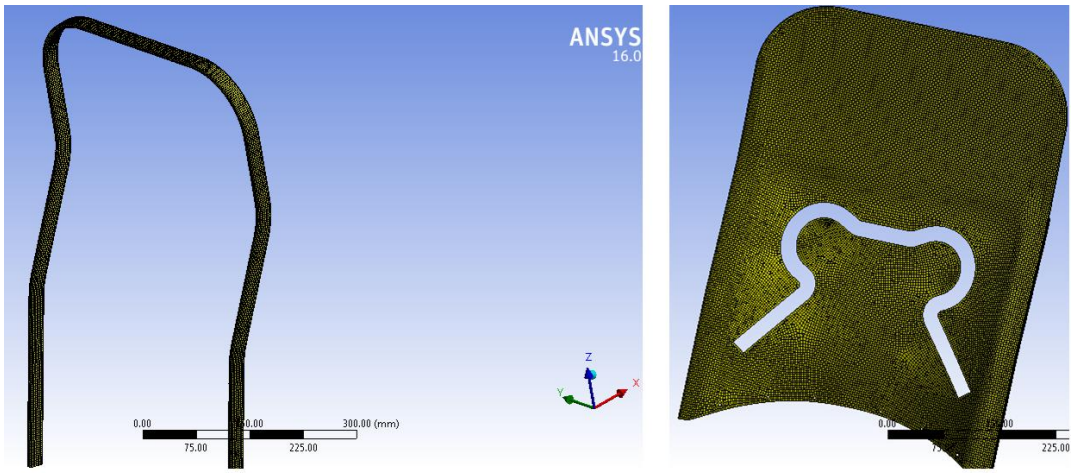


Şekil 6.5 : Koltuk sırtlık sistemi üçgen ve dörtgen elemanlar ve ağ kalitesi (koyu mavi renk üçgen elemanlar).



Şekil 6.6 : Kompozit sırtlık modeli eleman istatistikleri-ortası boş model.

İlk modelde profil kısım için 3 mm kalınlık verilerek 12 katmanlı kompozit model oluşturulmuştur. Gerçekleştirilen 12 katmanlı modelde istifleme (stacking sequence) 0°/90° ve 0°/45° olarak verilerek ilk analizlerin koşulması sağlanmıştır



a: Profil model b: Kompozit kuşak model

Şekil 6.7 : Analizi yapılacak olan kompozit-model alüminyum profil ve kompozit bölüm.

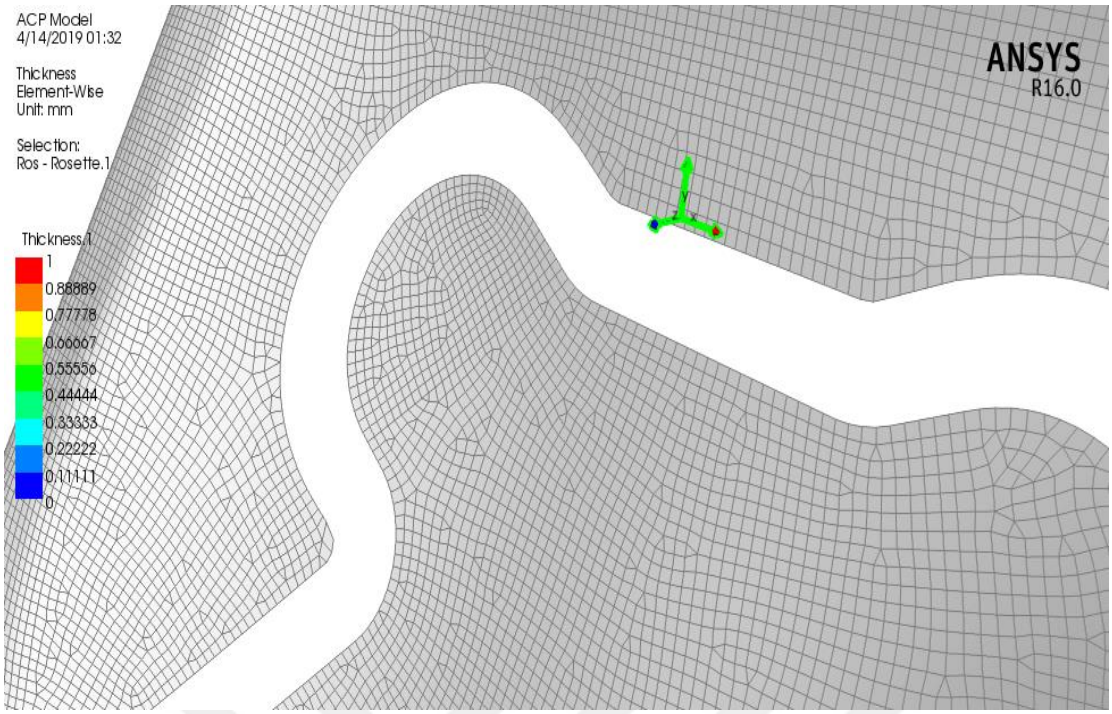
6.2 Koltuk Sırtlık Sistemi Kompozit Tasarım Modelleme Çalışmaları

Koltuk sırtlık sisteminin tasarlanması aşamasında en önemli kriter kompozit modelin olduğu kısımdır. Bu tasarım sırasında ANSYS® Workbench modülünde bulunan Kompozit Modelleme (ACP-Pre) aracı kullanılmıştır. Bu tasarım çalışmasında kompozit modelin dokuma yapısı tasarlanmaktadır. Burada malzeme ataması verilerek kalınlık belirlenmekte ve analiz modeli seçilmektedir.

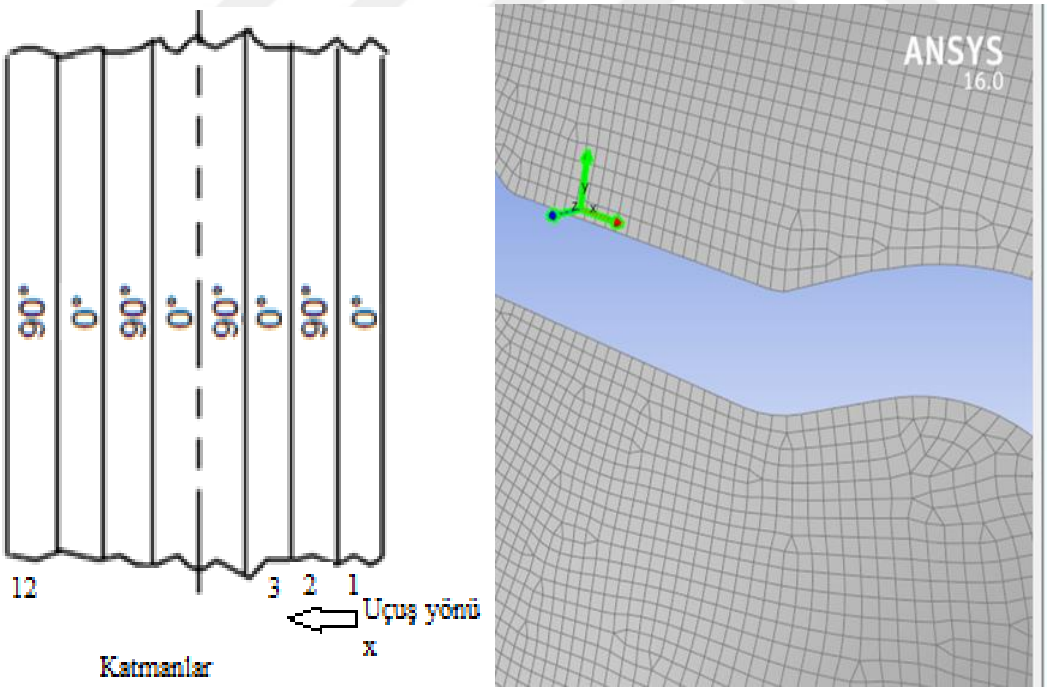
Modelin sonrasında rozet (Rosette) tipi seçilmektedir. Seçilen rozet tipinde kompozit modelin elyaf yönü ve katman yapısının yönü belirlenmektedir. Bu atama işlemi kompozit modelin tasarımını ve analizlerini direk etkilemekte olup gerçek anlamda imalat yapılacağında analizlerde uygulanan imalat yöntemi ya da kompozit tasarım yöntemi dikkate alınmalıdır. ANSYS modülü burada farklı tipte rozet ataması seçeneği sunabilmektedir(Paralel, radyal, silindirik vb.). Rozet atamasından sonra kompozit modelin oryantasyonu seçilmektedir. Böylece kompozit tasarımı yapılacak modelde elyaf yönü, katman yönü ve oryantasyon metodu seçilebilmektedir. Şekil 6.8' de rozet tanımlaması yapılan kompozit model verilmektedir. X ekseninde gösterilen kırmızı ok elyaf yönünü göstermektedir.

Global koordinat eksenine göre atanmış olan bu X yönü katman modelleme de elyafa verilecek ilk açıyı göstermektedir. Bu çalışmadaki ilk katman da elyaf yönü 0° olacağı için Global eksen de X yönünde elyaflar gösterilecektir. Şekil 6.9'da kompozit katmanın istif dizilimi verilmektedir. Koltuk sırtlığının ön yüzü uçuş yönü olup ilk katmanın yerleşimi buradan başlanarak Şekil 6.9'daki gibi istiflenmesi sağlanacaktır. Burada modellenecek katmanla ilgili; katman açısı, katman oryantasyonu ve katman sayısına karar verilmektedir. Tüm katman modelleri oluşturulduktan sonra katmanların hangi yönde oluşturulacağına dair (Section Cut) tanımlama yapılmaktadır. Şekil 6.10'de bu tanımlamaya ilişkin görsel verilmektedir. Şekil 6.11' de katman yapısına göre 1. katmanda (0°) elyaf yönü yeşil okla, katman yönü de kırmızı oklarla belirlenmektedir. 2. katmanda ise modellemeye göre (45° ya da 90°) göre oklar Z ekseni dönme ekseni olacak şekilde yeni bir oryantasyon almaktadır.

Tüm bu tanımlamalardan sonra kompozit modelin; malzemesine, kalınlığına, analiz tipine, elyaf ve katman yönüne, elyaf ve katman tipine, oryantasyonuna ve katman oluşturma metoduna, katman açısına ve katman kesitine karar verilmiştir.

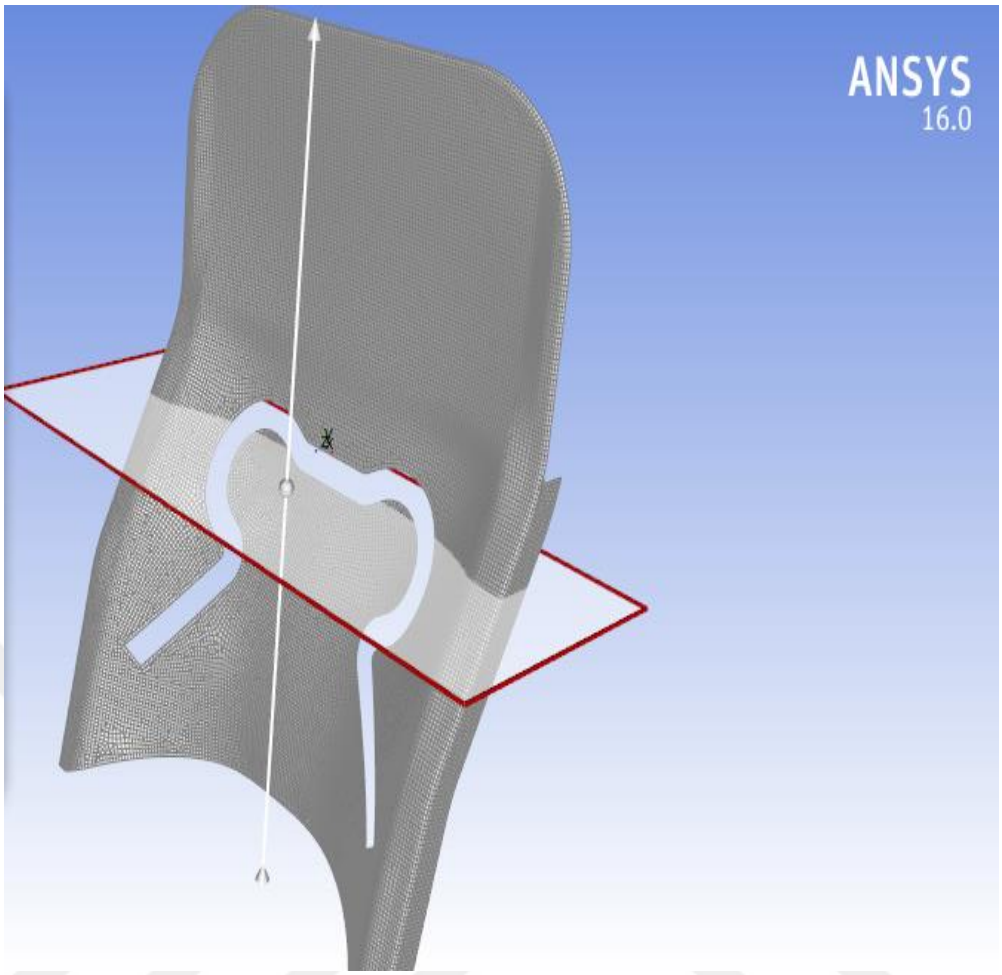


Şekil 6.8 : Kompozit model rozet tanımlaması (kırmızı ok elyaf, mavi ok katman yönü).

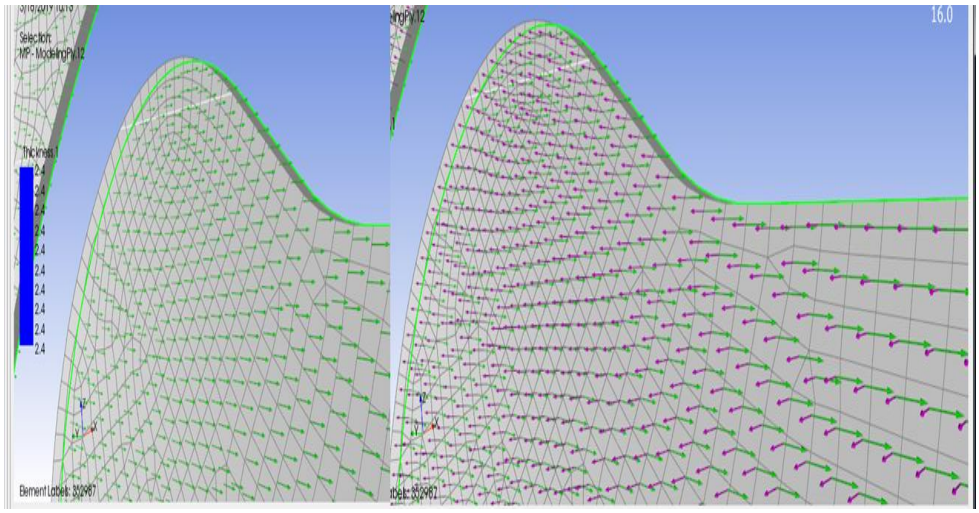


Şekil 6.9 : Kompozit model istif dizilimi.

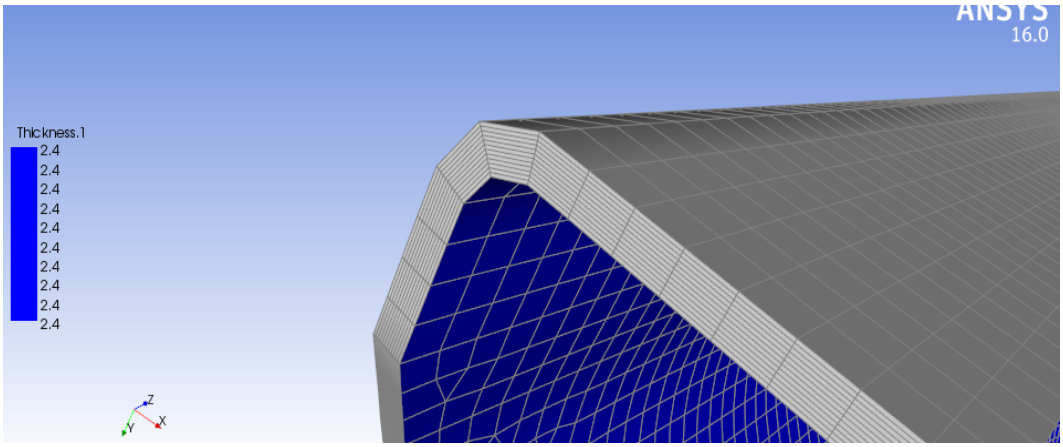
Bundan sonraki aşamada kabuk modelden katı model oluşturularak kompozit tasarım çalışması tamamlanmaktadır. Şekil 6.12'de 12 katmanlı bir kompozit modelin katmanları gösterilmektedir.



Şekil 6.10 : Katman kesiti belirleme (Section cut).



Şekil 6.11 : İlk katmanda elyaf yönü ve katman yönünün belirlenmesi(yeşil oklar elyaf yönü, mor oklar katman yönü)



Şekil 6.12 : Kompozit katman modelleme - 12 katman, 0,2 mm tabaka kalınlığı.

6.3 Koltuk Sırtlık Sistemi Sonlu Elemanlar Modeli ve Analiz Çalışmaları

Kompozit modeli tamamlanan orta kuşak bölüm ve alüminyum profil parçasının sonlu elemanlar analiz programı kullanılarak sınır şartları belirlenmiştir. İki farklı malzeme olmasından dolayı sonlu elemanlar analizinde kontak noktalarının tanımlanması gerekmemektedir. Yapılacak olan analiz çalışmalarında "BONDED" yapışık kontak tipi kullanılmıştır. Ek olarak Yüzey teması için program detaylar sunmaktadır. Bir kabuğun üstüne veya altına kontak atamanın yanı sıra, kabuğun kalınlığının etkisini de içeren kontroller sağlanabilmektedir. Buradaki kalınlık etkisinin dâhil edilmesi, kontak noktasında yüzeyler arası aralığın göz ardı edileceği ve yüzeyler temas halindeymiş gibi davranacakları anlamına gelmektedir (Release 17.0 - © SAS IP, 2017).

Malzeme özellikleri olarak kompozit sistemler için çekme test sonuçları ANSYS kütüphanesine girilerek kullanılmıştır. Alüminyum parça için malzeme modeli ANSYS kütüphanesinden hazır olarak kullanılmıştır. Şekil 6.13'de kompozit ve alüminyum alaşım için malzeme özellikleri verilmektedir. Kompozit kuponlarda sadece çekme testleri yapılmış olup X ve Y yönünde çekme dayanımları 0.50 GPa, Z yönündeki çekme dayanımları 0.25 GPa olarak hesaplanmıştır.

Properties of Outline Row 4: Aluminum Alloy

	A	B	C
1	Property	Value	Unit
2	Density	2770	kg m^-3
3	Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
6	Isotropic Elasticity		
16	Alternating Stress R-Ratio	Tabular	
20	Tensile Yield Strength	2.8E+08	Pa
21	Compressive Yield Strength	2.8E+08	Pa
22	Tensile Ultimate Strength	3.1E+08	Pa
23	Compressive Ultimate Strength	0	Pa
24	Isotropic Thermal Conductivity	Tabular	
27	Specific Heat	875	J kg^-1 C^-1
28	Isotropic Relative Permeability	1	
29	Isotropic Resistivity	Tabular	

a: Alüminyum alaşım malzeme özellikleri

1	Property	Value	Unit
2	Density	1500	kg m^-3
3	Orthotropic Elasticity		
4	Young's Modulus X direction	5,5E+10	Pa
5	Young's Modulus Y direction	5,5E+10	Pa
6	Young's Modulus Z direction	1,28E+10	Pa
7	Poisson's Ratio XY	0,03	
8	Poisson's Ratio YZ	0,31	
9	Poisson's Ratio XZ	0,31	
10	Shear Modulus XY	4,9492E+09	Pa
11	Shear Modulus YZ	2,8E+09	Pa
12	Shear Modulus XZ	2,8E+09	Pa

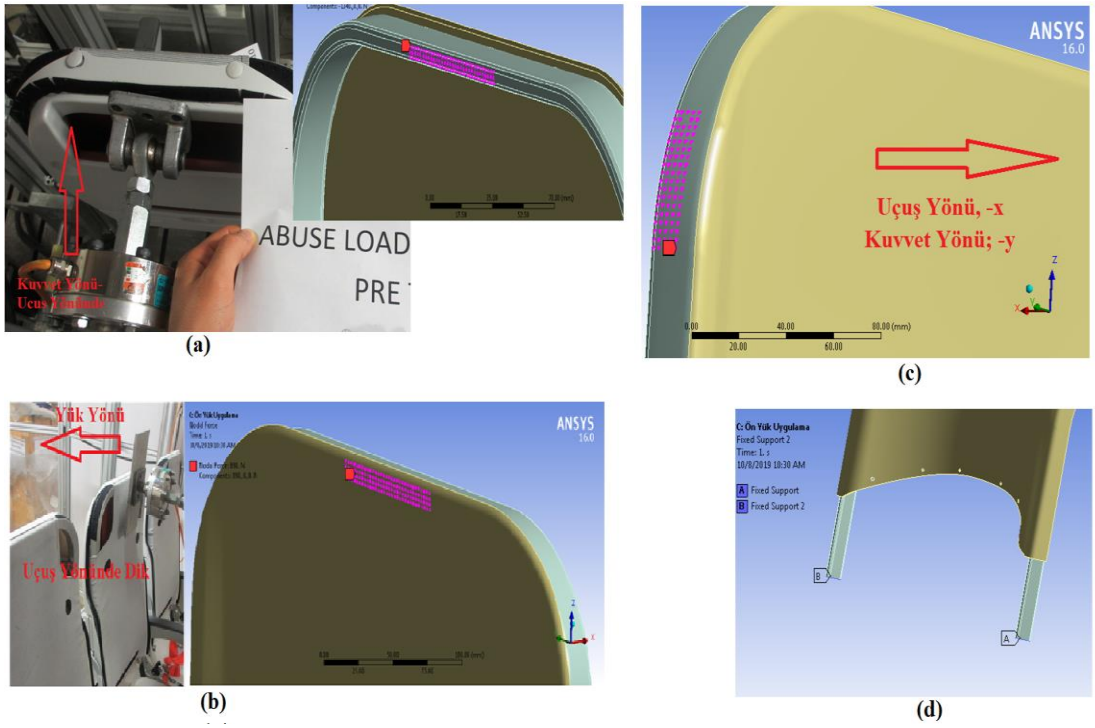
b: Karbon fiber kompozit malzeme özellikleri

Şekil 6.13 : Alüminyum alaşım ve karbon elyaf kompozit malzeme özellikleri.

Yükleme şartları için çizelge 4.3'de verilen ve havacılık otoritelerinin belirlemiş olduğu yük şartları uygulanacaktır. Koltuk sırtlık sisteminin platforma bağlantı yerleri modellenerek buraya uygun sınır şartları verilmiştir. Sınır şartlarına ilişkin görsel Şekil 6.14'de verilmektedir. Sırtlık sisteminin platforma bağlandığı her iki kolda da sabit destek (fixed support) bulunmaktadır. Sırtlık sisteminin önden, arkadan ve yandan farklı yük durumlarıyla yüklenmesi sağlanacaktır.

İlk olarak 12 katmanlı kompozit modelin 0°/90° ve 0°/45° oryantasyonun farklarının incelenmesi adına analizler koşulmuştur. Sonuçların yakın çıkmasından dolayı imalat aşamalarının kolaylaştırılması düşünülerek 0°/90° model üzerinde parametrik modelleme çalışmalarına devam edilmesi kararlaştırılmıştır.

Bu kapsamda 12 katmanlı 0,20 mm kalınlığa sahip kompozit orta kuşak ile 3 mm kalınlığa sahip alüminyum alaşım profilin ilk olarak önden yük uygulanmasına ilişkin analiz çalışmaları yapılmıştır. Yapılan analizlerde önden 1340N-890N, arkadan 1340N-890N ve yandan 1340N ve 890N yükler uygulanarak modelin geçme/kalma kriteri için toplam yer değiştirmeler incelenecek ek olarak da malzeme özelinde herhangi yapısal bozulma olup olmadığı değerlendirilecektir.



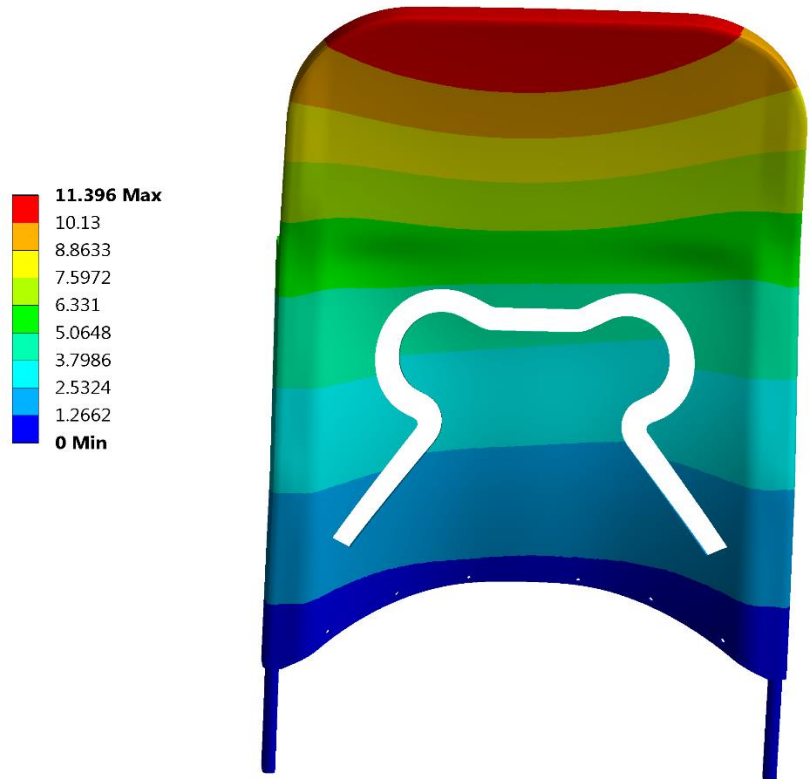
Şekil 6.14 : Yükleme örnekleri ve sınır şartları.

Yapılan analizler sonucu yüklemenin yapıldığı yüzeyde bulunan kompozit tabaka üzerinde en fazla gerilme oluşmaktadır. Ön yükleme, arka yükleme ve yan yüklemeye ilişkin parametrik modelleme sonuçları aşağıda çizelge 6.1, çizelge 6.2 ve çizelge 6.3'de verilmiştir. Farklı katman yapılarında ve kalınlıklarda analizler yapılmıştır, koyu punto rengi ile belirtilen değeler standardın belirlediği maksimum gerilmenin aşıldığı ve yapısal bozulmanın olduğunu ifade etmektedir. Analiz çalışmalarında yapılan değerlendirmeler;

-Yük üst limit 1340N ve yük alt limit 890N değerlerinde Von Mises gerilmesine göre alüminyum profil gerilme dağılımı incelenmiştir.

- Yük üst limit 1340N ve yük alt limit 890N değerlerinde maksimum yer değiştirme durumları incelenmiştir.

Şekil 6.15'de 1340 Newton önden yüklemeli model toplam yer değiştirme miktarı verilmiştir. Bu modelde 2.25 mm alüminyum profil kalınlığı kullanılmış ve kompozit plak 10 katmanlı modellenmiştir.



Şekil 6.15 : 1340 Newton önden yüklemeli model toplam yer değiştirme (2.25 mm alüminyum profil kalınlığı ve10 katmanlı elyaf).

Çizelge 6.1 : Parametrik modelleme sonuçları- ön yükleme.

Parametrik model	Profil kalınlığı (mm)	Uygulanan yük (N)	Toplam yer değiştirme (mm)	Profil- Von Mises kriteri (MPa)	Katman sayısı
DP0	3	890	6,50	95,35	12 Katman
DP1	3	1340	9,78	143,57	
DP3	2,5	890	6,98	63,25	
DP4	2,5	1340	10,50	95,23	
DP5	2	890	**8,17**	127,52	**8 Katman**
DP6	2	1340	12,3	191,99	
DP7	2	890	7,85	126,61	10 Katman
DP8	2	1340	11,82	190,62	
DP9	1,75	890	**8,20**	136,66	**12 katman**
DP10	1,75	1340	12,35	205,76	
DP11	2	890	7,59	125,63	12 katman
DP12	2	1340	11,43	189,15	

Çizelge 6.1 (devam) : Parametrik modelleme sonuçları- ön yükleme.

Parametrik model	Profil kalınlığı (mm)	Uygulanan yük (N)	Toplam yer değiştirme (mm)	Profil- Von Mises kriteri (MPa)	Katman sayısı
DP13	2,25	890	7,32	116,26	12 katman
DP14	2,25	1340	11,02	175,04	
DP15	2,25	890	7,57	117,06	10 katman
DP16	2,25	1340	11,40	176,24	
DP17	2,5	890	7,25	110,65	10 katman
DP18	2,5	1340	10,91	166,59	

Çizelge 6.2 : Parametrik modelleme sonuçları- yan yükleme.

Parametrik model	Profil kalınlığı (mm)	Uygulanan yük (N)	Toplam yer değiştirme (mm)	Profil- Von Mises kriteri (MPa)	Katman sayısı
DP0	3	890	2,20	86,41	12 Katman
DP1	3	1340	3,31	130,10	
DP2	2,5	890	2,30	98,53	
DP3	2,5	1340	3,46	148,35	
DP4	2,25	890	2,36	67,30	
DP5	2,25	1340	3,56	101,32	

Çizelge 6.3 : Parametrik modelleme sonuçları- arka yükleme.

Parametrik model	Profil kalınlığı (mm)	Uygulanan yük (N)	Toplam yer değiştirme (mm)	Profil- Von Mises kriteri (MPa)	Katman sayısı
DP0	3	890	6,50	94,80	12 katman
DP1	3	1340	9,79	142,73	
DP2	2,5	890	7,00	108,89	10 katman
DP3	2,5	1340	10,53	163,94	
DP4	2,25	890	7,33	115,81	12 katman
DP5	2,25	1340	11,04	174,36	

6.4 Koltuk Sırtlık Sistemi Kompozit Model Hasar Analizleri

Yapılan literatür araştırmalarına göre kompozit malzeme hasar kriterinden yaygın olarak kullanılan Hashin ve Puck teorilerinin en düşük hataya sahip olduğu gözlenmiştir (Koh ve Madsenb, 2018). Çalışma kapsamında karbon elyaf takviyeli orta kuşak bölmesi için hasarın her bir katmanda incelenmesi ve belirtilen yükler altında kırılma durumlarının değerlendirilmesi amaçlanmıştır. Bu sebeple kompozit hasar analizi modelleri için Puck yaklaşımı kullanılmıştır. Teorinin temellerinde elyaflar arası kırılma kriterleri Coulomb/Mohr tipi olarak çalışılmıştır (Puck A, 2013). Bu yaklaşıma göre elyaf-paralel kırılma düzleminin eğimi (kırılma açısı) ilk analiz aşamasında belirlenmeli, sonrasında öngörülen kırık düzlemine etkileyen kırılma gerilmeleri belirlenmelidir. Bu hasar kriteri ilk ortaya atıldığı andan itibaren günümüze kadar geliştirilmiş ve son halini almıştır. Kriter 1969 yılında Puck ve Schneider tarafından çalışılmış ve Hashin kriterlerinden faydalanılarak 1992 ve 1996 yıllarından tekrardan geliştirilmiştir. Bu hasar modeli polimer matrisli kompozitlerin kırılgan yapıda olduğunu kabul etmiştir. Bu yaklaşıma göre kırılma analiz hesaplamalarında aşağıda verilen formüller kullanılmaktadır. Elyaf yönünde çekme hasarı için denklem 6.1 ve basma hasarı için denklem 6.2 kullanılmaktadır.

$$\frac{1}{\varepsilon_{1T}}\left(\varepsilon_1 + \frac{\upsilon_{f12}}{E_{f1}} m_{\sigma f}\sigma_2\right) = 1 \tag{6.1}$$

$$\frac{1}{\varepsilon_{1C}}\left|\left(\varepsilon_1 + \frac{\upsilon_{f12}}{E_{f1}} m_{\sigma f}\sigma_2\right)\right| = 1 - (10_{\gamma 12})^2 \tag{6.2}$$

Burada belirtilen ε_{1T} ve ε_{1C} çekme ve basma için nihai gerinimleri ifade etmektedir. ε_1 mevcut gerinimi, γ_{12} kesme gerinimini, ifade etmekte olup bu değer tek yönlü lamina tabakalarda sıfırdır. υ_{f12} parametresi elyaf için Poison oranını, $m_{\sigma f}$ ise enine kesitte ortalama gerilme dinamik yük faktörünü ifade etmekte olup bu değer tek yönlü lamina tabakalarda "1" dir. Puck yaklaşımında elyaflar incelenirken maksimum gerinim kriterlerinden destek almakta ve deneysel çalışmalar bu kriteri destekler niteliktedir. Matris hasarını 3 mod altında incelemektedir. Matris moduna göre aşağıdaki verilen denklem 6.3, 6.4 ve 6.5 formülleri kullanılmaktadır.

Mod -A Matris çekme;

$$\sqrt{\left(\frac{\sigma_{12}}{S_{21}}\right)^2 + \left(1 - p^+_{\perp\parallel}\frac{S_{2T}}{S_{21}}\right)^2\left(\frac{\sigma_2}{S_{2T}}\right)^2} + p^+_{\perp\parallel}\frac{\sigma_2}{S_{21}} = 1 - \left|\frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}}\right| \tag{6.3}$$

Mod-B Matris basma;

$$\frac{1}{S_{21}}\left(\sqrt{\sigma_{21}^2 + (p_{\perp\parallel}^{-} \cdot \sigma_2)^2} + p_{\perp\parallel}^{-}\sigma_2\right) = 1 - \left|\frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}}\right| \quad (6.4)$$

Mod-C Matris basma;

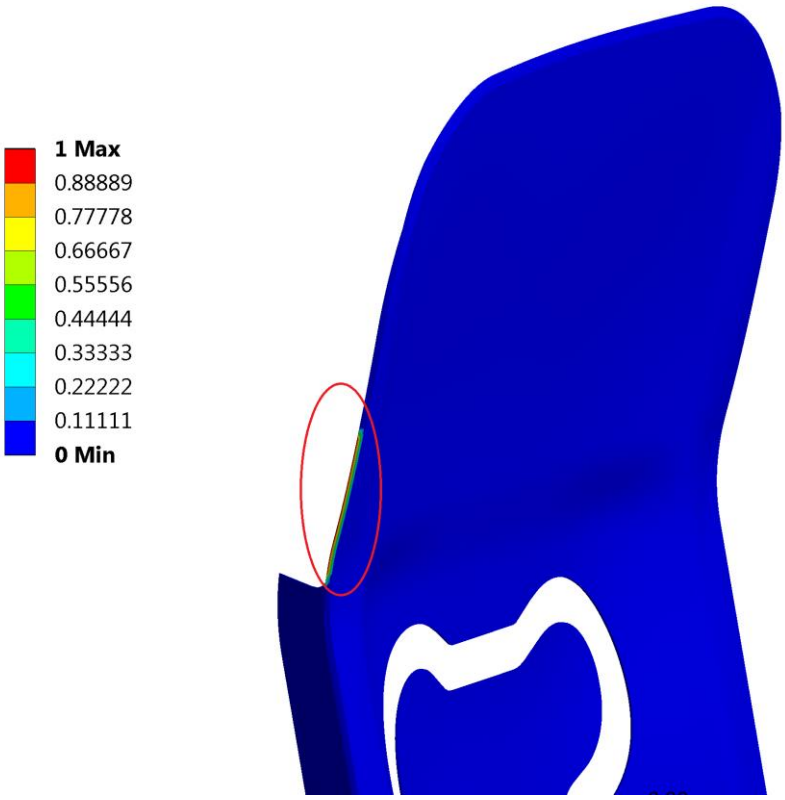
$$\left\{\left(\frac{\sigma_{21}}{2\,(1+P_{\perp\perp}^{-})S_{21}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{S_{2C}}\right)^2\right\}\frac{S_{2C}}{-\sigma_2} = 1 - \left|\frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}}\right| \quad (6.5)$$

Burada belirtilen $p_{\perp\parallel}^{-}$, σ_1< = 0 olduğunda yapısal başarısızlık eğrisinin eğimini (σ_{12} ve σ_1)ifade etmektedir. $p_{\perp\parallel}^{+}$ ise, σ_1> 0 olduğunda yapısal başarısızlık eğrisinin eğimini (σ_{12} ve σ_1)ifade etmektedir ve $p_{\perp\perp}^{-}$ise, σ_1< = 0 olduğunda yapısal başarısızlık eğrisinin eğimini (σ_{21} ve σ_1)ifade etmektedir. σ_{1D} İfadesi de gerilme değerinin lineer azalması için kullanılmaktadır (Koh ve Madsenb, 2018).

Çalışma kapsamında modellenen kompozit orta kuşak bölmesi ve alüminyum profil parça için regülasyonların belirlemiş olduğu yük limitleri uygulanmış ve toplam yer değiştirme limitleriyle birlikte alüminyum profilin Von Mises gerilme değerleri incelenmiştir. Bu değerlendirme sonucu ön yüklemelerde modelin daha kritik olduğu belirlenmiş bundan dolayı kompozit hasar analizlerinin ön yükleme özelinde incelenmesi kararlaştırılmıştır. Bu kapsamda orta kuşak bölmesi için minimum ağırlığın 12 katman ve 10 katmanlı modelleri için uygulanmasına karar verilmiştir. 12 katman 2 mm profil kalınlığı ve 10 katman 2 mm profil et kalınlığı ön yüklemede toplam yer değiştirme ve alüminyum profil gerilme değeri için güvenli bölgede kaldığı gözlenmiştir. Belirlenen modeller optimum modeller (çizelge 6.2) olup bu durumun kompozit hasarı için incelenmesi ve analiz edilmesi gerekmiştir. Kompozit modelin hasarı için hasar modlarının incelenmesini sağlayacak olan Puck yaklaşımı kullanılmıştır. Şekil 6.16'da 10 katman 890N ön yükleme için hasar limitlerinin aşıldığı gözlenmiştir. Şekil 6.17'de elyaf çekme (1.katman), şekil 6.18'de matris basma (2. katman) ve şekil 6.19'da matris basma (10. katman) hasar analiz sonuçları verilmektedir. Şekil 6.20'de 1340 N ön yükleme için matris çekme (10.katman) hasar durumu verilmektedir.

Yapılan analiz çalışmaları sonucu 10 katmanlı modelde 890N ön yük uygulamalarında elyaf yönünde çekme ve basma kriterlerine göre hasar oluşmamaktadır. Matris yönünde çekme kriterine göre hasar oluşmazken, basma yönünde ilk hasarların

oluştuğu gözlenmiştir. Uygulanan kuvvet elyaf yönüne dik olmadığı için elyaflarda bir hasar oluşturmamakta fakat matris yapısında dışta kalan tabakalara basma kaynaklı ilk ayrılma hasarları oluşturmaktadır.

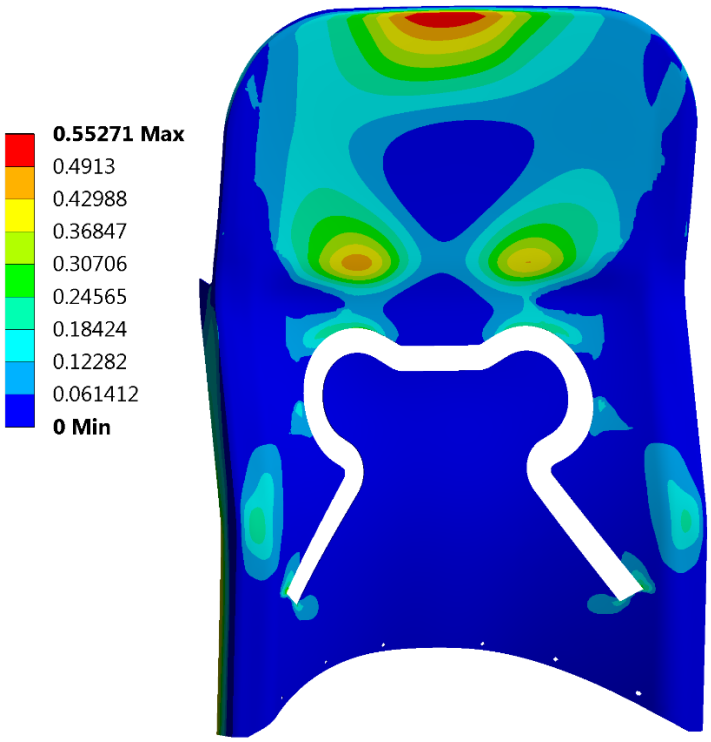


Şekil 6.16 : 10 katman kompozit model hasar analizi-890N ön yük

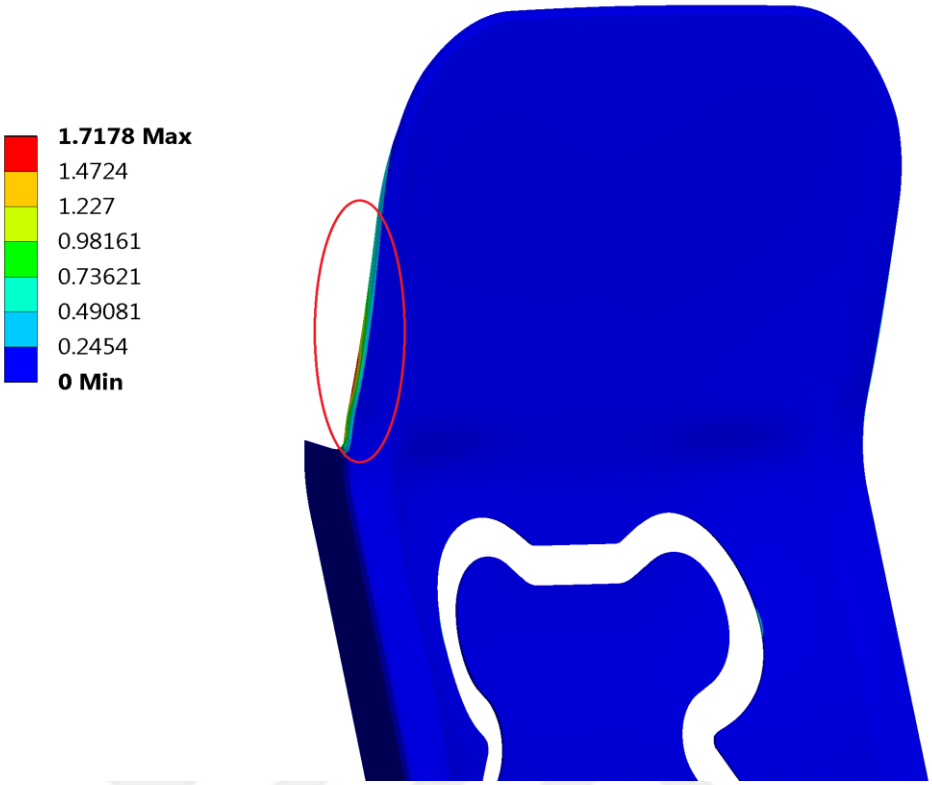
1340N ön yük uygulamada da maksimum yer değiştirme limitleri içinde kalsa da matris tabakada hasar oluşmaktadır. Bu sebeple 12 katmanlı bir yapının analiz edilmesine karar verilmiştir. 10 katmanlı kompozit için elde edilen çekme-basma altında hasar değerleri her bir katman için çizelge 6.4'de verilmektedir.

12 katmanlı model için hasar analizleri incelenmiş ve kritik olan tabakalarda hasar olmadığı gözlenmiştir. Şekil 6.21 de 12. katman için matris basma 1340 N yükte ve 6.22'de 2. katman için matris basma hasar analiz sonuçları 890 N yük altında verilmiştir. Şekil 6.23'de 890N için modelin hasar analiz sonucu verilmiştir. 12 katmanlı kompozit için elde edilen çekme-basma değerleri her bir katman için çizelge 6.5' de verilmektedir.

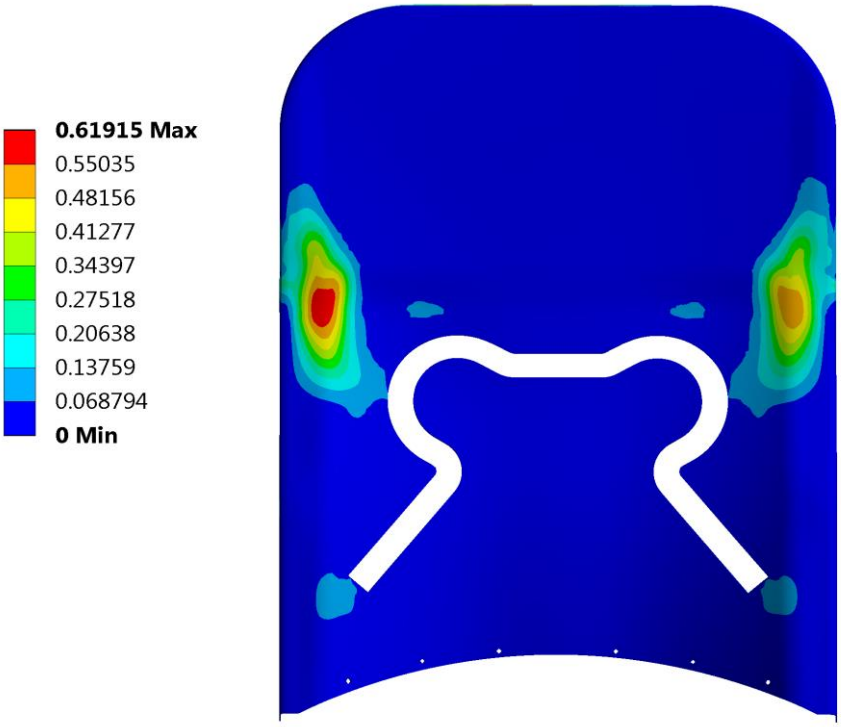
Şekil 6.17 : 10 Katman kompozit model 1. katman elyaf çekme hasar kriteri-890N ön yük.



Şekil 6.18 : 10 Katman kompozit model 2. katman matris basma hasar kriteri-890N ön yük.



Şekil 6.19 : 10 Katman kompozit model 10. katman matris basma hasar kriteri-890N ön yük.

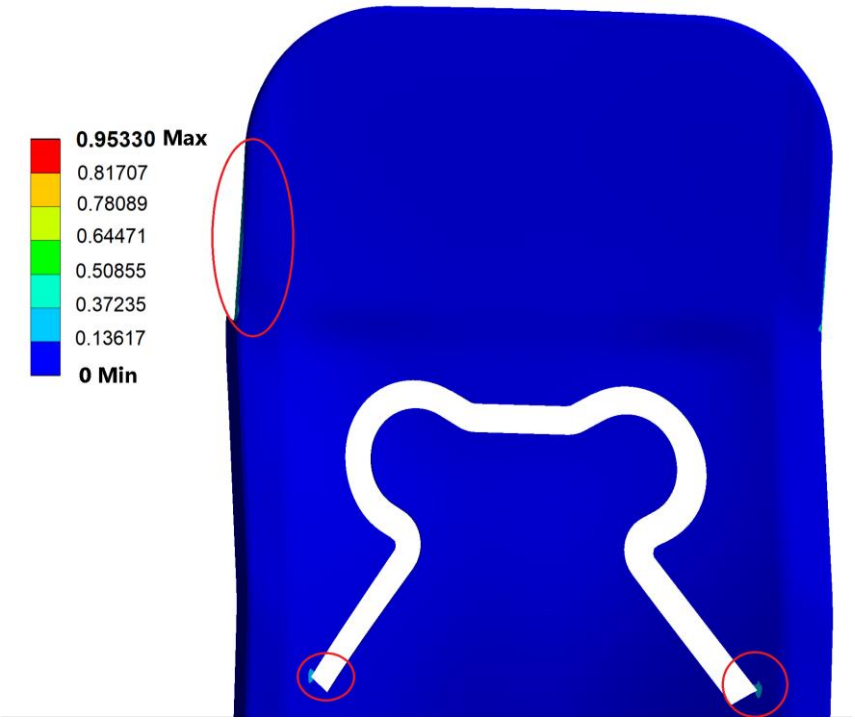


Şekil 6.20 : 10 katman kompozit model 10. katman matris çekme hasar kriteri-1340N ön yük.

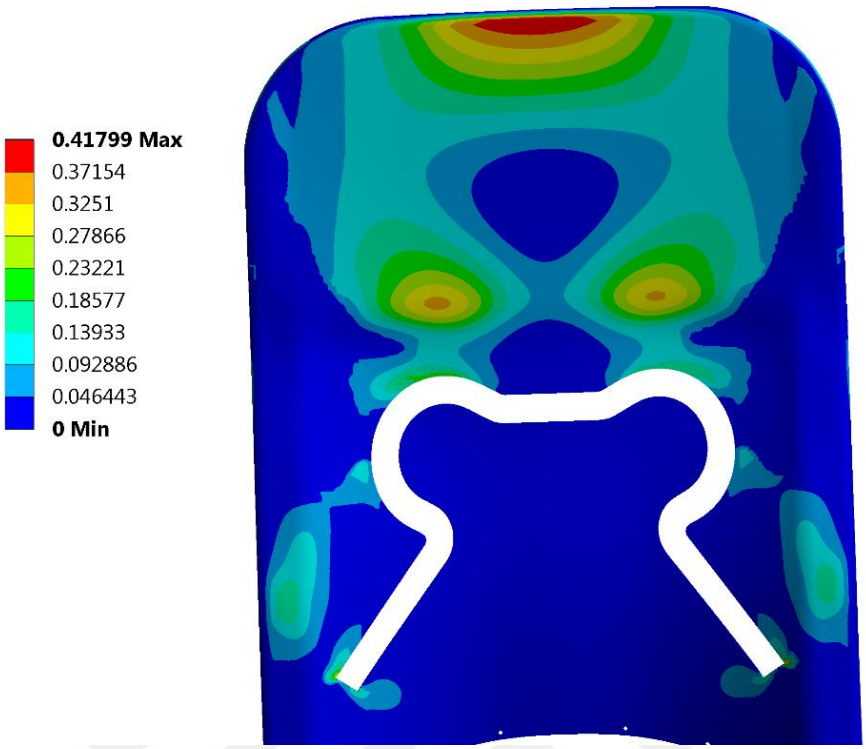
Çizelge 6.4 : 10 katmanlı ortası boş model kompozit için hasar analiz sonuçları.

Ön yükleme hasar modu-890N	**10 Katman İçi Boş Model**									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Hasar durumu	**Hasar > 1; Hasar durumu var**									
Elyaf çekme	0,17	0,05	0,16	0,06	0,15	0,07	0,15	0,08	0,15	0,10
Elyaf basma	0,12	0,04	0,11	0,05	0,11	0,05	0,10	0,06	0,10	0,06
Matris çekme	0,82	0,8	0,86	0,81	0,76	0,71	0,62	0,55	0,53	0,49
Matris basma	0,41	0,55	0,63	0,83	0,88	0,93	**0,99**	**1,25**	**1,34**	**1,7**

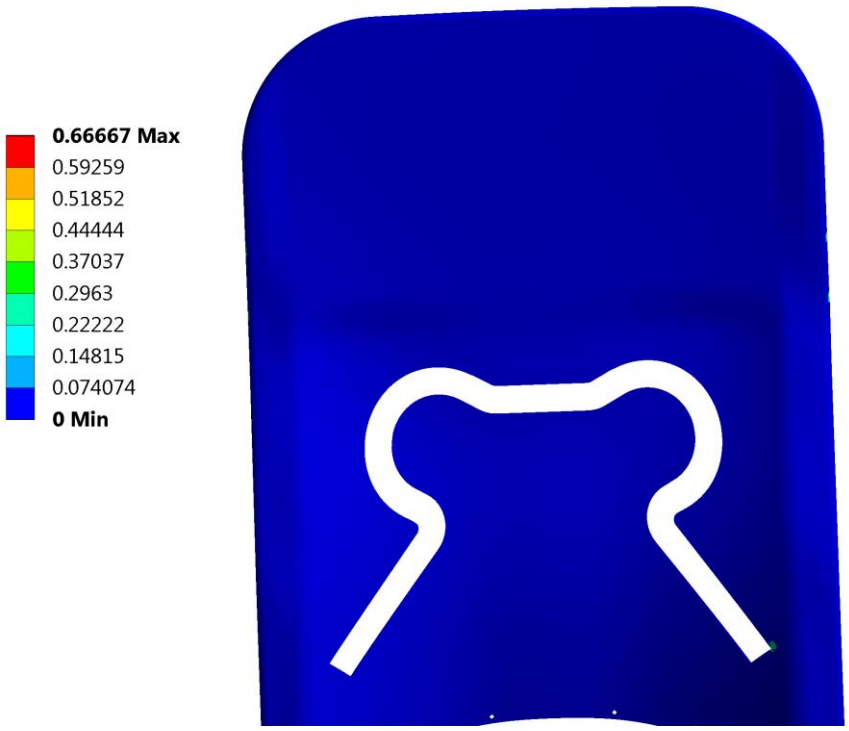
Ön yükleme hasar modu-1340N	**10 Katman İçi Boş Model**									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Hasar durumu	**Hasar > 1; Hasar durumu var**									
Elyaf çekme	0,43	0,1	0,41	0,14	0,41	0,19	0,39	0,23	0,35	0,23
Elyaf basma	0,42	0,1	0,41	0,13	0,38	0,19	0,37	0,21	0,35	0,25
Matris çekme	0,98	0,96	0,95	0,88	0,87	0,83	0,79	0,77	0,72	0,62
Matris basma	0,99	0,95	0,98	1,21	1,38	1,43	1,44	1,51	1,54	**1,9**



Şekil 6.21 : 12 Katman kompozit model 12. katman matris basma hasar kriteri-1340N ön yük.



Şekil 6.22 : 12 Katman kompozit model 2. katman matris basma hasar kriteri-890N ön yük.



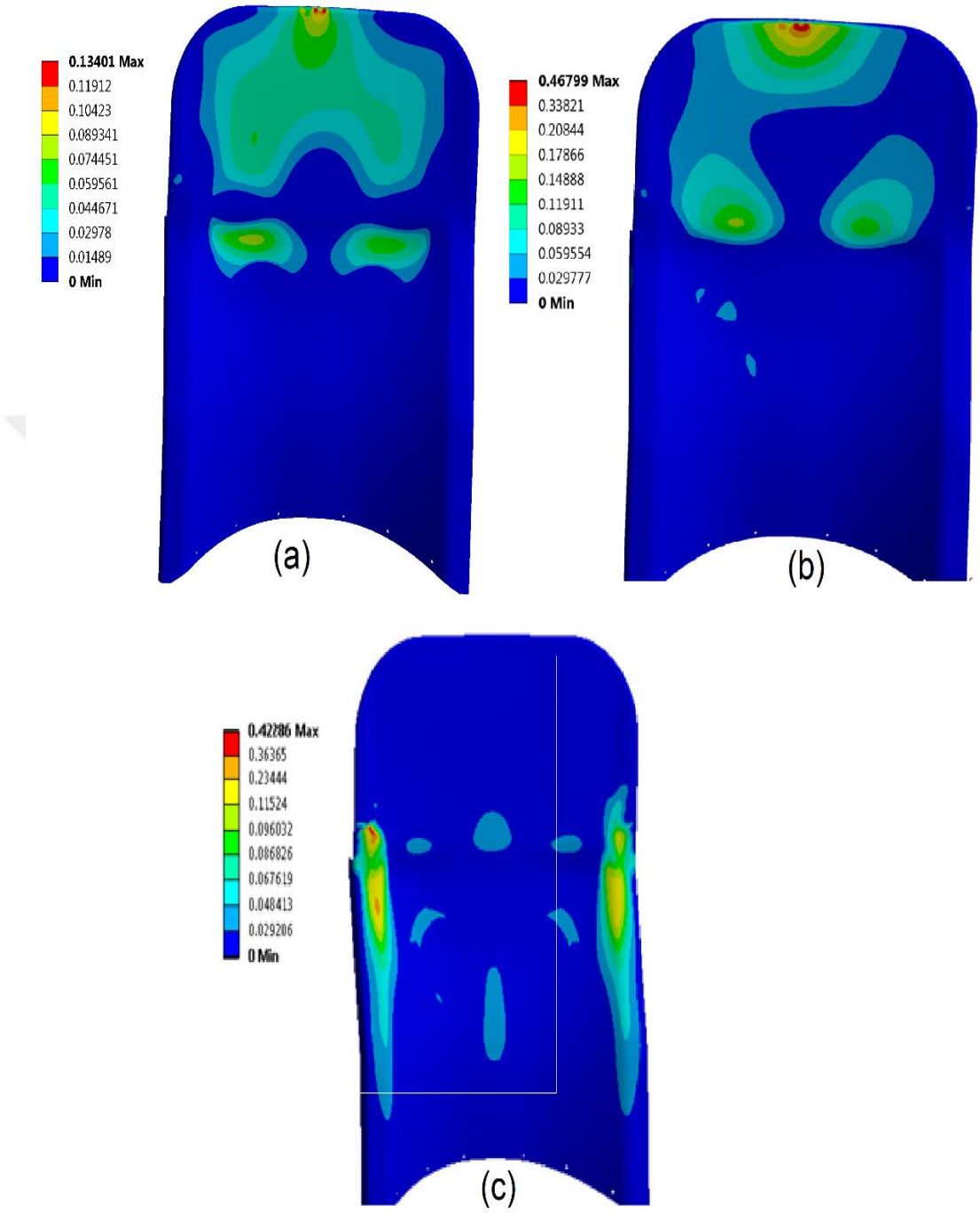
Şekil 6.23 : 12 katman kompozit model hasar analizi-890N ön yük.

Çizelge 6.5 : 12 katmanlı ortası boş kompozit model için hasar analiz sonuçları.

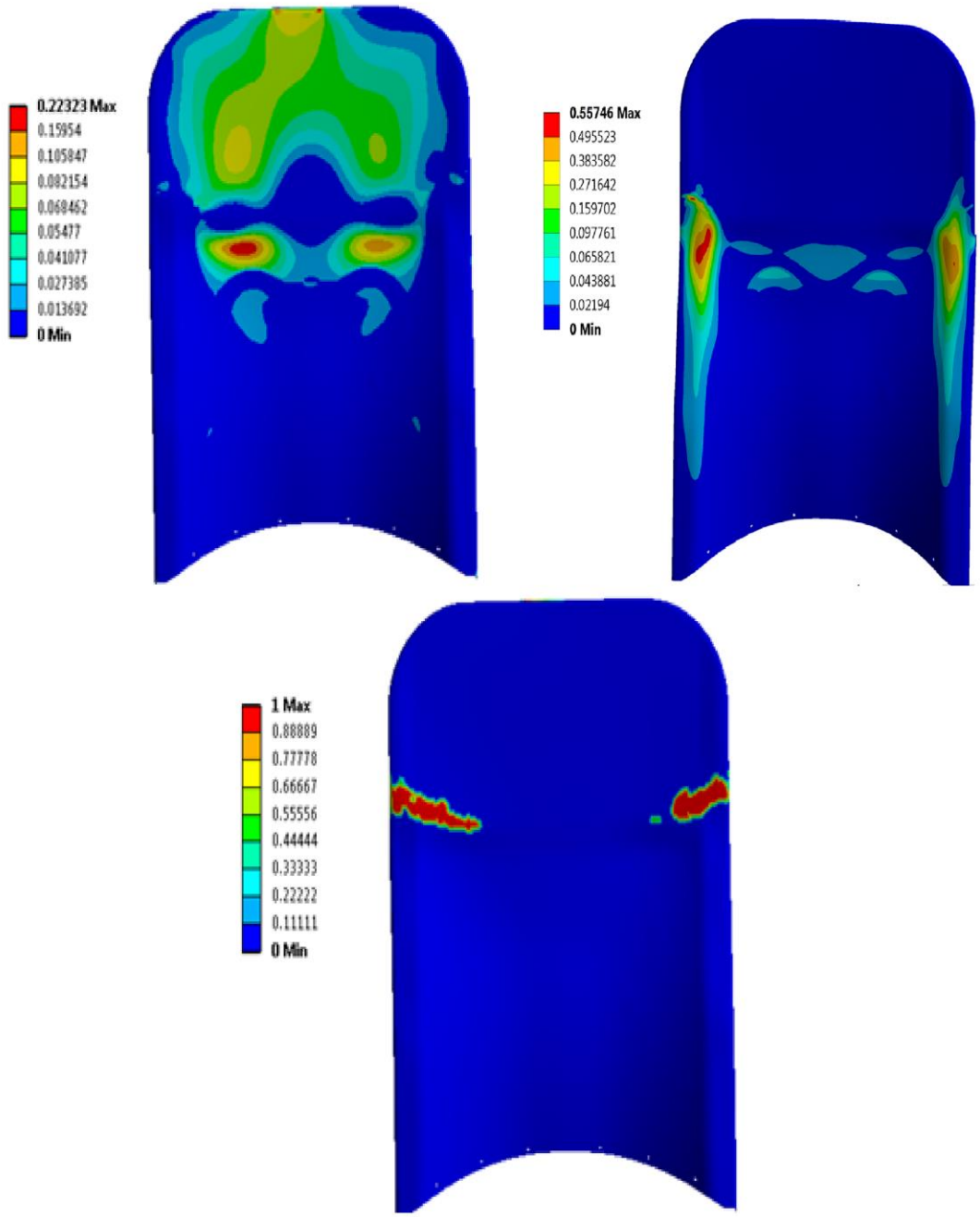
Ön yükleme hasar modu-890N	**12 Katman İçi Boş Model**											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Hasar durumu	Hasar: 0,67; Hasar durumu yok											
Elyaf çekme	0,15	0,04	0,15	0,04	0,13	0,05	0,12	0,06	0,11	0,06	0,11	0,06
Elyaf basma	0,1	0,02	0,09	0,02	0,09	0,03	0,08	0,04	0,09	0,04	0,07	0,04
Matris çekme	0,68	0,73	0,66	0,71	0,65	0,71	0,65	0,68	0,63	0,50	0,55	0,44
Matris basma	0,4	0,42	0,45	0,51	0,54	0,55	0,65	0,65	0,82	0,86	0,77	0,85
Ön yükleme hasar modu-1340N	**12 Katman İçi Boş Model**											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Hasar durumu	Hasar: 0,89; Hasar durumu yok											
Elyaf çekme	0,38	0,1	0,37	0,11	0,32	0,13	0,31	0,14	0,34	0,15	0,33	0,17
Elyaf basma	0,41	0,1	0,36	0,10	0,35	0,12	0,36	0,13	0,32	0,15	0,31	0,17
Matris çekme	0,88	0,85	0,87	0,82	0,82	0,75	0,76	0,71	0,63	0,62	0,56	0,55
Matris basma	0,83	0,85	0,85	0,84	0,84	0,87	0,88	0,88	0,92	0,9	0,91	0,95

Yapılan analiz çalışmaları sonrası hafifletme için ortası boşaltılmış kompozit modelin ortasının doldurularak 10 katmanlı modelde kompozit hasar analizlerinin yapılması planlanmıştır. Şekil 6.24'de ortası dolu modelin 890 N yük altında 1. katman elyaf çekme, 2. katman matris basma ve 10. katman matris çekme hasar analizi verilmektedir. Şekil 6.24 1340 N yük altında 1. katman elyaf çekme, 10. katman matris matris çekme ve hasar analiziyle ilgili görsel verilmektedir. Ortası dolu modeli boş modelle kıyasladığımızda elyaf hasarlarında çekme-basma %5 ila %10 arasında iyileşme göstermiştir. Matris hasarlarında çekme-basma %10 ila %25'e kadar civarlarında iyileşme sağlandığı gözlenmiştir. Çizelge 6.6'da ortası dolu modelin hasar analiziyle ilgili sonuçlar paylaşılmıştır. Ortası dolu modelin boş modele göre hasar ilerleme durumunda iyileşme sağlanmasına rağmen hasar modlarına baktığımız tasarımın minimum 12 katmanlı model olabileceği kararlaştırılmıştır. Ağırlık konusunda orta kuşak bölgesi boşaltılmış olup bu durumunun yapıyı zayıflattığı görülmüştür. Ek olarak imalatta ek işlem süreleri ve maliyetler getirebilme durumu

vardır. Bu kapsamda ortası dolu model ile ortası boş 12 katmanlı model için maliyet analizlerinin imalat ve havayolu şirketleri açısından değerlendirilmesi gerekmektedir.



Şekil 6.24 : 890 N yük altında 10 katmanlı dolu model hasar analizi- (a): 1.katman elyaf çekme, (b): 2. katman matris basma, (c): 10. katman matris çekme.



Şekil 6.25 : 1340 N yük altında 10 katmanlı dolu model hasar analizi- (a): 1.katman elyaf çekme, (b): 10. katman matris çekme, (c): Puck hasar analizi.

Çizelge 6.6 : 10 katmanlı ortası dolu model kompozit hasar analizleri.

Ön yükleme hasar modu-890N	**10 Katman İçi Dolu Model**									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Hasar durumu	**Hasar > 1; Hasar durumu var**									
Elyaf çekme	0,13	0,04	0,12	0,05	0,11	0,05	0,09	0,07	0,09	0,08
Elyaf basma	0,11	0,04	0,11	0,04	0,10	0,05	0,09	0,06	0,09	0,05
Matris çekme	0,75	0,8	0,72	0,81	0,70	0,71	0,68	0,54	0,66	0,43
Matris basma	0,4	0,47	0,48	0,83	0,83	0,93	0,95	**1,25**	**1,21**	**1,5**
Ön yükleme hasar modu-1340N	**10 Katman İçi Dolu Model**									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Hasar durumu	**Hasar > 1; Hasar durumu var**									
Elyaf çekme	0,22	0,1	0,42	0,13	0,41	0,17	0,39	0,21	0,36	0,20
Elyaf basma	0,4	0,1	0,38	0,11	0,37	0,17	0,35	0,18	0,32	0,21
Matris çekme	0,96	0,95	0,94	0,87	0,86	0,82	0,77	0,76	0,71	0,56
Matris basma	0,96	0,94	0,97	**1,19**	**1,13**	**1,41**	**1,23**	**1,5**	**1,31**	**1,6**

6.5 Koltuk Sırtlık Sistemi Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Yapılan ilk analiz sonuçlarına göre 2-2,25 ve 3 mm 10 ve 12 katmanlı yapının ön, arka ve yan yüklemelere maksimum deformasyon limitleri dahilinde uygun olduğu gözlenmiştir. Analiz çalışmalarında alüminyum profil gerilme ve toplam yer değiştirme limitlerine baktığımızda en kritik durumun ön yükleme gerçekleştiği gözlenmiştir. Arka yüklemede alüminyum profile yük uygulandığı için toplam yer değiştirme ön yüklemeye benzer sonuçlar vermektedir. Bu durum yan yükleme de mevcut olup ek olarak yan yüklemede atalet momentinin ön yükleme durumuna göre daha fazla olmasından dolayı alüminyum profil gerilme ve toplam yer değiştirme değerleri ön ve arka yüklemeye göre daha düşük çıkmaktadır. Ön yüklemede 8 katman, 2 mm profil kalınlığında 890N yük altında standardın izin verdiği yer değiştirme aşılmıştır. Bu durumda 10 katmana çıkarılan model de yer değiştirme limitlerinin arasında kaldığı gözlenmiştir. Aynı durum 1.75 mm et kalınlığına sahip profil ile 12 katmanlı karbon elyaf model de gözlenmektedir. 12 katmanlı modelin profil kalınlığı 2 mm yapıldığında ise yer değiştirme limitlerinde kaldığı belirlenmiştir. Optimum model analiz sonucuna göre 2 mm 10 katmanlı ya da 2 mm 12 katmanlı model yer değiştirme kriterlerine uygun olmasından dolayı bunlar için kompozit hasar modları

değerlendirilmiştir. 10 katmanlı yapıda yüklemelerde elyaf yönünde bariz bir yük olmamasından dolayı buralarda hasar oluşması beklenmemektedir, nitekim analiz sonuçlarıyla da bu durum örtüşmektedir. Hasarın genel olarak matris basma ve çekme yüzeyinde başladığı gözlenmiştir. 12 katmanlı 2 mm et kalınlığında ki modelde ise kompozit parçanın hasar limitlerinde kaldığı gözlenmiştir. İçi boşaltılmış modelin analiz sonuçlarına göre de ürün mukavemetini etkilediği ve buralarda gerilmelerin biriktiği gözlenmiştir. Bu sebeple ortası dolu 10 katmanlı modelde de hasar analizlerinin değerlendirilmesi kararlaştırılmıştır. Ortası doldurulmuş modelde hasar analiz sonuçlarında boş modele göre her katmanda azaldığı gözlenmiştir. Nitekim 10 katmanlı ortası dolu olan modelde matris yüzeylerinde gerilme birikiminde dolayı hasar olduğu gözlenmiştir.

Özet olarak statik yük kriterlerinde;

-Yan yükleme durumları belirlenen katman sayısı ve profil kalınlıklarında kopma ve yer değiştirme limitlerine yaklaşılamamaktadır. Doğal olarak optimum modeli belirlemede etkin değillerdir.

-Sırtlık bölümüne ön ve arkadan yapılan yüklemelerin hasar analizi için daha kritik olduğu gözlenmiştir.

-Kompozit model hasar analizlerinde orta kuşak boşaltılmış model yapıyı zayıflatmaktadır.

6.6 Koltuk Sırtlık Sistemi Serbest Titreşim Analizi

Bu çalışma kapsamında SAE 5526D standartları kapsamında aşırı yükleme testlerine tabi tutulan kompozit sırtlık sistemi için iki kritik tasarım parametresi belirlenmiştir. 12 katmanlı 0,2 mm kalınlıkta ve 2 mm alüminyum profil kompozit model için noktasal yük ataması yapılarak Mod şekilleri incelenecektir. Söz konusu noktasal yükler kafa dayama, sünger, koltuk kılıfı, monitör, monitör çerçevesi, monitör koruyucu çerçevesi, yemek masası ve plastik sırtlık kaplamasıdır. Noktasal yüklerin uçak koltuğu sırtlık sisteminde gösterimi Şekil 6.26'de verilmiştir.

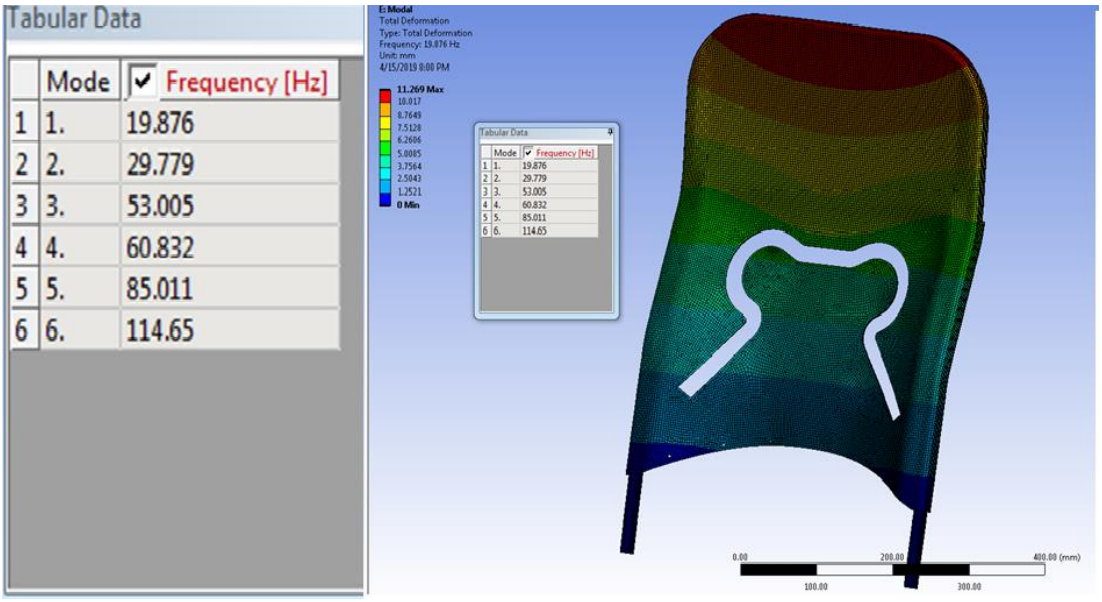
Noktasal yüklerin atanacağı koordinat ekseni ve noktasal yüklerin özellikleri çizelge 6.7'de verilmektedir. Aynı sınır şartları için de seçilmiş olan sırtlık modelinin modal analiz yapılarak koltuk sırtlığının frekansları incelenecektir.

Şekil 6.26 : Koltuk sırtlık sistemi ekipmanları ve noktasal yükler.

Yapılan analiz sonuçların göre toplam yer değiştirme ve serbest titreşim frekansları Şekil 6.27'de verilmiştir. Literatüre baktığımızda insan vücudunun belirli bölgelerinde doğal frekans aralıkları verilmiş olup koltuk sistem tasarımlarında genellikle otomotivde bu konuya dikkat edilmiştir. Aşağıda çizelge 6.8'de insan vücudu için doğal frekanslar verilmiştir. Koltuk sırtlık sitemi insan vücudunun bel bölgesini kapladığı için tabloya göre verilmiş olan 10-12 Hz değeri rezonans için konfor parametresi olarak yorumlanabilmektedir. Mod şekillerine baktığımızda bu tasarıma göre yolcunun zarar görmesi ya da sağlık sorunları yaşamayacağı yorumunda bulunulabilir. Ek olarak burada yapılmış çalışmada belirlenmiş olan Mod şekilleri koltuk sırtlık sisteminin hangi mod şekilleri arasında olacağına dair referans bilgi içermektedir.

Çizelge 6.7 : Koltuk sırtlık konfigürasyonu ve ağırlık tablosu.

Koltuk Sırtlık Konfigürasyonu	Ağırlık (kg)	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)
Kafa dayama sistemi (sünger, kılıf, mekanik yapı)	2,25	491	-219	1031
Sırlık sünger ve kılıf	1.8	501	-225	817
Monitör	2,34	521	-247	1028
Monitör çerçevesi	1.1	517	-245	1013
Monitör koruyucu muhafaza	0,9	518	-247	1028
Yemek masası	3,15	525	-247	974
Koltuk sırtlık plastik koruyucu	1,9	519	-247	970



Şekil 6.27 : Farklı iki model için noktasal yükler altında modal yer değiştirme ve modal frekanslar (2 mm 12 katman).

Çizelge 6.8 : İnsan vücut bileşenleri ve doğal frekans aralığı (Siddha & Kumbhar, 2013).

Sıra No	Vücut Bileşenleri	Doğal Frekans (Hz)-İnsan Vücut Bileşeni
1	Omuz	4-5
2	Karın	4-8
3	El	30-50
4	Omurga	10-12
5	Kafa	20-30

7. SONUÇLARIN DEĞERLENDİRİLMESİ

Bu çalışmayla genel olarak havacılık alanında kullanılan kompozit sistemler konusunda bilgilendirme yapılmıştır. Kompozit sistem teknolojileri, kompozit sistemlerin ulaşım sektörü açısında avantajları ve tarihsel gelişimi, genel imalat yöntemleri ve teknikleri, kompozitlerin özellikle havacılık uygulamaları konusunda performansları üzerine araştırmalar gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın temel hedefi sivil havacılık uygulamalarında kullanılan yolcu koltuklarının sırtlık iskeletinin hafifletilmesi için alternatif kompozit sistemlerin tasarlanmasıdır.

Bu kapsamda genel olarak kompozit malzeme sistemleri ve imalatları konusunda araştırmalar yapılmıştır. Ayrıca kompozit malzemelerin mekanik özellikleriyle ilgili karakterizasyon çalışması için kullanılan hesaplamalara değinilmiştir. Sivil havacılıkta kullanılan yolcu koltuklarının Avrupa ve Amerika Havacılık otoriterinin beklediği performans kriterleri ve uygulanacak testler konusunda bilgilendirme yapılmıştır. Koltuk sırtlık iskeleti için SAE ARP 5526D standartlarının belirlemiş olduğu yük limitleri ve geçme/kalma kriterlerine değerlendirmeler yapılmıştır. Bu kapsamda sırtlık sisteminin sanal ortamda modellenmesi ve sonlu elemanlar analizi yönetimiyle optimum performansa sahip (temel hedef minimum ağırlık) tasarıma karar verilmesi için kullanılmıştır.

Modellenen sırtlık sisteminin orta kuşak bölgesinin karbon elyaf kompozit malzemeden imalatı kararlaştırılmış olup söz konusu karbon elyaf kompozit malzemenin karakterizasyonu için imalatı yapılan kompozit parçalardan numuneler kesilmiş ve çekme testleri ASTM D3039 standartlarına göre yapılmıştır. Buradan elde edilen malzeme özellikler sonlu elemanlar analiz modeline atanmıştır. Katı model kabuk tasarımı yapılan sırtlık sistemi için sonlu elemanlar analizinin yapılacağı en uygun eleman tipi atanarak model düğüm noktalarıyla elemanlara bölünmüştür. Sırtlık sistemi profil bölgesi alüminyum alaşımdan farklı kalınlıklarda, orta kuşak bölgesi de karbon elyaf kompozitten ve farklı katmanlarda modellenerek en uygun modele karar verilmiştir. Önden, arkadan ve yandan yüklemelerde en kritik yükleme ön ve arkadan yüklemeler olmuştur. Bu analizlere göre alt limit yük ve üst limit yük uygulamalarında

2 mm alüminyum profil et kalınlığı 10 ve 12 katmanlı karbon elyaf kompozit modelin olabilecek en düşük güvenlik katsayısına ve minimum ağırlığa sahip olabileceği belirlenmiştir. Bu modeller için kompozit hasar analizlerinin orta kuşak bölgesi için yapılması sağlanmıştır. Hafifletme için ortası boşaltılan modelde 10 katmanlı yapıda matris yüzeylere hasar ilerlemesi gözlenmiş ve 12 katmanlı ortası boş model için hasar analizleri koşulmuştur. 12 katmanlı model kompozit hasar limitlerinde kalmıştır. Orta kuşak bölgesinin boşaltılması yapıyı zayıflatmış olup gerilme durumlarının boşalan bölgelerde yoğunlaştığı gözlenmiştir. Bu sebeple 10 katmanlı ortası dolu modelin de hasar analizleri yapılmış olup boş modele göre katmanlarda hasar durumlarında kısmen iyileşme sağlanmış olsa da yapının matris gerilmelerinde hasar olduğu gözlenmiştir.

Mevcut durumda kullanılan sırtlık sistemi tamamen alüminyum alaşım olup profil kısım 2 mm et kalınlığına sahip, orta kuşak bölmesi ise üst üste preslenmiş ve yaklaşık 2 mm kalınlığa sahip sac malzemeden oluşmaktadır. Bu yapının toplam ağırlığı 2,05 kg civarında gelmektedir. Analiz sonucu elde edilen kompozit model orta kuşak boşaltılmış karbon elyaf malzemenin, 12 katmanlı tasarımı ise 0,91 kg gelmektedir. Sonlu elemanlar modelinde 2 mm et kalınlığına sahip profil ve 12 katmanlı yapının toplam ağırlığı 1,54 kg civarındadır. Ortası boşaltılmış kompozit modelin yapıyı zayıflattığı gözlenmiş olup 12 katmanlı ortası dolu kompozit modelin toplam ağırlığı 0,97 kg gelmektedir. Orta kuşak dolu model için toplam ağırlık 1,6 kg gelmektedir. Alüminyum sırtlık sistemine göre seçilen ortası boş model 0,51 kg, ortası dolu model de 0,45 kg daha hafif olduğu belirlenmiştir.

Dar gövde uçaklarda 180 koltuk da toplamda ortası boş model için 91.8 kg hafifletme, ortası dolu model için 81 kg hafifletme sağlanabilmekte olup, geniş gövde yaklaşık 300 koltuklu bir uçakta ortası boş model için 153 kg, ortası dolu model için 135 kg civarında hafifletme sağlanabilmektedir. Havayolu işletmelerinin kg başına 130-150 USD yıllık fazladan yakıt harcaması olduğu düşünüldüğünde hava yollu işletmelerinin maliyetlerini ciddi anlamda düşürülmesi bu yeni iki farklı tasarım ile sağlanabileceği belirlenmiştir. İmalat maliyetleri, operasyonel maliyetler ve yapıya dışarıdan gelebilecek farklı yükler değerlendirildiğinde ortası dolu kompozit sırtlık sisteminin daha avantajlı olabileceği değerlendirilebilmektedir. Bu modele koltuk sırtlık kısmında bulunan kafa dayama, sünger, kılıf, yemek masası, monitör vb. ekipmanların noktasal yük olarak uygulanması sağlanmış ve Mod şekillerine bakılmıştır.

KAYNAKLAR

Anderson, A. J. (2011). *The Boeing Company*. The Boeing Company Web site: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2011_q4/2/ adresinden alındı

ASTM. (2014). *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials1*. West Conshohocken: Annual Book of ASTM.

Balasubramanian, K & Sultan, T.H.M. & Rajeswari, N. (2008). Manufacturing techniques of composites for aerospace applications. *Sustainable Composites for Aerospace Applications*, 55-67.

Bozkurt, Ö. Y. (2017). Hybridization effects on tensile and bending behavior of aramid/basalt fiber reinforced epoxy composites. *Polymer Composite*, 1144-1150.

Criou, O. (2016). *A350XWB Passenger Seat Frame Specification For Non-Catalogue Seats.* Hamburg: Airbus Operations GmbH.

FAA. (1995). Improved Flammability Standards for Materials Used in the Interiors of Transport Category Airplane Cabins. *Federal Aviation Administration (FAA)*, 6616-6629.

Halpin, J. C. (1992). *Primer on Composite Material Analysis.* Newyork: Taylor & Francis Group.

Justin, H. (2008). *The Boeing Company.* Retrieved from The Boeing Company Web Site:https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/article_04_1.html

Kay, B. F. (2013). *Igor I. Sikorsky Historical Archives, Inc.* Retrieved from Igor I. Sikorsky Historical Archives Web site: https://www.sikorskyarchives.com/S-75%20ACAP.php

Koha, R. & Madsenb, B. (2018). Strength failure criteria analysis for a flax fibre reinforced composite. *Mechanics of Materials*, 26-32.

Kopeliovich, D. (2017). *Substances & Technologies.* Retrieved from Substances & TechnologiesWebsite: https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/03602559.2016.1233271

Lubin, G. (1982). *Handbook of Composites.* New Jersey: Van Nostrand Reinhold Company .

Marsh, G. (2009). Boeing 787: trials, tribulations, and restoring the dream. *Elsevier*, 16-21.

Mei-po H., Hao W., Joong-hee L., Chun-kit H., Kin-tak L., Jinsong L. & David H. (2012). Critical factors on manufacturing processes of natural fibre composites. *Elsevier*, 3549–3562.

Mohammad, J. & Mohamed, T. (2018). *Sustainable Composites for Aerospace Applications.* Chennai: Woodhead Publishing.

Nettless, A. (1994). Basic Mechanics of Laminates Composite Plates. *National Aeronautics and Space Administration*, 3-11.

Njuguna, J. (2016). *Lightweight Composite Structures in Transport.* NA: Woodhead Publishing.

Pierre, D. & Helene, C. & Emmanuel, D. (2011). Tool path smoothing of a redundant machine: Application to Automated Fiber Placement. *Computer-Aided Design*, 122-132.

Pinckney, R. L. (1991). Fabrication of the V-22 Composite Aft Fuselage Using Automated Fiber Placement. *The First NASA Advanced Composites Technology Conference* (s. 385-397). Philadelphia, PA, United States: Boeing Helicopter Co.

Puck A, D. H. (2013). Progress in the Puck Failure Theory for Fibre Reinforced Composites: Analytical solutions for 3D-stress. *Corresponding author regarding Failure Theory*.

Release 17.0 - © SAS IP, I. A. (2017). *sharcnet*. Retrieved from sharcnet Web Site: https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/17.0/en-us/help/ans_cmd/Hlp_C_ESYS.html

SAE, T. S. (2015). *Performance Standard for Seats in Civil Rotorcraft, Transport Aircraft, and General Aviation Aircraft.* USA: SAE.

Safety, E. U. (2019). *Regulation (EU) 2015/640 as regards the introduction of new additional airworthiness specifications.* EN: Official Journal of the European Union.

Shubhra, T. H. & Alam, A.K.M.M. & Quaiyyum, MA. (2013). Mechanical properties of polypropylene composites A review. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 362-391.

Siddha U. & Kumbhar S. (2013). Natural Frequency Analysis of Automotive Seating System by using FEM Software. *International Journal on Mechanical Engineering and Robotics (IJMER)*, Issue-2.

Singh, J. & Kumar, M. & Kumar, S. & Mohapatra, S. (2017). *Properties of glass-fiber hybrid composites: a review.* 455-469: Polym-Plast Technolgy.

United State Department of Labor. (2013). *United State Department of Labor*. Retrieved from United State Department of Labor Web site: https://www.osha.gov/dts/osta/otm/otm_iii/otm_iii_1.html#1

Zheng, S. & Zheng Y. & Wang, R. (2016). *Polymer Matrix Composites and Technology.* Athens: Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering.

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Güney GÖRGÜN

Doğum Tarihi ve Yeri : Tarsus-1988

E-posta : gorgunguney@hotmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2012, Gaziantep Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü
- **Yükseklisans** : 2019, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak Uzay Mühendisliği -DAP

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2014-2017 TÜBİTAK-TEYDEB Proje Uzmanlığı-özel şirket
- 2017- TSI Uçak Koltuk Üretimi San. ve Tic. A.Ş.- Program Planlama Uzmanı