

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**MEKANİK BAĞLANTILI KOMPOZİT YAPILARIN
İLERLEMELİ HASAR ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Şeyma Saliha PALA

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Katı Cisimler Mekaniği Programı

TEMMUZ 2020

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**MEKANİK BAĞLANTILI KOMPOZİT YAPILARIN
İLERLEMELİ HASAR ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Şeyma Saliha PALA

(503171524)

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Katı Cisimler Mekaniği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Ata MUĞAN

TEMMUZ 2020

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 503171524 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Şeyma Saliha Pala, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “Mekanik Bağlantılı Kompozit Yapılarda İlerlemeli Hasar Analizi” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Ata MUĞAN**

İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Mustafa BAKKAL**

İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Cüneyt YILMAZ

Yıldız Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **15 Haziran 2020**

Savunma Tarihi : **20 Temmuz 2020**





Aileme,



ÖNSÖZ

Lisans ve yüksek lisans öğrenim hayatımda benden yardımlarını esirgemeyen büyük bir titizlik ve özveriyle bana destek olan, yakın ilgi ve yardımlarını gördüğüm, bilgi ve deneyimleri ile beni yönlendirerek araştırmaya yönelten kıymetli danışman hocam Sayın Prof. Dr. Ata Muğan'a sonsuz saygı ve teşekkürlerimi sunarım.

Yüksek lisans tez dönemimde bana her türlü imkanı ve yardımı sağlayan direktörümüz Tahir Fidan'a ve bölüm müdürümüz Suphi Yılmaz'a en içten teşekkürlerimi sunarım.

Yüksek lisans tez çalışmalarım boyunca, bilgi ve deneyimlerinden yararlanarak fikir alışverişinde bulunduğum değerli iş arkadaşlarım Cem Genç, Özgür Serin ve Mert Atasoy'a yardımlarından dolayı teşekkür ederim.

Ayrıca bütün hayatım boyunca bana maddi ve manevi yönden destek olan sevgili aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

Haziran 2020

Şeyma Saliha Pala
Makine Müh.



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xiii
SEMBOLLER	xv
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xix
ÖZET.....	xxiii
SUMMARY	xxv
1.GİRİŞ	1
1.1 Kompozitlerin Tanımı	1
1.1.1 Takviye faz tipine göre kompozit malzemelerin sınıflandırılması	3
1.1.2 Kompozitlerin fiber-matris tipine göre sınıflandırılması	6
1.2 Kompozit Yapı Modelleri	8
1.2.1 Tabakali kompozitler (laminantlar)	8
1.2.2 Bal petekleri	9
1.2.3 Prepregler	11
1.2.4 Polimer matrisli kompozitlerin üretim yöntemleri.....	11
1.3 Kompozit Yapıları Birleştirme Yöntemleri.....	13
1.3.1 Yapıştırıcı ile birleştirme	14
1.3.2 Yapışma bölgesi tasarımı	14
1.3.3 Mekanik birleştirme	14
1.3.4 Bağlayıcı seçim kriterleri	17
1.3.5 Bağlayıcı malzemeleri.....	17
1.3.6 Delik kalitesi duyarlılığı.....	18
1.4 Kompozit Malzemelerin Mekanik Terminolojisi.....	18
2.PROBLEMİN TANIMLANMASI	21
2.1 İlerlemeli Hasar Analizi	21
2.2 İlerlemeli Hasar Analizi Kriterleri	22

2.2.1 Hashin hasar teorisi	23
2.2.2 Puck hasar teorisi	24
2.3 Literatür Özeti	25
2.4 Kupon Tipleri	29
2.4.1 ASTM D5961 prosedür C standartına tabi tutulan kuponlar	31
2.4.2 ASTM D5961 prosedür B standartına tabi tutulan kuponlar	32
2.4.3 ASTM D7332 standartına maruz bırakılan kupon modeli	33
2.5 Test Kuponları	34
2.6 Test Kuponları Üretim Metodolojisi	34
2.7 Civata Ön Gerilme Kuvvetinin Tanımlanması	35
3.SAYISAL MODEL ÇALIŞMALARI.....	37
3.1 Lamina Özelliklerin Tespit Edilmesi.....	37
3.2 Malzeme Özelliklerinin İndirgenmesi.....	37
3.3 Uzama Adımının Belirlenmesi	42
3.4 Temas Modellenmesinin Doğrulanması.....	43
3.5 Yakınsama Testi	45
3.6 Geometriden Kaynaklı Nonlinear Etkinin Dâhil Edilmesi.....	48
4.SAYISAL-DENEYSSEL MODELLER VE SONUÇLARI.....	51
4.1 Procedur C Standartına Tabi Tutulan Burçlu Vida Bağlantısına Sahip Kompozit Panellerin Sayısal Modeli Ve Sonuçları.....	51
4.1.1 Sayısal modelin hazırlanması.....	51
4.1.2 Sınır şartlarının ve temas yüzeylerinin tanımlanması	52
4.1.3 CER- TC- 0001 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar	55
4.1.4 CER- TC- 0001 kuponunun deney modelinin oluşturulması.....	56
4.1.5 CER- TC- 0001 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları	59
4.1.6 CER- TC- 0001 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarının karşılaştırılması	62
4.1.7 CER- TC- 0002 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar	64
4.1.8 CER- TC- 0002 kuponunun deney modelinin oluşturulması.....	66
4.1.9 CER- TC- 0002 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları	68
4.1.10 CER- TC- 0002 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarını karşılaştırılması	71
4.1.11 CER- TC- 0003 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar	73
4.1.12 CER- TC- 0003 kuponunun deney modelinin oluşturulması.....	75
4.1.13 CER- TC- 0003 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları	77

4.1.14 CER- TC- 0003 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmaları karşılaştırılması	80
4.1.15 CER-TC- 0005 sınır şartlarının ve temas yüzeylerinin tanımlanması	82
4.1.16 CER- TC- 0005 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar	84
4.1.17 CER- TC- 0005 kuponunun deney modelinin oluşturulması.....	85
4.1.18 CER- TC- 0005 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları	86
4.1.19 CER- TC- 0005 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarının karşılaştırılması	89
4.1.20 CER- TC- 0006 kuponunun sayısal modeli	92
4.1.21 CER- TC- 0006 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar	94
4.1.22 CER- TC- 0006 kuponunun deney modelinin oluşturulması.....	96
4.1.23 CER- TC- 0006 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları	98
4.1.24 CER- TC- 0006 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarının karşılaştırılması	100
4.2 CER-TP- 0001 Kuponu Çekilme Hasarı Sayısal Ve Deneysel Modeli	102
4.2.1 CER-TP-0001 kuponu sayısal model sınır şartlarının ve temas yüzeylerinin tanımlanması	103
4.2.2 CER-TP-0001 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar	104
4.2.3 CER- TP- 0001 kuponunun deney modelinin oluşturulması	105
4.2.4 CER- TP- 0001 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları.....	108
4.2.5 CER- TP- 0001 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarının karşılaştırılması	111
4.3 Procedur B Standartına Tabi Tutulan Havşa Başlı Vida Bağlantısına Sahip Çift Kompozit Numunenin Sayısal Modeli Ve Sonuçları	112
4.3.1 Sayısal modelin hazırlanması.....	112
4.3.2 Sınır şartlarının ve temas yüzeylerinin tanımlanması	114
4.3.3 CER-TB-000X kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar	115
4.3.4 CER-TB-000X kuponunun deney modelinin oluşturulması.....	117
4.3.5 CER-TB-000X kuponunun deney modelinin grafik sonuçları	120
4.3.6 CER-TB-000X kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarının karşılaştırılması	122
4.4 Tasarımın Parametrelerinin Sonuçlara Etkisi.....	124
4.4.1 Hasar teorisi etkisi.....	125
4.4.2 Ön gerilme etkisi	126
4.4.3 Sürtünme katsayısının etkisi	127
4.4.4 Sıcak-Nemli ortam etkisi	127

4.4.5 Burç etkisi	128
4.4.6 Delik-levha kenar mesafesi/ delik çapı (E/D) oranının etkisi	129
4.4.7 Plaka genişliğinin delik çapına oranının etkisi (W/D)	129
KAYNAKLAR.....	131
ÖZGEÇMİŞ.....	135



KISALTMALAR

ASTM : American Society for Testing and Materials





SEMBOLLER

E	: Elastisite Modülü
ρ	: Yoğunluk
σ_{ult}	: Kopma Dayanımı
P_{max}	: Maksimum hasar yükü
$\sigma_{yırılma}$: Yırılma hasarı gerilmesi
σ_{kesme}	: Kesme hasarı gerilmesi
σ_{ezilme}	: Ezilme hasarı gerilmesi
X_c	: 1 yönündeki maksimum basma dayanımı
X_t	: 1 yönündeki maksimum çekme dayanımı
Y_c	: 2 yönündeki maksimum basma dayanımı
Y_t	: 2 yönündeki maksimum çekme dayanımı
Z_c	: 3 yönündeki maksimum basma dayanımı
Z_t	: 3 yönündeki maksimum çekme dayanımı
S_{12}	: 1-2 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı
S_{23}	: 2-3 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı
S_{13}	: 1-3 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı
ϵ_{1c}	: 1 yönündeki maksimum basma birim uzaması
ϵ_{1t}	: 1 yönündeki maksimum çekme birim uzaması
ϵ_{2c}	: 2 yönündeki maksimum basma birim uzaması
ϵ_{2t}	: 2 yönündeki maksimum çekme birim uzaması
ϵ_{3c}	: 3 yönündeki maksimum basma birim uzaması
ϵ_{3t}	: 3 yönündeki maksimum çekme birim uzaması
γ_{12}	: 1-2 düzlemindeki maksimum kayma açısı
γ_{23}	: 2-3 düzlemindeki maksimum kayma açısı
γ_{13}	: 1-3 düzlemindeki maksimum kayma açısı
γ_{12}	: 1-2 düzlemindeki maksimum kayma açısı
P_{max}	: Levhaya uygulanan hasar anındaki maksimum yük
t	: Levha kalınlığı
E	: Delik-kenar mesafesi

W : Levha genişliği
D : Pim apı
T : Sıkıştırma Torku
K : Sürtünme katsayısı
Fi : Ön gerilme kuvveti (kN)



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1: Kompozit Malzemenin Temel Özellikleri. [1]	1
Çizelge 3.1 : Hashin hasar teorisi malzeme indirgeme kuralı.	39
Çizelge 3.2: Puck hasar teorisi malzeme indirgeme kuralı.....	42
Çizelge 3.3 : Hashin hasar teorisi malzeme indirgeme kuralı.	48
Çizelge 4.1 : CER-TC-0001-02-03 kuponlarının özellikleri.	54
Çizelge 4.2 : CER-TC-0001 kuponu analiz sonuçları.	55
Çizelge 4.3 : CER-TC-0001 test ortam koşulları ve numune özellikleri.....	58
Çizelge 4.4 : CER-TC-0001 test numulerin geometrik özellikleri.	59
Çizelge 4.5 : CER-TC-0001 test numulerin deney sonuçları.	61
Çizelge 4.6 : CER-TC-0001 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.....	63
Çizelge 4.7 : CER-TC-0002 kuponu analiz sonuçları.	66
Çizelge 4.8 : CER-TC-0002 test ortam koşulları ve numune özellikleri.....	67
Çizelge 4.9 : CER-TC-0002 test numulerin geometrik özellikleri.	68
Çizelge 4.10 : CER-TC-0002 test numulerin geometrik özellikleri.	70
Çizelge 4.11 : CER-TC-0002 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.....	72
Çizelge 4.12 : CER-TC-0003 kuponu analiz sonuçları.	74
Çizelge 4.13 : CER-TC-0003 test ortam koşulları ve numune özellikleri.....	76
Çizelge 4.14 : CER-TC-0003 test numulerin geometrik özellikleri.	76
Çizelge 4.15 : CER-TC-0003 test numunelerin deney sonuçları.	79
Çizelge 4.16 : CER-TC-0003 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.....	81
Çizelge 4.17 : CER-TC-0005 kuponlarının özellikleri.....	83
Çizelge 4.18 : CER-TC-0005 kuponu analiz sonuçları.	84
Çizelge 4.19 : CER-TC-0005 test ortam koşulları ve numune özellikleri.....	85
Çizelge 4.20 : CER-TC-0005 test numulerin geometrik özellikleri.	86
Çizelge 4.21 : CER-TC-0005 test sonuçları.	87
Çizelge 4.22 : CER-TC-0005 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.....	91
Çizelge 4.23 : CER-TC-0006 kuponu özellikleri.	94

Çizelge 4.24 : CER-TC-0006 kuponu analiz sonuçları	96
Çizelge 4.25 : CER-TC-0006 test ortam koşulları ve numune özellikleri.....	96
Çizelge 4.26 : CER-TC-0001 test numulerin geometrik özellikleri.....	97
Çizelge 4.27 : CER-TC-0006 test numulerin deney sonuçları.	98
Çizelge 4.28 : CER-TC-0001 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.....	101
Çizelge 4.29 : CER-TP-0001 kuponu özellikleri.....	103
Çizelge 4.30 : CER-TP-0001 analiz sonuçları.....	105
Çizelge 4.31 : CER-TP-0001 test ortam koşulları ve numune özellikleri	107
Çizelge 4.32 : CER-TP-0001 test numulerin geometrik özellikleri.....	107
Çizelge 4.33 : CER-TP-0001 test numulerin deney sonuçları.....	110
Çizelge 4.34 : CER-TP-0001 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.	111
Çizelge 4.35 : CER-TB-000X kuponu özellikleri.	113
Çizelge 4.36 : CER-TB-000X kuponu analiz sonuçları.	116
Çizelge 4.37 : CER-TB-000X test ortam koşulları ve numune özellikleri.....	118
Çizelge 4.38 : CER-TB-000X test numulerin geometrik özellikleri.	119
Çizelge 4.39 : CER-TB-000X test sonuçları.	121
Çizelge 4.40 : CER-TB-000X sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.....	123

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Fiberli kompozit malzemenin temel yapısı.[1].....	2
Şekil 1.2 : Metaller, Fiberler Ve Kompozitler İçin Özgül Modüle Bağlı Özgül Mukavemet Değişimi.[1].....	2
Şekil 1.3 : Karbon fiber mukavemetinin fiber çapı ile değişimi.[2].....	3
Şekil 1.4 : Takviye fazına göre kompozit çeşitleri.[2].....	4
Şekil 1.5 : a) Tek yönlü pekiştirilmiş sürekli fiber kompozit b) Örgü formunda sürekli fiberlerle pekiştirilmiş kompozitler c) Rastgele yönlendirilmiş süreksiz fiber kompozit d) Yönlendirilmiş süreksiz fiber kompozit.[3]	4
Şekil 1.6 : a) Düz örgü b) Çapraz Örgü c) Saten örgü.[3]	5
Şekil 1.7 : Çok yönlü tabaka. [3]	6
Şekil 1.8 : Kompozit bileşenlerinin sınıflandırılması.[3].....	6
Şekil 1.9: Polimer matris kompozitlerde kullanılan birkaç yaygın matris perfonmasının karşılaştırılması.[1].....	8
Şekil 1.10 : Polimer matris kompozitlerde kullanılan simetrik, antisimetrik yapı.[3] 9	
Şekil 1.11 : Ara dolgu malzemesi kalınlığının yapısal mukavemete etkisi.[3]	10
Şekil 1.12 : Örnek bir balpetekli sandviç kompozit ürün.[3]	10
Şekil 1.13 : Prepreg malzemelerin teknik özellikleri.[3].....	11
Şekil 1.14 : a) Filament sargı işlemi b) Astarlı filament sargılı basınçlı kap.[1]....	12
Şekil 1.15 : Polimer Matris Kompozitler İçin Kullanılan Otoklav.[1].....	13
Şekil 1.16 : Tipik yapışma bölgesi tasarımları ve bölgedeki kesme gerilimi değişimi.[3].....	14
Şekil 1.17 : Tek delikle birleştirilmiş kompozit panellerin yenilme modları.[3]	16
Şekil 1.18 : Kompozit malzemelerin mekanik terminolojisi.[1]	19
Şekil 2.1 : İlerlemeli Hasar Analizi Yapısı.[2]	21
Şekil 2.2 : Kupon kodu açıklaması.	31
Şekil 2.3 : ASTM D5961 prosedür C metoduna tabi tutulan burç vida bağlantısına sahip kupon.	31
Şekil 2.4 : ASTM D5961 prosedür C metoduna tabi tutulan alyen başlı vida bağlantısına kupon.	32

Şekil 2.5 : ASTM D5961 prosedür C metoduna tabi tutulan havşa başlı vida bağlantısına sahip kupon.....	32
Şekil 2.6 : ASTM D5961 prosedür B metoduna tabi tutulan kupon.....	33
Şekil 2.7 : ASTM D7332M prosedür B metoduna tabi tutulan kupon.....	33
Şekil 2.8 : Cıvata üzerine etkileyen kuvvetler.....	35
Şekil 3.1 : İlerlemeli hasar analizi akış şeması.....	38
Şekil 3.2 : Kompozit panel –X yönünde deformasyon sınır şartı.....	43
Şekil 3.3 : Kompozit panel pinsiz model.....	43
Şekil 3.4 : Kompozit panel pinsiz model analiz sonucu.....	44
Şekil 3.5 : Kompozit panel pinli model.....	44
Şekil 3.6 : Kompozit panel pinli model analiz sonucu.....	45
Şekil 3.7 : Sonlu eleman modeli sınır koşulları.....	46
Şekil 3.8 : Delik etrafında 20 eleman.....	47
Şekil 3.9 : Delik etrafında 30 eleman.....	47
Şekil 3.10 : Delik etrafında 45 eleman.....	47
Şekil 3.11 : Sonlu elemanlar modeli sınır koşulları.....	49
Şekil 3.12 : Nonlineer etkinin dahil edildiği durum.....	49
Şekil 3.13 : Nonlineer etkinin dahil edilmediği durum.....	50
Şekil 4.1 : Solid 46 elamanı.....	52
Şekil 4.2 : CER-TC-0001-02-03 kuponları sonlu elemanlar modeli.....	54
Şekil 4.3 : CER-TC-0001 sayısal model yük-deplasman grafiği.....	56
Şekil 4.4 : Astm d5961 prosedür c genel test yapısı gösterimi.....	57
Şekil 4.5 : CER-TC-0001 deneysel model yük-deplasman grafiği.....	60
Şekil 4.6 : CER-TC-0001 test sonrası hasar görünümü.....	60
Şekil 4.7 : CER-TC-0001 deneysel ve sayısal model yük-deplasman grafiği karşılaştırılması.....	63
Şekil 4.8 : CER-TC-0001 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.....	64
Şekil 4.9 : CER-TC-0001 deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması.....	64
Şekil 4.10 : CER-TC-0002 sayısal model yük-deplasman grafiği.....	65
Şekil 4.11 : CER-TC-0002 deneysel model yük-deplasman grafiği.....	69
Şekil 4.12 : CER-TC-0002 öncesi genel kupon görünümü.....	69
Şekil 4.13 : CER-TC-0002 test sonrası hasar görünümü.....	70
Şekil 4.14 : CER-TC-0002 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.....	72

Şekil 4.15 : CER-TC-0002 deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması.	73
Şekil 4.16 : CER-TC-0003 sayısal model yük-deplasman grafiği.	74
Şekil 4.17 : CER-TC-0003 deneysel model yük-deplasman grafiği.	78
Şekil 4.18 : CER-TC-0003 test sonrası hasar görünümü.....	78
Şekil 4.19 : CER-TC-0003 deneysel ve sayısal model yük-deplasman grafiği karşılaştırılması.....	81
Şekil 4.20 : CER-TC-0003 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.	82
Şekil 4.21 : CER-TC-0003 deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması.	82
Şekil 4.22 : CER-TC-0005 kuponları sonlu elemanlar modeli.....	83
Şekil 4.23 : CER-TC-0005 sayısal model yük-deplasman grafiği.	84
Şekil 4.24 : CER-TC-0005 deneysel model yük-deplasman grafiği.	87
Şekil 4.25 : CER-TC-0005 test öncesi kupon görünümü.	89
Şekil 4.26 : CER-TC-0005 test sonrası hasar görünümü.....	89
Şekil 4.27 : CER-TC-0005 deneysel ve sayısal model yük-deplasman grafiği karşılaştırılması.....	90
Şekil 4.28 : CER-TC-0001 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.	91
Şekil 4.29 : CER-TC-0005 deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması.	92
Şekil 4.30 : CER-TC-0006 kuponları sonlu elemanlar modeli.....	93
Şekil 4.31 : CER-TC-0006 sayısal model yük-deplasman grafiği.	95
Şekil 4.32 : CER-TC-0006 deneysel model yük-deplasman grafiği.	99
Şekil 4.33 : CER-TC-0006 deneysel ve sayısal model yük-deplasman grafiği karşılaştırılması.....	100
Şekil 4.34 : CER-TC-0006 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.	101
Şekil 4.35 : CER-TP-0001 kuponu test sistemi genel gösterimi.	102
Şekil 4.36 : CER-TP-0001 kuponu sonlu elemanlar modeli.	104
Şekil 4.37 : CER-TP-0001 sayısal model yük-deplasman grafiği.....	105
Şekil 4.38 : ASTM D7332 Prosedür B genel test yapısı gösterimi.	106
Şekil 4.39 : CER-TP-0001 deneysel model yük-deplasman grafiği.....	108
Şekil 4.40 : CER-TP-0001 test öncesi kupon görünümü.....	109
Şekil 4.41 : CER-TP-0001 test sonrası hasar görünümü.	109

Şekil 4.42 : CER-TP-0001 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.	112
Şekil 4.43 : CER-TP-0001 deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması.	112
Şekil 4.44 : CER-TB-000X kuponu test sistemi genel gösterimi.	113
Şekil 4.45 : CER-TB-000X kuponu sonlu elemanlar modeli.	115
Şekil 4.46 : CER-TB-000X sayısal model yük-deplasman grafiği.....	116
Şekil 4.47 : CER-TB-000X sayısal model hasar gösterimi.	117
Şekil 4.48 : ASTM D5961 prosedür b genel test yapısı gösterimi.	118
Şekil 4.49 : CER-TB-000X deneysel model yük-deplasman grafiği.....	120
Şekil 4.50 : CER-TB-000X deneysel ve sayısal model yük-deplasman grafiği karşılaştırılması.....	123
Şekil 4.51 : CER-TB-000X deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması	124
Şekil 4.52 : CER-TB-000X deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması	124
Şekil 4.53 : CER-TC-0001 kuponu Puck ve Hashin hasar teorisi yük-deplasman grafikleri.	125
Şekil 4.54 : CER-TC-0001 kuponu ön gerilmeli ve ön gerilmemiş yük-deplasman grafikleri.	126
Şekil 4.55 : CER-TC-0001 kuponunda sürtünme katsayısının maksimum hasar yükündeki etkisi.....	127
Şekil 4.56 : Oda ve sıcak-nemli ortam koşullarında şartlanmış CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri.	128
Şekil 4.57 : Burç kullanımının CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri üzerindeki etkisi.....	128
Şekil 4.58 : (E/D) oranının CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri üzerindeki etkisi.....	129
Şekil 4.59 : (E/D) oranının CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri üzerindeki etkisi.....	130

MEKANİK BAĞLANTILI KOMPOZİT YAPILARIN İLERLEMELİ HASAR ANALİZİ

ÖZET

Kompozit malzemeler, makroskobik düzeyde birleştirilen ve birbiri içinde homojen bir şekilde çözünmeyen birden fazla bileşenden oluşan, çeşitli dayanım ve ağırlık avantajlarından dolayı havacılık sanayisinde sıklıkla kullanılan bir malzemedir. Hava araçları çeşitli nedenlerle (dolu, kuş çarpması, serviste aletin düşmesi vb.) dinamik hasarlara maruz kalırlar. Özellikle mekanik bağlantılı kompozit yapılarda bağlantı elemanlarının varlığından dolayı çeşitli hasar tipleri oluşabilmektedir. Bağlantı elemanlarının ve kompozit yapıların tüm uçuş boyunca herhangi bir hasara uğramadan bütünlüğünü koruması gerekmektedir. Çünkü deliğin etrafında hasar meydana gelmesi demek vidanın fonksiyonunu gerçekleştirmemesi, dolayısıyla istenmeyen durumların oluşması anlamına gelmektedir. Bu nedenle delik etrafında ve bağlantı elemanında herhangi bir hasar oluşumuna izin verilmemelidir. Bu amaçla tasarımı yapılan kompozit panellerde belirli bir ezilme hasar dayanım limiti belirlenmelidir. Hava aracı üstüne entegrasyonu gerçekleştirilen kompozit radomların uçuş yükleri altında doğrulama analizleri yapılırken, mekanik bağlantılı kompozit yapılarda yatak dayanım limit değerini elde etmek gereklidir. Bu amaçla havacılık standartına uygun çeşitli testler gerçekleştirilmektedir. Dünyada havacılık standartına uygun bu testleri gerçekleştiren çok az firma olmakla beraber test maliyetleri çok yüksektir. Bu amaçla havacılık standartına uygun gerçekleştirilen testlerin bilgisayar ortamında benzetiminin yapılması ihtiyacı oluşmuştur. Bu amaçla ilk olarak uçak üzeri entegrasyonu gerçekleştirilen kompozit radomların plaka takviye ve dizilim açıları bilgileri kullanılarak çeşitli test kuponları üretilmiştir. Bu test kuponlarının test simülasyonları bilgisayar ortamında gerçekleştirilmiştir.

Kupon çeşitliliğini ve bağlantı tipini çok tutulmasındaki amaç, farklı parametrelerinin etkisini rahat bir şekilde gözlemlemektir. Simülasyon modeli üç boyutlu modellenmiş ve analizler ANSYS programı ile gerçekleştirilmiştir. Tüm kupon analizlerinde Hashin ilerlemeli hasar analizi metodu kullanılmıştır. İlermeli hasar analizi sonlu eleman modeli civata, kompozit panel, burç, metal levha üç boyutlu ve elastik olarak test fikstürü ise rijit modellenmiştir. Parçalar arasındaki temas yüzeyleri tanımlanarak malzeme indirgeme kuralı ile ilerlemeli hasar analizleri gerçekleştirilmiştir. Bilgisayar ortamında yapılan ilerlemeli hasar analizi çalışmaları gerçekleştirilen deneysel çalışmalar ile karşılaştırılmış ve %2-%10 oranlarında farklılık elde edilmiştir. Gerçekleştirilen deneysel ve sayısal sonuçlarda düşük hata oranı yanında benzer hasar şekilleri de elde edilmiştir. Ayrıca kompozit yapının ezilme hasar dayanımında ön gerilme, hasar teorisi tipi, burç kullanımı, civata delik merkezi ile levha kenarı arasındaki uzaklığın delik çapına oranı (E/D), levha genişliğinin delik çapına oranı (W/D), sıcak-nemli ortam koşulları, sürtünme katsayısı gibi çeşitli parametrelerin etkisi incelenmiştir.



PROGRESSIVE DAMAGE ANALYSIS OF MECHANICALLY CONNECTED COMPOSITE STRUCTURES

SUMMARY

Composite materials are a material that is frequently used in the aviation industry due to its various strength and weight advantages, consisting of multiple components that are macroscopically combined and are not homogeneously dissolved in each other. Aircraft are exposed to dynamic damages for various reasons (hail, bird strikes, falling of the tool in service, etc.). Especially in mechanically connected composite structures, various types of damage can occur due to the presence of fasteners. Fasteners and composite structures must maintain their integrity throughout the entire flight, without any damage. Because damage to the hole around the hole means that the screw does not perform its function, thus causing undesirable situations. For this reason, any damage should not be allowed around the hole and on the connecting element. For this purpose, a certain crush damage resistance limit should be determined for the composite panels designed. While verification analysis under flight loads of composite radomes integrated on the aircraft, it is necessary to obtain the bearing and pull through strength limit value in mechanically connected composite structures. For this purpose, various tests are carried out in accordance with aviation standards. Although there are very few companies in the world that perform these tests in accordance with aviation standards, test costs are very high. For this purpose, it is necessary to simulate the tests performed in accordance with aviation standards in computer environment. For this purpose, various test coupons were produced by using the plate reinforcement and alignment angles information of composite radomes, which were first integrated on the aircraft. Test simulations of these test coupons were carried out in computer simulation.

The thesis deals with the strength limits of screws in two different analysis models: pull bearing and pull through.

Pull bearing analysis approach is specified in the next sentences. The purpose of keeping coupon diversity and connection type very much is to easily observe the effect of different parameters. The simulation model was modeled in three dimensions and analyzes were carried out with the ANSYS program. Puck progressive damage analysis method was used in all coupon analysis. three dimensional progressive damage modelling program has been developed to investigate the behavior of bolted laminated composite plates, to determine the failure modes and maximum load carrying capacities under tensile loading. Both stress and failure analyses have been performed using this program in conjunction with a general finite element code, ANSYS. In the progressive damage model, Puck failure criteria have been applied and according to the damage type, material properties of composite plate have been degraded. Specimens manufactured from out-of-autoclave carbon-epoxy prepregs

were transversely loaded in an electromechanical testing machine. The load-displacement response was measured. Numerical analysis was conducted to predict joint failure by using a simplified symmetric 3-D finite element approach. Contact elements were used under the region of the fastener head. Progressive damage analysis finite element model bolt, composite panel, bush, metal plate are three-dimensional and the test fixture is rigidly modeled. Progressive damage analyzes were carried out with the material reduction rule by defining the contact surfaces between the parts. Progressive damage analysis studies performed in computer environment have been compared with the experimental studies carried out and a difference of 2-10% has been obtained. In the experimental and numerical results, similar damage types were obtained besides low error rate. In addition, pre-stress in the crush damage strength of the composite structure, damage theory type, bushing, the ratio of the distance between the bolt hole center and the plate edge to the hole diameter (E / D), the ratio of the plate width to the hole diameter (W / D), hot-humid environment conditions, The effects of various parameters such as the friction coefficient have been investigated.

Pull through analysis approach is specified in the next sentences. The design and certification of composite aircraft structures requires extensive and costly testing of bolted joints since no robust predictive tools are available. The majority of investigations in this field focus on the shear loading of bolted carbon fibre-reinforced polymer matrix composites while studies on the behaviour of pull-through are limited. Thus, this work presents an extensive investigation of the factors affecting bolted composite panels subjected to out-of-plane loading with the objective to develop a semi-empirical predictive model.

The purpose of keeping coupon diversity and connection type very much is to easily observe the effect of different parameters. The simulation model was modeled in three dimensions and analyzes were carried out with the ANSYS program. Puck progressive damage analysis method was used in all coupon analysis. three dimensional progressive damage modelling program has been developed to investigate the behavior of bolted laminated composite plates, to determine the failure modes and maximum load carrying capacities under tensile loading. Both stress and failure analyses have been performed using this program in conjunction with a general finite element code, ANSYS. Specimens manufactured from out-of-autoclave carbon-epoxy prepregs were transversely loaded in an electromechanical testing machine. The load-displacement response was measured. Numerical analysis was conducted to predict joint failure by using a simplified symmetric 3-D finite element approach. Contact elements were used under the region of the fastener head.

The experimental results showed that failures were dominated by inter-ply delamination and through-thickness shear failure of the laminate. A conical damage zone was found under the fastener head with damage radially dispersed from the fastener hole. The finite element analysis showed that a concentrated shear stress area under the fastener head caused the cone damage initiation. Progressive damage analyzes were carried out with the material reduction rule by defining the contact surfaces between the parts. Progressive damage analysis studies performed in computer environment have been compared with the experimental studies carried out and a difference of 2-10% has been obtained. In the experimental and numerical results, similar damage types were obtained besides low error rate.

As a result, certain crush damage resistance limit was determined for the composite panels designed. While verification analysis under flight loads of composite radomes integrated on the aircraft, it is necessary to obtain the bearing and pull through strength limit value in mechanically connected composite structures. For this purpose, various tests were applied in accordance with aviation standards. Although there are very few companies in the world that perform these tests in accordance with aviation standards, test costs are very high. For this purpose, it was carried out to simulate the tests performed in accordance with aviation standards in computer environment.





1. GİRİŞ

1.1 Kompozitlerin Tanımı

Kompozit, makraskobik düzeyde bir araya getirilmiş ve birbiri içinde çözünmeyen iki veya daha fazla bileşenden oluşmuş, birleşen malzemelerden daha iyi özelliklere sahip yapı malzemesidir. Kompozitlerin avantajları ve dezavantajları Çizelge 1.1’de özetlenmiştir. Birleşenlerden birisi takviye, diğeri ise matris olarak tanımlanır. Kompozitler takviye geometrisine veya fiber- matris malzeme türüne göre sınıflandırılır. Takviye fazın formu süreksiz yapıda; pul, parçacık veya sürekli yapıda; fiber ve yönlendirilmiş tabaka formunda olabilir. Takviye malzemesi cam, karbon/grafit, kevlar, kuartz; matris malzemesi ise polimer, seramik, metal ve karbon olarak değişiklik gösterebilir. Bu çalışmada, Şekil 1.1’de gösterildiği üzere fiberli tabakalı kompozit yapılar incelenmiştir. Şekil 1.2’ de metaller, fiberler ve kompozitler için özgül modüle bağlı özgül mukavemet değişimi belirtilmiştir. Kompozit malzemenin temel yapısı takviye fazın formuna göre sınıflandırılması Karbon fiber mukavemetinin fiber çapı ile değişimi Şekil 1.3 ’de sunulmuştur.

Çizelge 1.1: Kompozit Malzemenin Temel Özellikleri. [1]

AVANTAJLAR	DEZAVANTAJLAR
Yüksek özgül mukavemet	Yüksek malzeme maliyeti
Katman malzeme özelliklerinin, yönünün ve sayısının istenen yapısal özellikleri sağlayacak şekilde değiştirilebilmesi,	Yüksek süreç kontrolü, kalite denetimi ve karakterizasyon maliyeti
Montajlardaki bağlayıcı sayısının ve çeşidinin azaltılarak karmaşık geometrilerin tek üretim sürecinde tamamlanabilmesi,	Düşük çarpma mukavemeti ve direngenliği
İyi yorulma dayanımı, korozyon sorununun olmaması	Özellikle sandviç yapılarda neme çekme sorunu

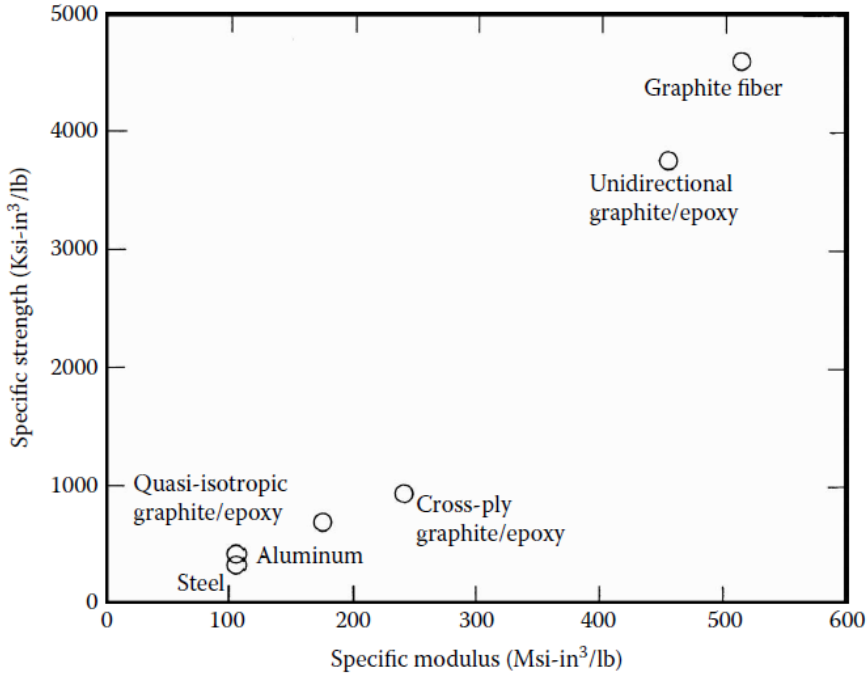


Şekil 1.1 : Fiberli kompozit malzemenin temel yapısı.[1]

Kompozit malzemelerin mekanik karakteristiklerini belirlemek için iki tane parametre kullanılır. Özgül modül ve özgül mukavemet adı verilen bu parametrelerin formülleri denklem (1) ve (2) ile belirtilmiştir.

$$\text{Özgül modül} = \frac{E}{\rho} \quad (1.1)$$

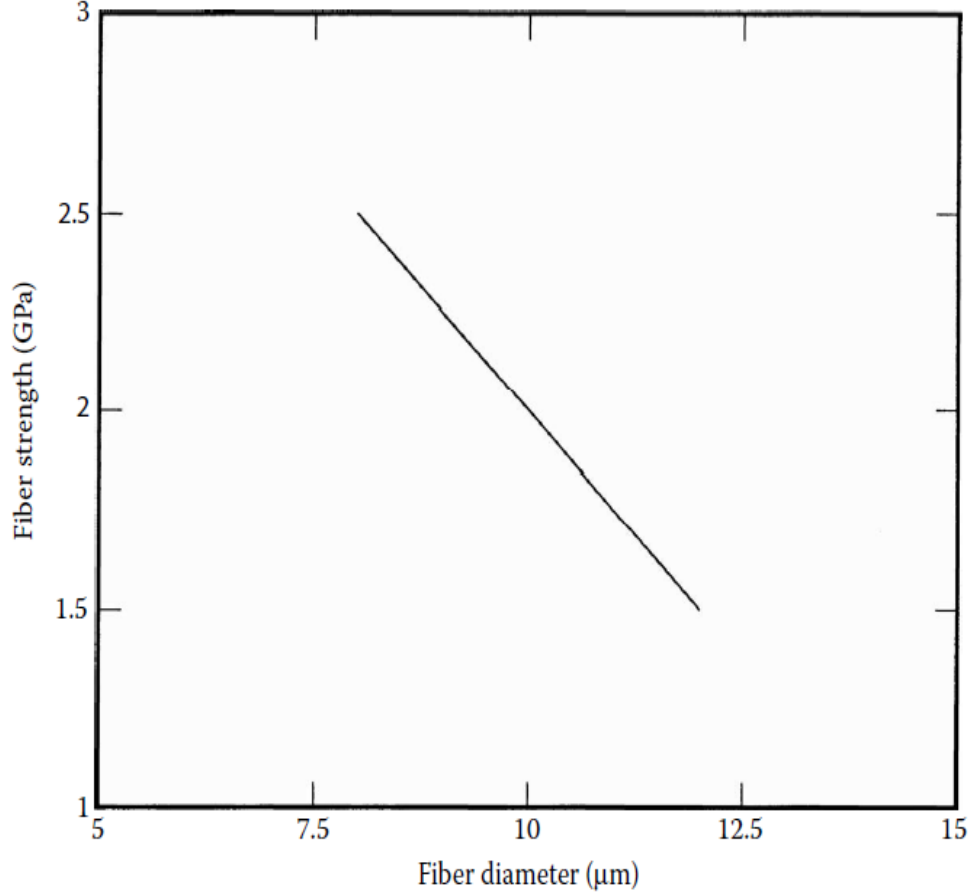
$$\text{Özgül mukavemet} = \frac{\sigma_{ult}}{\rho} \quad (1.2)$$



Şekil 1.2 : Metaller, Fiberler Ve Kompozitler İçin Özgül Modüle Bağlı Özgül Mukavemet Değişimi.[1]

Kompozit malzemelerde fiberlerin çapları küçük tercih edilmektedir. Bunun temel sebebi; malzemelerin gerçek mukavemeti, teorik mukavemetlerinden bir kaç daha küçüktür. Bu fark, malzemenin doğal kusurlarından kaynaklanmaktadır. Fiberlerin

çapı küçüldüğünde, malzeme doğasındaki kusurlar azalır. Örneğin; bir çelik levha, 100 ksi (689 MPa) mukavemete sahip iken, bu çelik levhadan yapılmış bir tek 600 ksi (4100 MPa) değerindeki mukavemete sahip olabilir. Şekil 1.3 karbon fiber mukavemetinin çapındaki azalma ile nasıl arttığını göstermektedir.

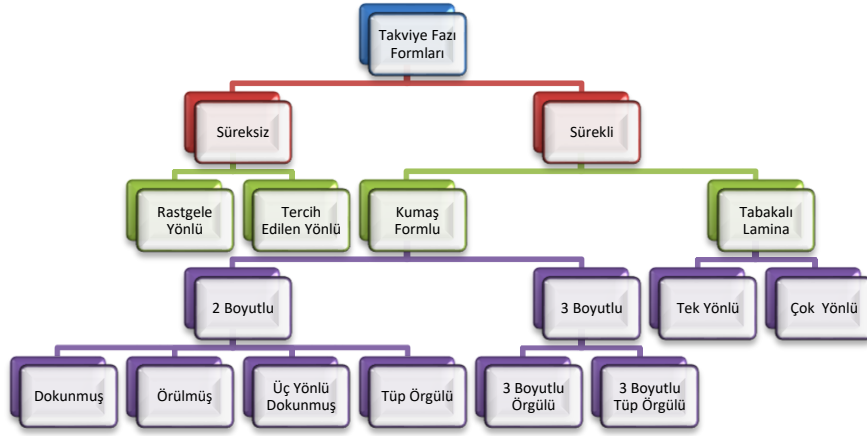


Şekil 1.3 : Karbon fiber mukavemetinin fiber çapı ile değişimi.[2]

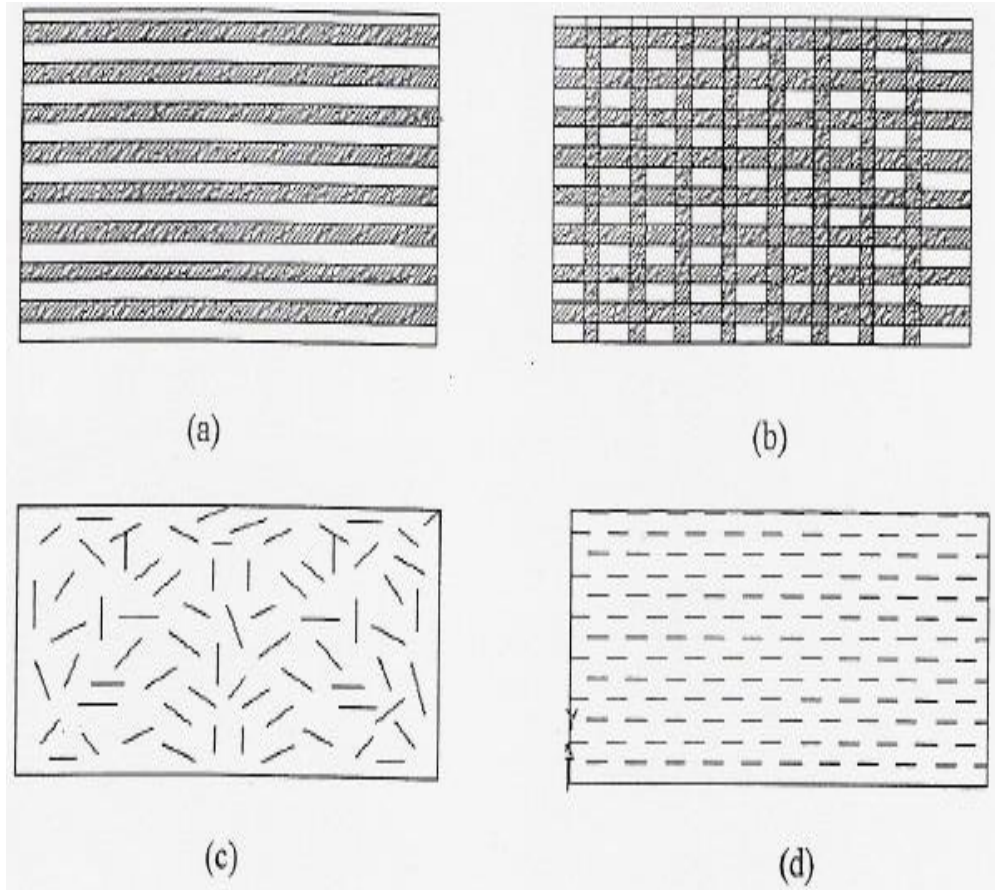
1.1.1 Takviye faz tipine göre kompozit malzemelerin sınıflandırılması

Kompozitler takviye geometrisine veya fiber- matris malzeme türüne göre sınıflandırılır. Takviye fazın formu süreksiz yapıda; pul, parçacık veya sürekli yapıda; fiber ve yönlendirilmiş tabaka formunda olabilir. Takviye malzemesi cam, karbon/grafit, kevlar, kuartz; matris malzemesi ise polimer, seramik, metal ve karbon olarak değişiklik gösterebilir.

Kompozitler takviye geometrisine göre süreksiz veya sürekli formda olabilir. Kompozitlerin takviye faz tipine sınıflandırılması Şekil 1.4 ve Şekil 1.5'de gösterilmiştir.



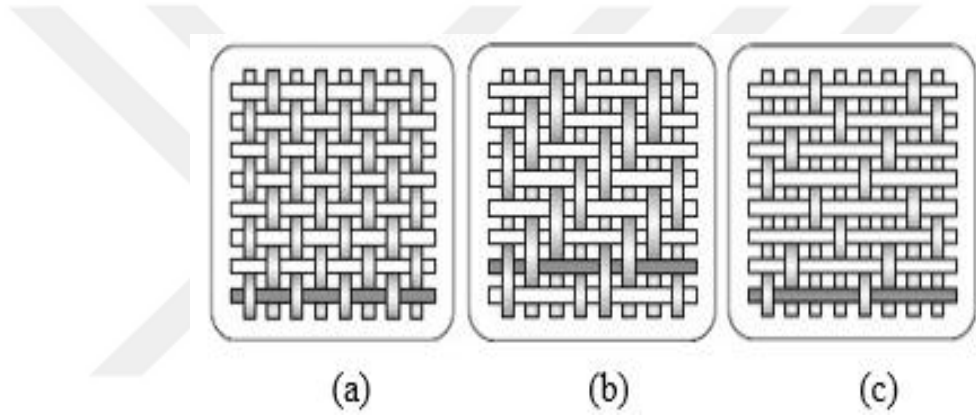
Şekil 1.4 : Takviye fazına göre kompozit çeşitleri.[2]



Şekil 1.5 : a) Tek yönlü pekiştirilmiş sürekli fiber kompozit b) Örgü formunda sürekli fiberlerle pekiştirilmiş kompozitler c) Rastgele yönlendirilmiş süreksiz fiber kompozit d) Yönlendirilmiş süreksiz fiber kompozit.[3]

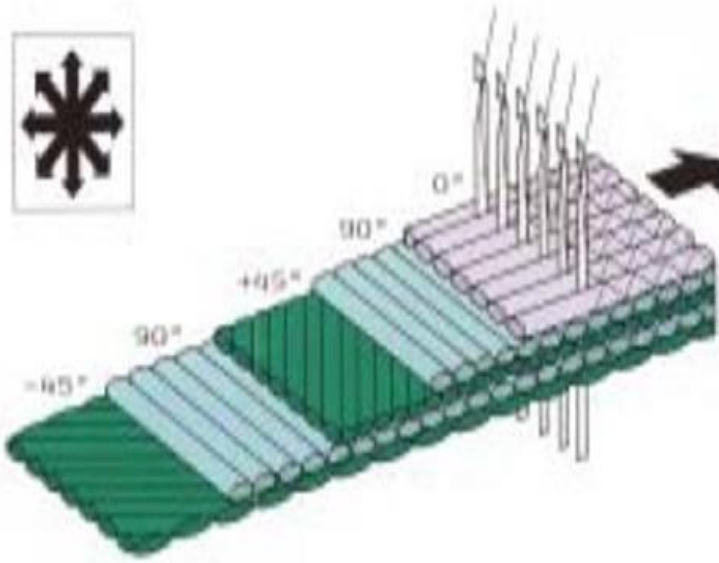
Kompozitlerin mukavemetleri ve direngenlikleri uygulanan kuvvet ile fiberlerin yönü arasındaki açı arttıkça düşmektedir. Bu nedenle, fiberler yükün tek yönde olduğu çok özel durumlar dışında genellikle örülmüş formda kullanılmaktadır. En yaygın kullanılan örgü tipi düz örgü tipidir. Bu örgü tipinde bir 0° fiber 90° fiberlerin altından

ve üstünden geçecek şekilde örülmekte ve simetrik yapıda bir örgü elde edilmektedir. Bu tip kumaşların yüksek yüzey eğriliğine sahip yüzeylere serilmesi nispeten zordur. Bir 0° fiberin ardışık iki 90° fiberin altından ve üstünden geçecek şekilde örülmesi ile oluşan ve simetrik olmayan yapıdaki örgü tipi çapraz (twill) örgü olarak isimlendirilmektedir. Düz örgü tipine oranla çok daha eğimli yüzeylere serilebilen bu tip kumaşların saten örgü tipine göre yüksek yüzey eğriliğine sahip yüzeylere serilmesi oldukça zordur. Çapraz örgü desenine sahip kumaşların daha az kesişime sahip olacak şekilde değiştirilerek üretilmiş şekilleri saten örgü olarak isimlendirilmektedir. Yüksek eğime sahip yüzeylere dahi kolayca serilebilen saten örgü desenine sahip kumaşlar ayrıca yüksek yapısal dayanım ve iyi reçine ile ıslanma özelliklerine sahiptirler. Bu örgü tipleri Şekil 1.6'da belirtilmiştir.



Şekil 1.6 : a) Düz örgü b) Çapraz Örgü c) Saten örgü.[3]

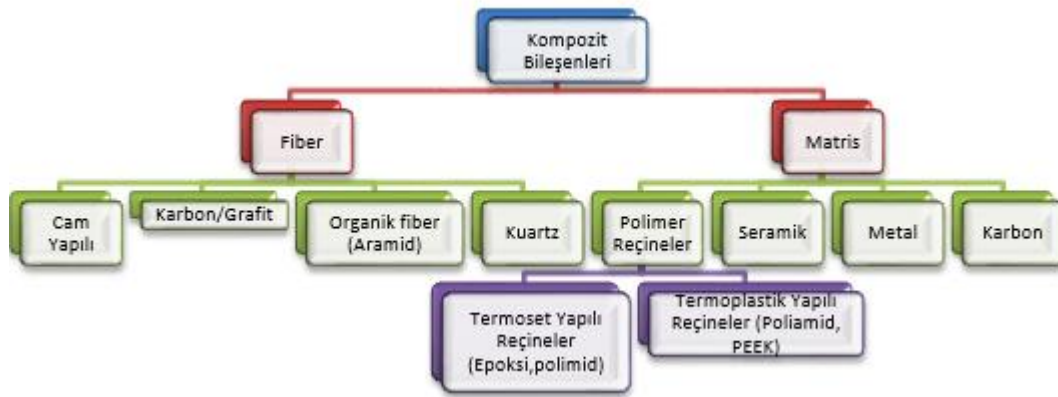
Son yıllarda kompozit malzemelerin üretiminde örülmüş kumaşlar yerine çok yönlü kumaşların (Şekil 1.7) kullanımı oldukça yaygınlaşmıştır. Farklı yönlerde oryante edilmiş uzun fiberlerden oluşan katmanlar yapısal olarak yük taşımayan ve genellikle uygun fiyatından dolayı polyester olarak seçilen iplerle birbirlerine bağlanmaktadır. Böylece birden fazla yönde oryante edilmiş fiberler tek seferde kalıp yüzeyine serilebilmekte ve üretim sırasında harcanan işçilik önemli oranda azalmaktadır. Ayrıca fiberlerin kesintisiz olarak tek yönde oryante edilmesi, örülmüş kumaşlarda olduğu gibi dik fiberlerin altından ve üstünden geçmek zorunda kalmaması nedeniyle daha yüksek yapısal dayanım sunmaktadır. Ancak çok yönlü kumaşların örülmüş kumaşlara oranla daha pahalı olması ve çok yönlü kumaşların yeterince reçine ile ıslanmama sorunları bu kumaşların örülmüş kumaş tiplerine göre daha az yaygın kullanılmasına neden olmaktadır.



Şekil 1.7 : Çok yönlü tabaka. [3]

1.1.2 Kompozitlerin fiber-matris tipine göre sınıflandırılması

Kompozit malzemelerin yapı bileşenlerinden olan fiber ve matris malzeme türüne göre, kompozitler sınıflandırılabilir. Fiber malzemesi cam, karbon/grafit, kevlar, kuartz; matris malzemesi ise polimer, seramik, metal ve karbon olarak değişiklik gösterebilir. Kompozitlerin fiber-matris malzeme tipine göre sınıflandırılması Şekil 1.8’ de gösterilmiştir.



Şekil 1.8 : Kompozit bileşenlerinin sınıflandırılması.[3]

Kompozit parçaların üretiminde ağırlıklı olarak cam, karbon, aramid ve kuartz fiberler kullanılmaktadır.

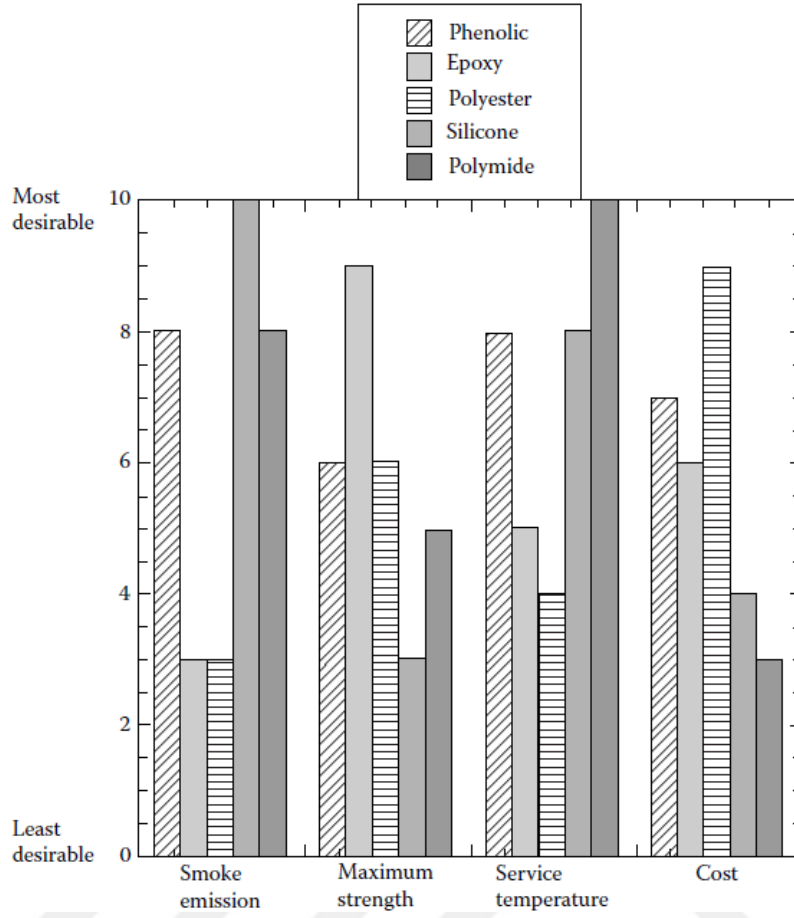
Düşük maliyeti, düşük yoğunluğu, yüksek mukavemeti ve ametalik özellikleri nedeni ile cam fiberler kompozit parçalarında en çok kullanılan güçlendirici çeşididir.

Yapısal kompozitlerde kullanılacak kadar yüksek direngenlik ve mukavemete sahip ilk organik fiber 1970'lerin başında üretilen aramid olmuştur. Kompozit parça yapımında en sık kullanılan aramid fiber tipi yüksek direngenlik değerinden dolayı ticari ismi ile de bilinen Kevlar™49'dur.

Karbon fiberler ise günümüzde bilinen en güçlü ve en direngen güçlendirici malzemelerdir. Karbon fiberler tanımlanırken karbon ve grafit terimleri kullanılsa da karbon fiberler %93-95 arasında karbon içerirken grafit fiberler %95'ten fazla karbon içermektedir. Avrupa'da yaygın olarak "karbon fiber" tanımı kullanılmaktadır. Cam, karbon, aramid ve kuartz arasında, karbon üstün özellikleri nedeni ile en çok tercih edilen güçlendirici tipidir. Ancak karbonun elektriksel olarak iletken olması (elektromanyetik dalgaların iletilmesine izin vermemesi) elektromanyetik geçirgenlik özelliğine sahip olması gereken radom yapılarında kullanımını imkânsızlaştırmaktadır. Radom tasarımlarında temin kolaylığı, maliyet avantajı, düşük nem çekme özellikleri göz önüne alınarak cam güçlendirici kullanılması tercih edilmelidir. İstenen elektriksel ve/veya yapısal özelliklerin elde edilememesi durumunda aramid ya da kuartz takviye tipleride yalıtkan olması sebebiyle kullanılabilir.

Kompozitler takviye geometrisine veya fiber- matris malzeme türüne göre sınıflandırılır. Takviye fazın formu süreksiz yapıda; pul, parçacık veya sürekli yapıda; fiber ve yönlendirilmiş tabaka formunda olabilir. Takviye malzemesi cam, karbon/grafit, kevlar, kuartz; matris malzemesi ise polimer, seramik, metal ve karbon olarak değişiklik gösterebilir.

Kompozit parçaların üretiminde kullanılan matris (taşıyıcı) malzemeler güçlendiricilerin bir arada tutulması amacı ile kullanılmaktadır. Reçineler (plastik malzemeler), metaller, seramik ve karbon malzemeler matris malzeme olarak kullanılabilir. Günümüzde mühendislik uygulamalarında epoksi temel termoset malzeme olarak kullanılmaktadır. Uzay/uçak uygulamalarında kullanılan polimer matris malzemelerin üçte ikisinden fazlası epoksi esaslıdır. Yüksek mukavemet, düşük viskozite (fiberlerin iyi ıslanmasına izin veren düşük akım hızı), kurlenme sırasında düşük uçuculuk gibi sebepler epoksi reçinesinin yaygın kullanılmasına neden olmaktadır. Şekil 1.9 ile polimer matris kompozitlerde kullanılan birkaç yaygın matris perfonmasının karşılaştırılması belirtilmiştir.



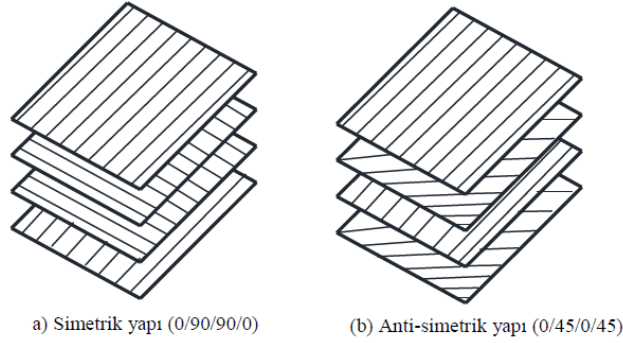
Şekil 1.9: Polimer matris kompozitlerde kullanılan birkaç yaygın matris perfonmasının karşılaştırılması.[1]

1.2 Kompozit Yapı Modelleri

1.2.1 Tabakalı kompozitler (laminantlar)

Farklı fiber takviye açlarına veya farklı özelliklere sahip kompozit tabakaların belirli bir sayıda istiflenerek bir araya getirilmesi sonucu laminat olarak da adlandırılan tabakalı kompozitler oluşturulmaktadır. Her bir tabakasında sahip oldukları farklı mekanik özelliklerinden dolayı rijitlik ve mukavemet açısından avantajlıdır. Kompozit malzemelerin sahip oldukları özellikleri farklı katmanlarında buldukları için tabakalı kompozitler, aynı zamanda birçok özelliği bünyesinde bulundurabilirler. Örneğin aynı anda yüksek korozyon direncine, yüksek mukavemete ve elektrik yalıtımına sahip olabilirler. Fiber takviye açısının değişimi ile istiflenmiş tabakaların simetrik veya anti simetrik tabaka dizilimi mümkündür. Katmanlar herhangi bir açıda serilebilir, ancak üretim kolaylığı da göz önüne alındığında çok özel bir durum olmadığı sürece serimlerin 0° , 45° , -45° ve 90° derecede yapılması uygundur.

Kompozit yapının yapısal kararlılığını ve kürlenme sırasındaki deformasyonunun minimuma indirilebilmesini sağlamak amacıyla katmanların simetrik serilmesi (rneğin 0°, 45°, 45°, 0° gibi) büyük önem taşımaktadır. Ayrıca sandviç yapılarda yüzey katmanlarının simetrik olması hem yapısal kararlılık açısından hem de elektromanyetik performans açısından önem kazanmaktadır. Simetrik ve anti-simetrik yapı gösterimi Şekil 1.10'da gösterilmiştir. Perinlenen ve mekanik bağlantı elemanlarının kullanıldığı bölgelerde 0°, 45°, -45° ve 90° yönlerde katman bulundurulması gerekmektedir. Genel bir tasarım yaklaşımı olarak katmanların %10'unun 0°, %40'ının 45°, %40'ının -45° ve %10'unun ise 90° serilmesi uygundur. Serim sırasında aynı açıda üst üste dört katmandan fazla serim yapılmamasına dikkat edilmesi gerekmektedir. Aynı açıda fazla sayıda üst üste serim yapılması kürlenme aşamasında mikro çatlaklara ve kat ayrımlarına neden olabilmektedir.



Şekil 1.10 : Polimer matris kompozitlerde kullanılan simetrik, antisimetrik yapı.[3]

1.2.2 Bal petekleri

Kompozit parçalar güçlendirici ve matris malzemelerin birleştirilmesiyle katmanlar halinde retilenmektedir.

Mühendislik teorisine göre yapıların yapısal dayanımı kalınlıklarının küpleri ile doğru orantılıdır. Bu nedenle yapıların düşük yoğunluklu malzemeler kullanılarak kalınlaştırılması ağırlıklarını çok az artırırken yapısal dayanımlarını önemli ölçüde artırmaktadır. Şekil 1.11'de ara dolgu malzemesi kalınlığının yapısal mukavemete etkisi gösterilmektedir. Sandviç kompozit yapıların üretiminde en sık kullanılan dolgu malzeme çeşidi balpeteğidir. Bal petekleri yapıları olduğundan düşük ağırlık yanında yüksek mukavemet sağlarlar. Bu nedenle bu yapılar havacılık dünyasında sıklıkla tercih edilirler.

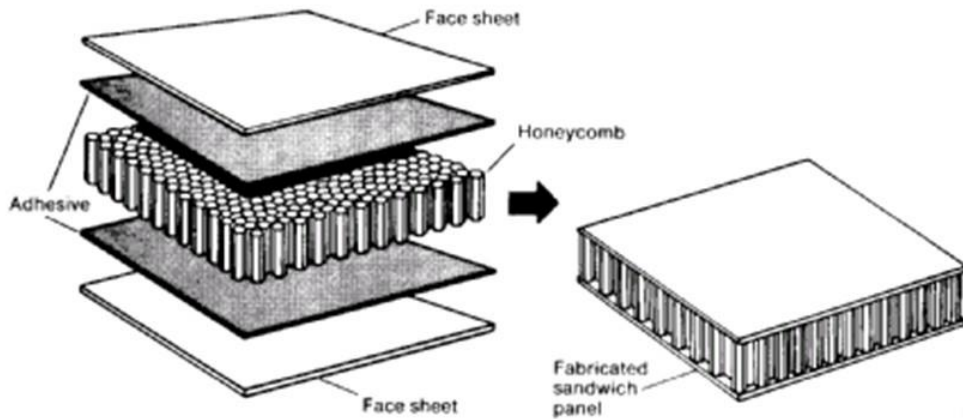
	t kalınlığında sadece cidar	t kalınlığında ara dolgu	3t kalınlığında ara dolgu
Direngelik	1.0	7.0	37.0
Eğme dayanımı	1.0	3.5	9.2
Ağırlık	1.0	1.03	1.06

Şekil 1.11 : Ara dolgu malzemesi kalınlığının yapısal mukavemete etkisi.[3]

Balpetekleri, çok ince katmanların birbirine yapıştırılması ile üretilen ve arıların bal peteklerine benzer şekilli ürünlerdir. Balpetekleri yapısal bir ürün olarak ilk kez 1940'larda uçak sandviç yapılarında kullanılmıştır.

Çoğu balpeteği düşük yoğunluklarından dolayı ametal malzemeler kullanılarak üretilirken daha yüksek mukavemet ya da daha yüksek kullanım sıcaklığı istenen durumlarda alüminyum, paslanmaz çelik, titanyum gibi metaller kullanılarak da üretilmektedir. Radom üretiminde elektriksel geçirgenliği yüksek, ametal malzemeler kullanılarak üretilen balpeteği yapıları kullanılmaktadır. Tipik bir sandviç panel Şekil 1.12'de gösterilmiştir.





Balpetekleri sadece yüksek özgül yapısal mukavemet değerlerine sahip kompozit parçalar üretmek amacı ile tercih edilmemektedir. Getirdiği yapısal avantajların yanı sıra balpetekleri enerji emilimi gerektiren parçaların ve elektromanyetik geçirgen radomların üretimlerinde de kullanılmaktadır.



Şekil 1.12 : Örnek bir balpetekli sandviç kompozit ürün.[3]

1.2.3 Prepregler

Matris ve takviye elyaf malzemenin bir arada bulunduğu ve kullanıma hazır olduğu tabaka halinde malzemelerdir. Takviye malzemesinin tek yönlü döşendiği veya kumaş şeklinde çok yönlü döşendiği tipleri mevcuttur. Kullanıma hazır bu bantlar, polimer matrisin termoset veya termoplastik olmasına bağlı olarak sırasıyla buzdolabında veya oda sıcaklığında saklanır. Bir kompozit yapı oluşturmak için çeşitli yönlerde elle veya mekanik olarak düzenlenebilir. Sonrasında yüksek basınç ve sıcaklık altında vakum torbalama ve kütleme yapılır. Şekil 1.13 ile prepreg malzemelerin teknik özellikleri belirtilmiştir.

		FIBRES									
		UNITS	E-GLASS		ARAMID		HIGH STRENGTH CARBON		INTERMEDIATE MODULUS CARBON		
			UD	Fabric	UD	Fabric	UD	Fabric	UD	Fabric	
 <p>Volume content of fibres : = 60 % (Carbon) = 50 % (E-glass - Aramid)</p>	 <p>Tensile</p>	σ / III	MPa	1100	600	1100	500	2000	800	2400	900
		σt	MPa	35	550	35	450	80	750	80	850
		E / III	GPa	43	20	60	30	130	70	170	90
		$E t$	GPa	8	19	8	30	9	65	9	90
		Poisson's ratio ν		0.28	0.13	0.34	0.2	0.25	0.05	0.27	0.05
 <p>Compression</p>	σ / III	MPa	900	550	250	150	1300	700	1600	800	
	σt	MPa	150	500	150	150	250	650	250	750	
	E / III	GPa	42	17	75	31	115	60	150	80	
	$E t$	GPa	10	16	5.5	30	10	55	11	75	
 <p>Flexure</p>	σ / III	MPa	1200	700	550	400	1800	1000	1400	1200	
	E / III	GPa	42	20	40	25	120	65	140	75	

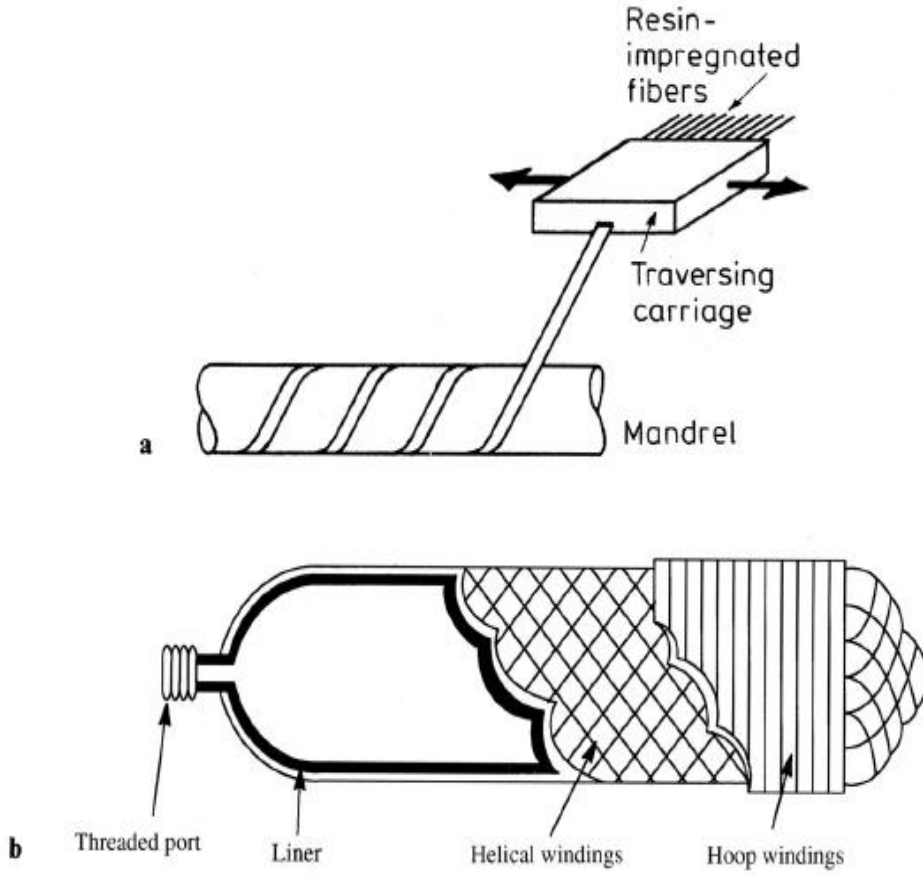
Şekil 1.13 : Prepreg malzemelerin teknik özellikleri.[3]

1.2.4 Polimer matrisli kompozitlerin üretim yöntemleri

Polimer matrisli kompozit üretim teknikleri olarak; endüstride kullanılan boru ve tank yapımında filament sargı, düşük boşluk ve yüksek kalitenin istendiği karmaşık şekiller için otoklav şekillendirme, kısa üretim süresi gerektiren otomotiv endüstrisinde reçine transfer kalıplama yöntemleri sıralanabilir.

Filament Sargı: Fiberler bir reçine banyosu hattı boyunca çekilerek reçine ile ıslatılır ve dönen bir kalıp üzerine sarılır. Bu yöntem özel biçime sahip ürünlerin seri üretimine uygundur. Bu yöntemle yapılan ürünler genellikle silindirik borular, araba şaftları,

uçak su tankları, yat direkleri, dairesel basınç tanklarıdır. Şekil 1.14 ile filament sargı ve astarlı filament sargılı basınçlı kap işlemleri gösterilmiştir.

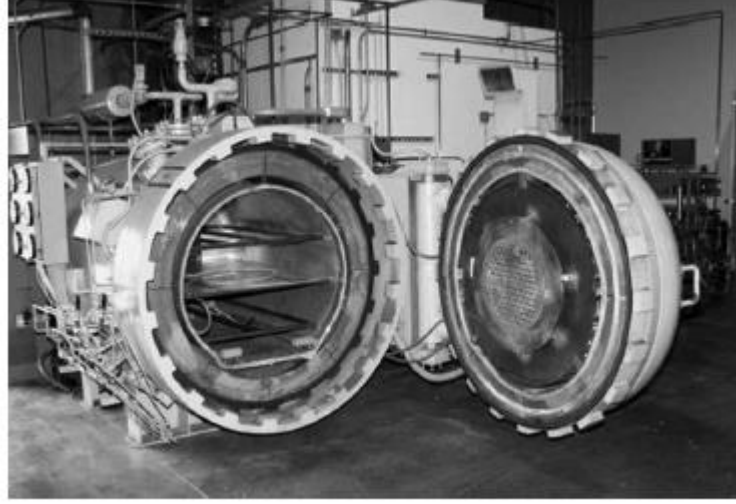


Şekil 1.14 : a) Filament sargı işlemi b) Astarlı filament sargılı basınçlı kap.[1]

Otoklavla Şekillendirme: Bu imalat yöntemi, prepreg olarak hazır bulunan kompozitlerde kullanılır. Termoset kompozit malzemelerin performanslarını artırmak için elyaf / reçine oranını artırmak ve malzeme içinde oluşabilecek hava boşluklarını tamamen gidermek için malzemeyi yüksek ısı ve basınca maruz bırakarak sağlanıldığı yöntemdir. Kompozit malzemelerin tabakalar arası birleşme ve kalitesini arttırmak için kullanılan yöntemlerin başında gelir.

Gerekli sayıda prepregler elle veya otomatik yöntemlerle veya elle kat kat serilir. Serilmiş prepregler otoklav fırınında yüksek ısı ve basınca maruz bırakılarak kütleme işlemi tamamlanır.

Otoklavla şekillendirme işleminde kullanılan örnek bir fırın Şekil 1.15’de gösterilmiştir. Otoklavla şekillendirme yöntemi havacılık dünyasında en çok kullanılan üretim yöntemidir.



Şekil 1.15 : Polimer Matris Kompozitler İçin Kullanılan Otoklav.[1]

Reçine Transfer Kalıplama: Polyster ya da epoksi gibi düşük viskoziteli bir reçine, fiber içeren bir kalıp içine düşük basınç altında enjekte edilir. Reçine akışı durdurulur ve parçanın kurlenmesine izin verilir. Sertleştirme, oda sıcaklığında veya yüksek sıcaklıklarda gerçekleştirilir. Bu yöntemin avantajları, el yatırmasından daha ucuz olması ve otomasyona müsait olmasıdır. Kısa üretim süresi gerektiren parçalarda bu yöntem kullanılır.

1.3 Kompozit Yapıları Birleştirme Yöntemleri

Yapısal tasarım açısından birleşme bölgeleri yüksek gerilim yoğunluğuna sahip bölgelerdir. Genel olarak incelendiğinde iki parça birbirine mekanik (vida, perçin gibi bağlayıcılar) ve yapıştırıcı ile birleştirilebilmektedir. Özel yüzey hazırlığı gerekmediğinden ve istenildiğinde kolayca sökülebildiklerinden dolayı mekanik birleştirme oldukça avantajlıdır. Ancak mekanik birleştirmede kompozit parçalar üzerinde delikler gerekmede, bu deliklerde gerilim yoğunluğu oluşmaktadır. Gerilim yoğunluğu oluşan bölgelerin güçlendirilmesi gerektiğinden ve bağlayıcılar genellikle yoğunluğu yüksek metallere üretildiğinden ağırlık artışına neden olmaktadır.

Yapıştırıcılı birleştirmede özel yüzey hazırlığı gerekmede, yapıştırıcı çevresel şartlardan etkilenebildiğinden dolayı yapışma mukavemeti zamanla değişebilmekte, istenildiğinde kolayca sökmek mümkün olmamakta ve yapışma mukavemeti kolayca tahmin edilememektedir. Bu nedenle mümkün olduğunca mekanik bağlantı elemanlarının kullanılması tercih edilmelidir.

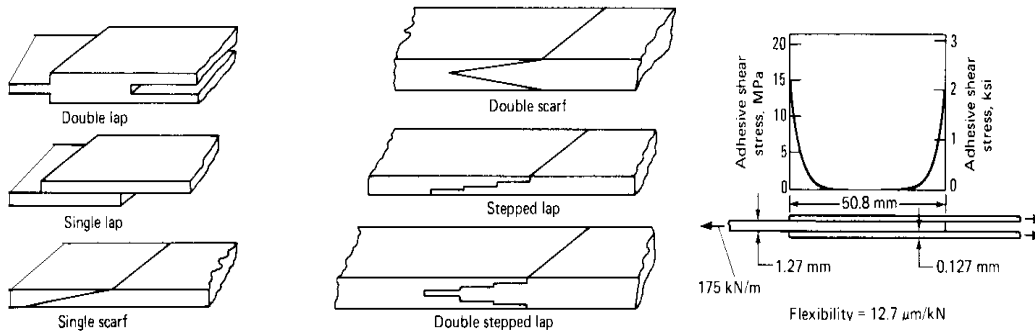
1.3.1 Yapıştırıcı ile birleştirme

Kompozit parçalar birbirlerine genellikle yapıştırıcı kullanılarak birleştirilmektedir. Yapıştırıcı ile birleştirilen bölgeler kesme yönünde oldukça yüksek yapısal mukavemete sahipken soyulma yönünde oldukça zayıftırlar, bu nedenle tasarımın yapışma bölgelerinde kesme yükü taşıyacak şekilde yapılması gerekmektedir.

Yapıştırarak birleştirme yüksek gerilimin olduğu, dönüşümlü yüklerin olduğu ya da bağlayıcılar üzerinde çok yüksek yüklerin olduğu ince kalınlıktaki parçaların birleştirilmesinde kullanılmaktadır. Ayrıca fazla delik açma ve vidalama/perçinleme işlemi gerektiren montajlarda da yapıştırma yöntemi tercih edilebilmektedir.

1.3.2 Yapışma bölgesi tasarımı

Yapıştırıcı ile birleştirilmiş parçalarda yük yapışma bölgesindeki yapıştırıcı katmanı ile aktarılmaktadır. Bu aktarımın verimi yapışma bölgesinin tasarımına, yapıştırıcı malzemenin özelliklerine ve yapıştırılan parçaların yüzeylerine bağlıdır. Genellikle yapışma bölgesi fiberlerle güçlendirilmediğinden bu bölgenin mukavemeti yapışan parçaların mukavemetinden daha düşüktür ve yükün aktarılabilmesi için yapışma bölgesi alanının mümkün olduğunca büyütülmesi gerekmektedir. Tipik yapışma bölgesi tasarımları ve bölgedeki kesme gerilimi değişimi Şekil 1.16 'da gösterilmektedir.



Şekil 1.16 : Tipik yapışma bölgesi tasarımları ve bölgedeki kesme gerilimi değişimi.[3]

1.3.3 Mekanik birleştirme

Mekanik birleştirmede çoğu zaman metalden üretilmiş bir bağlayıcı (vida, cıvata, perçin gibi) ve birleştirilecek parçalarda bu bağlayıcının geçeceği birer delik vardır. Parçalara açılan bu delikten dolayı yapısal mukavemet %50-%80 arasında

azaldığından gerekli yapısal mukavemetin sağlanabilmesi için bölgenin güçlendirici metal katmanlar eklenmesi ya da kat sayısının artırılması ile güçlendirilmesi gerekmektedir.

Mekanik bağlantılı yapılarda vida deliğinde herhangi bir hasar meydana gelmesi demek bağlantı elemanının fonksiyonunun düzgün olarak yerine getirememesi demektir. Bu nedenle gerekli tüm önlemler alınmalı, herhangi bir hasarın meydana gelmesi engellenmelidir. Çoğu zaman yapıların birleştirilmesinde tek bağlayıcı yeterli olmamakta, bir dizi bağlayıcı kullanılarak parçaların birleştirilmesi gerekmektedir. Çoklu bağlayıcı kullanıldığında bağlayıcıların kenara ve birbirlerine olan uzaklıkları dikkatle seçilmelidir.

Tek bağlayıcı ile birleştirilmiş kompozit panellerin hasar modları Şekil 1.17 ile gösterilmiştir. Basma yönünde yükün bir kısmı bağlayıcı tarafından taşındığı için yapısal mukavemet genellikle daha yüksektir ve bu yönde yapılar gerilim yoğunlaşmasına daha az duyarlıdır.

Bu hasar tipleri çeşitli parametrelere bağlı olarak açıklanabilir. Bu parametreler;

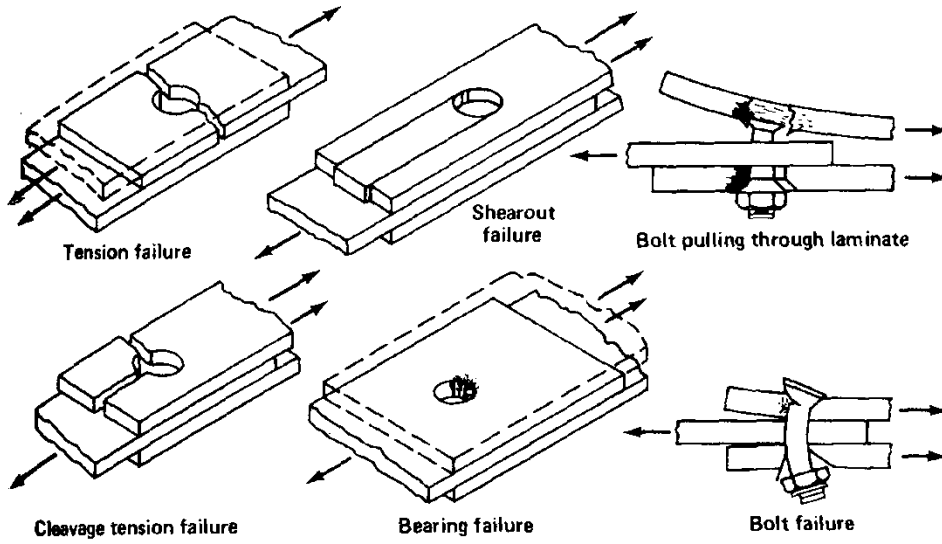
Kompozit malzeme bileşenlerinin etkisi: Takviye malzemesinin türü ve yapısı (tekyönlü, örgülü, kırılmış, rastgele dağılımlı vb.), matris malzemesi (reçine esaslı, plastik esaslı vb.)

Kompozit malzeme türünün etkisi: Tabakalı kompozit malzeme (simetrik veya anti simetrik dizilime sahip olması, farklı fiber takviye açılarına sahip tabakaların olması vb.), termoplastik, toz malzemelerden sıkıştırılmış, vb.

Bağlantı geometrisinin etkisi: Bağlantı elemanının montajının yapılacağı deliğin plakanın kısa kenarına olan mesafesinin oranı (E/D), plaka genişliğinin delik çapına oranı (W/D), plaka uzunluğu ve plaka kalınlığı.

Bağlantı tasarım tipinin etkisi: Tek tesirli veya çift tesirli bağlantının olması, farklı bağlantı elemanları kullanılmış olması (cıvata, perçin veya pim), çekme, basma veya kayma zorlanmaları, yayılı yüklenme, moment etkisi gibi konstrüktif zorunluluklardan kaynaklanan etkiler.

Mekanik birleştirme yapılan kompozit yapılarda olası hasarlar sürekli olarak göz önünde bulundurulmalıdır. Herhangi bir hasara mahal vermeden gerekli tüm önlemler tasarım aşamasında alınmalıdır.



Şekil 1.17 : Tek delikle birleştirilmiş kompozit panellerin yenilme modları.[3]

Hasar tipleri incelendiği zaman Tension failure (Yırtılma) hasarı için iki farklı durum vardır. Birincisi delik kenarında kalan kesit yükleme için fazla küçüktür, ikincisi ise tek yönde takviyeli kompozit yapılarda fiber takviye açısının yükleme doğrultusuna tam dik olması halinde bu hasar tipi görülebilir. Yırtılma hasarı durumu için hasara neden olan gerilmeler (3) no'lu denklem ile hesaplanır.

$$\sigma_{\text{yırtılma}} = \frac{P_{\text{max}}}{(W - D).t} \quad (1.3)$$

Burada P max ; levhaya uygulanan hasar anındaki maksimum yük, t: levha kalınlığı, E: Delik-kenar mesafesi, W:levha genişliği, D: pim çapıdır. Shearout failure görülen kesme hasarı durumu genellikle (E/D) oranının bir veya bire yaklaştığı durumlarda görülmektedir. Kesme hasarına neden olan gerilmeler denklem (4) nolu denklem ile hesaplanabilmektedir.

$$\sigma_{\text{kesme}} = \frac{P_{\text{max}}}{2.E.t} \quad (1.4)$$

Ezilme hasarı görülmesi durumu emniyetli çalışma açısından uygun olan ve özellikle izotropik malzemelerde görülen bir hasar türüdür. Fiber takviyeli tabakalı kompozitlerde ise delik içerisindeki gerilmelerden dolayı ezilmiş olan matris malzemesi içerisinde yer alan ve hasara uğramayan fiberlerin ezilerek bağlama elemanının önünde bir yatak vazifesi görmesi ile yüklemelerin artmasına rağmen

kopma türünde bir hasarın görülmemesi halidir. Hasar yükleri hesaplanırken denklem (5) kullanılmaktadır.

$$\sigma_{ezilme} = \frac{P_{max}}{2 \cdot D \cdot t} \quad (1.5)$$

Cleavage hasarı ise kesme ve yırtılma hasarının aynı anda gerçekleşmiş olması yüklemelerin eksantrikliğinden, iki eksenle farklı yükleme durumundan veya fiber takviye açısından dolayı ortaya çıkmaktadır.

1.3.4 Bağlayıcı seçim kriterleri

Kompozit parçaların birleştirilmesinde kullanılan bağlayıcıların seçiminde metallerde kullanılan bağlayıcılara oranla daha dikkatli olunması gerekmektedir. Kompozit parçalarda kullanılacak bağlayıcıların seçiminde dikkat edilmesi gereken konular aşağıda özetlenmiştir:

- Birleştirilecek parçalar ile bağlayıcının galvanik uyumluluğu
- Bağlayıcı uygulamasının birleştirilen parçalara etkisi
- Birleşme mukavemeti
- Delik kalitesi duyarlılığı

Kör perçinlerin kompozit parçaların birleştirilmesinde kullanılması durumunda dikkatli olunması gerekmektedir. Bu tip bağlayıcıların gövdeleri uygulama sırasında nispeten kontrolsüz bir şekilde genişlediğinden laminada hasara yol açabilmektedir. Bu nedenle kör perçin kullanımı önerilmemektedir.

1.3.5 Bağlayıcı malzemeleri

Karbon fiberle güçlendirilmiş kompozitlerin birleştirilmesinde ağırlıklı olarak 6Al4V titanyum alaşımı kullanılmaktadır. Çekme mukavemeti 1100 MPa, kesme mukavemeti ise 660 MPa olan bu alaşımdan daha yüksek mukavemete sahip bağlayıcılar gerektiğinde soğuk işlenerek güçlendirilmiş A286 ya da Inconel 718 kullanılabilir. Soğuk işleme ile güçlendirilen A286 bağlayıcılarda 1400 MPa çekme mukavemeti ve 760 MPa kesme mukavemeti elde edilebilirken bu değerler soğuk işleme ile güçlendirilen Inconel 718 için 1500 MPa ve 860 MPa olmaktadır.

Cam, kuartz ya da aramid fiberlerle güçlendirilmiş kompozitlerin birleştirilmesinde karbon fiberle güçlendirilmiş kompozitlerde olduğu gibi galvanik korozyon sorunu ile

karşılaşılacağından çevre şartlarına uygun çelik ya da paslanmaz çelik bağlayıcılar kullanılabilir.

1.3.6 Delik kalitesi duyarlılığı

Kompozit malzemelerde delik açılırken aşağıdaki kriterler göz önüne alınmalıdır. Delik delinirken kompozitler için üretilmiş özel uçlar kullanılmalıdır. Delikler mümkün olan en yüksek devirde (tercihen 15000 rpm'den yüksek) delinmelidir. Delikler delik düzlemine dik olacak şekilde ($\pm 1^\circ$) delinmelidir.

Özel bir gerek olmadıkça deliklerin kenarlarının yuvarlatılmasına gerek yoktur. Delik delinirken genellikle son katta kat ayrımı oluşabilmektedir. Kat ayrımını engellemek için parçanın sert bir yüzeyde sıkıca desteklenmesi gerekmektedir.

1.4 Kompozit Malzemelerin Mekanik Terminolojisi

Bileşenlerin tek tek özelliklerinden faydalanılarak bir kompozit tabakanın ortalama özellikleri bulunur. Özellikler arasında rijitlik, mukavemet, termal ve nem genleşme katsayıları sıralanabilir. Ortalama özellikler, her bir tabakanın homojen olduğu kabul edilerek çıkarılır. Bu seviyede, bir laminanın rijitlik ve mukavemet koşulları optimize edilebilir. Bu da laminanın mikromekaniği olarak adlandırılır.

Tek yönlü/çift yönlü bir lamina için gerilme-şekil değiştirme bağıntıları çıkarılır. Yükler, lamina simetrisinin asal doğrultusu boyunca veya dışında uygulanabilir. Ayrıca rijitlik, termal/nem genleşme katsayıları ve açılı tabakalı tabakaların mukavemetleri için bağıntılar geliştirilir.

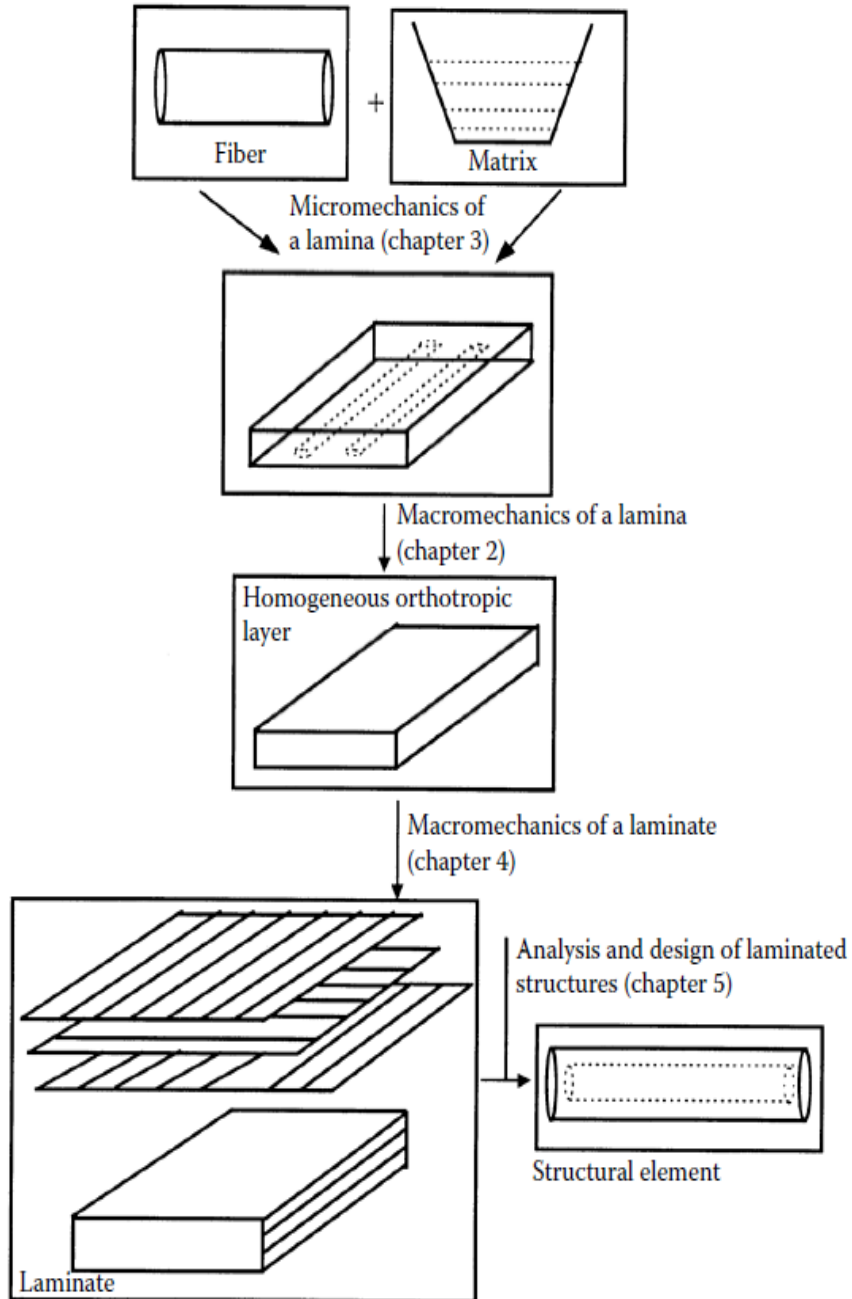
Laminanın hasar teorileri, bu laminadaki gerilmeleri ve laminanın mukavemet özelliklerini baz alır. Bu, laminanın makro mekaniği olarak adlandırılır. Şekil 1.18 ile kompozit malzemelerin mekanik terminolojisi özetlenmiştir.

Kompozit malzemelerden yapılmış bir yapı, genellikle değişik laminaların sıralanmasından oluşmuş laminat bir yapıdır. Tek bir lamina makromekaniği bilirse laminat makromekaniği geliştirilerek tüm laminat için rijitlik, mukavemet, ısı ve nem genleşme katsayıları bulunabilir.

Tez çalışmasında epoksi reçinesi emdirilmiş kuartz ve cam elyafı hazır prepregler kullanılmıştır.

Kullanılan prepregler standart hazır üretilmiş prepreglerdir. Hazır kullanılan prepreglerle test kuponları üretilmiştir.

Kullanılan prepreglerin ticari isimleri Glass ve radyoaktif geçirgenlik istenen bölgelerde kullanılan Quartz olarak iki tiptir. Test kuponları hazır prepeg katmanlarının çeşitli açılarla istiflenmesi ile elde edilmiştir. Kullanılan kompozit malzemenin mekanik özellikleri ilk olarak bu hususta özel olarak üretilmiş kuponlar üzerine çeşitli testlerin yapılması sonucu elde edilmiştir.



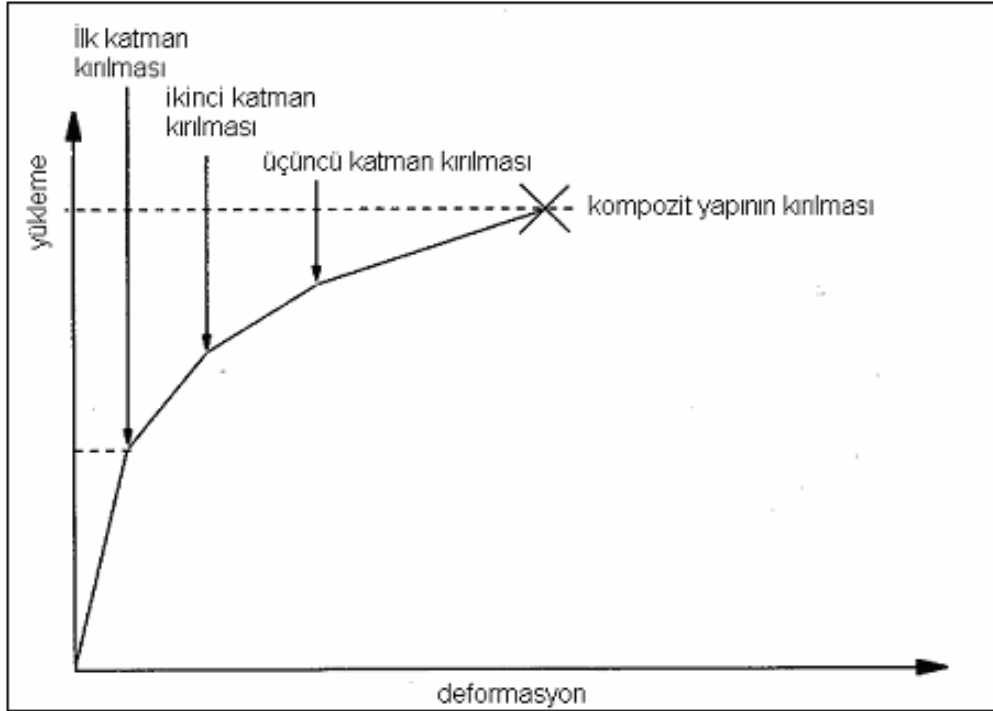
Şekil 1.18 : Kompozit malzemelerin mekanik terminolojisi.[1]



2. PROBLEMİN TANIMLANMASI

2.1 İlerlemeli Hasar Analizi

Kompozit malzemelerde hasar belirli bir sıraya göre meydana gelir. Malzemeye, geometriye, tabaka takviye açısına ve uygulanan yükleme sekline bağlı olarak öncelikle mukavemet açısından zayıf tabakalarda matris yapıda kırılma meydana gelir. Bu durumda matris yük taşıyamaz ve tüm yük elyaf malzemeye aktarılır. Uygulanan kuvvetin arttırılmasına bağlı olarak yapının diğer tabakalarda elyaf hasarı, elyaf/matris arasında kayma oluşabilir. Hasarın sekline göre kompozit malzemenin farklı malzeme özellikleri etkilenir. Etkilenme şekillerine göre kompozit malzemenin yük taşıma kapasitesi düşer. Bu nedenle mukavemet analizlerinin gerçeğe yakın olması için hasar ilerleme modelinin yapılması gereklidir. İlerlemeli hasar analizi metodunda en yaygın kullanılan hasar teorileri Hashin ve Puck hasar teorileridir. Bu teorilerin bu kadar yaygın olmasının sebebi, deney sonuçları ile yakın sonuçlar vermesidir. İlerlemeli hasar analizi yapısı Şekil 2.1’ de gösterilmiştir.



Şekil 2.1 : İlerlemeli Hasar Analizi Yapısı.[2]

2.2 İlerlemeli Hasar Analizi Kriterleri

İlerleme hasar analizinde hasar tespiti için çeşitli teoriler kullanılmaktadır. Tsai-Hu, maksimum gerilme, maksimum şekil değiştirme bunlara örnek gösterilebilir. Maksimum gerilme teorisi ve maksimum şekil değiştirme teorisinde kayma gerilmesinin normal gerilme ile etkileşimi yer almamaktadır, dolayısıyla bu teoriler konservatif teorilerdir. Hashin ve Puck hasar teorilerinde ise kayma gerilmesinin normal gerilmeler ile etkileşimine yer verilmiştir. Hasar şekillerini de ayırt ettiği için Hashin ve Puck hasar teorileri sonlu eleman analizleri için en uygun teoriler olarak değerlendirilmektedir. Bu metotlarla, yüklemenin herhangi bir anında hangi tabakanın hangi bölgesinde hasar meydana geldiği ve hasarın şekli belirlenebilmektedir. Bu nedenle bu çalışmada Hashin ve Puck hasar teorileri kullanılmıştır.

Kompozit tabakaların mukavemet özellikleri 1-2-3 eksenleri doğrultusunda sınıflandırılır. Tabaka halinde dizilmiş kompozit malzemelerin takviye elemanı doğrultusundaki (1 yönü) mukavemeti ve takviye elemanına dik doğrultudaki (3) mukavemeti, malzeme özelliklerini tespit etmek için uygulanan çeşitli standart testler ile belirlenir. Testler sonucunda elde edilen bu mukavemet özelliklerinin sembollerle gösterim şekli aşağıda verilmiştir.

X_c : 1 yönündeki maksimum basma dayanımı

X_t : 1 yönündeki maksimum çekme dayanımı

Y_c : 2 yönündeki maksimum basma dayanımı

Y_t : 2 yönündeki maksimum çekme dayanımı

Z_c : 3 yönündeki maksimum basma dayanımı

Z_t : 3 yönündeki maksimum çekme dayanımı

S_{12} : 1-2 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı

S_{23} : 2-3 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı

S_{13} : 1-3 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı

ϵ_{1c} : 1 yönündeki maksimum basma birim uzaması

ϵ_{1t} : 1 yönündeki maksimum çekme birim uzaması

ϵ_{2c} : 2 yönündeki maksimum basma birim uzaması

ϵ_{2t} : 2 yönündeki maksimum çekme birim uzaması

ϵ_{3c} : 3 yönündeki maksimum basma birim uzaması

ϵ_{3t} : 3 yönündeki maksimum çekme birim uzaması

γ_{12} : 1-2 düzlemindeki maksimum kayma açısı

γ_{23} : 2-3 düzlemindeki maksimum kayma açısı

γ_{13} : 1-3 düzlemindeki maksimum kayma açısı

2.2.1 Hashin hasar teorisi

Hashin hasar teorisi hasarın şeklini ayırt edebilen bir teoridir. Bu nedenle diğer Tsai-Wu ve Hoffman hasar kriteri gibi teorilerden ayrılır. Hasar şeklini ayırt etmesi yönünden Puck ile beraber en sık kullanılan hasar teroilerinden biridir. Bu teoriye göre matris yapıda veya elyafta bir hasarın olup olmadığı tespit edilebilmektedir. Fiber hasar modu fiber doğrultusundaki gerilmeleri esas alır. Matris hasar modu ise, fibere gelen yanal ve teğetsel gerilmeleri göz önüne alır. Bu teoriye göre hasar meydana gelmesi aşağıdaki durumlarda gerçekleşir.

- Matris çekme hasarı meydana gelme şartı;

$\sigma_2 > 0$ için;

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_t} + \frac{\zeta_{12}}{S_{12}} + \frac{\zeta_{23}}{S_{23}} \right) > 1 \quad (2.1)$$

- Matris basma hasarı meydana gelme şartı;

$\sigma_2 < 0$ için;

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_c} + \frac{\zeta_{12}}{S_{12}} + \frac{\zeta_{23}}{S_{23}} \right) > 1 \quad (2.2)$$

- Elyaf-matris arasındaki kayma hasarı meydana gelme şartı;

$\sigma_1 < 0$ için;

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_c} + \frac{\zeta_{12}}{S_{12}} + \frac{\zeta_{13}}{S_{13}} \right) > 1 \quad (2.2)$$

- Elyaf çekme hasarı meydana gelme şartı;

$\sigma_1 > 0$ için;

$$\left(\frac{\sigma_1}{Xt} + \frac{\zeta_{12}}{S12} + \frac{\zeta_{13}}{S13} \right) > 1 \quad (2.4)$$

- Elyaf basma hasarı meydana gelme şartı;

$\sigma_1 < 0$ için;

$$\frac{\sigma_1}{Xc} > 1 \quad (2.5)$$

2.2.2 Puck hasar teorisi

Puck hasar kriteri, Coulomb ve Morh hipotezine dayalı olarak Paul tarafından geliştirilmiştir. Puck hasar kriterinin ayrıntıları, Hashin kriterinin Puck ve Schürman tarafından geliştirilmesi sonucu oluşmuştur. Puck kriterinin, deneysel çalışmalarda hasar tahmin konusunda Hashin kriterine göre daha başarılı görülmüştür. Puck kriteri, Hashin kriterinin göz ardı ettiği tabakaların basma ve kayma yüklemesi altındaki hasar tahmininde bazı iyileştirmeler içermektedir. Çekme yüklemesi altında Puck ve Hashin kriterleri benzer sonuçlar vermektedirler. Puck kriteri, fiberler incelenirken maksimum maksimum gerinin kriterini göz önüne alır. Matris hasarını üç mod altında, fiber hasarını iki şekilde incelemektedir. Puck kriterinin Hashin kriterine göre üstünlüğü matris hasarı hesaplanırken, kırılma yüzeyi ile kompozit tabaka arasındaki açığa göre değişen üç hasar modunu incelemesi ve hasara neden olan kuvvet tipini dikkate almasıdır.

- Elyaf çekme hasarı meydana gelme şartı;

$\sigma_1 > 0$ için;

$$\left(\frac{\sigma_1}{Xt} \right) > 1 \quad (2.62)$$

- Elyaf basma hasarı meydana gelme şartı;

$\sigma_1 < 0$ için

$$\frac{\sigma_1}{Xc} > 1 \quad (2.7)$$

- Matris hasarı Mod A;

$\sigma_{22} > 0$ için;

$$\sqrt{\left(\frac{\zeta_{12}}{s_{12}}\right)^2 + \left(1 - p_{12}^+ \frac{Y_T}{s_{12}}\right)^2 \cdot \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2} + \left(p_{12}^+ \frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 < 1 \quad (2.8)$$

- Matris hasarı Mod B;

$\sigma_{22} < 0$ için;

$$\left(\frac{1}{s_{12}}\right) \sqrt{(\zeta_{12})^2 + (p_{12}^- \sigma_{22})^2 \cdot \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2} + p_{12}^- \sigma_{22} < 1 \quad (2.9)$$

- Matris hasarı Mod C;

$\sigma_{22} < 0$ için;

$$\left[\left(\frac{\zeta_{12}}{2(1 + p_{22}^-)}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2\right] + \left(\frac{Y_C}{-\sigma_{22}}\right)^2 < 1 \quad (2.103)$$

Puck ve Hashin kriteri kompozit yapıların farklı hasar modlarına sahip olabileceğini göz önüne almaktadır. Hasar kriterlerinde kullanılan hasar modları fiber çekme, fiber basma, matris çekme, matris basma ve deliminasyon olarak sınıflandırılmaktadır. Fiber çekme hasarı, meydana geldiğinde yüksek miktarda enerji açığa çıkardığı için tehlikeli hasar tipidir. Fiber basma hasarı daha çok matrisin kayma hareketinden ve fiber doğrultusundaki düzensizlik ile boşluklardan etkilenir. Matris çekme hasarı meydana geldiğinde ise hasar yüzeyinde bazı fiber ayrılmaları görülür. Matris çekme hasarı, genellikle genellikle kuvvete dik doğrultuda oluşur.

2.3 Literatür Özeti

Bu konu ile ilgili yayınlanmış bilimsel çalışmaların yanı sıra konu üzerinde hala yapılan çalışmalar devam etmektedir. Bu bölümde literatürde incelenen bilimsel çalışmalar özet halinde sunulmuştur.

Chang ve Chang [4], ortası delikli kompozit levhalar için yapmış oldukları gerilme ve hasar analizi çalışmasında iki boyutlu, üç ana hasar şekli ele almışlardır. Bu hasalar, matris kırılması, matris-elyaf kayması ve elyaf kopmasıdır. Sonlu eleman analiz sonuçları deneysel sonuçlarla karşılaştırılarak doğruluğu tespit edilmiştir.

Karşılaştırılmış ve sonuçlar uygun bulunmuştur.

Chang ve ekibi [5], ortasında delik bulunan bir kompozit levhayı çekme kuvvetine maruz bırakarak, meydana gelen hasar şekillerini incelemişlerdir. Bu çalışmayı hem deneysel hem nümerik gerçekleştirmişlerdir.

Tan [6], bu çalışmasında ortasında delik bulunan kompozit levhalar için hasar ilerleme analizi modelini gerçekleştirmek için malzeme indirgeme algoritması geliştirmiş ve Tsai-Wu hasar kriterini kullanarak sonlu eleman analizlerinde geliştirdiği bu algoritmayı kullanmıştır.

Chang and Chang [7], mekanik bağlantılı kompozit levhalarda gerçekleştirdikleri hasar analizi çalışmalarında üç hasar şeklinin varlığını ortaya koymuşlardır. Sözü edilen bu hasar şekilleri; net kopma, yırtılma ve civata baskısından dolayı oluşan delik iç yüzeyindeki ezilme hasarıdır. Gerçekleştirdikleri deney sonuçlarında, levhanın kopmasının ve yırtılmasının iki boyutlu (düzlemsel) olduğu, ezilme şeklinin ise üç boyutlu olduğu saptanmıştır.

Hyer ve ekibi [8], mekanik bağlantılı kompozit levhalarda bağlantı elamanının elelastisitesinin, sürtünme katsayısının ve pim-delik arasındaki toleransın yapıda meydana getirdiği etkisini inceleyerek, sonuçları raporlamışlardır. Pim-delik arasındaki tolerans fazlalığı yapının mukavetini düşürüyorken, pimin elastisitesinin yapının mukavemetine herhanıgi bir etkisinin olmadığı sonucuna varmışlardır.

Eriksson [9], civata bağlantılı tabakalı grafit/epoksi levhalarda civata baskısından dolayı oluşan delik yüzeyindeki ezilme yatak hasar gerilmesin incelemiştir. Ön gerilme, tabaka dizilim yapısı, delik çapı, plaka kalınlığı ve yükleme yönü gibi çeşitli parametrelerin yatak gerilmesine etkisi incelenmiştir. Deney sonuçlarına göre ön gerilme uygulanan yapıların yatak gerilme dayanımları ön gerilmesizlere göre 2.4 kat daha fazla olduğu saptanmıştır.

Hung, Chang [10], yaptıkları çalışmada mekanik bağlantılı bir kompozit panelin ilerlemeli hasar analizini yapan bir sonlu eleman kodu geliştirmişlerdir. Kompozit panel üzerinde yapılan analiz çalışmalarında civata modellenmemiş, bunun yerine radial sınır şartı uygulanmıştır. Kullandıkları hasar ilerleme algoritması, kopma, yırtılma, ezilme hasarı üzerinde durulmuştur. Ayrıca çalışmalarında kullandıkları algoritma ile, farklı W/D (plaka genişliği/delik çapı) ve E/D (deligin serbest kenara olan uzaklığı/delik çapı) değerleri incelenerek çalışmalarını tamamlamışlardır.

Kim ve ekibi [11], mekanik bağlantılı ve elyaf takviyeli bir kompozit bir panelin mukavemet analizi üzerine çalışmalar gerçekleştirmişlerdir. Bu çalışmada Hashin hasar kriteri, ilerlemeli hasar algoritması ile kullanılmıştır. Analiz çalışmalarında pim elastik değil rijit kabul edilmiştir. Geometri IDEAS yazılımında oluşturulurken ABAQUS yazılımı çözücü olarak kullanılmıştır. Analiz modelinde temas alanine minimize etmek için pul ve somun ayrı olarak modellenmemiştir. Kullanılan temas algoritması Langrangian metodudur. Kullanılan program farklı sürtünme katsayı değerlerini desteklemediği için analizlerde tek bir sürtünme katsayı değeri kullanılmıştır. Civataya ön gerilme uygulamak için ortotropik özellikte termal genleşme katsayısı atanmıştır. Sonrasında sıcaklık düşürülmüş bu şekilde civata üzerinde bir ön gerilme kuvveti yaratılması sağlanmıştır. Bu çalışmada herhangi bir ilerlemeli hasar analizi algoritması kullanılmamış olup sadece gerilme analizi yapılmıştır.

McCarthy ve ekibi [12], mekanik bağlantılı kompozit panelde vida delik arasındaki tolerans miktarının yapının dayanımına etkisini incelemişlerdir. Bu tolerans miktarının artması ile yapının mukavemet değerinde ciddi düşüş olduğu sonucuna varmışlardır.

Benzer çalışmayı Kelly ve Hallström [13] gerçekleştirmiştir. Pim delik arasındaki tolerans miktarının yapının ezilme dayanım değerine etkisi incelenmiş, delik ile pim arasındaki boşluk miktarı arttıkça temas yüzey alanı azalmasından kaynaklı dayanım değerinin düştüğünü gözlemlemişlerdir.

Okutan ve ekibi [14], cam/epoksi pim bağlantılı kompozit panellerin delik merkezinin levha kenarına uzaklığı/ delik çapına oranı 1'den 5'e kadar, panel genişliği/ delik çapı oranını 2'den 5'e kadar değiştirerek testler gerçekleştirmiştir. Farklı numuneler üzerinde gerçekleştirilen testler sonrası, test numuneleri üzerinde oluşan hasar şekilleri karşılaştırılmıştır. Camanho ve Matthews [15], yaptıkları çalışmasında en dikkat çeken detay gerçekçi bir yatak ezilme hasar dayanım değeri elde etmek için analizleri üç boyutlu gerçekleştirmenin zorunlu olduğudur. Civata-delik arasındaki tolerans miktarının ve temas yüzey alanının mutlaka dikkate alınması gerektiğini söylemişlerdir.

Oh vd. [16], hybrid yapıli kompozit bir yapıda ideal bir vida bağlantısı nasıl olur bunun cevabını aramışlardır. Tabaka açısı,dizilimi, kullanılan rondela dış çapı tasarım parametreleri olarak belirlenerek, bunların etkisi incelenmiştir.

Whitworth vd. [17], yaptıkları çalışmada kompozit panel delik etrafında oluşan gerilme dağılımını gözlemlemek için sonlu eleman analizini iki boyutlu yapmışlardır. Hasar davranışlarını *Yamada-Sun* metodu ile değerlendirmişlerdir.

Khashaba ve ekibi[18], yaptıkları çalışmada daha çok kompozit levhaların eğilme ve yorulma davranışını üzerinde durmuşlardır. Yorulma davranışı çentiksiz ve çentikli levhada incelenmiş, uzun yorulma ömrünün çentik çapının düşmesiyle mümkün olduğunu göstermişlerdir. Ayrıca delik çapının artmasıyla eğilme dayanım değerinin düştüğünü ispatlamışlardır.

Bouiadjra vd. [19], çekme yükü altında olan kompozit levhanın çentik etrafındaki gerilme şiddet faktörü hesabı üzerinde çalışma gerçekleştirmişlerdir. Kompozit levhada yer alan fiber takviye açısı değeri azaldıkça çatlak ilerlemesinin daha hızlı olduğunu belirtmişlerdir.

Whitworth vd. [20], pim yapısına sahip bir kompozit levhanın hasar gerilmesini tespit etmek için iki boyutlu analiz gerçekleştirmiş ve *Yamada sun* hasar kriterini kullanmışlardır. Yaptıkları çalışmada sayısal ve deneysel sonuçların birbirleri ile yakın olduğu görülmüştür.

Aluko ve ekibi [21], pim bağlantılı kompozit levhada gerçekleştirdikleri çalışmalarda pim delik arasındaki sürtünme katsayısının etkisi üzerinde durmuşlardır. Sürtünme katsayısı değerini 0,0.2 ve 0.4 olarak ele almışlardır. Yaptıkları çalışmada sürtünme katsayı değerinin değişmesiyle maksimum hasar yüklerinde değişiklik olduğunu belirlemişlerdir.

Kishore vd. [22], birden fazla pim bağlantısına sahip kompozit yapıda E/D (Delik-levha kenar mesafesi/ delik çapı), P/D (pim deliği merkezleri mesafesi/ delik çapına oranı), S/D (pim delik merkezi- yanal kenar mesafesi/ delik çapı oranı) tasarım parametreleri olarak seçilmiş ve incelenmiştir. Hasar teorisi Tsai-Wu kullanılmıştır.

Zhang vd. [23] çalışmalarında çoklu mekanik bağlantılı kompozit levhalarda hasar analizi teorisini kullanan karakteristik uzama metodu olarak adlandırılan CLM yöntemini önermişlerdir. Bu yöntem %4 'lük hata oranı vermektedir. Bu sayede pahalı olan test yöntemlerinin ihtiyaçlarını azalacağını vurgulamışlardır.

Lee vd. [24] kompozit tabakaların hasar ilerlemeli analizi için çalışmalarında Abaqus UMAT programını kullanmışlardır. Hasar başlangıcını ve ilerlemesini burada

gerçekleştirdikleri sayısal yöntemle tespit etmişler, sonuçların literatürdeki deneysel bulgularla uyumlu olduğunu göstermişlerdir.

Zhang vd. [25], kompozit levhalarda nasıl bir civatalı birleştirme yönteminin kullanımının uygun olduğunu incelemişlerdir. Sayısal yöntemle gerçekleştirdikleri çalışmalarında çeşitli tasarım parametreleri önerilerinde bulunmuşlardır.

Sola vd. [26], kompozit tabakalarda burkulma oluşumundaki hasarı incelemişlerdir. Delik yatak hasarlarında, delik yatak modellenin gerçekçi modellemesinin burkulma üzerinde önemli bir etkisi olduğunu vurgulamışlardır.

Nerilli vd. [27], elyaf takviyeli kompozit levhalarda civatadan kaynaklı hasarı ele almışlardır. Civata ve levha arasında oluşan hasarı doğrusal olmayan sonlu elemanlar yöntemi ile incelemişlerdir.

Zhou vd. [28] tarafından tek bindirmeli, çoklu pim bağlantılı tabakalı kompozitlerin üç boyutlu yükleme altında sonlu eleman hasar analizi gerçekleştirilmiştir. Matrisin hasarsız bölgeleri için ayrıca plastik davranış ta çözüme eklenmiştir. Elde edilen sonuçların deneysel sonuçlarla uyumu incelenmiştir.

Chowdhury vd. [29], ince kalınlığa sahip kompozit bir levhaların mekanik bağlantı yöntemi olan civatalı bağlantı durumunda static ve yorulma direncini incelemişlerdir. Farklı civata dizilimleri ele alınarak yapının statik ve yorulma davranışını incelemişlerdir.

Warren vd. [30], tek bir civata bağlantısına sahip kompozit bir plakanın hasar başlangıcını ve yayılımını belirlemek için üç boyutlu sonlu elemanlar modeli gerçekleştirmişler, buradan elde edilen sonuçların deneysel çalışmalarla tutarlı olduğunu ispatlamışlardır.

2.4 Kupon Tipleri

Bu bölümde ASTM D5961 standartına maruz bırakılan çeşitli kompozit kupon modelleri ve bağlantı tiplerinin analizleri ve testleri gerçekleştirilmiştir. Dolu, kuş çarpması gibi çeşitli faktörlerden dolayı hava araçlarında kullanılan çeşitli kompozit yapılar çeşitli istenmeyen yüklere maruz kalabilmekte maddi ve manevi hasarlar meydana gelebilmektedir. Özellikle mekanik bağlantılı kompozit yapılarda bağlantı elemanların varlığından dolayı çeşitli hasar tipleri oluşabilmektedir.




Bağlantı elemanlarının ve kompozit yapıların tüm uçuş boyunca herhangi bir hasara uğramadan bütünlüğünü koruması gerekmektedir. Çünkü deliğin etrafında hasar meydana gelmesi, demek vidanın fonksiyonunu gerçekleştirmemesi dolayısıyla istenmeyen durumların oluşması anlamına gelmektedir. Bu nedenle delik etrafında ve bağlantı elamanında herhangi bir hasar oluşumuna izin verilmemelidir. Bu amaçla tasarımı yapılan kompozit panellerde belirli bir ezilme hasar dayanım limiti belirlenmelidir.

Hava aracı üstüne entegrasyonu gerçekleştirilen kompozit radomların uçuş yükleri altında doğrulama analizleri yapılırken, mekanik bağlantılı kompozit yapılarda yatak dayanım limit değerini elde etmek gereklidir. Bu nedenle mekanik bağlantılı kompozit plakalarda maksimum hasar yük limitini belirlemeli ve yapı tasarımı bu limit değer göz önünde bulundurularak gerçekleştirilmelidir. Mekanik bağlantılı kompozit yapılarda maksimum hasar yükünü belirlemek için havacılık standartına uygun çeşitli testler gerçekleştirilmektedir.

Dünyada havacılık standartına uygun bu testleri gerçekleştiren çok az firma olmakla beraber test maliyetleri çok yüksektir. Bu amaçla havacılık standartına uygun gerçekleştirilen testlerin bilgisayar ortamında benzetiminin yapılması ihtiyacı oluşmuştur. Bu amaçla ilk olarak uçak üzeri entegrasyonu gerçekleştirilen kompozit radomların plaka takviye ve dizilim açıları bilgileri kullanılarak çeşitli test kuponları üretilmiştir. Bu test kuponlarının test simülasyonları bilgisayar ortamında gerçekleştirilmiştir.

Kupon çeşitliliğini ve bağlantı tipini bu kadar çok tutulmasındaki amaç, farklı parametrelerinin etkisini rahat bir şekilde gözlemlemektir. Farklı tip kuponlar için kullanılan kupon kodlarının gösterimi aşağıda belirtilmiştir. Kullanılan prepregler standart hazır üretilmiş prepreglerdir. Hazır kullanılan prepreglerle test kuponları üretilmiştir. Kullanılan prepreglerin ticari isimleri Glass ve radyoaktif geçirgenlik istenen bölgelerde kullanılan Quartz olarak iki tiptir. Test kuponları hazır prepreg katmanlarının çeşitli açılarla istiflenmesi ile elde edilmiştir. Kullanılan kompozit malzemenin mekanik özellikleri ilk olarak bu hususta özel olarak üretilmiş kuponlar üzerine çeşitli testlerin yapılması sonucu elde edilmiştir.

CER-TX-XXX

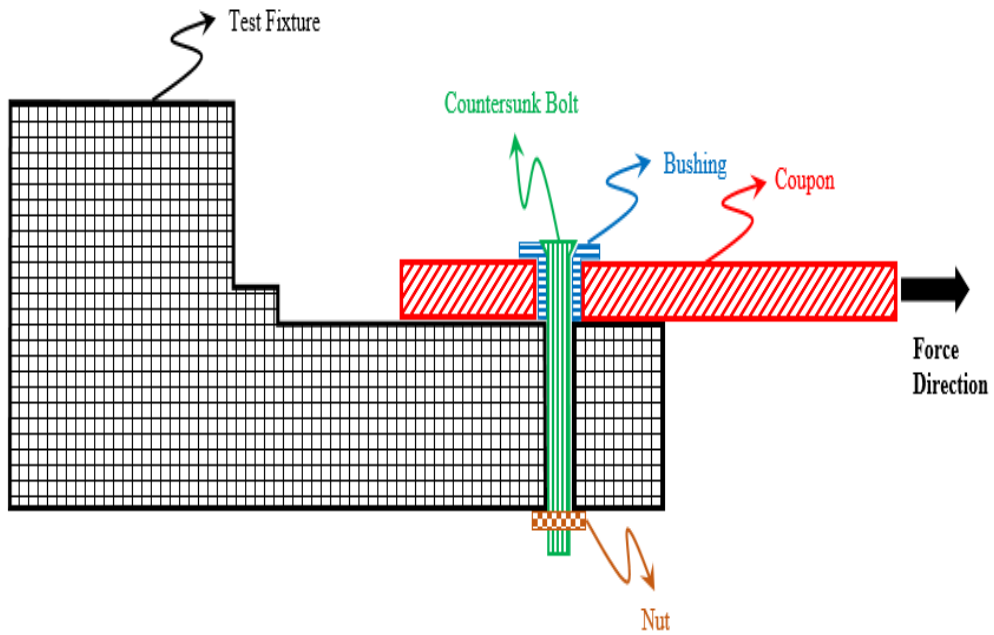
-  - Kuponlar dizilim ve prepreg malzesine bağlı olarak; ayrıca kullanılan vida bağlantı tipine göre farklı numaralandırılmıştır.
-  - Test standart metodunu belirtir. Procedur C test standart metoduna tabi tutulan kuponlar TC, Procedur B'ye tabi tutulanlar TB, ASTM 7332 standartına tabi tutulanlar TP olarak kısaltılmıştır
-  - Kuponun kompozit olduğunu belirtir.

Şekil 2.2 : Kupon kodu açıklaması.

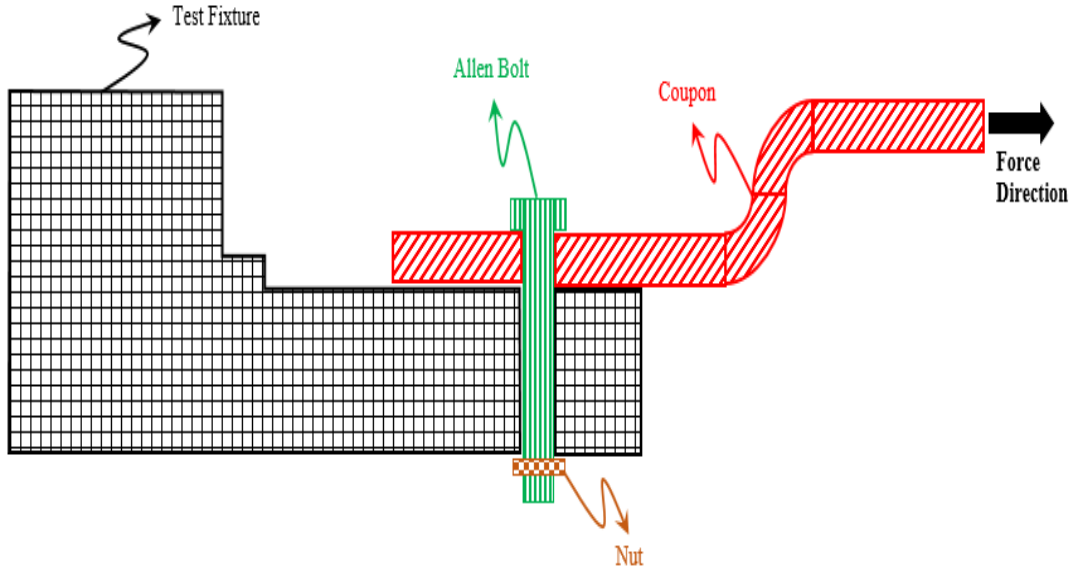
2.4.1 ASTM D5961 prosedür C standartına tabi tutulan kuponlar

CER-TC-XXX kupon kodu ASTM D5961 prosedür C metoduna tabi tutulan kuponlar için kullanılmıştır. Bu kapsamda kullanılan kuponlar dizilim yapısına, prepreg malzemesine ve bağlantı tipine göre farklılık göstermektedir.

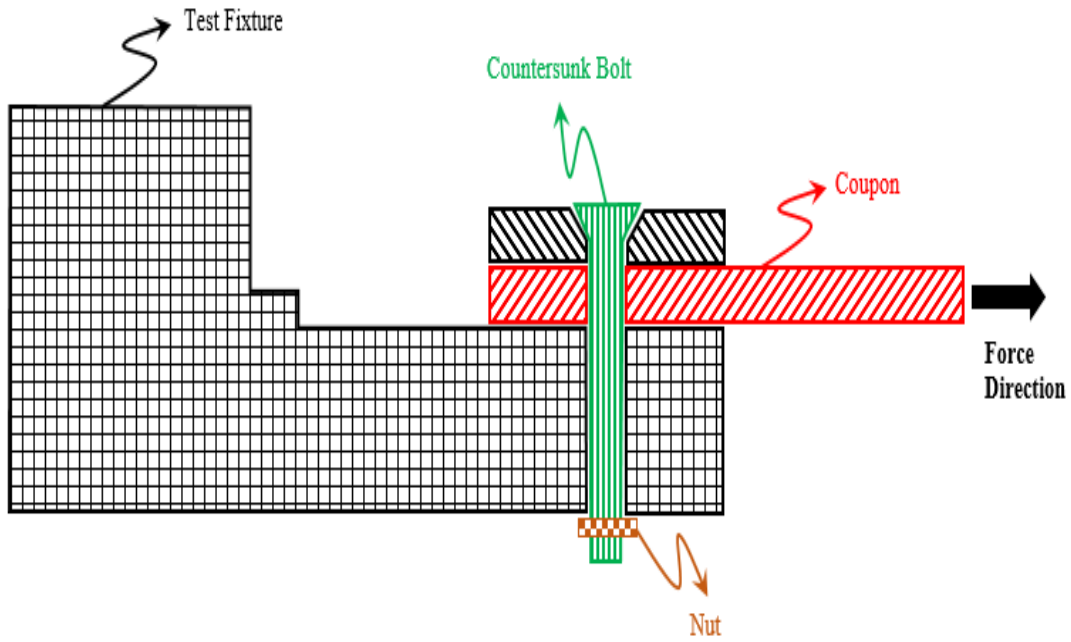
Bu çalışmada kullanılan kuponların, simülasyon modelinin genel gösterimi Şekil 2.3, Şekil 2.4 ve Şekil 2.5 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.3 : ASTM D5961 prosedür C metoduna tabi tutulan burç vida bağlantısına sahip kupon.



Şekil 2.4 : ASTM D5961 prosedür C metoduna tabi tutulan alyen başlı vida bağlantısına kupon.

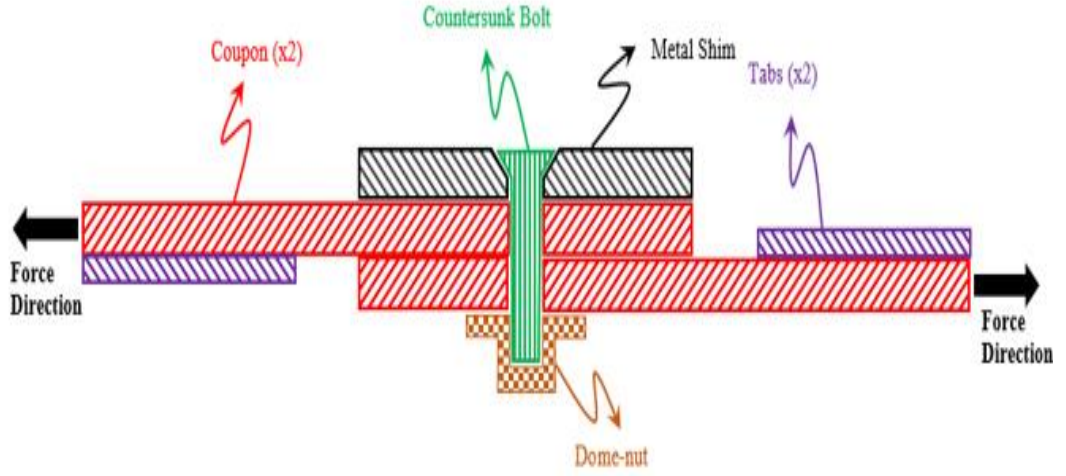


Şekil 2.5 : ASTM D5961 prosedür C metoduna tabi tutulan havşa başlı vida bağlantısına sahip kupon.

2.4.2 ASTM D5961 prosedür B standartına tabi tutulan kuponlar

CER-TB-XXX kupon kodu ASTM D5961 prosedür B metoduna tabi tutulan kuponlar için kullanılmıştır. Bu kapsamda sadece tek bir kupon tipi incelenmiştir. Bu çalışmada kullanılan kupon model detayı Şekil 2.6 ile gösterilmiştir. Bu yapının ayrıca bağlantısı

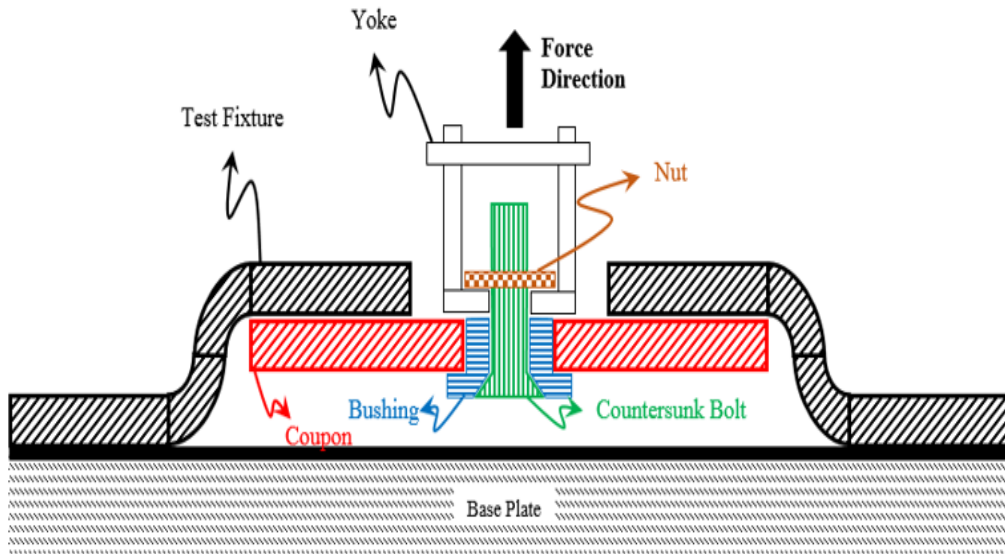
havşa başlı vıda olup, Al 7075 T6 malzemesine sahip metal bir shimle güçlendirilmiştir.



Şekil 2.6 : ASTM D5961 prosedür B metoduna tabi tutulan kupon.

2.4.3 ASTM D7332 standartına maruz bırakılan kupon modeli

Polimer matrisli kompozit tabakalara çekilme hasarını tespit etmek için ASTM D7332M test standardı uygulanır. CER-TP-0001 kupon kodu ASTM D7332 Prosedür B standartına tabi tutulan kuponlar için kullanılmıştır. Bu kapsamda sadece tek bir kupon tipi incelenmiştir. Bu çalışmada kullanılan kupon modeli genel gösterimi Şekil 2.7 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.7 : ASTM D7332M prosedür B metoduna tabi tutulan kupon.

2.5 Test Kuponları

ASTM standartına göre gerçekleştirilen testler oda sıcaklığında ve sıcak-nemli ortam koşullarında koşullanmış test kuponları ile ayrı ayrı gerçekleştirilir.

Sıcak-nemli ortam koşullarında koşullanmış test kuponları, test odalarında 160 ± 5 °F. Sıcaklığa ve 85 ± 5 % relative neme maruz bırakılır. Kuponun nem koşullarına maruz bırakılması ve uygunluğu için ASTM D5229-14 standardı referans alınmıştır. Sıcak-nemli ortam koşullarında koşulanmış test kuponlarının hazırlık aşamasında iki farklı kupon ortam şartlarına maruz bırakılır. Tüm ağırlık ölçümü ve numunenin nem absorbe etme değerlendirilmesi “gezer kupon” olarak adlandırılan kupon üzerinden yapılır. Gezer kupon haftada iki kez nemli ortamdan alınarak ağırlık ölçümü yapılır. Bu işleme, gezer kuponun nem emiliminden sonra ağırlığının en az %0.02’si kadar bir ağırlık artışı olana kadar devam edilir.

Gezer kupon ASTM D5229-14 standartına göre uygun koşullara geldiğinde, diğer kupon testlerde kullanılmak üzere hazır hale gelmiş olur. Bu çalışma kapsamında sadece oda sıcaklığında koşullanmış test kuponları ile deneyler gerçekleştirilmiştir.

2.6 Test Kuponları Üretim Metodolojisi

Testlerde kullanılmak üzere CER-TX-XXX (TX=TB;TC;TP; XXX = 001-006) kodlu toplamda 7 farklı tip test kuponu üretilmiştir.

Kuponların üretimi için 1 adet 1500 x 3000 mm ebatlarında kalıp imal edilmiştir. Kalıp kumaş serimi için uygun ortam şartlarına getirildikten sonra, her bir kumaş farklı açılarda ve dizilimde serim işlemleri yapılmış, 10 tip farklı kupon elde edilmiştir.

Kuponların üretiminde cam elyaf takviyeli ve Quartz prepreg kullanılmıştır. Kullanılan prepregler hazır standart koşullarda üretilen prepreglerdir.

Her 4 kat kumaş serimi sonrası vakum işlemi gerçekleştirilmiştir. Paneller sertifikasyon testlerinde kullanılacağı için, vakum öncesi panel üzerine alüminyum shim konularak işlem gerçekleştirilmiştir.

Serim işlemi tamamlandıktan sonra, 6.2 bar basınç, 135° C sıcaklık altında otoklavda 90 dakika kürleme işlemi gerçekleştirilmiştir. Kürleme işlemi sonrası soğutma evresinde basınç 3 bar düşürülmüştür.

Kürleme işlemi sonrası panel kalıptan uygun şekilde ayrılarak ultrasonik muayene işlemi gerçekleştirilmiştir.

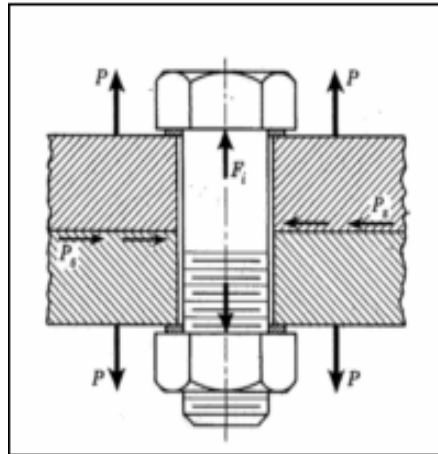
Ardından kuponun kenarlarına trim işlemi gerçekleştirilmiş ve CER-TC-0001-4 kuponlarına bushing montajı yapılmıştır.

2.7 Cıvata Ön Gerilme Kuvvetinin Tanımlanması

Cıvatalar en çok tercih edilen çözülebilen bağlama elemanlarıdır. Bağlanan parçaları bir arada tutmak için cıvatanın belli bir tork değeri ile sıkılması gerekmektedir. İki parçayı birbirine bağlamak için cıvata anahtarla torklamaya başladığımızda meydana gelen moment kuvveti iki yerde harcanır. Birincisi; dişlerde sürtünmeden kaynaklı oluşan kuvvetin oluşturduğu moment, diğeri ise cıvata başının temas ettiği yüzey arasındaki sürtünme momentidir. Uygulanan tork ile bağlantı elemanına ön gerilme uygulanmış olur. Ön gerilme, cıvata çekme gerilmesine neden olurken, bağlanan parçalarda ise basma gerilmesi meydana gelir. Aynı zamanda ön gerilme sayesinde bağlanan parçalar arasında sürtünme kuvveti meydana gelir. Bu kuvvet, cıvatanın enine uygulanan dış kesme kuvvetine karşı bağlanan parçaları bir arada tutar. Dolayısıyla ön gerilmenin, bağlantı elemanlarında mukavemeti artırıcı bir etkisi vardır.

Şekil 2.7'deki gösterimde F_i ; ön gerilme kuvvetini, P ; bağlantıya uygulanan aksel çekme kuvvetini, P_s ; enine uygulanan kesme kuvvetini ifade etmektedir.

Cıvatalarda ön gerilme kuvveti yaratmak için uygulanan sıkıştırma torku aşağıda belirtilen (16) nolu eşitlik kullanılarak hesaplanır.



Şekil 2.8 : Cıvata üzerine etkileyen kuvvetler.

$$T = K.F_i.D \quad (2.11)$$

T: Sıkıştırma torku (Nm) ; K: Sürtünme katsayısı = 0,2; Fi: Ön gerilme kuvveti (kN);
D: Cıvata çapı (mm)

Gerçekleştirilen tüm analiz modellerinde tüm vidalara 6.8 Nm tork uygulanmıştır. Ön gerilme momentleri M1 ve M2'nin etkileri incelendiğinde moment artışıyla beraber yatak (yuva) mukavemetinde de bir artış olduğu görülmüştür. (M2>M1). Ön gerilme kuvvetinin etkisi ilerleyen bölümlerde incelenecektir. Momentteki artış yatak mukavemet değerini teoride artırıyor gözüktüğü de, momentin sınır bir değeri vardır. Yapılan deneylerde, deneyde kullanılan cıvatanın daha yüksek yüklemelerden deforme olmasından dolayı standartlarda tavsiye edilen ön yükleme değerleri belirtilmiştir.

3. SAYISAL MODEL ÇALIŞMALARI

3.1 Lamina Özelliklerin Tespit Edilmesi

Test kuponlarında Glass ve Quartz olmak üzere iki çeşit prepreg kullanılmaktadır. Bu prepreglerin malzeme özelliklerini tespit etmek için çeşitli testler yapılmıştır.

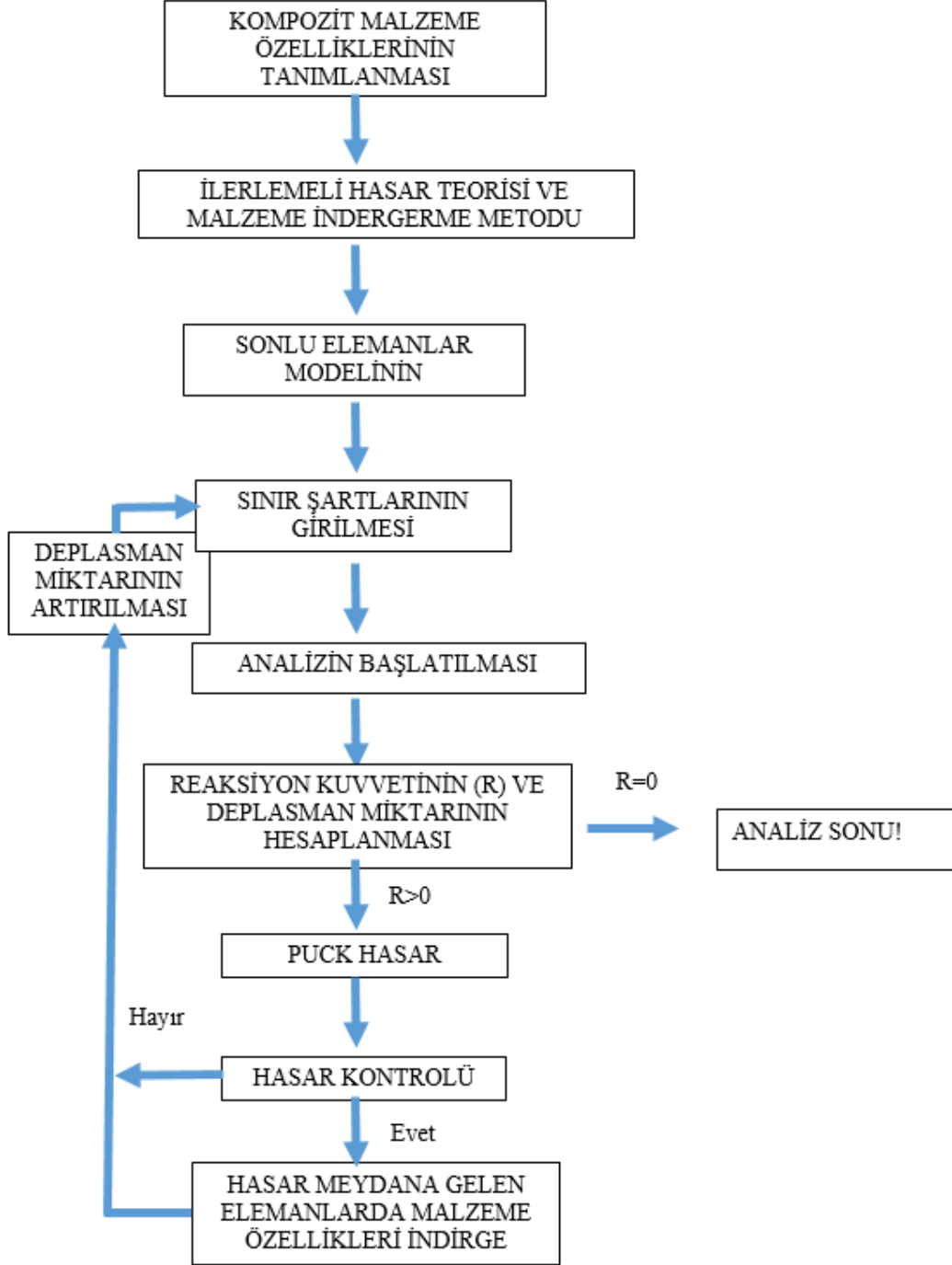
Kopma dayanımı, kopma birim uzamasını, elastik modülleri ve poisson oranını tespit etmek için ASTM_D3039 çekme testi; basma dayanımı, basma stain değeri, poisson oranı, eğilme yüzdesini elde etmek için ASTM D6641/D6641M-14 basma testi; maksimum kesme gerilmesi, maksimum kesme gerinimi, kayma modülü, %0.2 strain değerindeki kesme dayanımını elde etmek için ise ASTM D3518/D3518M – 13 kayma testi gerçekleştirilmiştir.

Gerçekleştirilen testler iki boyutlu olup sadece 1 (tabakalı yapılar için 1 tane katmanın fiber yönü) ve 2 (1 yönünün teğet olarak 90° döndürülmüş hali) yönündeki dayanım değerleri elde edilmiştir.

Kalınlık boyunca uzanan 3 yönündeki dayanım değerleri ise test sonuçlarından elde edilemediği için varsayımda bulunulmuştur. 3 yönündeki dayanım değerlerinin değişmesi ile sonucun ne kadar değiştiği hassasiyet analizi yapılarak gözlemlenmiştir. Bu değerlerin çok fazla yada az olması analiz sonuçlarında bir değişim meydana getirmemektedir. Bunun sebebi kalınlık boyunca uzanan 3 yönündeki malzeme değerleri, katmanlar arası ayrılma hasarında önemli rol oynamaktadır. Ancak gerçekleştirilen tüm analiz ve testlerde tabakalar arası ayrılma hasarı meydana gelmediği için 3 yönündeki malzeme özelliklerine tahmini değerler atanmıştır.

3.2 Malzeme Özelliklerinin İndirgenmesi

Kompozit panelde meydana gelen hasar, ilerlemeli hasar ilerleme metodu ile tanımlanmıştır. İlerlemeli hasar analizi modeli Şekil 3.1'deki akışta kısaca özetlenmiştir.



Şekil 3.1 : İlerlemeli hasar analizi akış şeması.

Sanal ortamda gerçekleştirilen analiz çalışmalarında fiziksel bir kırılma yapılamayacağı için Malzeme özellikleri indirgenerek farazi bir kırılma gerçekleştirilmiştir. Puck ve Hashin hasar analizi formülasyonu ANSYS programına gömülüdür. Oluşan hasar durumuna göre ilgili malzeme özellikleri indirgenir ve hasarın olduğu bölgeler bu şekilde zayıflatılmış olur. Uygulanılan hasar teorilerine göre malzeme özelliklerinin nasıl indirgendiği aşağıda açıklanmıştır. $MP_{hasarlı} = \eta$.

$MP_{\text{hasarsız}}$ denkleminde malzemenin başlangıçteki hasarsız mekanik özelliğinin (MP) bir katsayı ile ($\eta \ll 1$) çarpılarak düşürülmesi kuralına dayanır. Bu katsayı; literatürde en gerçekçi yaklaşımı verdiği belirtilen %10 olarak belirlenmiştir. Hashin hasar teorisine göre malzeme indirgeme kuralı Çizelge 3.1 ile özetlenmiştir. [1]

Çizelge 3.1 : Hashin hasar teorisi malzeme indirgeme kuralı.

Hasar Tipi	Hasar denklemi	İndirgenecek özellik ($MP_{\text{hasarsız}}$)
Fiber çekme	$\sigma_1 > 0$ için; $\left(\frac{\sigma_1}{X_t} + \frac{\zeta_{12}}{S_{12}} + \frac{\zeta_{13}}{S_{13}} \right) > 1$	$E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}$
Fiber basma	$\sigma_1 < 0$ için; $\frac{\sigma_1}{X_c} > 1$	$E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}$
Matris çekme	$\sigma_2 > 0$ için; $\left(\frac{\sigma_2}{Y_t} + \frac{\zeta_{12}}{S_{12}} + \frac{\zeta_{23}}{S_{23}} \right) > 1$	E_1, ν_{12}
Matris basma	$\sigma_2 < 0$ için; $\left(\frac{\sigma_2}{Y_c} + \frac{\zeta_{12}}{S_{12}} + \frac{\zeta_{23}}{S_{23}} \right) > 1$	E_1, ν_{12}
Matris kayma	$\sigma_1 < 0$ için; $\left(\frac{\sigma_1}{X_c} + \frac{\zeta_{12}}{S_{12}} + \frac{\zeta_{13}}{S_{13}} \right) > 1$	G_{12}, ν_{12}

Puck hasarı için ise malzeme rijitlik indirgeme kuralı kullanılır. Ortotropik malzemeler için üç boyutlu genel gerilme-şekil değiştirme bağıntısı; [1]

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{12} \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_{12} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} \end{bmatrix}$$

$$C_{11} = \frac{1 - \nu_{23} \cdot \nu_{32}}{\delta} \cdot E_1 \quad (3.1)$$

$$C_{12} = \frac{\nu_{21} + \nu_{31} \cdot \nu_{23}}{\delta} \cdot E_1 \quad (3.2)$$

$$C_{13} = \frac{\nu_{31} + \nu_{21} \cdot \nu_{32}}{\delta} \cdot E_1 \quad (3.3)$$

$$C_{22} = \frac{1 - \nu_{13} \cdot \nu_{31}}{\delta} \cdot E_1 \quad (3.4)$$

$$C_{23} = \frac{\nu_{32} + \nu_{12} \cdot \nu_{31}}{\delta} \cdot E_2 \quad (3.5)$$

$$C_{33} = \frac{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}}{\delta} \cdot E_3 \quad (3.6)$$

$$C_{13} = \frac{\nu_{31} + \nu_{21} \cdot \nu_{32}}{\delta} \cdot E_1 \quad (3.7)$$

$$C_{44} = G_{23} \quad (3.8)$$

$$C_{55} = G_{13} \quad (3.9)$$

$$C_{66} = G_{12} \text{ 'dir.} \quad (3.10)$$

Matrisin geriye kalan terimleri ise sıfırdır. Burada δ ifadesi ise;

$$\delta = 1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21} - \nu_{23} \cdot \nu_{32} - \nu_{31} \cdot \nu_{13} - 2 \cdot \nu_{21} \cdot \nu_{32} \cdot \nu_{13} \quad (3.11)$$

olarak tanımlanır. Puck hasar teorisine göre malzeme özelliklerin indirgenmesi durumunda bu katsayılar;

$$C_{11} = (1 - d_f) \cdot C_{11-0} \quad (3.12)$$

$$C_{22} = (1 - d_f) \cdot (1 - d_m) \cdot C_{22-0} \quad (3.13)$$

$$C_{33} = (1 - d_f) \cdot (1 - d_m) \cdot C_{33-0} \quad (3.14)$$

$$C_{44} = (1 - d_f) \cdot (1 - s_{mt} \cdot d_{mt}) \cdot (1 - s_{mc} \cdot d_{mc}) \cdot C_{44-0} \quad (3.15)$$

$$C_{55} = (1 - d_f) \cdot (1 - s_{mt} \cdot d_{mt}) \cdot (1 - s_{mc} \cdot d_{mc}) \cdot C_{55-0} \quad (3.16)$$

$$C_{66} = (1 - d_f) \cdot (1 - s_{mt} \cdot d_{mt}) \cdot (1 - s_{mc} \cdot d_{mc}) \cdot C_{66-0} \quad (3.17)$$

$$d_f = 1 - (1 - d_{ft}) \cdot (1 - d_{fc}) \quad (3.18)$$

$$d_m = 1 - (1 - d_{mt}) \cdot (1 - d_{mc}) \quad (3.19)$$

d_f ve d_m fiber ve matris için toplam hasar değişkenlerini temsil ederken, d_{ft} , d_{fc} ve d_{mc} çekme ve basma gerilmesi durumlarındaki fiber ve matris hasarı değişkenlerini temsil eder. Sadece fiberde sadece matriste yada her ikisinde hasar oluştuğunda, hasar tipine göre d_{ft} , d_{fc} ve d_{mc} hasar değişkenleri 0.9 olarak belirlenmiştir.

Malzeme rijitlik katsayıları bu hasar değişkenine indirgeme işlemi yapılır. $s_{mt}=0.9$ ve $s_{mc}=0.5$ matris çekme ve basma hasarının neden olduğu kayma rijitliği için kayıp faktörleridir.

Puck hasar kriterine göre kompozit malzemede Çizelge 3.2 ile verilen hasar şartı gerçekleştiğinde malzeme rijitlik indirgeme kuralına göre malzeme özellikleri indirgenir. Malzeme özellikleri indirgenmesiyle ilerlemeli hasar analizi gerçekleştirilir.

Tabloda yer alan ε_1 fiber doğrultusundaki şekil değiştirmeyi, $\{v_{f12}, E_{f1}\}$ fiber için Poisson oranı ve elastisite modülünü, m_{ef} , gerilme büyütme faktörünü, $R_{\perp\perp A}$, uygulama düzlemindeki kayma dayanımını, ζ_{12} ise 1-2 düzlemindeki kayma gerilmesini temsil eder.

Çizelge 3.2: Puck hasar teorisi malzeme indirgeme kuralı.

Hasar Tipi	Hasar Şartı
Fiber çekme	$\left(\varepsilon_1 + \frac{V_{f12}}{E_{f12}} \cdot m_{ef} \cdot \sigma_2 \right) \geq 0$
Fiber basma	$\left(\varepsilon_1 + \frac{V_{f12}}{E_{f12}} \cdot m_{ef} \cdot \sigma_2 \right) < 0 \text{ ve}$ $\sigma_1 < 0$
Matris çekme	$\sigma_2 \geq 0$
Matris basma	$0 \leq \left \frac{\zeta_{12}}{\sigma_2} \right \leq \left \frac{\zeta_{12c}}{R_{\perp}^A} \right $
Fiber Matris kayma	$0 \leq \left \frac{\zeta_{12}}{\sigma_2} \right \leq \left \frac{\zeta_{12c}}{R_{\perp}^A} \right $

3.3 Uzama Adımının Belirlenmesi

Kademeli yükleme yapılabilmesi için uzamanın belirli bir oranda artırılması gerekmektedir. Bu artım oranı çeşitli denemeler yapılarak ve döngü sayısı da hesaba katılarak % 1.05 olarak belirlenmiştir. -X eksenine çekme doğrultusunu göstermek üzere uygulanan toplam uzama (u_x) değeri, artım değeri (Δu_x) ve toplam kademe sayısı programa (n_i) tanımlandıktan sonra Puck hasar analizi gerçekleştirilir. Burada toplam kademe sayısı 100 olarak belirlenerek, kademeli yükleme yapılmıştır. Analizleri gerçekleştirilen kompozit kuponlara bir yüzeyinden 100 zaman adımı ile belirli miktarlarda deformasyon sınır şartları tanımlanmıştır. Örneğin; Şekil 3.2 ile belirtilen levhanın bir yüzeyinden -X eksenine yönünde 5 mm deformasyon sınır şartı 100 toplam kademe sayısı ile uygulandığında her adımda levhaya $\Delta u_x=0.05$ mm deformasyon uygulanmış olur. Bu tez çalışması kapsamında gerçekleştirilen tüm analiz çözümlerinde levha uzama adımı ise tüm numuneler için sabittir.

$$u_x = \Delta u_x \cdot n_t \quad (3.20)$$



Şekil 3.2 : Kompozit panel –X yönünde deformasyon sınır şartı.

3.4 Temas Modellenmesinin Doğrulanması

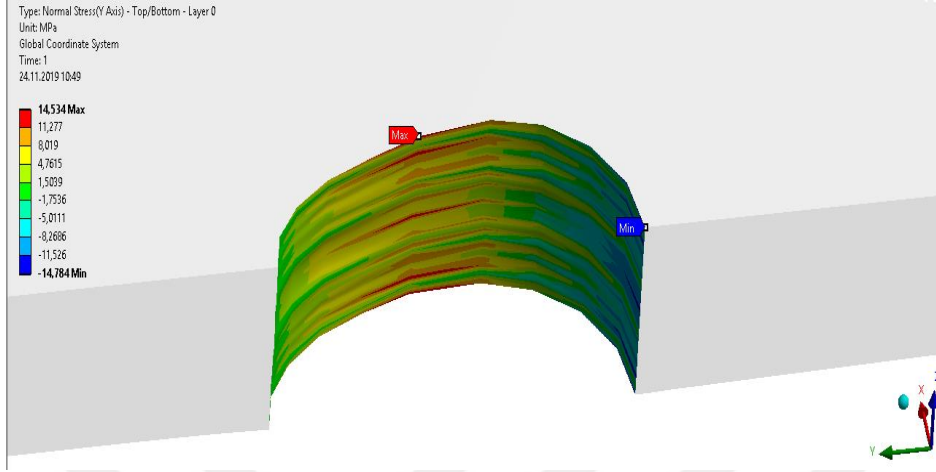
Bu çalışma kapsamında uygulanan sonlu elaman temas modelinin doğrulanması amacıyla çeşitli analizler yapılmıştır. Delik bulunan pimsiz modellenmiş panel ile pimle desteklenmiş model ayrı ayrı çekme kuvvetine maruz bırakılmış, delik etrafında meydana gelen gerilme dağılımı incelenmiştir. Oluşturulan panelin sınır şartları Şekil 3.3 ile gösterilmiştir.

İlk olarak pim modellenmemiş, Ansys’de, delik iç yüzeyine “bearing support “ olarak da bilinen, maruz kaldığı kuvvete göre sadece basma yönünde çalışan “compression only support” (D) sınır koşulu tanımlanmıştır. Levha 300 N’luk (A) çekme kuvvetine maruz bırakılmıştır. Çözüm süresini kısaltmak için yapının simetri özelliği kullanılmış ve yapının yarısı modellenerek simetri sınır koşulları(C) uygulanmıştır. Ayrıca levhanın sadece çekme yönünde zorlanması için B yüzeyinin z ekseninde hareketi kısıtlanmıştır.



Şekil 3.3 : Kompozit panel pimsiz model.

Birinci modelde, delik çevresindeki gerilme dağılımı kuvvetin uygulandığı y yönünde incelenmiştir Delik çevresinde oluşan maksimum y yönündeki normal gerilme 14.5 MPa iken minimum gerilme yani basma gerilmesi -14.7 MPa'dır. (Şekil 3.4)

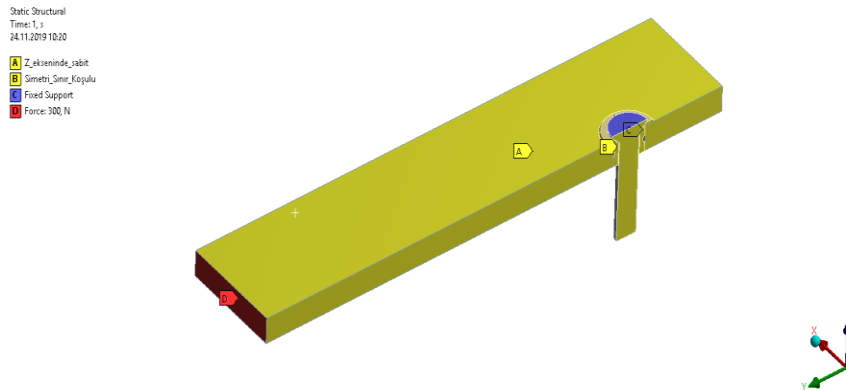


Şekil 3.4 : Kompozit panel pinsiz model analiz sonucu.

İkinci olarak model pimle desteklenmiş, pimle delik etrafındaki yüzey arasında sürtünmeli kontak tanımlanması yapılmıştır. Sürtünme katsayısı 0.2 olarak tanımlanmıştır.

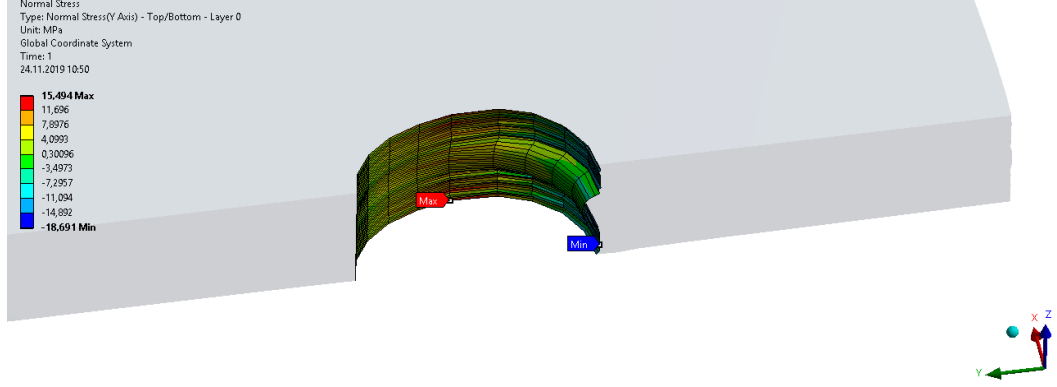
Temas algoritması olarak “Artırılmış Lagrange” seçilmiştir. Pimin hareketi tüm yönlerde kısıtlanarak yapı, birinci model gibi çekme kuvvetine maruz bırakılmıştır.

Aynı şekilde modelin simetri özelliğinden yararlanılmış, simetri sınır koşulları tanımlanmıştır. D yüzeyinden yük uygulanmış, A yüzeyinden ise Z yönündeki hareketi kısıtlanmıştır. B yüzeyi ile gösterilen alan simetri yüzeyidir. Şekil 3.5 ile analiz modeli yapısı gösterilmiştir.



Şekil 3.5 : Kompozit panel pinli model.

İkinci modelde, delik çevresindeki gerilme dağılımı kuvvetin uygulandığı y yönünde incelenmiştir Delik çevresinde oluşan maksimum y yönündeki normal gerilme 15.5 MPa iken minimum gerilme yani basma gerilmesi -18.7 MPa'dır. (Şekil 3.6)



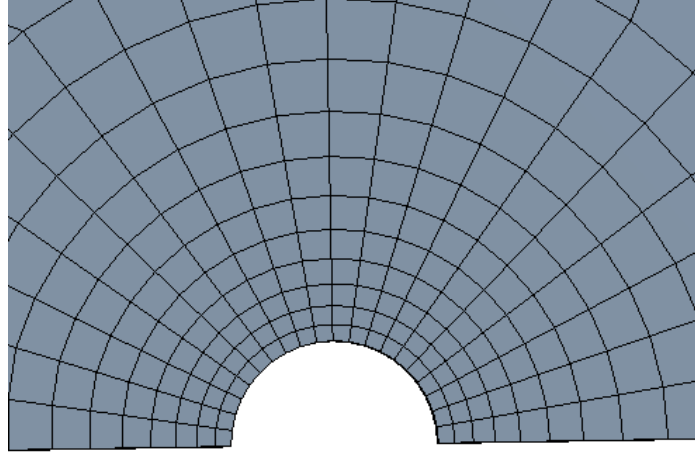
Şekil 3.6 : Kompozit panel pinli model analiz sonucu.

Pinli modelde elde edilen değerler pinsiz modelle karşılaştırıldığında çekme gerilmeleri arasında %7'lik bir fark meydana gelmiştir. Maksimum basma gerilmeleri arasında da %25'lik bir fark oluşmuştur. Bu farkın meydana gelmesi doğal bir sonuçtur çünkü temas modellemesinde kuvvetin uygulanması ile birlikte pim in temas eden bölgesinde, yani delik yüzeyinin basmaya zorlanan yüzey alanında azalma meydana gelmekte ve bu durum, o bölgede meydana gelen maksimum basma gerilme değerini yükseltmektedir. Maksimum çekme gerilmelerinde ise yaklaşık aynı değer elde edilmiştir. Analiz sonuçları karşılaştırıldığında pinle delik yüzeyi arasında tanımlanan temasın efektif çalıştığı, pinli ve pinsiz modelde delik yüzeyi etrafında oluşan gerilme dağılımı sonuçlarının tutarlı olduğu ve gerçeği yansıttığı tespit edilmiştir. Bu nedenle kullanılan kontakt tiplerinin efektif çalıştığına karar verilmiş olup, tez çalışmasının diğer bölümlerinde aynı tip kontak yapıları kullanılmıştır. Diğer analiz model tiplerinde aynı temas tipleri kullanıldığı için herhangi bir kontak doğrulama çalışması yapılmamıştır.

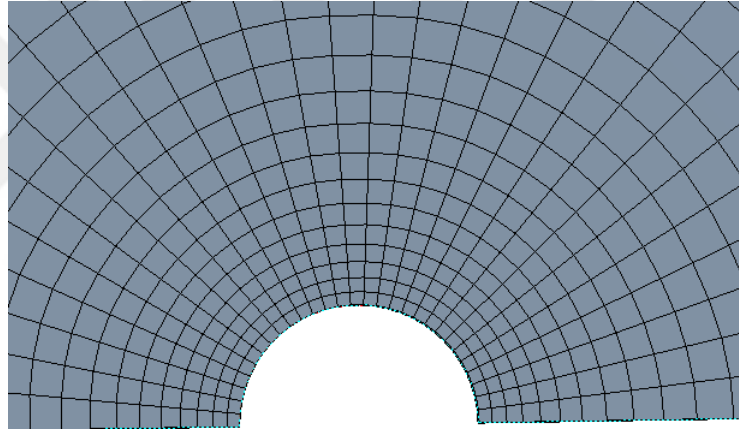
3.5 Yakınsama Testi

İlerlemeli hasar analizinin yapıldığı bir panelde yer alan deliğin etrafındaki eleman sayısı önemli bir yere sahiptir. Çünkü bu pim bağlantılarında deliğin etrafında gerilme yığılmaları meydana gelir. Bu yüzden, delik çevresinde düğüm sayısı ve eleman sayısı ne kadar hassas olursa o kadar gerçeğe yakın sonuçlar elde edilecektir. Ancak bu

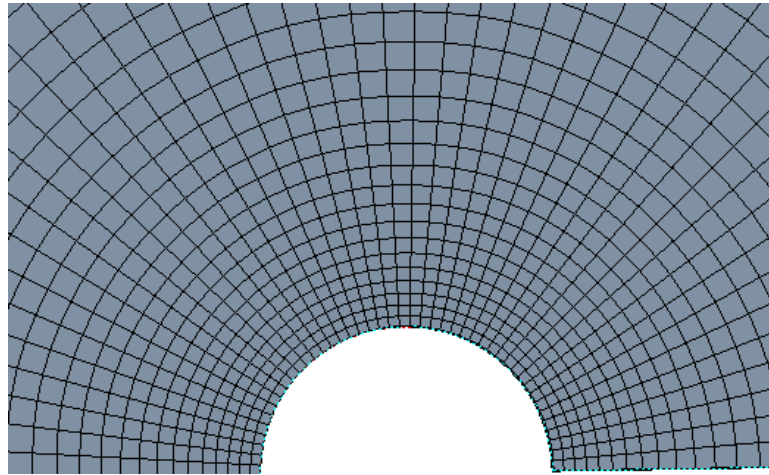
amaçlı yapılan gerçekleştirilen tüm analizlerdeki delik çevresinde 30 eleman kullanılmıştır.



Şekil 3.8 : Delik etrafında 20 eleman.



Şekil 3.9 : Delik etrafında 30 eleman.



Şekil 3.10 : Delik etrafında 45 eleman.

Eleman yoğunluğu testleri ile gerçekleştirilen analizler sonucu elde edilen sonuçlar Çizelge 3.3 ile belirtilmiştir. Bu tez çalışması kapsamında gerçekleştirilen tüm analiz çözümlerinde, delik çevresindeki eleman sayısı 30 olarak kullanılmıştır.

Çizelge 3.3 : Hashin hasar teorisi malzeme indirgeme kuralı.

Analiz No	T1	T2	T3
Delik çevresindeki eleman sayısı	20	30	45
Toplam Eleman Sayısı	19274	38824	121900
Nodes	22372	43334	131271
σ_y (Mpa)	3823.7	4069.7	4298.3

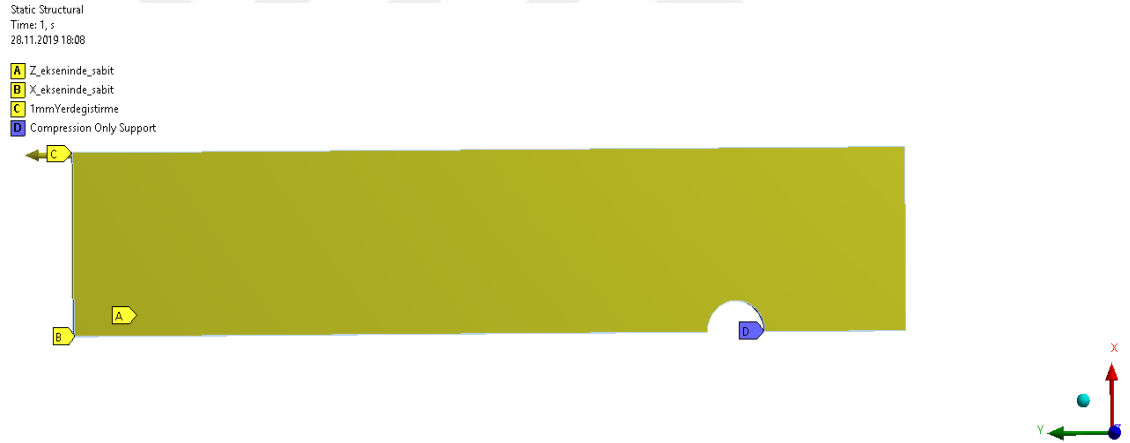
3.6 Geometriden Kaynaklı Nonlinear Etkinin Dâhil Edilmesi

Bir analiz modelinde nonlinear duruma neden olan birkaç faktör vardır. Nonlinearlik durumu; malzemedeki, geometriden yâda modelde yer alan temas yüzeylerinden kaynaklı olabilir. Ansys ortamında geometriden kaynaklı, yapıda meydana gelen sertlik değişimlerinin hesaba katılması mümkündür. Bu etkiyi dâhil edilip edilmeyeceğinin anlamının kestirme bir yolu yoktur. Bu durumun dâhil edilmesi çözüm süresini ciddi anlamda uzatsa da, mutlaka bu etkinin dâhil edilip sonuçlarda ne gibi değişiklik meydana getirdiği gözlemlenmelidir. Geometriden kaynaklı nonlinear etkinin dahil edildiği ve edilmediği iki farklı analiz modeli oluşturulmuştur. Kuvvetin uygulandığı yön olan y yönündeki gerilme dağılımı sonuçları karşılaştırılmıştır. Şekil 3.11 ile belirtilen tek yönlü karbon/epoksi prepreg panele kısa kenarından çekme kuvveti uygulanmıştır.

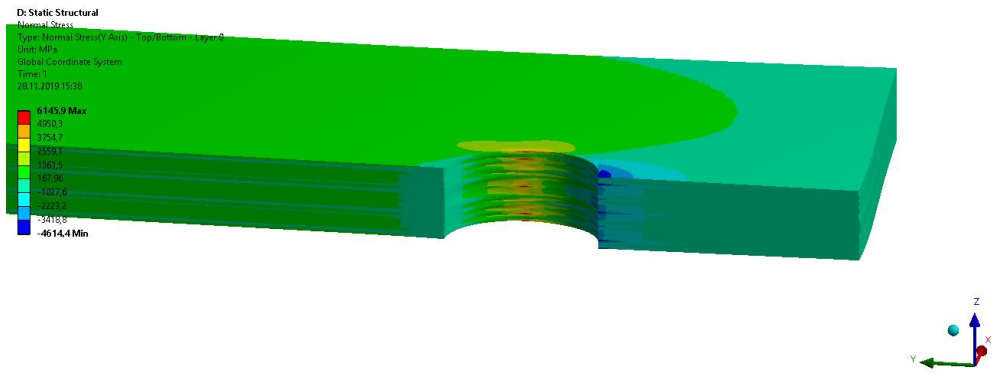
Delik iç yüzeyine radyal sınır koşulu uygulanmıştır. Geometri ve sınır koşulları simetrik olduğu için yapının sadece yarısı modellenmiş ve simetri sınır koşulu uygulanmıştır.

İlk analiz sonucu geometriden kaynaklı nonlineerlik dahil edilmemiş, y ekseninde 6221 MPa maksimum gerilme meydana gelmiştir. (Şekil 3.12) İkinci analiz modelinde ise y ekseninde 6145 MPa maksimum gerilme meydana gelmiştir.(Şekil 3.13) İki analiz sonucu karşılaştırıldığında, nonlineer etkinin dahil edilmesi çözüm süresi açısından ciddi kayıp yaşatsa da analiz sonuçlarında sadece % 1,2 'lik bir değişime neden olmuş ve daha düşük mertebelerde gerilme sonucu elde edilmiştir. Gerilme sonucunun daha düşük elde edilmesinin nedeni; uygulanan kuvvet altında yapının zorlanması geometri sertliğini olumlu yönde etkilemiştir.

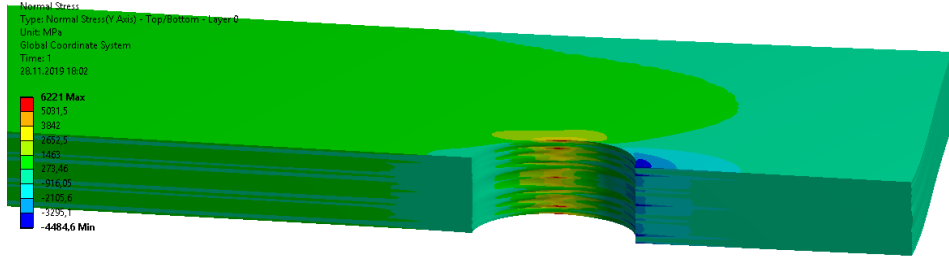
Geometriden kaynaklı nonlineerlik etkinin dahil edilmesi daha gerçekçi sonuçlara neden olsa da çözüm süresini çok uzatmaktadır. Ancak bağlantı elemanı olarak kullanılan vidaya uygulanan ön gerilmenin etkisini görebilmek için bu etkinin dahil edilmesi gerekmektedir. Bu nedenle tüm analizler geometriden kaynaklı nonlineerlik etkisinin dahil edilmesi ile gerçekleştirilmiştir.



Şekil 3.11 : Sonlu elemanlar modeli sınır koşulları.



Şekil 3.12 : Nonlineer etkinin dahil edildiği durum.



Şekil 3.13 : Nonlineer etkinin dahil edilmediği durum.

4. SAYISAL-DENEYSSEL MODELLER VE SONUÇLARI

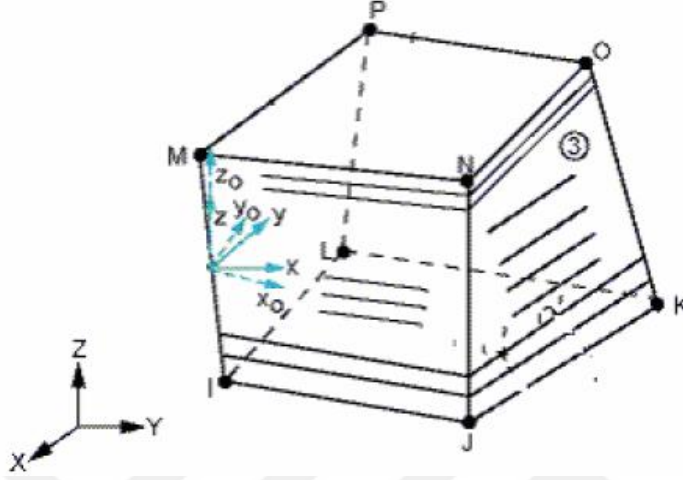
4.1 Procedur C Standartına Tabi Tutulan Burçlu Vida Bağlantısına Sahip Kompozit Panellerin Sayısal Modeli Ve Sonuçları

4.1.1 Sayısal modelin hazırlanması

Sayısal model hazırlanırken labaratuvar ortamında testleri gerçekleştirilen numunelerin boyutları kullanılmıştır. Deneysel ve sayısal olarak ayrı ayrı incelenecek olan numunelerin sonuçlarının birbirlerine benzer çıkabilmesi için sayısal model kupon ebatları test numunelerinden ölçüm alınarak modellenmiştir. CER- TC- 0001 kuponu, toplam 6.624 mm kalınlığındaki MTM Glass kompozit malzemesinden kompozit levhayı oluşturan 46 kat tabaka, 0.144 mm kalınlıkta ayrı hacimler halinde tanımlanmış olup, her katın birbirine mükemmel bağlı olduğu kabul edilmiştir. CER- TC- 0002 kuponu toplam 3.08 mm kalınlığındaki Glass ve Quartz kompozit malzemesinden kompozit levhayı oluşturan 24 kat tabaka, 0.1925 mm kalınlıkta ayrı hacimler halinde tanımlanmış olup, her katın birbirine mükemmel bağlı olduğu kabul edilmiştir. CER- TC- 0003 ise kuponu toplam 6.536 mm kalınlığındaki MTM Glass ve Quartz malzemesinden kompozit levhayı oluşturan 46 kat tabaka, 0.142 mm kalınlıkta ayrı hacimler halinde tanımlanmış olup, her katın birbirine mükemmel bağlı olduğu kabul edilmiştir. *Ansys* programı kullanılarak sonlu elemanlar analizi yapılmıştır. *Ansys* programında iki boyutlu ve üç boyutlu model yapılabilmektedir. Olabildiğince gerçekçi bir yaklaşım elde etmek için bu çalışmada üç boyutlu modelleme yapılarak, *Anys* ortamında ilerlemeli hasar analizi gerçekleştirilmiştir. Kompozit kupon analiz modelinde

Şekil 4.1 ile gösterilen SOLID 46 elemanı kullanılmıştır. Bu eleman 8 düğüm noktasına sahiptir ve kompozit gibi tabakalı malzemelerin modellenmesinde kullanılmaktadır. Kompozit malzeme modellemesinde 250' ye kadar tabaka bir eleman içinde modellenebilir. SOLID 46 elemanın her bir düğüm noktasının x,y, ve z eksenlerindeki

dogrusal hareket olmak üzere, 3 serbestlik derecesi vardır. Kompozit yapıyı oluşturan tabakalardaki gerilme ve sekil degistirme degerleri hesaplanabilir.[1]



Şekil 4.1 : Solid 46 elamanı.

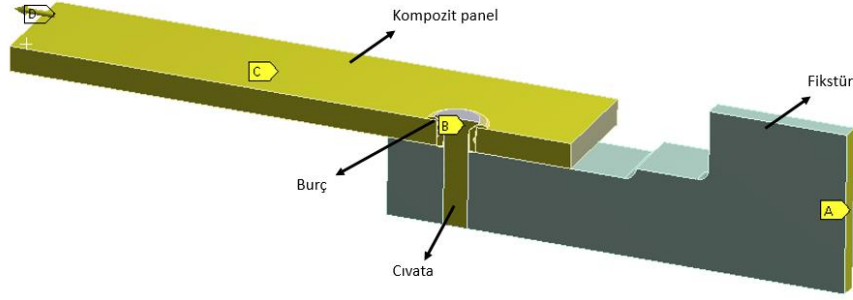
4.1.2 Sınır şartlarının ve temas yüzeylerinin tanımlanması

Analiz doğrulama çalışmalarından sonra CER-TC-0001-02-03 kuponları üzerinde ASTM D5961- Prosedur C testinin bilgisayar ortamında benzetim çalışmaları yürütülmüştür. Bu çalışma kapsamında, bilgisayar ortamında simülasyonu gerçekleştirilen CER-TC-0001-02-03 kuponlarının testlerle doğrulama çalışmaları gerçekleştirilmiştir. CER-TC-0001-02-03 kuponlarının sayısal model gösterimi Şekil 4.2 ile gösterilmiştir. Bu bölümde simülasyon analiz modeli detayları anlatılmıştır. Analiz modeli; fikstür, kompozit panel, civata, ve burçtan oluşmaktadır. Burç, civatanın dayandığı yüzey alanını artırdığı için bearing dayanımını artırmaktadır. Çözüm süresini kısaltmak için yapının simetri özelliği kullanılmış ve yapının yarısı modellenerek simetri sınır koşulları(C) uygulanmıştır. Ayrıca levhanın sadece çekme yönünde zorlanması için C yüzeyinin z ekseninde hareketi kısıtlanmıştır. Fikstür A yüzeyinden sabitlenerek, tüm hareketi kısıtlanmıştır. Kompozit panelin D yüzeyinden 4 mm deplasman sınır koşulu 100 zaman adımı ile uygulanmıştır. Civata ve burç bağlantı elamanları esnek ve lineer olarak modellenmiştir. Fikstür ise rijit olarak modellenmiştir. ANSYS yazılımında temas yüzeylerinin tanımlanmasında kullanılan çeşitli algoritmalar mevcuttur. Bunlar; arttırılmış lagrange metodu, ceza metodu, MPC algoritması, Lagrange & ceza metodu ve Lagrange metodudur.

Ceza metodunda temas eden cisimler arasında temas elemanları tanımlanır. Bu elemanlar yay görevi görürler. Yay sabiti, temas rijitliğini ifade etmektedir. Yüzeyle birbirlerinden ayrıldığı anda yay pasif duruma geçer. Temas eden yüzeylerin birbirlerinin içine girmesi veya yüzeysel temas etmesi seçilen yay sabitinin değerine bağlıdır. Bu metodun uygulandığı analizlerde çözümün yakınsaması ve doğru sonuç vermesi, seçilen yay sabiti (temas rijitliği) değerine doğrudan bağlıdır. Yüksek yay sabiti (temas rijitliği) seçildiğinde temas eden yüzeylerin birbirlerinin içine girmesi engellenir fakat çözümün yakınsamasında sorun çıkabilir. Düşük yay sabiti (temas rijitliği) seçildiğinde temas eden yüzeylerin birbirlerinin içine girme olasılığı artar ve çözümün doğruluğu oldukça azalır. Arttırılmış Lagrange metodunda ceza metodu seri olarak iterasyon yapılır. Temas basıncı arttırılarak temas eden yüzeyler arasındaki girisim kabul edilebilir sınırların altına çekilir. Bu metotta çözüm, ceza metoduna göre daha doğru elde edilir. Ayrıca temas rijitlik katsayısının (yay sabiti) etkisi azdır. Bu metodun dezavantajı çözüm süresinin uzun olmasıdır. Saf Lagrange Çarpanı metodunda ise temas eden cisimler arasındaki girisim sıfırdır. Cisimlerin birbirlerinin içine girmesinde tolerans verilmez. Çözümün yakınsaması için çok sayıda iterasyon gereklidir. Saf Lagrange Çarpanı metodu kullanılarak yapılan analizlerin çözüm süresi Arttırılmış Lagrange metoduna oranla daha fazladır.

Lagrange Çarpanı metodu, Saf Lagrange Çarpanı metodu ile aynı olup sürtünmenin etkisi bu metotta daha iyi bir şekilde benzetilmektedir. Bu çalışmada, temas modellemesinde hem çözüm süresini optimum değerde tutmak hem de temas eden yüzeyler arasındaki girisimi kabul edilebilir sınırların altına çekmek için Lagrange & ceza metodu seçilmiştir.

Yapılan çalışmalarda analizlerin doğru çözülmesi ve yakınsama probleminin oluşmaması bakımından bu metodun uygun olduğu değerlendirilmiştir. Bağlantı elemanı ve burç arasına, 0.2 sürtünme katsayılı sürtünmeli kontak tanımlaması yapılırken; burç ile kompozit panel delik yatağı arasına “bonded” kontak verilmiştir. Sürtünme katsayısının mukavemete etkisi ileriki bölümlerde incelenmiştir.



Şekil 4.2 : CER-TC-0001-02-03 kuponları sonlu elemanlar modeli.

CER-TC-0001-02-03 kuponları sadece prepreg dizilim yapı farklılığına dolayısıyla farklı kalınlıklara sahiptir. Bu parametre dışında aynı sınır koşullarına sahiptir. 3 farklı dizilim yapısı ve kalınlığa sahip bu kuponların genel özellikleri Çizelge 4.1 ile özetlenmiştir. Aşağıdaki tabloda görüldüğü gibi kuponlar arasında sadece prepreg dizilim yapı ve kalınlık farklılığı söz konusudur.

Çizelge 4.1 : CER-TC-0001-02-03 kuponlarının özellikleri.

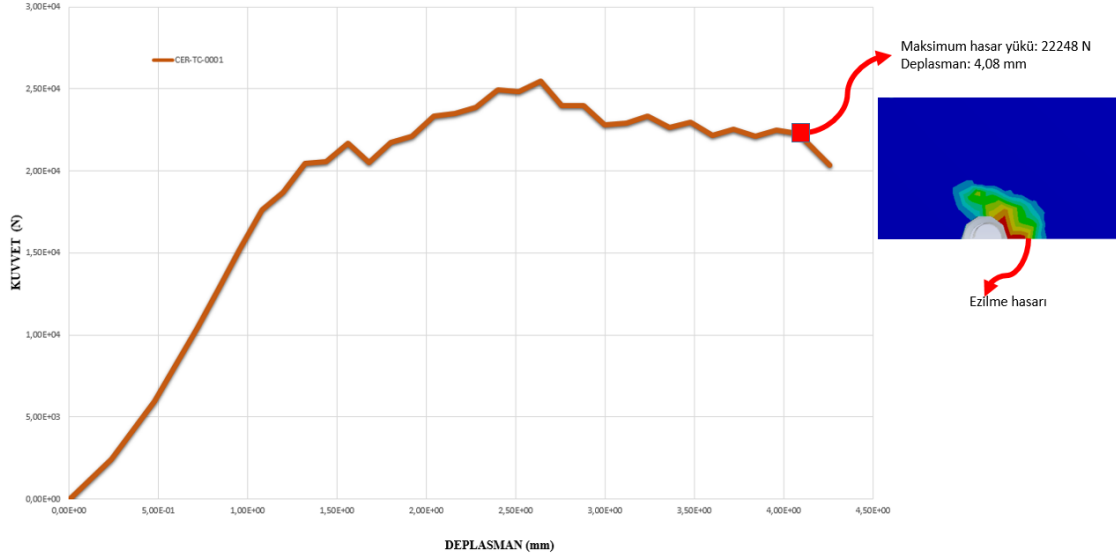
ÖZELLİKLER	CER-TC-0001	CER-TC-0002	CER-TC-0003
Uzunluk (mm)	147	147	147
Genişlik (mm)	60	60	60
Prepreg	46 kat Glass	16 kat Glass, 8 kat Quartz	38 kat Glass, 8 kat Quartz
	Serim yönü: 90°	Serim yönü: 0°	Serim yönü: 0°
Delik çapı (mm)	10.2	10.2	10.2
Delik kenar mesafesi (mm)	30	30	30

4.1.3 CER- TC- 0001 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar

Sayısal çalışmadaki sonuçlar deneysel sonuçlar ile karşılaştırmak için CER- TC- 0001 kuponunun sayısal yük-yer değiştirme grafiği çizilmiştir. Buna bağlı olarak elde edilen yük (N)- deplasman grafiği Şekil 4.3 ile gösterilmiştir. Analiz sonucu elde edilen kuvvet-deplasman grafiğinde çeşitli bölgelerde kuvvet düşüşleri meydana gelmiştir. Bu kuvvet düşüşleri kompozit panelin katmanlarında hasar meydana geldiğinin göstergesidir. Her bir hasar meydana geldiğinde, puck hasar teorisine göre malzeme özellikleri indirgenir. Aşağıdaki grafikte görüldüğü gibi yüklerin en büyük değeri aldıktan sonra düştüğü ve sabit bir değerle ilerlediği görülmüştür. Bu durum numuneler için ezilme hasarının meydana geldiğinin göstergesidir. Yapılan sayısal çalışmada kompozit kupon üzerinde *Puck* hasar teorisine göre tespit edilen maksimum hasar yükü 22248 N'dur. Kompozit kuponda ezilme hasarının görüldüğü andaki, sınır şartının uygulandığı yüzeydeki deplasman miktarı ise 4,08 mm'dir. Bundan sonra kupon üzerinde ciddi bir kuvvet düşüşü meydana gelmiştir. Bu kuvvet düşüşü, delikte %50 oranında deformasyonun meydana gelmesinden dolayı oluşan ezilme hasarını temsil eder. Delikte %50 oranında deformasyon meydana gelmesi ve bu kuvvet düşüşünün ardından analiz durdurulur. Bu aşamada hesaplanan maksimum hasar yükü, yapının yatak ezilme hasarına maruz kalmaması için aşılmaması gereken limit yük değeridir. Maksimum hasar yükü tespit edildikten sonra (5) denklemindeki formülasyonla yatak mukavet dayanım değeri elde edilir. CER-TC-0001 kuponu için bu değer 329,3 olarak elde edilmiştir. Analiz sonuçları Çizelge 4.2 ile özetlenmiştir.

Çizelge 4.2 : CER-TC-0001 kuponu analiz sonuçları.

İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yüğü	İlk Hasar Yatak Gerilme Değeri	Maksimum Hasar Yüğü	Yatak Gerilme Dayanımı	Hasar Tipi
(N)	(MPa)	(N)	(MPa)	
20500	303,3	22248	329,3	Ezilme hasar



Şekil 4.3 : CER-TC-0001 sayısal model yük-deplasman grafiği.

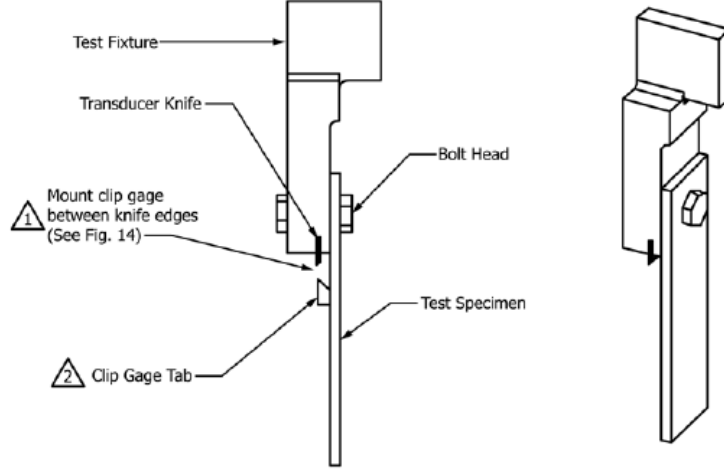
4.1.4 CER- TC- 0001 kuponunun deney modelinin oluşturulması

Polimer matrisli kompozit tabakalara yatak dayanımı tespit etmek için ASTM D5961 test standardı uygulanır. Bu testlerin asıl yapılma amacı, kuponların bearing yüklemesi altında davranışlarını gözlemlemek ve meydana gelebilecek hasar tipini tespit etmektir. Çünkü test kuponlarına ve test montaj yapısına çok benzer yapıda tasarımlar geliştirilip farklı alanlarda kullanılması amaçlanmaktadır.

CER- TC- 0001 kompozit numune için gerçekleştirilen test de ASTM D5961 test standartları uygulanmıştır. Kompozit numuneye ASTM D5961’de yer alan “Prosedür C” standardı uygulanmıştır. Yüksek modüllü fiber takviyeli kompozit tek numuneye tek taraflı kesme-çekme-basma yüklemesine maruz bırakılan metot “Prosedür C” olarak adlandırılmaktadır.

Kuponların gerçek kullanım alanındaki yatak dayanım davranışlarını tespit etmek asıl gayedir. Bu sayede vida deliğinin ve vidanın uçuş esnasında herhangi bir hasara maruz kalmacağı garantilenmiş olacaktır.

Bu nedenle buna en yakın test kupon ve test montaj yapısı tercih edilmiş ve Prosedür C test standardı tercih edilmiştir. Prosedür C test yapısı genel görünümü Şekil 4.4 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.4 : Astm d5961 prosedür c genel test yapısı gösterimi.

Testler Çizelge 4.3 ve Çizelge 4.4 ile özellikleri verilen 6 farklı kuponla gerçekleştirilmiş ve sonuçlar raporlanmıştır. Test hızı, hasar miktarı 1 mm – 10 mm arasında kalacak şekilde ayarlanmıştır. Tavsiye edilen standart piston başlığı yer değiştirme oranı 1,27 mm/min [0.05in/min]. Başka bir deyişle, her dakikada delik çevresinde meydana gelen bearing-strain oranı 0.01 mm/mm/min olacak şekilde test hızı ayarlanmıştır. Piston kuvveti ve deplasman miktarı sürekli olarak kaydedilmiş, her saniyede 2 yada 3 defa data alınmalı, her test için minimum 100 data noktası kaydedilmiştir.

Test ortamında yatak hasarı global ve lokal olarak iki farklı şekilde gerçekleşir. Global bearing hasarı; uygulanan maksimum kuvvet değerinde %30 bir düşüş gözlemlendiğinde, başka bir deyişle, delik etrafındaki deformasyon miktarı %50 oranında artış gösterdiğinde meydana gelir.

Kompozit laminada meydana gelen ilk lokal yatak hasarı, kuvvet uygulama esnasında kuvvet eğrisinin ilk düşüş yaptığı andır. Kompozit panelin matriks yapısında meydana gelen ilk hasar lokal yatak hasarı olarak adlandırılır. Lokal yatak hasarının meydana gelmesi, kompozit yapının tamamıyla hasara uğradığı anlamına gelmez. Bu nedenle, numune yatak hasar dayanım limiti belirlenirken global yatak hasar değeri esas alınır. Her kupon için testler oda sıcaklığında ayrı ayrı gerçekleştirilmiştir. Bu prosedürler ile yapılan test sonuçlarında; ilk hasarın meydana geldiği yük ve global yatak hasarının oluştuğu maksimum hasar yükü tespit edilmiş ve raporlanmıştır. Her kupon için test sonuçları kuvvet- deplasman grafiği olarak çizdirilmiştir. Test sonucu elde edilen kuvvet-deplasman

grafiklerinin bazılarında ilk hasarın meydana geldiği kuvvet düşüşleri gözlemlenememiştir.

Çizelge 4.3 : CER-TC-0001 test ortam koşulları ve numune özellikleri.

Numune İsmi	Test Ortam Sıcaklığı	Test Ortam Nemi	Kupon Uzunluğu	Kupon Genişliği	Kupon Kalınlığı	Ort. Delik Çapı	Burç Çapı
	(° F)	(% RH)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)
CER-TC-0001/1	72	17	147,4	60,0	6,8	6,6	10,2
CER-TC-0001/2	72	17	147,2	60,1	6,8	6,8	10,2
CER-TC-0001/3	72	17	147,3	60,0	6,8	6,8	10,2
CER-TC-0001/4	72	17	147,4	60,0	6,8	6,8	10,2
CER-TC-0001/5	72	17	147,1	60,1	6,8	6,8	10,2
CER-TC-0001/6	72	17	147,1	60,1	6,8	6,8	10,2

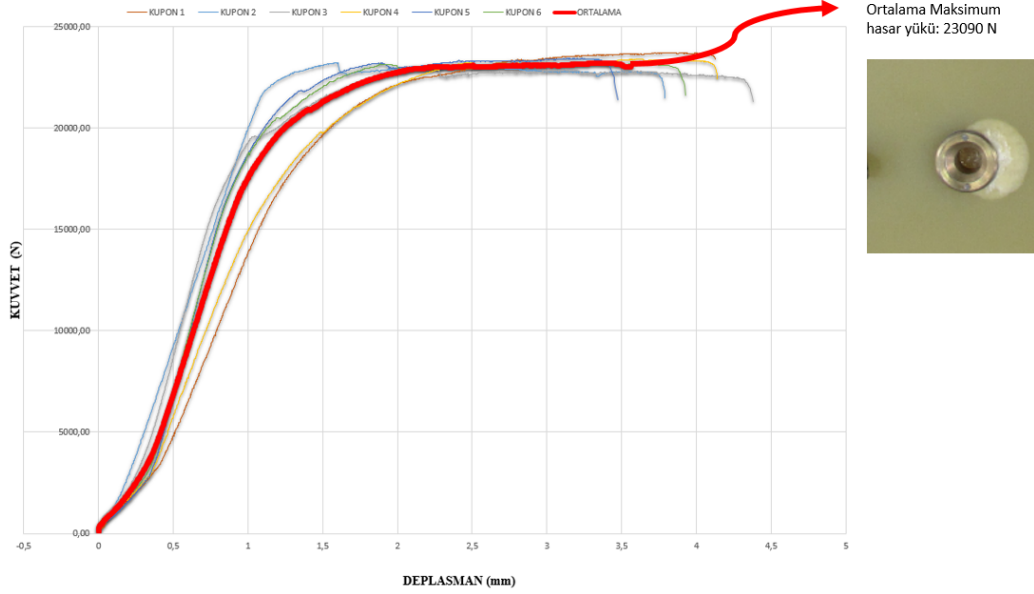
Çizelge 4.4 : CER-TC-0001 test numulerin geometrik özellikleri.

Numune İsmi	w/D (mm/mm)	e/D (mm/mm)	Cıvata Çapı (mm)	Tork değeri (N.mm)	Test Oranı (mm/min)
CER-TC-0001/1	5,88	2,95	6,5	5666	1,27
CER-TC-0001/2	5,89	2,95	6,3	5666	1,27
CER-TC-0001/3	5,88	2,95	6,4	5666	1,27
CER-TC-0001/4	5,87	2,96	6,5	5666	1,27
CER-TC-0001/5	5,88	2,95	6,3	5666	1,27
CER-TC-0001/6	5,89	2,95	6,3	5666	1,27

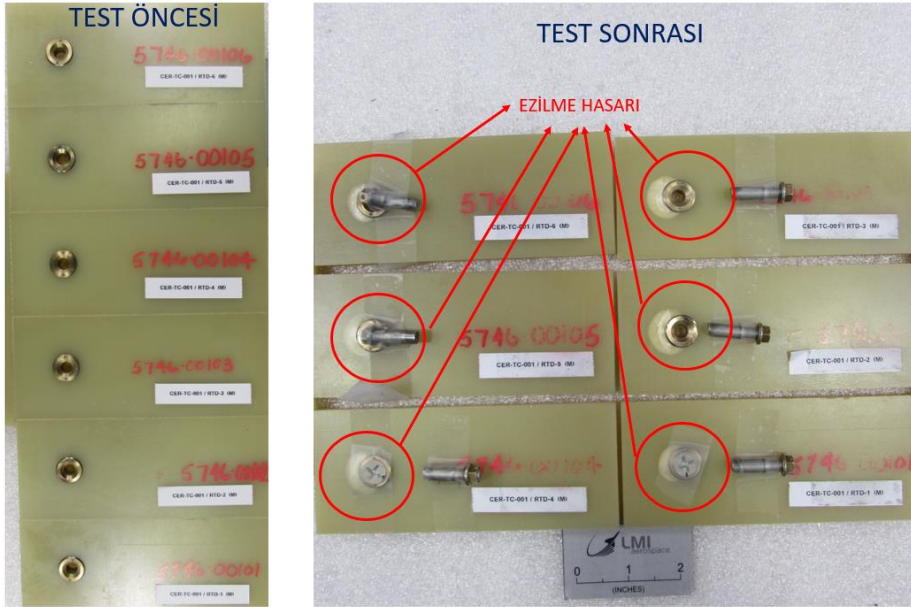
4.1.5 CER- TC- 0001 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları

Gerçekleştirilen test sonucunda, her kupon için elde edilen kuvvet- deplasman grafiği Şekil 4.5 ile gösterilmiştir. Grafikte görüldüğü üzere, kuponların kuvvet-deplasman grafiklerinde ufak çapta bazı sapmalar olmaktadır. Kuponların göstermiş olduğu kuvvet-deplasman grafik davranışların farklılığının ana sebebi, kupon üretiminin ve testin doğasından kaynaklı yapılan hatalardır. 6 farklı kupona ait raporlanan test sonuçları Çizelge 4.5 ile gösterilmiştir. Bu tabloda ilk hasarın meydana geldiği hasar yükü, ilk hasar yatak gerilme değeri, maksimum hasar yükü ve yatak gerilme dayanımı ve hasar tipi

sonuçları listelenmiştir. Farklı kupaona ait sonuçların ortalaması alındığında kuponun maksimum hasar yükü 23090 N'dur. Gerçekleştirilen test sonucunda tüm numelerde ezilme hasarı görülmüştür. Test sonucunda kuponlarda meydana gelen ezilme hasarları Şekil 4.6 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.5 : CER-TC-0001 deneysel model yük-deplasman grafiği.



Şekil 4.6 : CER-TC-0001 test sonrası hasar görünümü.

Çizelge 4.5 : CER-TC-0001 test numulerin deney sonuçları.

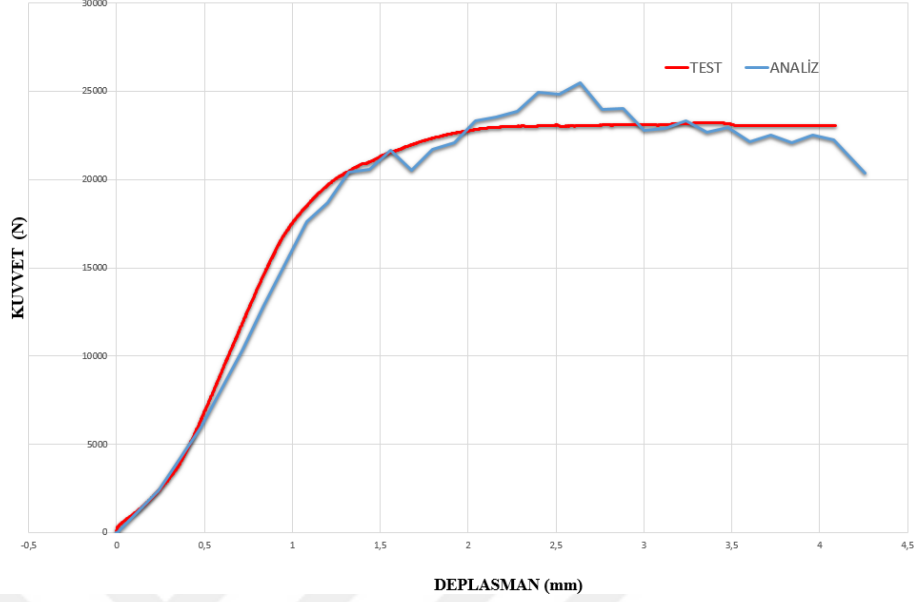
Numune İsmi	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yüğü (N)	İlk Hasar Yatak Gerilme Değeri (MPa)	Mak. Hasar Yüğü (N)	Yatak Gerilme Dayanımı (MPa)	Hasar Tipi
CER-TC-0001/1	Tespit edilememiştir	Tespit edilememiştir	23015,6	340,6	Yatak ezilme hasarı
CER-TC-0001/2	Tespit edilememiştir	Tespit edilememiştir	22660,2	335,4	Yatak ezilme hasarı
CER-TC-0001/3	19110,6	282,9	22489,7	332,9	Yatak ezilme hasarı
CER-TC-0001/4	Tespit edilememiştir	Tespit edilememiştir	22687,3	335,8	Yatak ezilme hasarı
CER-TC-0001/5	Tespit edilememiştir	Tespit edilememiştir	22803,0	337,5	Yatak ezilme hasarı
CER-TC-0001/6	Tespit edilememiştir	Tespit edilememiştir	22511,9	333,2	Yatak ezilme hasarı

Çizelge 4.5 (devam) : CER-TC-0001 test numulerin deney sonuçları.

ORTALAMA	19110,6	282,9	22694,4	335,9
STANDART	-	-	195,6	2,9
SAPMA				

4.1.6 CER- TC- 0001 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarının karşılaştırılması

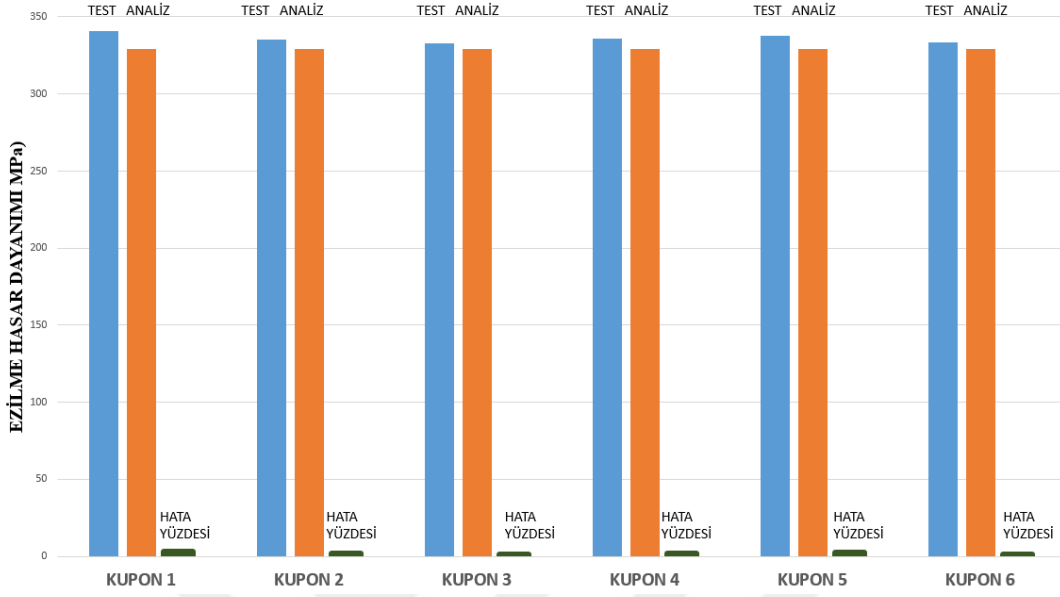
Gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER- TC- 0001 kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiştir. Deneysel ve sayısal çalışmaların yük (N)-deplasman(mm) grafiklerinin karşılaştırılması Şekil 4.7 ile gösterilmiştir. Görüldüğü gibi hem test ortamında hem analiz ortamında panelin gösterdiği yük-deplasman davranışı birbirine çok yakındır. Sayısal model sonucunun yük-deplasman grafiğinde görülen kuvvet düşüşleri kompozit panelde oluşan hasarlardan dolayı meydana gelir. Test ortamında ise, deney sürecinde maruz kaldığı yük altında panelde küçük miktarlarda hasar meydana gelse de bu ufak kuvvet düşüşleri test yük hücresinden tespit edilememiştir. Yapıda meydana gelen bu lokal hasarlar birikerek global hasarı oluşturmaktadır. Bu esnada yük hücresinden çok ciddi bir yük düşüşü alınır. Bu kuvvet düşüşünden sonra kompozit panelde global hasarın meydana geldiği anlaşılır. Test ortamında, ilk hasar ve buna bağlı olarak meydana gelen kuvvet düşüşü sadece 3 nolu kuponda tespit edilebilmiştir. Simülasyon ve test ortamında meydana gelen ilk hasar yükleri' de Çizelge 4.6 ile karşılaştırılmıştır. İlk hasarın meydana geldiği hasar yükü, ilk hasar yatak gerilme değeri, maksimum hasar yükü ve yatak gerilme dayanımı ve hasar tipi sonuçları sayısal ve deneysel model için Çizelge 4.6 karşılaştırılmıştır. Ayrıca Şekil 4.8 ile test ve analiz sonuçları arasında hata oranları da tespit edilmiştir. Sonuç olarak; gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER- TC- 0001 kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiş, yük altında sayısal modelin gösterdiği davranış şekli testlerle doğrulanmıştır. (Şekil 4.9)



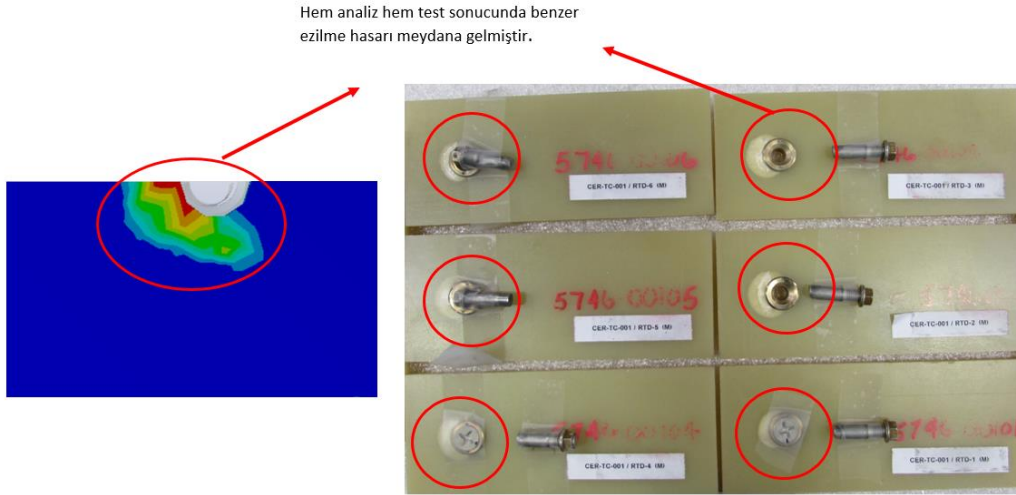
Şekil 4.7 : CER-TC-0001 deneysel ve sayısal model yük-deplasman grafiği karşılaştırılması.

Çizelge 4.6 : CER-TC-0001 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.

	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yüğü	İlk Hasar Yatak Gerilme Değeri	Maksimum Hasar Yüğü	Yatak Gerilme Dayanımı	Hasar Tipi
	(N)	(MPa)	(N)	(MPa)	
ANALİZ	20500	303,3	22248	329,3	Yatak ezilme hasarı
TEST ORTALAMA	19110,6	282,9	22694,6	335,9	Yatak ezilme hasarı
HATA PAYI	%7,3	%7,2	%1,97	%1,96	



Şekil 4.8 : CER-TC-0001 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.

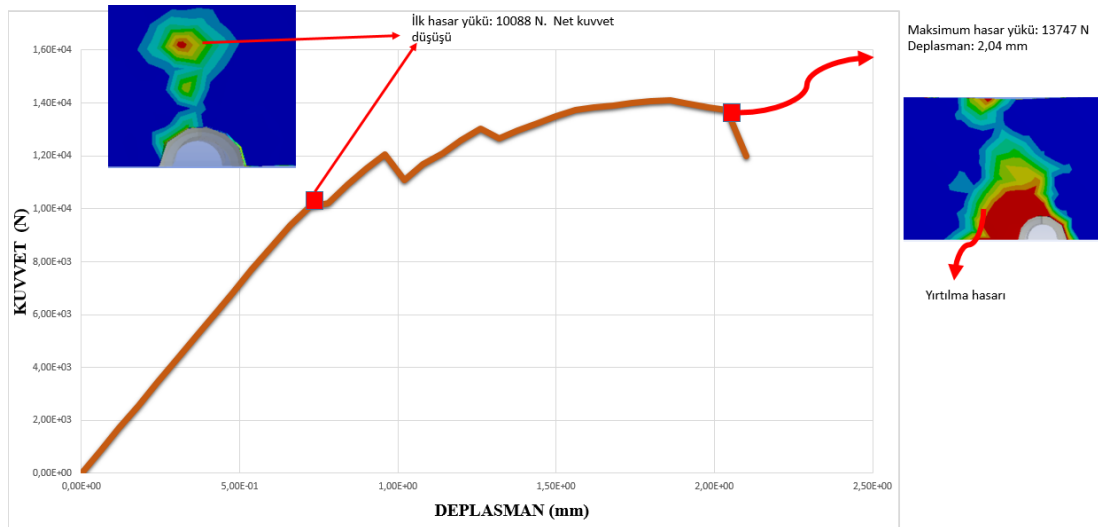


Şekil 4.9 : CER-TC-0001 deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması.

4.1.7 CER- TC- 0002 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar

Sayısal çalışmadaki sonuçlar deneysel sonuçlar ile karşılaştırmak için CER- TC- 0002 kuponunun sayısal yük-yer değiştirme grafiği çizilmiştir. Buna bağlı olarak elde edilen yük (N)- deplasman(mm) grafiği Şekil 4.10 ile gösterilmiştir.

Analiz sonucu elde edilen kuvvet-deplasman grafiğinde, CER-TC-0001 kuponuna ait yük-deplasman grafiğinde de görüldüğü gibi belirli yerlerde kuvvet düşüşleri meydana gelmiştir. Bu kuvvet düşüşleri kompozit panelin katmanlarında hasar meydana geldiğinin göstergesidir. Yapıda meydana gelen bu lokal hasarlar birikerek global hasarı oluşturmaktadır. Her bir hasar meydana geldiğinde, puck hasar teorisine göre malzeme özellikleri indirgenir. CER- TC- 0002 kompozit panelin aynı yük altında gerçekleştirilen analiz sonucunda, CER- TC- 0001 kupon modelinden farklı olarak ezilme hasarı gözlemlenmemiştir. Ezilme hasarı meydana geldiğinde, yük-deplasman grafiğinde yükün en büyük değeri aldıktan sonra düştüğü ve sonrasında sabit bir değerle ilerlediği görülür. Ancak CER- TC- 0002 kompozit kupondaki gibi bir anda hasara uğrayan numularda kuvvet maksimum değerini aldıktan sonra bir anda düşer ve yapı daha fazla yük taşımayacak durumda hasara uğrar. CER- TC- 0002 kuponunun ezilme hasarına maruz kalmadan kırılmasının sebebi, çok ince olmasından kaynaklıdır. Panel, uygulanan yüke direnemeyecek kadar ince olduğu için yırtılma (net-tension) hasarı meydana gelmiştir. Yapılan sayısal çalışmada kompozit kupon üzerinde Puck hasar teorisine göre tespit edilen maksimum hasar yükü 13747 N'dur. Kompozit kuponda yırtılma hasarının görüldüğü andaki, sınır şartının uygulandığı yüzeydeki deplasman miktarı ise 2,04 mm'dir. Bundan sonra kupon üzerinde ciddi bir kuvvet düşüşü ile birlikte yırtılma hasarı meydana gelmiştir. Yük (N)- deplasman(mm) grafiği Şekil 4.10 ile gösterilmiştir. Çizelge 4.7 ile elde edilen analiz sonuçları özetlenmiştir.



Şekil 4.10 : CER-TC-0002 sayısal model yük-deplasman grafiği.

Çizelge 4.7 : CER-TC-0002 kuponu analiz sonuçları.

İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yükü	İlk Hasar Yatak Gerilme Değeri	Maksimum Hasar Yükü	Yatak Gerilme Dayanımı	Hasar Tipi
(N)	(MPa)	(N)	(MPa)	
10088	Yatak hasarı meydana gelmemiştir.	13747	Yatak hasarı meydana gelmemiştir.	Yırtılma (Net Tension) Hasarı

4.1.8 CER- TC- 0002 kuponunun deney modelinin oluşturulması

CER- TC- 0002 nolu kupona Polimer matrisli kompozit tabakalara yatak dayanımını tespit etmek için uygulanan ASTM D5961 Prosedür C test standartı uygulanmıştır. Prosedür C test yapısının detaylandırılması “CER- TC- 0001 Kuponunun Deney Modelinin Oluşturulması” başlığında detaylı olarak açıklandığı için bu başlık altında tekrar açıklanma gereği duyulmamıştır.

ASTM D5961 Prosedür C Testi Çizelge 4.8 ve Çizelge 4.9 ile özellikleri verilen 6 farklı kuponla gerçekleştirilmiş ve sonuçlar raporlanmıştır. Test hızı, hasar miktarı 1 mm – 10 mm arasında kalacak şekilde ayarlanmıştır. Standart piston başlığı yer değiştirme oranı 1,27 mm/min [0.05in/min] olarak belirlenmiştir. Başka bir deyişle, her dakikada delik çevresinde meydana gelen bearing-strain oranı 0.01 mm/mm/min olacak şekilde test hızı ayarlanmıştır. Piston kuvveti ve deplasman miktarı sürekli olarak kaydedilmiş, her saniyede 2 yada 3 defa data alınmalı, her test için minimum 100 data noktası kaydedilmiştir.

Bu prosedürler ile yapılan test sonuçlarında; ilk hasarın meydana geldiği yük ve yırtılma hasarının meydana hasar yükü tespit edilmiş ve raporlanmıştır. Her kupon için test sonuçları kuvvet- deplasman grafiği olarak çizdirilmiştir. Test sonucu elde edilen kuvvet-

deplasman grafiklerinin bazılarında ilk hasarın meydana geldiği kuvvet düşüşleri gözlemlenememiştir.

Çizelge 4.8 : CER-TC-0002 test ortam koşulları ve numune özellikleri.

Numune İsmi	Test Ortam Sıcaklığı	Test Ortam Nemi	Kupon Uzunluğu	Kupon Genişliği	Kupon Kalınlığı	Ort. Delik Çapı	Burç Çapı
	(° F)	(% RH)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)
CER-TC-0002/1	74	27	147,3	59,9	2,9	6,8	10,2
CER-TC-0002/2	74	27	147,2	59,9	2,9	6,8	10,2
CER-TC-0002/3	74	27	147,1	59,8	2,9	6,8	10,2
CER-TC-0002/4	74	27	147,0	59,8	2,9	6,8	10,2
CER-TC-0002/5	74	27	147,0	60,0	2,9	6,7	10,2
CER-TC-0002/6	74	27	147,1	59,9	2,9	6,8	10,2

Çizelge 4.9 : CER-TC-0002 test numulerin geometrik özellikleri.

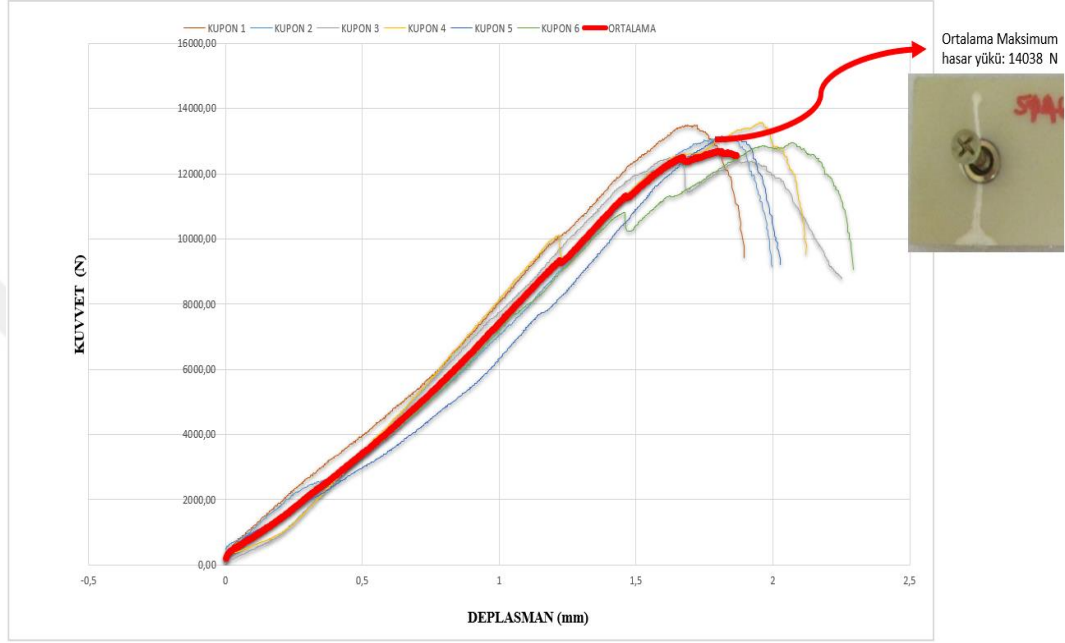
Numune İsmi	w/D (mm/mm)	e/D (mm/mm)	Çıvata Çapı (mm)	Tork değeri (N.mm)	Test Oranı (mm/min)
CER-TC-0002/1	5,87	2,94	6,3	5666	1,27
CER-TC-0002/2	5,87	2,96	6,3	5666	1,27
CER-TC-0002/3	5,86	2,93	6,3	5666	1,27
CER-TC-0002/4	5,85	2,93	6,3	5666	1,27
CER-TC-0002/5	5,88	2,96	6,3	5666	1,27
CER-TC-0002/6	5,86	2,95	6,3	5666	1,27

4.1.9 CER- TC- 0002 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları

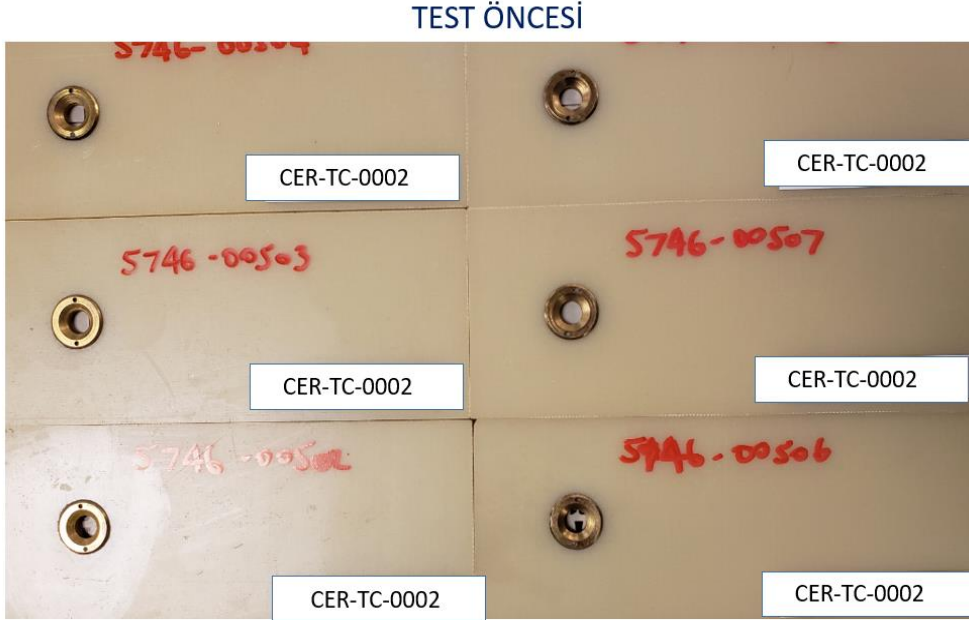
Gerçekleştirilen test sonucunda, her kupon için elde edilen kuvvet- deplasman grafiği Şekil 4.11 ile gösterilmiştir. Grafikte görüldüğü üzere, kuponların kuvvet-deplasman grafiklerinde ufak çapta bazı sapmalar olmaktadır. Kuponların göstermiş olduğu kuvvet-deplasman grafik davranışların farklılığının ana sebebi, kupon üretiminin ve testin doğasından kaynaklı yapılan hatalardır.

6 farklı kupona ait raporlanan test sonuçları Çizelge 4.10 ile gösterilmiştir. Bu tabloada ilk hasarın meydana geldiği hasar yükü, yırtılma hasarının olduğu maksimum hasar yükü ve hasar tipi sonuçları listelenmiştir. Farklı kupona ait sonuçların ortalaması alındığında kuponun maksimum hasar yükü 14038 N'dur.

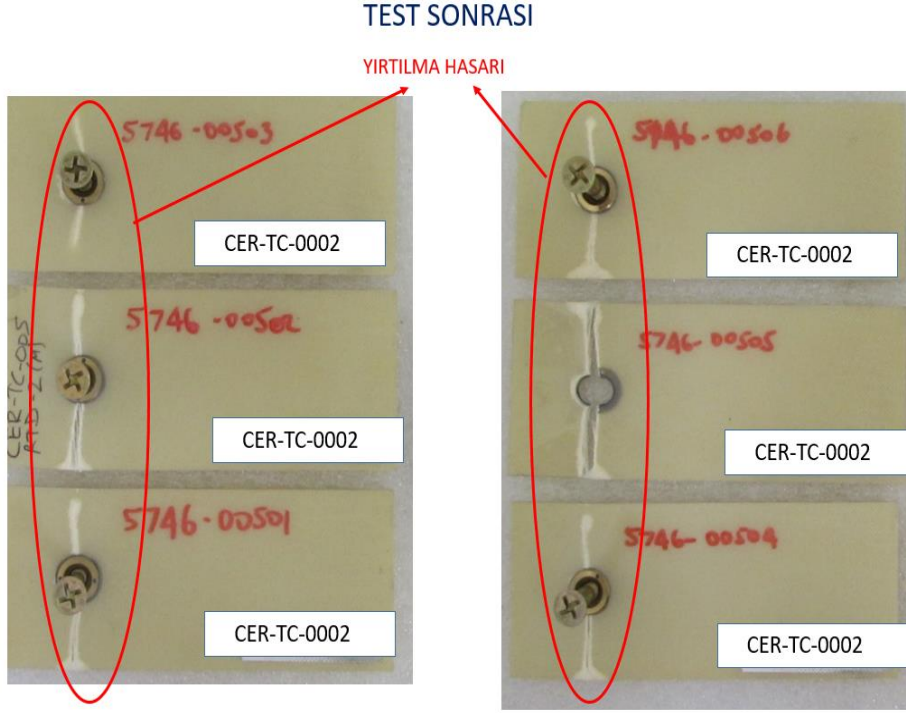
Gerçekleştirilen test sonucunda tüm numelerde yırtılma hasarı görülmüştür. Test sonucunda kuponlarda meydana gelen yırtılma hasarları Şekil 4.12 ve Şekil4.13 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.11 : CER-TC-0002 deneysel model yük-deplasman grafiği.



Şekil 4.12 : CER-TC-0002 öncesi genel kupon görünümü.



Şekil 4.13 : CER-TC-0002 test sonrası hasar görünümü.

Çizelge 4.10 : CER-TC-0002 test numulerin geometrik özellikleri.

Numune İsmi	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yüğü (N)	İlk Hasar Yatak Gerilme Değeri (MPa)	Maksimum Hasar Yüğü (N)	Yatak Gerilme Dayanımı (MPa)	Hasar Tipi
CER-TC-0002/1	Tespit edilememiştir.	Yatak hasarı meydana gelmemiştir.	14405,5	Yatak hasarı meydana gelmemiştir	Yırtılma Hasarı
CER-TC-0002/2	Tespit edilememiştir.	Yatak hasarı meydana gelmemiştir.	13976,5	Yatak hasarı meydana gelmemiştir	Yırtılma Hasarı

Çizelge 4.10(devam) : CER-TC-0002 test numulerin geometrik özellikleri.

CER-TC-0002/3	Tespit edilememiştir.	Yatak hasarı meydana gelmemiştir.	13395,0	Yatak hasarı meydana gelmemiştir	Yırtılma Hasarı
CER-TC-0002/4	10106,80	Yatak hasarı meydana gelmemiştir	14481,3	Yatak hasarı meydana gelmemiştir	Yırtılma Hasarı
CER-TC-0002/5	Tespit edilememiştir.	Yatak hasarı meydana gelmemiştir.	14086,2	Yatak hasarı meydana gelmemiştir	Yırtılma Hasarı
CER-TC-0002/6	Tespit edilememiştir.	Yatak hasarı meydana gelmemiştir.	13881,5	Yatak hasarı meydana gelmemiştir	Yırtılma Hasarı
ORTALAMA	10106,80	-	14038	Yatak hasarı meydana gelmemiştir	Yırtılma Hasarı
STANDART SAPMA	-	-	394		2,9

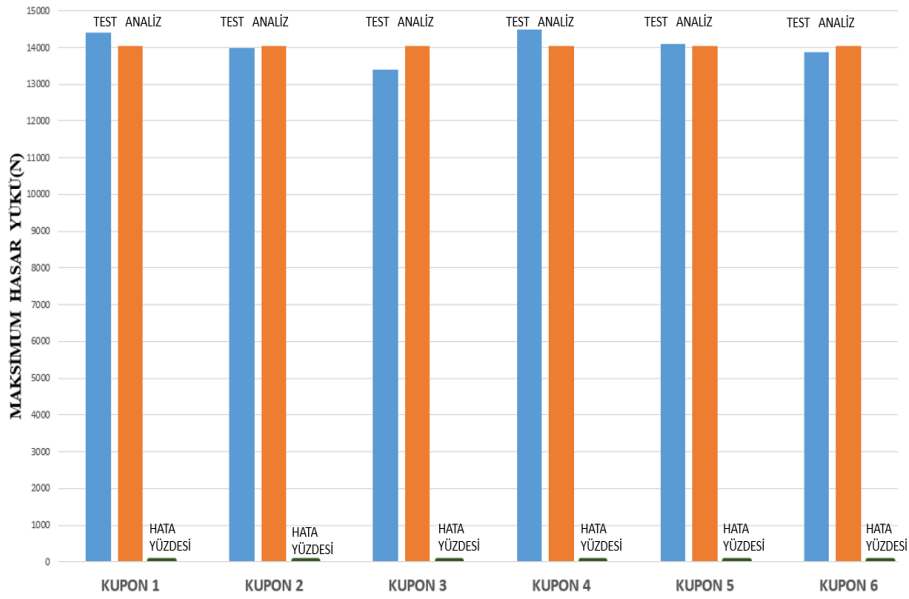
4.1.10 CER- TC- 0002 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarını karşılaştırılması

Gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER- TC- 0002 kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiştir. Simülasyon ve test ortamında meydana gelen ilk hasar yükleri’ de Çizelge 4.11 ile karşılaştırılmıştır. İlk hasarın meydana geldiği hasar yükü, maksimum hasar yükü ve hasar tipi sonuçları sayısal ve deneysel model için Çizelge 4.11 ile karşılaştırılmıştır. Ayrıca Şekil 4.14 ile test ve analiz sonuçları arasında hata oranları da tespit edilmiştir. Hem sayısal modelde hem de gerçekleştirilen testlerde uygulanan yük altında, CER- TC- 0002 nolu kuponda ezilme hasarı beklenirken, yırtılma hasarı meydana gelmiştir. CER- TC- 0002 kuponunun ezilme hasarına maruz kalmadan kırılmasının sebebi, çok ince olmasından kaynaklıdır. Yük

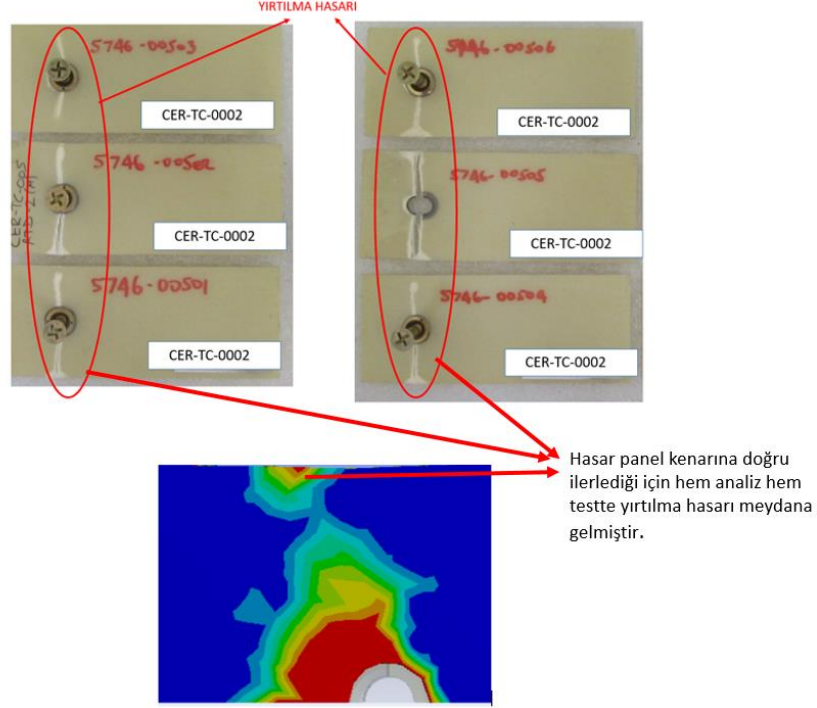
uygulama esnasında kompozit yapıda meydana gelen lokal hasarlar birikerek panel kenarına geldiğinde yırtılma hasarı meydana gelir. Sonuç olarak; Kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiş, yük altında sayısal modelin gösterdiği davranış şekli testlerle doğrulanmıştır. (Şekil 4.15)

Çizelge 4.11 : CER-TC-0002 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.

	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yüğü (N)	Maksimum Hasar Yüğü (N)	Hasar Tipi
ANALİZ	10088	13747	Yırtılma (net tension) hasarı
TEST	10106,80	14038	Yırtılma (net tension) hasarı
ORTALAMA			
HATA PAYI	0,19%	2,07%	



Şekil 4.14 : CER-TC-0002 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.

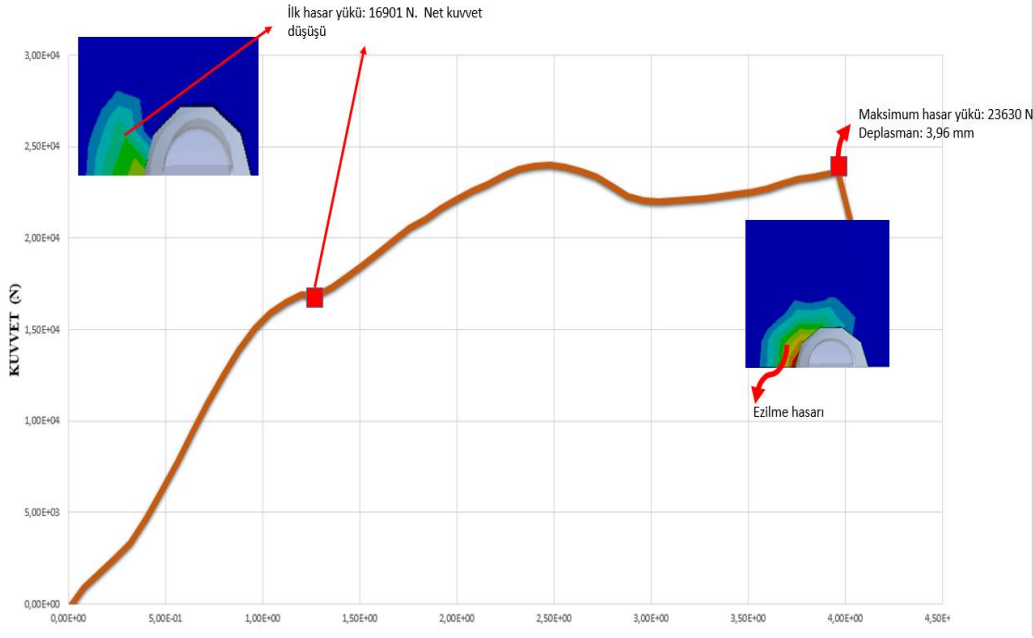


Şekil 4.15 : CER-TC-0002 deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması.

4.1.11 CER- TC- 0003 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar

Sayısal çalışmadaki sonuçlar deneysel sonuçlar ile karşılaştırmak için CER- TC- 0003 kuponunun sayısal yük-yer değiştirme grafiği çizilmiştir. Buna bağlı olarak elde edilen yük (N)- deplasman grafiği Şekil 4.16 ile gösterilmiştir. Analiz sonucu elde edilen kuvvet-deplasman grafiğinde çeşitli bölgelerde kuvvet düşüşleri meydana gelmiştir. Bu kuvvet düşüşleri kompozit panelin katmanlarında hasar meydana geldiğinin göstergesidir. Her bir hasar meydana geldiğinde, puck hasar teorisine göre malzeme özellikleri indirgenir. Aşağıdaki grafikte görüldüğü gibi yüklerin en büyük değeri aldıktan sonra düştüğü ve sabit bir değerle ilerlediği görülmüştür. Bu durum numuneler için ezilme hasarının meydana geldiğinin göstergesidir. Yapılan sayısal çalışmada kompozit kupon üzerinde *Puck* hasar teorisine göre tespit edilen maksimum hasar yükü 23630 N'dur. Kompozit kuponda ezilme hasarının görüldüğü andaki, sınır şartının uygulandığı yüzeydeki deplasman miktarı ise 3,96 mm'dir. Bundan sonra kupon üzerinde ciddi bir kuvvet düşüşü meydana gelmiştir. Bu kuvvet düşüşü, delikte %50 oranında deformasyonun meydana gelmesinden dolayı oluşan ezilme hasarını temsil eder. Delikte %50 oranında deformasyon meydana gelmesi ve bu kuvvet düşüşünün ardından analiz durdurulur. Bu

aşamada hesaplanan maksimum hasar yükü, yapının yatak ezilme hasarına maruz kalmaması için aşılmaması gereken limit yük değeridir. Maksimum hasar yükü tespit edildikten sonra (5) denklemindeki formülasyonla yatak mukavet dayanım değeri elde edilir. CER-TC-0003 kuponu için bu değer 354,4 olarak elde edilmiştir. Analiz sonuçları Çizelge 4.12 ile belirtilmiştir.



Şekil 4.16 : CER-TC-0003 sayısal model yük-deplasman grafiği.

Çizelge 4.12 : CER-TC-0003 kuponu analiz sonuçları.

İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yükü	İlk Hasar Yatak Gerilme Değeri	Maksimum Hasar Yükü	Yatak Gerilme Dayanımı	Hasar Tipi
(N)	(MPa)	(N)	(MPa)	
16901	253,5	23630	354,4	Yatak ezilme hasarı

4.1.12 CER- TC- 0003 kuponunun deney modelinin oluşturulması

CER- TC- 0003 Kuponunun deney modeli CER- TC- 0001 kuponu ile aynıdır. Kompozit numuneye ASTM D5961’de yer alan “Prosedür C” standartı uygulanmıştır. Kuponların gerçek kullanım alanındaki yatak dayanım davranışlarını tespit etmek amaçlanmıştır. Bu sayede uçuş esnasında yapıda herhangi bir hasarın meydana gelmemesi için tasarım esnasında bilinmesi gereken limit yatak dayanım değeri elde edilmiş olur.

Testler Çizelge 4.13 ve Çizelge 4.14 ile özellikleri verilen 6 farklı kuponla gerçekleştirilmiş ve sonuçlar raporlanmıştır. Test hızı, hasar miktarı 1 mm – 10 mm arasında kalacak şekilde ayarlanmıştır. Tavsiye edilen standart piston başlığı yer değiştirme oranı 1,27 mm/min [0.05in/min].

Başka bir deyişle, her dakikada delik çevresinde meydana gelen bearing-strain oranı 0.01 mm/mm/min olacak şekilde test hızı ayarlanmıştır. Piston kuvveti ve deplasman miktarı sürekli olarak kaydedilmiş, her saniyede 2 yada 3 defa data alınmalı, her test için minimum 100 data noktası kaydedilmiştir.

Test ortamında yatak hasarı global ve lokal olarak iki farklı şekilde gerçekleşir. Global bearing hasarı; uygulanan maksimum kuvvet değerinde %30 bir düşüş gözlemlendiğinde, başka bir deyişle, delik etrafındaki deformasyon miktarı %50 oranında artış gösterdiğinde meydana gelir.

Kompozit laminada meydana gelen ilk lokal yatak hasarı, kuvvet uygulama esnasında kuvvet eğrisinin ilk düşüş yaptığı andır. Kompozit panelin matriks yapısında meydana gelen ilk hasar lokal yatak hasarı olarak adlandırılır. Lokal yatak hasarının meydana gelmesi, kompozit yapının tamamıyla hasara uğradığı anlamına gelmez. Bu nedenle, numune yatak hasar dayanım limiti belirlenirken global yatak hasar değeri esas alınır. Her kupon için testler oda sıcaklığında ayrı ayrı gerçekleştirilmiştir.

Bu prosedürler ile yapılan test sonuçlarında; ilk hasarın meydana geldiği yük ve global yatak hasarının olduğu maksimum hasar yükü tespit edilmiş ve raporlanmıştır. Her kupon için test sonuçları kuvvet- deplasman grafiği olarak çizdirilmiştir. Test sonucu elde edilen kuvvet-deplasman grafiklerinin bazılarında ilk hasarın meydana geldiği kuvvet düşüşleri gözlemlenememiştir.

Çizelge 4.13 : CER-TC-0003 test ortam koşulları ve numune özellikleri.

Numune İsmi	Test Ortam Sıcak. (° F)	Test Ortam Nemi (% RH)	Kupon Uzunluğu (mm)	Kupon Genişliği (mm)	Kupon Kalınlığı (mm)	Ortalama Delik Çapı (mm)	Burç Çapı (mm)
CER-TC-0003/1	73	25	147,4	60,1	6,4	6,8	10,2
CER-TC-0003/2	73	25	147,1	60,0	6,4	6,8	10,2
CER-TC-0003/3	73	25	147,1	60,1	6,4	6,8	10,2
CER-TC-0003/4	73	25	147,1	60,0	6,4	6,8	10,2
CER-TC-0003/5	73	25	147,3	43,0	6,4	6,8	10,2
CER-TC-0003/6	73	25	147,1	60,0	6,4	6,8	10,2

Çizelge 4.14 : CER-TC-0003 test numulerin geometrik özellikleri.

Num. İsmi	w/D (mm/mm)	e/D (mm/mm)	Cıvata Çapı (mm)	Tork değeri (N.mm)	Test Oranı (mm/min)
CER-TC-0003/1	5,9	3,0	6,3	5666	1,27

Çizelge 4.14(devam) : CER-TC-0003 test numulerin geometrik özellikleri.

CER-TC-0003/2	5,9	2,9	6,3	5666	1,27
CER-TC-0003/3	5,9	2,9	6,3	5666	1,27
CER-TC-0003/4	5,9	2,9	6,3	5666	1,27
CER-TC-0003/5	4,2	3,0	6,3	5666	1,27
CER-TC-0003/6	5,9	2,9	6,3	5666	1,27

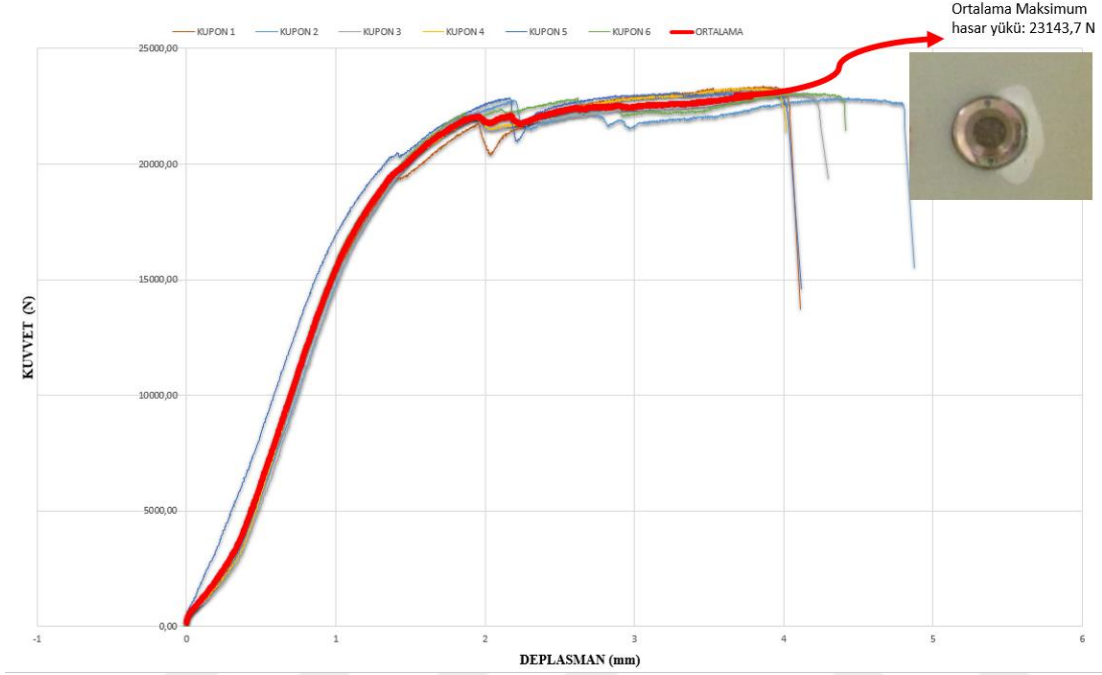
4.1.13 CER- TC- 0003 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları

Gerçekleştirilen test sonucunda, her kupon için elde edilen kuvvet- deplasman grafiği Şekil 4.17 ile gösterilmiştir. Grafikte görüldüğü üzere, kuponların kuvvet-deplasman grafiklerinde ufak çapta bazı sapmalar olmaktadır.

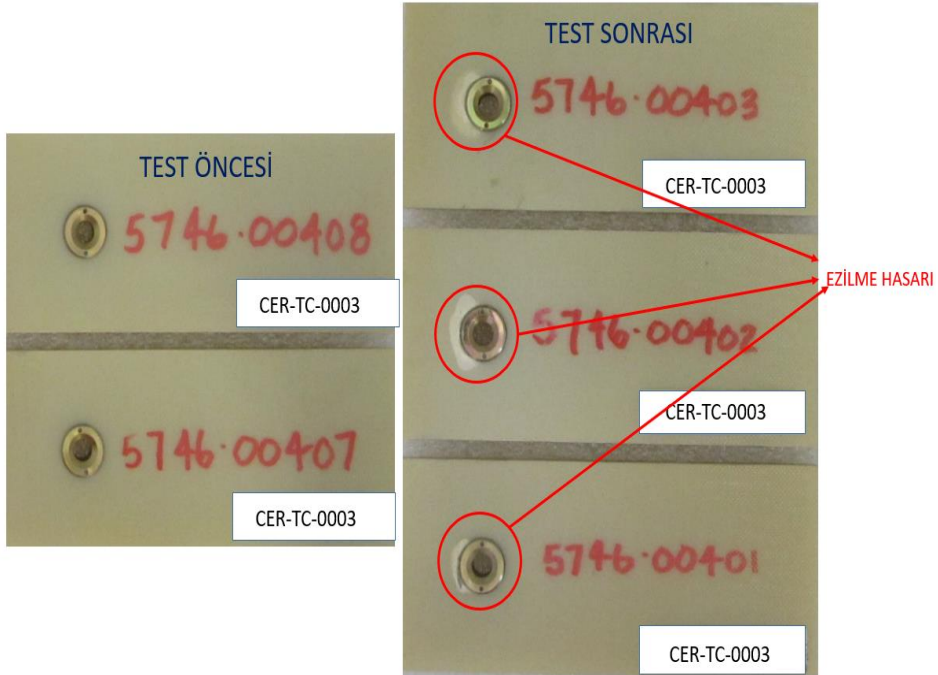
Kuponların göstermiş olduğu kuvvet-deplasman grafik davranışların farklılığının ana sebebi, kupon üretiminin ve testin doğasından kaynaklı yapılan hatalardır.

6 farklı kupaona ait raporlanan test sonuçları Çizelge 4.15 ile gösterilmiştir. Bu tabloda ilk hasarın meydana geldiği hasar yükü, ilk hasar yatak gerilme değeri, maksimum hasar yükü ve yatak gerilme dayanımı ve hasar tipi sonuçları listelenmiştir. Farklı kupaona ait sonuçların ortalaması alındığında kuponun maksimum hasar yükü 23143,7 N'dur.

Gerçekleştirilen test sonucunda tüm numelerde ezilme hasarı görülmüştür. Test sonucunda kuponlarda meydana gelen ezilme hasarları Şekil 4.18 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.17 : CER-TC-0003 deneysel model yük-deplasman grafiği.



Şekil 4.18 : CER-TC-0003 test sonrası hasar görünümü.

Çizelge 4.15 : CER-TC-0003 test numunelerin deney sonuçları.

Numune İsmi	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yüğü (N)	İlk Hasar Yatak Gerilme Değeri (MPa)	Maksimum Hasar Yüğü (N)	Yatak Gerilme Dayanımı (MPa)	Hasar Tipi
CER-TC-0003/1	19472,5	292,1	23370,1	356,9	Yatak ezilme hasarı
CER-TC-0003/2	Tespit edilememiştir	Tespit edilememiştir.	22874,1	349,3	Yatak ezilme hasarı
CER-TC-0003/3	Tespit edilememiştir	Tespit edilememiştir.	23099,6	352,8	Yatak ezilme hasarı
CER-TC-0003/4	Tespit edilememiştir	Tespit edilememiştir.	23299,8	355,8	Yatak ezilme hasarı
CER-TC-0003/5	Tespit edilememiştir	Tespit edilememiştir.	23133,9	353,3	Yatak ezilme hasarı
CER-TC-0003/6	Tespit edilememiştir.	Tespit edilememiştir.	23084,5	352,5	Yatak ezilme hasarı

Çizelge 4.15 (devam) : CER-TC-0003 test numunelerin deney sonuçları.

ORTALAMA	19472,5	292,1	23143,7	353,4	Yatak ezilme hasarı
STANDART SAPMA	-	-	175,4	2,9	

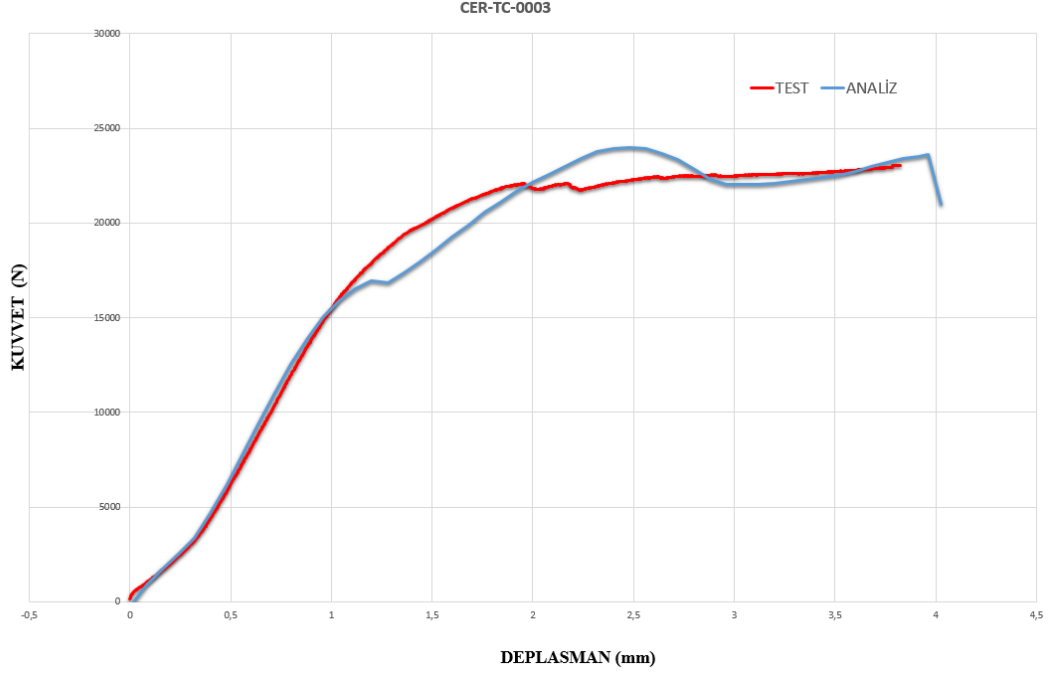
4.1.14 CER- TC- 0003 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmaları karşılaştırılması

Gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER- TC- 0003 kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiştir. Sayısal modelin doğrulaması test sonuçları karşılaştırılarak gerçekleştirilmiştir. Karşılaştırma yapılırken hem yük (N)-deplasman(mm) grafikleri hem de hasar şekilleri göz önünde bulundurulmuştur. Deneysel ve sayısal çalışmaların yük (N)-deplasman(mm) grafiklerinin karşılaştırılması Şekil 4.19 ile gösterilmiştir. Görüldüğü gibi hem test ortamında hem analiz ortamında panelin gösterdiği yük-deplasman davranışı birbirine çok yakındır.

CER- TC- 0003 kompozit kuponun gösterdiği davranış CER-TC-0001 kuponu ile aynıdır. Her iki yapıda ezilme hasarı meydana gelmiştir. Test ortamında, ilk hasar ve buna bağlı olarak meydana gelen kuvvet düşüşü sadece 1 nolu kuponda tespit edilebilmiştir. Simülasyon ve test ortamında meydana gelen ilk hasar yükleri' de Çizelge 4.16 ile karşılaştırılmıştır.

İlk hasarın meydana geldiği hasar yükü, ilk hasar yatak gerilme değeri, maksimum hasar yükü ve yatak gerilme dayanımı ve hasar tipi sonuçları sayısal ve deneysel model için Çizelge 4.16 ile karşılaştırılmıştır.

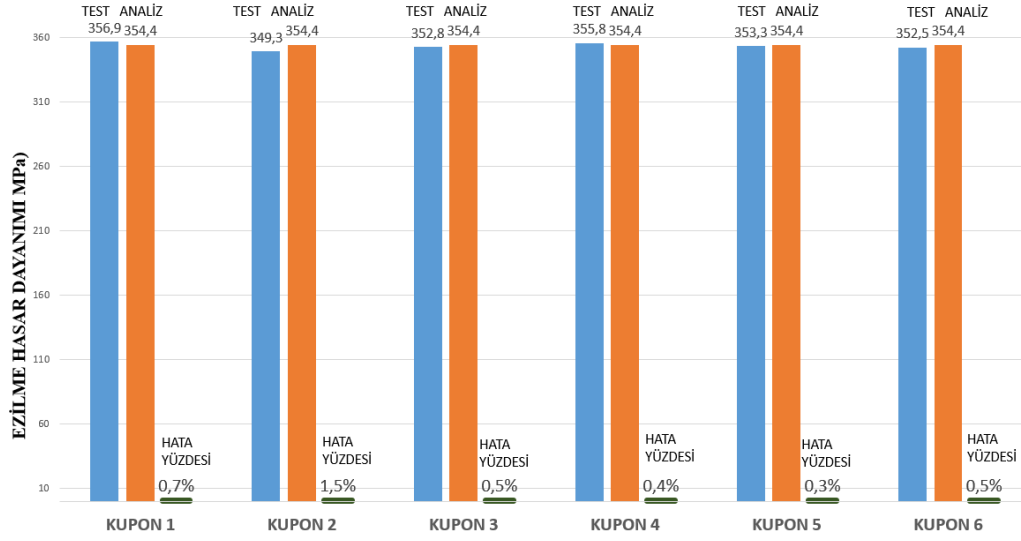
Ayrıca Şekill 4.20 ile test ve analiz sonuçları arasında hata oranları da tespit edilmiştir. Sonuç olarak; gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER- TC- 0003 kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiş, yük altında sayısal modelin gösterdiği davranış şekli testlerle doğrulanmıştır. Şekil 4.21 ile sayısal modelin test sonuçları ile doğrulandığı gösterilmiştir.



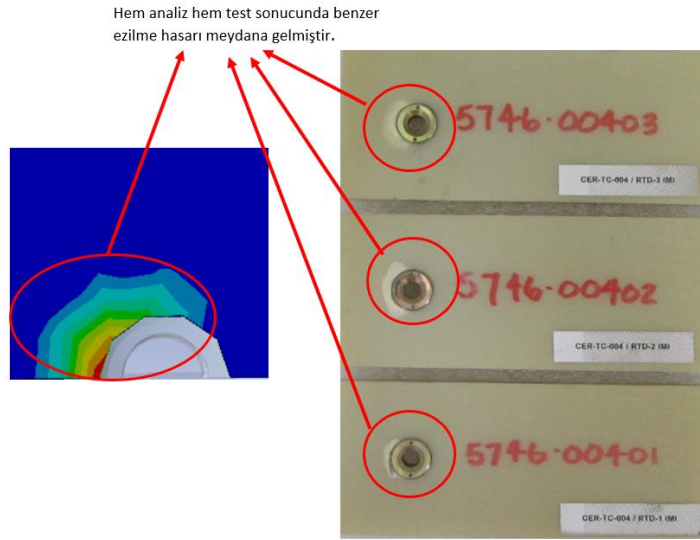
Şekil 4.19 : CER-TC-0003 deneysel ve sayısal model yük-deplasman grafiği karşılaştırılması.

Çizelge 4.16 : CER-TC-0003 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.

	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yüğü (N)	İlk Hasar Yatak Gerilme Değeri (MPa)	Maksimum Hasar Yüğü (N)	Yatak Gerilme Dayanımı (MPa)	Hasar Tipi
ANALİZ	16901	253,5	23630	354,4	Yatak ezilme
TEST ORTALAMA	19472,5	292,1	23143,7	353,4	Yatak ezilme
HATA PAYI	13,21%	13,21%	2,10%	0,28%	



Şekil 4.20 : CER-TC-0003 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.

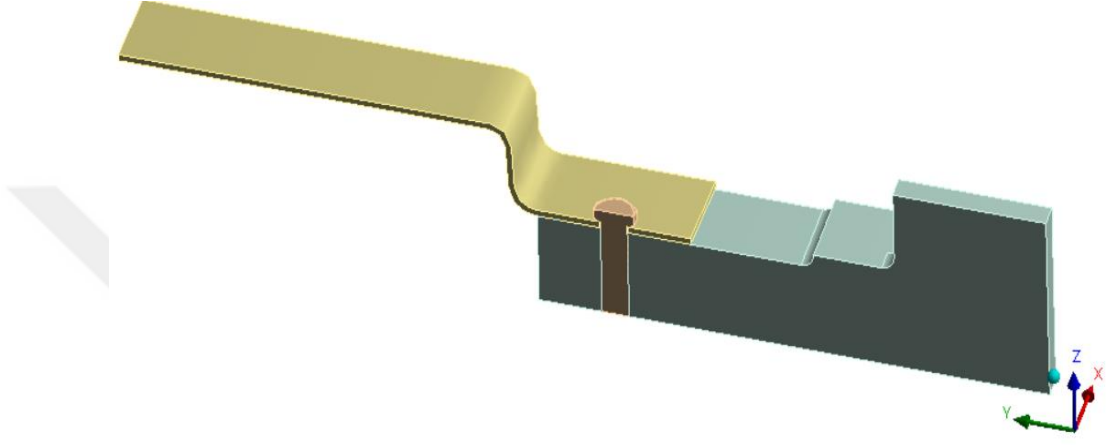


Şekil 4.21 : CER-TC-0003 deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması.

4.1.15 CER-TC- 0005 sınır şartlarının ve temas yüzeylerinin tanımlanması

Analiz doğrulama çalışmalarından sonra CER-TC- 0005 kuponları üzerinde ASTM D5961- Prosedur C testinin bilgisayar ortamında benzetim çalışmaları yürütülmüştür. Bu çalışma kapsamında, bilgisayar ortamında simülasyonu gerçekleştirilen CER-TC-0005 kuponlarının testlerle doğrulama çalışmaları gerçekleştirilmiştir.

CER-TC- 0005 kuponu önceki bölümlerde anlatılan CER-TC- 0001-0002-0003 kuponlarından geometrik şekil, vida tipi, prepreg ve malzeme dizilim yapısı açısından farklıdır. Analiz modeli genel görünümü Şekil 4.22 ile gösterilmiştir. Görüldüğü gibi kompozit kupon modeli radyuslu bir forma sahiptir. Kuponun fikstüre bağlantısında alyen vida kullanılmıştır.



Şekil 4.22 : CER-TC-0005 kuponları sonlu elemanlar modeli.

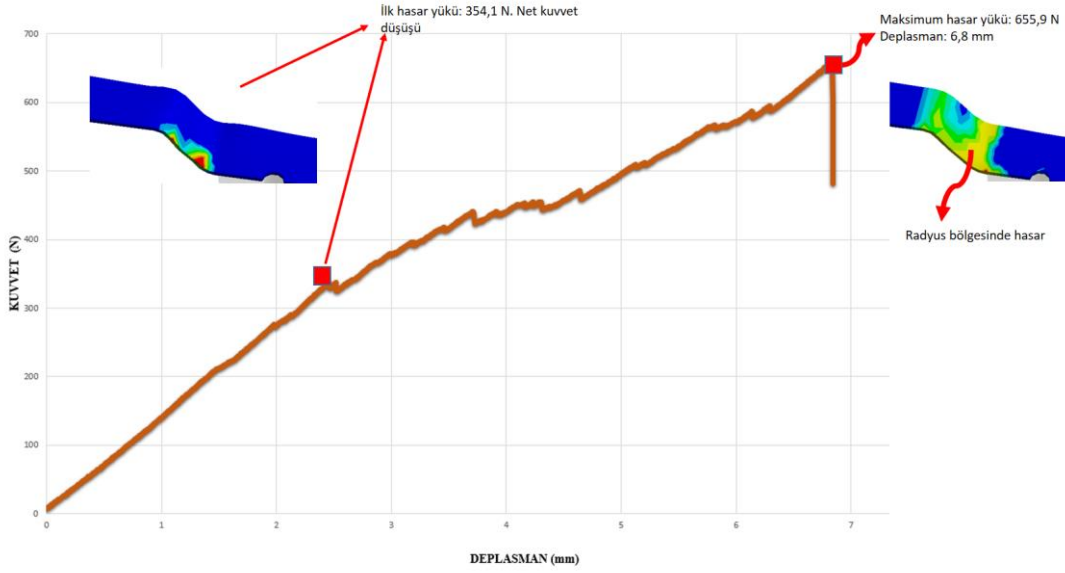
CER-TC-005 kuponunun ebat bilgileri ve malzeme dizilim yapısı Çizelge 4.17 ile belirtilmiştir.

Çizelge 4.17 : CER-TC-0005 kuponlarının özellikleri.

ÖZELLİKLER	CER-TC-0005
Uzunluk (mm)	135
Genişlik (mm)	36
Prepreg	10 kat Glass
	Serim yönü: 0°
Delik çapı (mm)	6.75
Delik kenar mesafesi (mm)	18

4.1.16 CER- TC- 0005 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar

CER- TC- 0005 kuponun sayısal modeli oluşturulduktan sonra Puck hasar teorisine göre ilerlemeli hasar analizi gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen analiz sonucunda, delik etrafında herhangi bir ezilme hasarı meydana gelmeden radyus bölgesinden hasara uğradığı gözlemlenmiştir. CER- TC- 0005 kuponuna ait kuvvet (N)-deplasman(mm) grafiği ve hasar şekli Şekil 4.23 ile belirtilmiştir. Kuponun maksimum hasar yükü Çizelge 4.18 ile belirtilmiştir.



Şekil 4.23 : CER-TC-0005 sayısal model yük-deplasman grafiği.

Çizelge 4.18 : CER-TC-0005 kuponu analiz sonuçları.

Maksimum Hasar Yükü	Yatak Gerilme Dayanımı	Hasar Tipi
(N)	(MPa)	
655,9	Ezilme hasarı meydana gelmemiştir.	Radyus bölgesinde hasar

4.1.17 CER- TC- 0005 kuponunun deney modelinin oluşturulması

CER- TC- 0005 Kuponunun deney modeli CER- TC- 0001 kuponu ile aynıdır. Kompozit numuneye ASTM D5961’de yer alan “Prosedür C” standardı uygulanmıştır. Testler Çizelge 4.19 ve 4.20 ile özellikleri verilen 6 farklı kuponla gerçekleştirilmiş ve sonuçlar raporlanmıştır. Test hızı, hasar miktarı 1 mm – 10 mm arasında kalacak şekilde ayarlanmıştır. Tavsiye edilen standart piston başlığı yer değiştirme oranı 1,27 mm/min [0.05in/min]. Başka bir deyişle, her dakikada delik çevresinde meydana gelen bearing-strain oranı 0.01 mm/mm/min olacak şekilde test hızı ayarlanmıştır. Piston kuvveti ve deplasman miktarı sürekli olarak kaydedilmiş, her saniyede 2 yada 3 defa data alınmalı, her test için minimum 100 data noktası kaydedilmiştir. Test ortam sıcaklığı 72 ° F olup, nem değeri % 26 RH’dır. Bu prosedürler ile yapılan test sonuçlarında; ilk hasarın meydana geldiği yük ve maksimum hasar yükü tespit edilmiş ve raporlanmıştır. Her kupon için test sonuçları kuvvet- deplasman grafiği olarak çizdirilmiştir.

Çizelge 4.19 : CER-TC-0005 test ortam koşulları ve numune özellikleri.

Numune İsmi	Test Ortam Sıcak. (° F)	Nem Oranı %RH	Kupon Uzunluğu (mm)	Kupon Genişliği (mm)	Kupon Kalınlığı (mm)	Ortalama Delik Çapı (mm)	Burç Çapı (mm)
CER-TC-0005/1	72	26	135,7	35,9	1,4	6,7	YOK
CER-TC-0005/2	72	26	135,1	35,8	1,4	6,7	YOK
CER-TC-0005/3	72	26	135,7	35,5	1,4	6,7	YOK
CER-TC-0005/4	72	26	134,6	35,2	1,4	6,7	YOK

Çizelge 4.19 (devam) : CER-TC-0005 test ortam koşulları ve numune özellikleri.

CER-TC-0005/5	72	26	135,3	35,4	1,5	6,7	YOK
CER-TC-0005/6	72	26	135,6	35,8	1,4	6,7	YOK

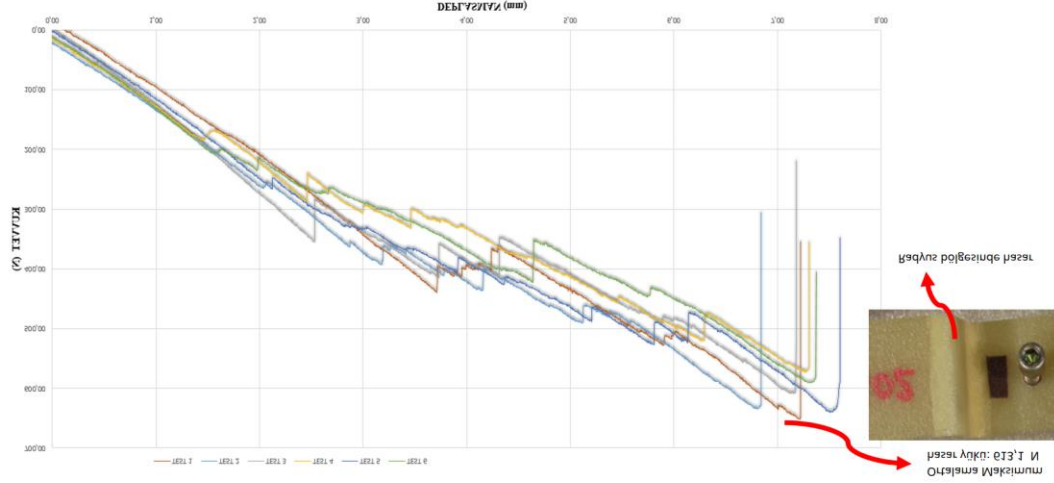
Çizelge 4.20 : CER-TC-0005 test numulerin geometrik özellikleri.

Numune İsmi	w/D (mm/mm)	e/D (mm/mm)	Cıvata Çapı (mm)	Tork değeri (N.mm)	Test Oranı (mm/min)
CER-TC-0005/1	5,4	2,7	6,3	5666	1,27
CER-TC-0005/2	5,4	2,6	6,3	5666	1,27
CER-TC-0005/3	5,3	2,7	6,3	5666	1,27
CER-TC-0005/4	5,3	2,7	6,3	5666	1,27
CER-TC-0005/5	5,3	2,7	6,3	5666	1,27
CER-TC-0005/6	5,4	2,7	6,3	5666	1,27

4.1.18 CER- TC- 0005 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları

Gerçekleştirilen test sonucunda, her kupon için elde edilen kuvvet- deplasman grafiği Şekil 4.24 ile gösterilmiştir. Grafikte görüldüğü üzere, kuponların kuvvet-deplasman

grafiklerinde ufak çapta bazı sapmalar olmaktadır. Kuponların göstermiş olduğu kuvvet-deplasman grafik davranışların farklılığının ana sebebi, kupon üretiminin ve testin doğasından kaynaklı yapılan hatalardır. 6 farklı kupaona ait raporlanan test sonuçları Çizelge 4.21 ile gösterilmiştir. Hiç bir kupaonda, ilk hasarın meydana geldiği kuvvet düşüşü yük hücresinden tespit edilememiştir Gerçekleştirilen testler sonucunda, tüm kuponlarda delik etrafında herhangi bir ezilme hasarı meydana gelmeden radyus bölgesinden hasara uğradığı gözlemlenmiştir. Bu nedenle radyus bölgesinde global hasarın meydana geldiği maksimum hasar yükü raporlanabilmiştir. Test sonucunda kuponların radyus bölgesinde meydana gelen hasarlar Şekil 4.25 ve Şekil 4.26 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.24 : CER-TC-0005 deneysel model yük-deplasman grafiği.

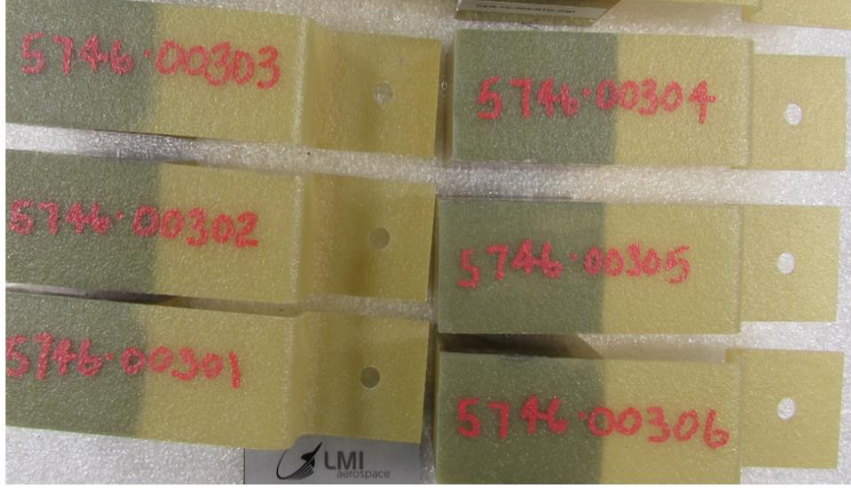
Çizelge 4.21 :CER-TC-0005 test sonuçları.

Numune İsmi	İlk Hasar Yüğü	Maksimum Hasar Yüğü	Hasar Tipi
	(N)	(N)	
CER-TC-0005/1	Tespit edilememiştir.	650,3	Radyus bölgesinde hasar

Çizelge 4.21 (devam) : CER-TC-0005 test sonuçları.

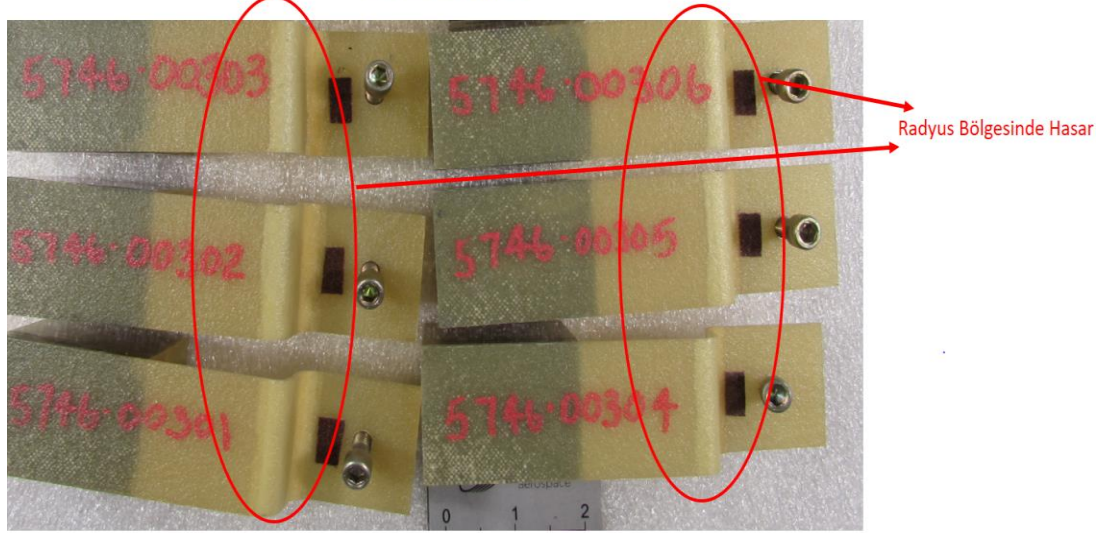
CER-TC-0005/2	Tespit edilememiştir.	632,9	Radyus bölgesinde hasar
CER-TC-0005/3	Tespit edilememiştir.	605,1	Radyus bölgesinde hasar
CER-TC-0005/4	Tespit edilememiştir.	568	Radyus bölgesinde hasar
CER-TC-0005/5	Tespit edilememiştir.	635,2	Radyus bölgesinde hasar
CER-TC-0005/6	Tespit edilememiştir.	586,7	Radyus bölgesinde hasar
ORTALAMA	-	613,1	Radyus bölgesinde hasar
STANDART SAPMA	-	31,8	

TEST ÖNCESİ



Şekil 4.25 : CER-TC-0005 test öncesi kupon görünümü.

TEST SONRASI



Şekil 4.26 : CER-TC-0005 test sonrası hasar görünümü.

4.1.19 CER- TC- 0005 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarının karşılaştırılması

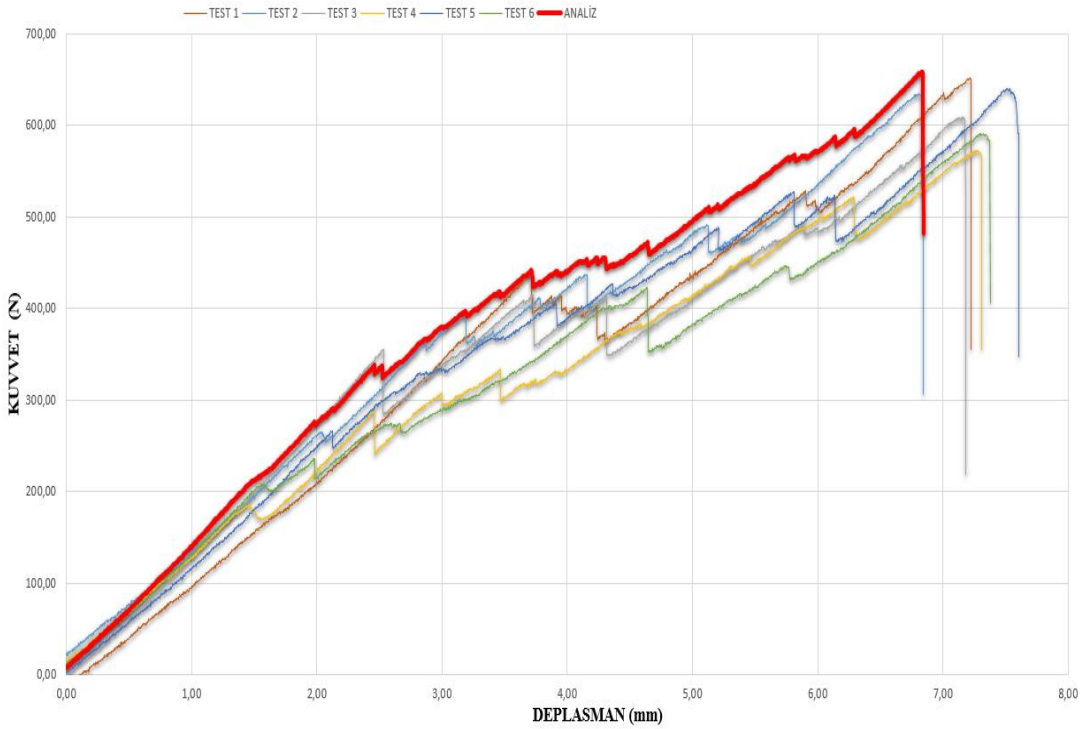
Gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER- TC- 0005 kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiştir. Deneysel ve sayısal çalışmaların yük (N)-deplasman(mm) grafiklerinin karşılaştırılması Şekil 4.27 ile

gösterilmiştir. Görüldüğü gibi hem test ortamında hem analiz ortamında panelin gösterdiği yük-deplasman davranışı birbirine çok yakındır.

Hem sayısal hem de deneysel modelde tüm numelerde delik etrafında ezilme hasarı meydana gelmeden radyus bölgesinden kompozit yapı hasara uğramıştır. Yapılan test sonuçlarında sadece radyus bölgesinde global hasarın oluştuğu, artık yapının daha fazla yük taşıyacağı maksimum hasar yükü raporlanabilmiştir.

Analiz ve test sonucunda elde edilen maksimum hasar yük değerleri Çizelge 4.22 ile özetlenmiştir.

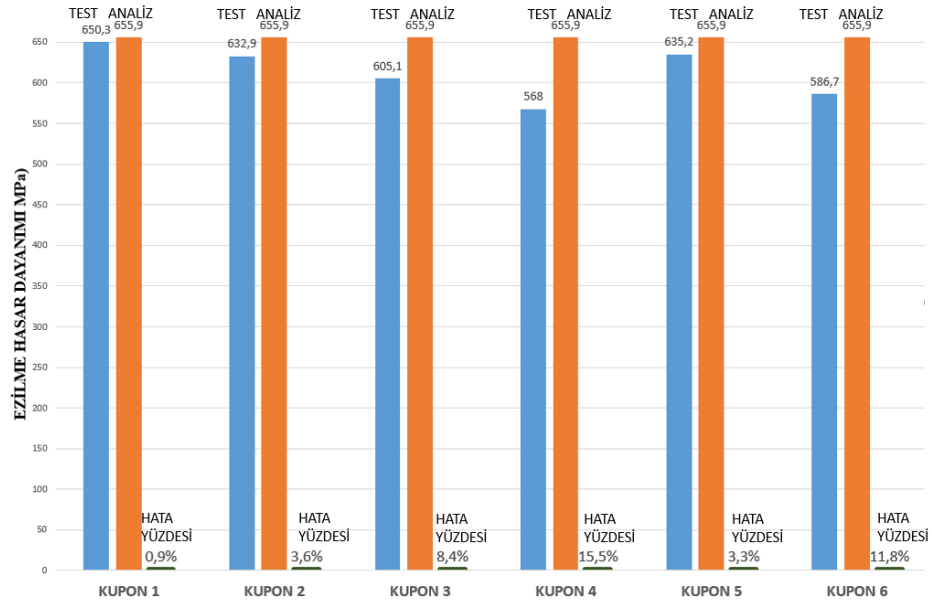
Ayrıca Şekil 4.28 ile test ve analiz sonuçları arasında hata oranları da tespit edilmiştir. Sonuç olarak; gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER- TC- 0005 kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiş, yük altında sayısal modelin gösterdiği davranış şekli testlerle doğrulanmıştır. Şekil 4.29 ile gösterildiği gibi hem test ortamında hem de simülasyon modelinde panelde meydana gelen hasar modları aynı elde edilmiştir.



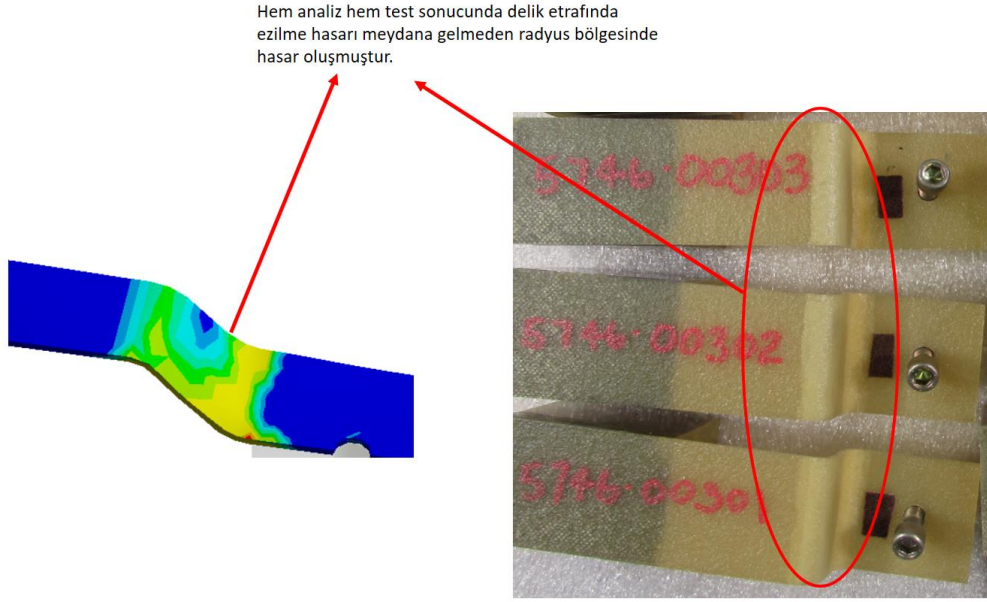
Şekil 4.27 : CER-TC-0005 deneysel ve sayısal model yük-deplasman grafiği karşılaştırılması.

Çizelge 4.22 : CER-TC-0005 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.

	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yüğü (N)	Maksimum Hasar Yüğü (N)	Hasar Tipi
<i>ANALİZ</i>	354,1	655,9	Radyus bölgesinde hasar
<i>TEST ORTALAMA</i>	Tespit edilememiştir.	613,1	Radyus bölgesinde hasar
<i>HATA PAYI</i>	-	7%	



Şekil 4.28 : CER-TC-0001 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.

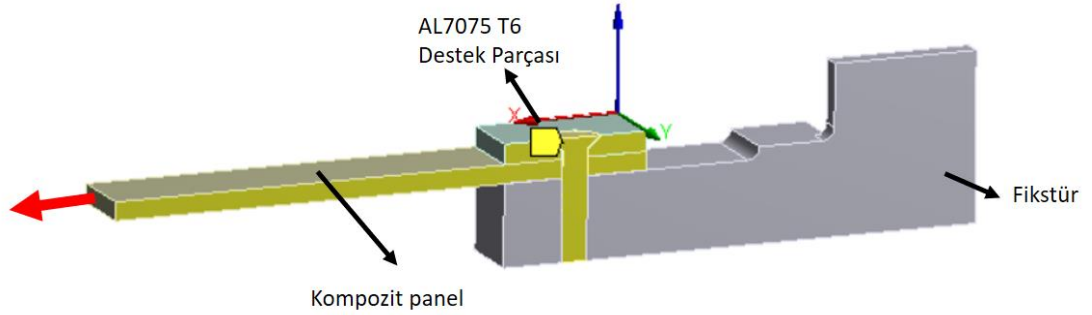


Şekil 4.29 : CER-TC-0005 deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması.

4.1.20 CER- TC- 0006 kuponunun sayısal modeli

Analiz doğrulama çalışmalarından sonra CER-TC-0006 kuponları üzerinde ASTM D5961- Prosedur C testinin bilgisayar ortamında benzetim çalışmaları yürütülmüştür. Bu çalışma kapsamında, bilgisayar ortamında simülasyonu gerçekleştirilen CER-TC-0006 kuponlarının testlerle doğrulama çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde simülasyon analiz modeli detayları anlatılmıştır. CER- TC- 0006 kuponu üzerinde gerçekleştirilen sayısal ve deneysel model ile bu hasarın meydana geleceği için maksimum hasar yükleri ve ezilme hasar dayanımları tespit edilmesi amaçlanmıştır. Bu çalışmada kullanılan kupon model detayı ve özellikleri aşağıda detaylandırılmıştır. Bu yapının mekanik bağlantısı havşa başlı vida olup, Al 7075 T6 malzemesine sahip metal bir shimle güçlendirilmiştir. Analiz modeli; fikstür, kompozit panel, havşa başlı civata ve AL7075 T6 alüminyum destek parçasından oluşmaktadır. Çözüm süresini kısaltmak için yapının simetri özelliği kullanılmış ve yapının yarısı modellenerek simetri sınır koşulları uygulanmıştır. Ayrıca levhanın sadece çekme yönünde zorlanması için panel ve metal destek parçasının z ekseninde hareketi kısıtlanmıştır. Fikstür sabitlenerek, tüm hareketi kısıtlanmıştır. Kompozit panelin 4 mm deplasman sınır koşulu 100 zaman adımı ile uygulanmıştır. Civata ve burç bağlantı elamanları esnek ve lineer olarak modellenmiştir. Fikstür ise rijit

olarak modellenmiştir. Analiz modeli; iki adet metal tab, çift kompozit panel, havşa başlı civata ve AL7075 T6 alüminyum destek parçasından oluşmaktadır. İki adet metal tab kullanılmasının sebebi, panel kenar yüzeylerine uygulanan deplasman yükün sadece çekme yönünde çalışmasıdır. Kullanılmaması halinde kuvvet çifti yapı üzerinde istenmeyen bir moment etkisi yaratacaktır. Çözüm süresini kısaltmak için yapının simetri özelliği kullanılmış ve yapının yarısı modellenerek simetri sınır koşulları(A) uygulanmıştır. Kompozit panellerin B ve C yüzeylerine X yönünde 4 mm deplasman sınır koşulu 100 zaman adımı ile uygulanmıştır. Civata bağlantı elamanı esnek ve lineer olarak modellenmiştir. Bu çalışmada, temas modellemesinde hem çözüm süresini optimum değerde tutmak hem de temas eden yüzeyler arasındaki girişimi kabul edilebilir sınırların altına çekmek için Lagrange & ceza metodu seçilmiştir. Bağlantı elamanı ile temas ettiği kompozit panel delik yüzeyi arasına, 0.2 sürtünme katsayılı sürtünmeli kontak tanımlaması yapılmıştır. Ayrıca kompozit panel ve metal destek parça arasında da 0.2 sürtünme katsayılı temas modellemesi gerçekleştirilmiştir. Sonlu elemanlar modeli genel görünümü Şekil 4.30 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.30 : CER-TC-0006 kuponları sonlu elemanlar modeli.

Sayısal model hazırlanırken laboratuvar ortamında testleri gerçekleştirilen numunelerin boyutları kullanılmıştır. Deneysel ve sayısal olarak ayrı ayrı incelenecek olan numunelerin sonuçlarının birbirlerine benzer çıkabilmesi için sayısal model kupon ebatları test numunelerinden ölçüm alınarak modellenmiştir. CER-TC-0006 kuponu, toplam 4.52 mm kalınlığındaki MTM Glass ve Quartz kompozit malzemelerinin farklı dizilimleri ile tabakalar halinde kompozit levhayı oluşturan 46 kat tabaka, 0.144 mm kalınlıkta ayrı hacimler halinde tanımlanmış olup, her katın birbirine mükemmel bağlı

olduğu kabul edilmiştir. Ansys programı kullanılarak sonlu elemanlar analizi yapılmıştır. Ansys programında iki boyutlu ve üç boyutlu model yapılabilmektedir. Olabildiğince gerçekçi bir yaklaşım elde etmek için bu çalışmada üç boyutlu modelleme yapılarak, Ansys ortamında ilerlemeli hasar analizi gerçekleştirilmiştir. Sonlu eleman modeli Çizelge 4.23 ile verilen ebat ölçülerine göre oluşturulmuştur. Kompozit kupon analiz modelinde SOLID 46 elemanı kullanılmıştır.

Çizelge 4.23 : CER-TC-0006 kuponu özellikleri.

ÖZELLİKLER	CER-TC-0006
Uzunluk (mm)	135
Genişlik (mm)	36±1
Prepreg	32 kat Glass 8 kat Quartz
Serim yönü: 0°	
Delik çapı (mm)	6.5
Delik kenar mesafesi (mm)	18±1

4.1.21 CER- TC- 0006 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar

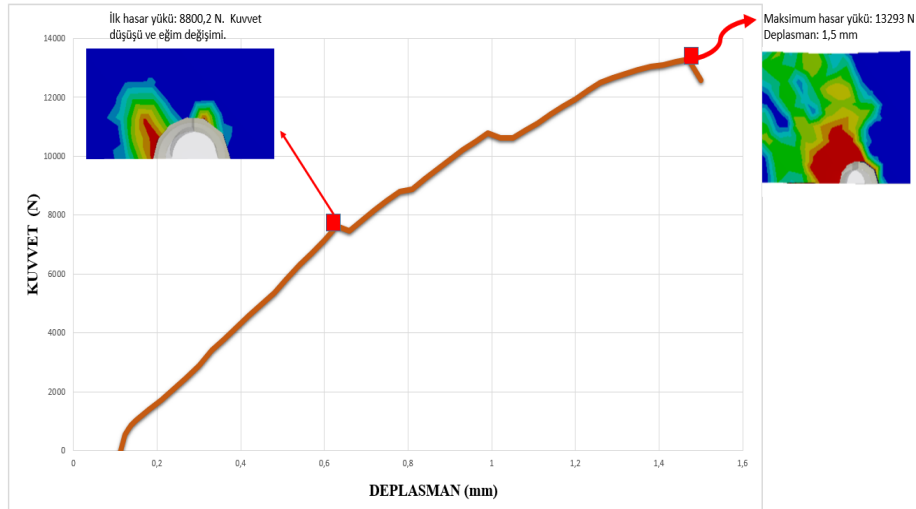
Sayısal çalışmadaki sonuçları deneysel sonuçlar ile karşılaştırmak için CER- TC- 0006 kuponunun sayısal yük-yer değiştirme grafiği çizilmiştir. Buna bağlı olarak elde edilen yük (N)- deplasman(mm) grafiği Şekil 4.31 ile gösterilmiştir.

Analiz sonucu elde edilen kuvvet-deplasman grafiğinde, CER- TC- 0006 kuponuna ait yük-deplasman grafiğinde de görüldüğü gibi belirli yerlerde kuvvet düşüşleri meydana gelmiştir. Bu kuvvet düşüşleri kompozit panelin katmanlarında hasar meydana geldiğinin

göstergesidir. Yapıda meydana gelen bu lokal hasarlar birikerek global hasarı oluşturmaktadır. Her bir hasar meydana geldiğinde, puck hasar teorisine göre malzeme özellikleri indirgenir.

CER- TC- 0006 kompozit panelin aynı yük altında gerçekleştirilen analiz sonucunda, CER- TC- 0001-02-03 kupon modellerinden farklı olarak ezilme hasarı gözlemlenmemiştir. Ezilme hasarı meydana geldiğinde, yük-deplasman grafiğinde yükün en büyük değeri aldıktan sonra düştüğü ve sonrasında sabit bir değerle ilerlediği görülür. Ancak CER- TC- 0006 kompozit kupondaki gibi bir anda hasara uğrayan numelerde kuvvet maksimum değerini aldıktan sonra bir anda düşer ve yapı daha fazla yük taşımayacak durumda hasara uğrar.

CER- TC- 0006 kuponunun ezilme hasarına maruz kalmadan kırılmasının sebebi, çok ince olmasından kaynaklıdır. Panel, uygulanan yüke direnemeyecek kadar ince olduğu için yırtılma (net-tension) hasarı meydana gelmiştir. Yapılan sayısal çalışmada kompozit kupon üzerinde *Puck* hasar teorisine göre tespit edilen maksimum hasar yükü 13293 N'dur. Kompozit kuponda yırtılma hasarının görüldüğü andaki, sınır şartının uygulandığı yüzeydeki deplasman miktarı ise 1,5 mm'dir. Bundan sonra kupon üzerinde ciddi bir kuvvet düşüşü ile birlikte yırtılma hasarı meydana gelmiştir. Çizelge 4.24 ile ilk hasarın ve maksimum hasar yükü değerleri gösterilmiştir.



Şekil 4.31 : CER-TC-0006 sayısal model yük-deplasman grafiği.

Çizelge 4.24 : CER-TC-0006 kuponu analiz sonuçları

İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yükü	Maksimum Hasar Yükü	Hasar Tipi
(N)	(N)	
8800,2	13293	Yırtılma hasarı

4.1.22 CER- TC- 0006 kuponunun deney modelinin oluşturulması

CER- TC- 0006 Kuponunun deney modeli CER- TC- 0001-02-03 kuponları ile aynıdır. Kompozit numuneye ASTM D5961’de yer alan “Prosedür C” standardı uygulanmıştır. Testler Çizelge 4.25 ve Çizelge 4.26 ile özellikleri verilen 6 farklı kuponla gerçekleştirilmiş ve sonuçlar raporlamıştır. Test hızı, hasar miktarı 1 mm – 10 mm arasında kalacak şekilde ayarlanmıştır.

Tavsiye edilen standart piston başlığı yer değiştirme oranı 1,27 mm/min [0.05in/min]. Başka bir deyişle, her dakikada delik çevresinde meydana gelen bearing-strain oranı 0.01 mm/mm/min olacak şekilde test hızı ayarlanmıştır. Piston kuvveti ve deplasman miktarı sürekli olarak kaydedilmiş, her saniyede 2 yada 3 defa data alınmalı, her test için minimum 100 data noktası kaydedilmiştir. Her kupon için testler oda sıcaklığında ayrı ayrı gerçekleştirilmiştir.

Çizelge 4.25 : CER-TC-0006 test ortam koşulları ve numune özellikleri.

Num. İsmi	Test Ortam Sıcaklığı	Test Ortam Nemi	Kupon Uzunl uğu	Kupon Genişliği	Kupon Kalınlığı	Ortalama Delik Çapı	Burç Çapı
	(° F)	(% RH)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)

Çizelge 4.25 (devam) : CER-TC-0006 test ortam koşulları ve numune özellikleri.

CER- TC- 73 0006 /1	21	135,2	36,1	4,3	6,5	10,2
CER- TC- 73 0006 /2	21	135,2	36,0	4,3	6,5	10,2
CER- TC- 73 0006 /3	21	135,3	36,0	4,4	6,5	10,2
CER- TC- 73 0006 /4	21	135,1	36,1	4,3	6,5	10,2
CER- TC- 73 0006 /5	21	135,1	36,1	4,3	6,5	10,2
CER- TC- 73 0006 /6	21	135,2	36,0	4,4	6,5	10,2

Çizelge 4.26 : CER-TC-0001 test numulerin geometrik özellikleri.

Numune İsmi	w/D (mm/mm)	e/D (mm/mm)	Çivata Çapı (mm)	Tork değeri (N.mm)	Test Oranı (mm/min)
CER- TC- 5,57 0006 /1	5,57	2,68	6,3	5666	1,27
CER- TC- 5,56 0006 /2	5,56	2,75	6,3	5666	1,27
CER- TC- 5,58 0006 /3	5,58	2,78	6,3	5666	1,27

Çizelge 4.26 (devam) : CER-TC-0001 test numulerin geometrik özellikleri.

CER- TC- 0006 /4	5,57	2,76	6,3	5666	1,27
CER- TC- 0006 /5	5,53	2,74	6,3	5666	1,27
CER- TC- 0006 /6	5,56	2,78	6,3	5666	1,27

4.1.23 CER- TC- 0006 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları

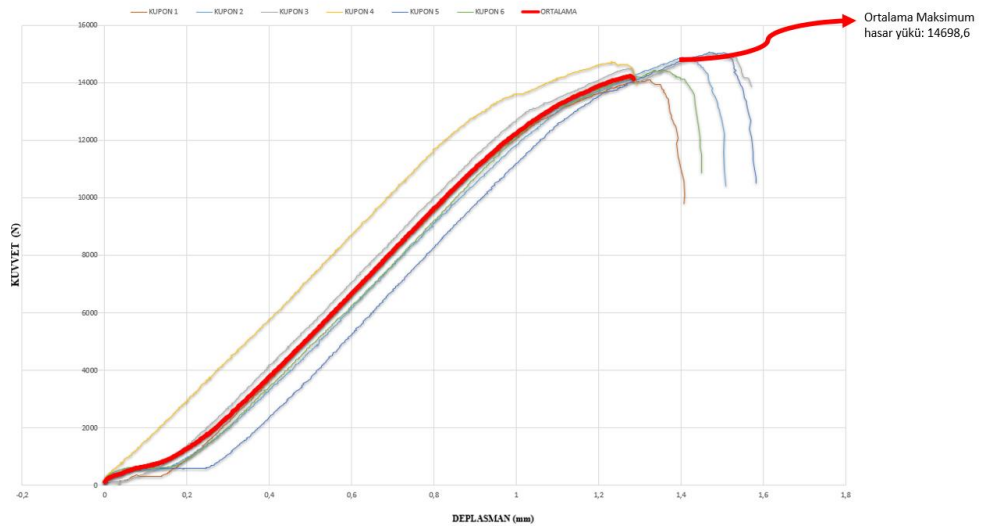
Gerçekleştirilen test sonucunda, her kupon için elde edilen kuvvet- deplasman grafiği Şekil 4.32 ile gösterilmiştir. Grafikte görüldüğü üzere, kuponların kuvvet-deplasman grafiklerinde ufak çapta bazı sapmalar olmaktadır. Kuponların göstermiş olduğu kuvvet-deplasman grafik davranışların farklılığının ana sebebi, kupon üretiminin ve testin doğasından kaynaklı yapılan hatalardır. 6 farklı kupona ait raporlanan test sonuçları Çizelge 4.27 ile gösterilmiştir. Farklı kupona ait sonuçların ortalaması alındığında kuponun maksimum hasar yükü 14198,8 N'dur. Bu prosedürler ile yapılan test sonuçlarında, AL 7075 T6 destek parçasının altında yer alan numunede sadece ezilme hasarı meydana gelirken, somun deliğinin yer aldığı alttaki numunede hem ezilme hasarı hemde yırtılma hasarı gözlemlenmiştir.

Çizelge 4.27 : CER-TC-0006 test numulerin deney sonuçları.

Numune İsmi	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yükü	Maksimum Hasar Yükü	Hasar Tipi
	(N)	(N)	
CER- TC- 0006 /1	Tespit edilememiştir.	14106,2	Yırtılma Hasarı

Çizelge 4.27 (devam) : CER-TC-0006 test numulerin deney sonuçları.

CER- TC- 0006 /2	Tespit edilememiştir.	14879,7	Yırtılma Hasarı
CER- TC- 0006 /3	Tespit edilememiştir	14991,4	Yırtılma Hasarı
CER- TC- 0006 /4	Tespit edilememiştir.	14727,2	Yırtılma Hasarı
CER- TC- 0006 /5	Tespit edilememiştir.	15063,0	Yırtılma Hasarı
CER- TC- 0006 /6	Tespit edilememiştir.	14424,2	Yırtılma Hasarı
ORTALAMA	-	14698,6	Yırtılma Hasarı
STANDART SAPMA	-	368,3	



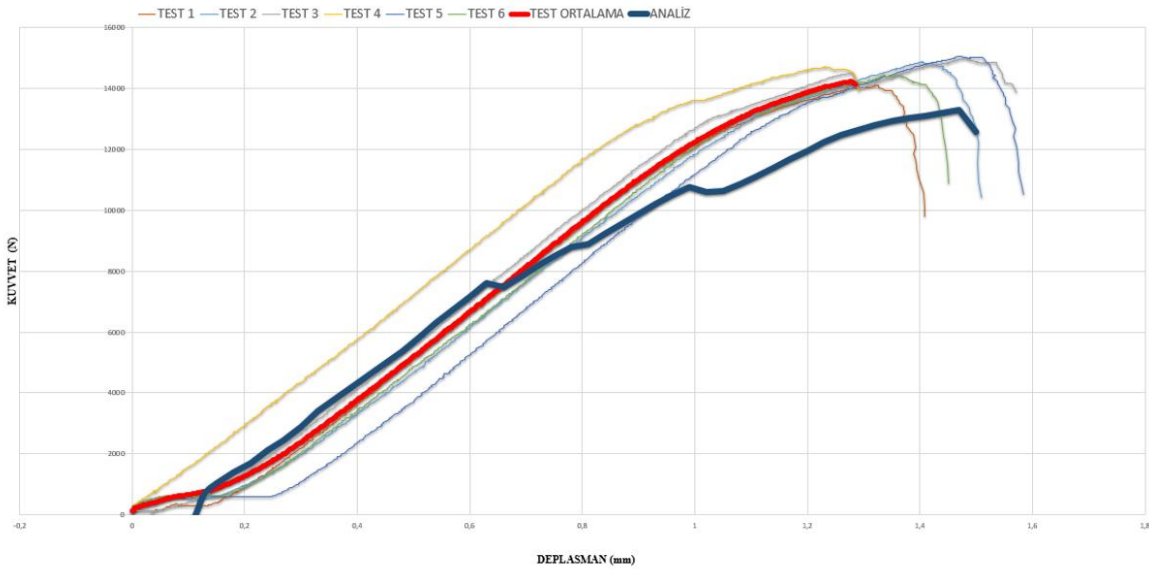
Şekil 4.32 : CER-TC-0006 deneysel model yük-deplasman grafiği.

4.1.24 CER- TC- 0006 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarının karşılaştırılması

Gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER- TC- 0006 kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiştir. Deneysel ve sayısal çalışmaların yük (N)-deplasman(mm) grafiklerinin karşılaştırılması Şekil 4.33 ile gösterilmiştir. Görüldüğü gibi hem test ortamında hem analiz ortamında panelin gösterdiği yük-deplasman davranışı birbirine çok yakındır. Sayısal model sonucunda ilk hasar yükü eğim değişimin başladığı noktadır.

Test ortamında ise, ilk hasar yükü test yük hücresinden tespit edilememiştir. Yapıda meydana gelen bu lokal hasarlar birikerek global hasarı oluşturmaktadır. Bu esnada yük hücresinden çok ciddi bir yük düşüşü alınır.

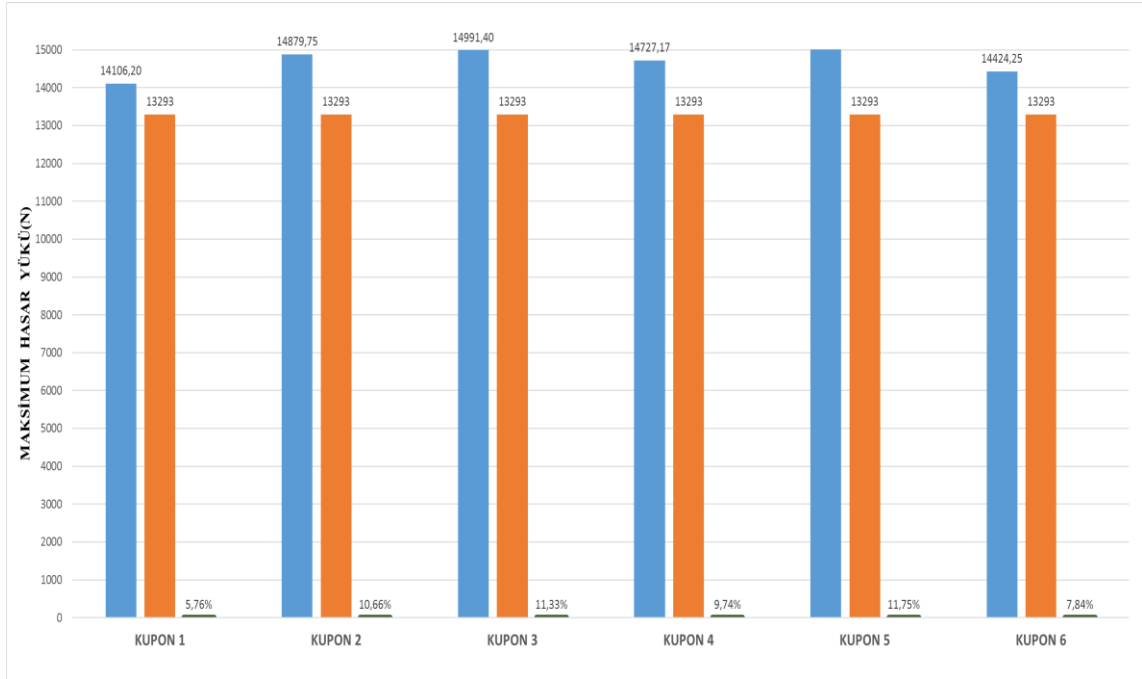
İlk hasarın meydana geldiği hasar yükü, maksimum hasar yükü ve hasar tipi sonuçları sayısal ve deneysel model için Çizelge 4.28 ile karşılaştırılmıştır. Ayrıca Şekil 4.34 ile test ve analiz sonuçları arasında hata oranları da tespit edilmiştir. Sonuç olarak; gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER- TC- 0006 kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiş, yük altında sayısal modelin gösterdiği davranış şekli testlerle doğrulanmıştır.



Şekil 4.33 : CER-TC-0006 deneysel ve sayısal model yük-deplasman grafiği karşılaştırılması.

Çizelge 4.28 : CER-TC-0001 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.

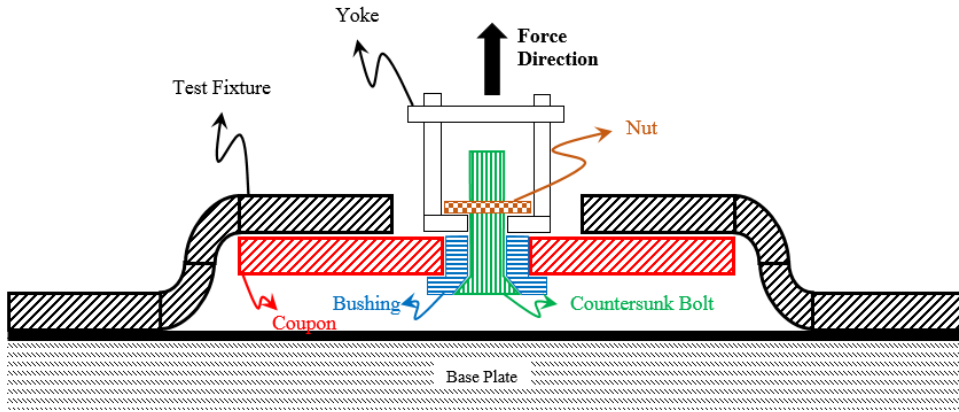
	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yükü (N)	Maksimum Hasar Yükü (N)	Hasar Tipi
<i>ANALİZ</i>	8800,2	13293	Yırtılma Hasarı
<i>TEST ORTALAMA</i>	-	14698,6	Yırtılma Hasarı
<i>HATA PAYI</i>	-	%9,5	



Şekil 4.34 : CER-TC-0006 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.

4.2 CER-TP- 0001 Kuponu Çekilme Hasarı Sayısal Ve Deneysel Modeli

Mekanik bağlantılar olan civataların aksenal yüklenmeye maruz kalması istenmez. Daha çok kayma yüklerini taşıyacak şekilde tasarımın yapılması tercih edilir. Bu nedenle literatürde yer alan çalışmaların çoğu, kalınlık boyunca meydana gelen civata hasarını daha az dikkate alırken, kayma yüklerinden dolayı meydana gelen hasara odaklanır. Ancak bazı yüklemeler altında bağlantı elemanları kalınlık boyunca meydana gelen çekilme hasarına maruz kalabilmektedirler. Bu çalışmada, mekanik bağlantılı kompozit numunelerde meydana gelebilecek kalınlık boyunca oluşan hasar üzerine durulmuştur. Özellikle kompozit gibi tabakalı katmanlardan oluşan yapılarda bu hasar şekli ciddi zaafiyet yaratabilmektedir. CER-TP-0001 kuponu üzerinde gerçekleştirilen sayısal ve deneysel model ile bu hasarın meydana geleceği için maksimum hasar yükleri tespit edilmesi amaçlanmıştır. Çekilme hasarı sayısal ve deneysel model genel gösterimi Şekil 4.35 ile belirtilmiştir.



Şekil 4.35 : CER-TP-0001 kuponu test sistemi genel gösterimi.

Sayısal model hazırlanırken laboratuvar ortamında testleri gerçekleştirilen numunelerin boyutları kullanılmıştır. Deneysel ve sayısal olarak ayrı ayrı incelenecek olan numunelerin sonuçlarının birbirlerine benzer çıkabilmesi için sayısal model kupon ebatları test numunelerinden ölçüm alınarak modellenmiştir. CER-TP-0001 kuponu, toplam 6.624 mm kalınlığındaki Glass kompozit malzemesinden kompozit levhayı oluşturan 46 kat tabaka, 0.144 mm kalınlıkta ayrı hacimler halinde tanımlanmış olup, her katın birbirine mükemmel bağlı olduğu kabul edilmiştir. Ansys programı kullanılarak sonlu elemanlar analizi yapılmıştır. Olabildiğince gerçekçi bir yaklaşım elde etmek için bu çalışmada üç boyutlu modelleme yapılarak, Anys

ortamında ilerlemeli hasar analizi gerçekleştirilmiştir. Sonlu eleman modeli Çizelge 4.29 ile verilen ebat ölçülerine göre oluşturulmuştur. Kompozit kupon analiz modelinde SOLID 46 elemanı kullanılmıştır. CER-TP-0001 analiz kupon modelinin ebat bilgileri ve malzeme dizilim yapısı Çizelge 4.29 ile belirtilmiştir.

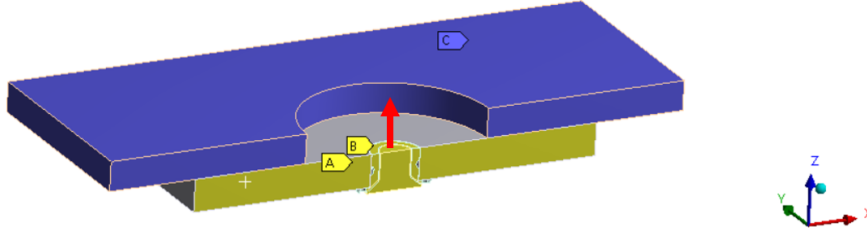
Çizelge 4.29 : CER-TP-0001 kuponu özellikleri.

ÖZELLİKLER CER-TC-0008	
Uzunluk (mm)	84
Genişlik (mm)	84
Prepreg	46 kat MTM Glass
Delik çapı (mm)	10,2

4.2.1 CER-TP-0001 kuponu sayısal model sınır şartlarının ve temas yüzeylerinin tanımlanması

Analiz doğrulama çalışmalarından sonra CER-TP-0001 kuponları üzerinde ASTM D7332M Prosedur B testinin bilgisayar ortamında benzetim çalışmaları yürütülmüştür. Bu çalışma kapsamında, bilgisayar ortamında simülasyonu gerçekleştirilen CER-TP-0001 kuponlarının testlerle doğrulama çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde simülasyon analiz modeli detayları anlatılmıştır. Analiz modeli; fikstür, kompozit panel, civata, ve burçtan oluşmaktadır. Burç, civatanın eksenel yönde maruz kaldığı yükü azaltmaktadır. Çözüm süresini kısaltmak için yapının simetri özelliği kullanılmış ve yapının yarısı modellenerek simetri sınır koşulları(A) uygulanmıştır. Fikstür A yüzeyinden sabitlenerek, tüm hareketi kısıtlanmıştır. Burç ve civatanın B yüzeyinden Z yönünde 4 mm deplasman sınır koşulu 100 zaman adımı ile uygulanmıştır. Civata ve burç bağlantı elamanları esnek ve lineer olarak modellenmiştir. Fikstür ile kompozit panel arasında doğru bir temas modellenmesinin gerçekleştirilmesi için fikstür de esnek ve lineer olarak modellenmiştir. Bu çalışmada, temas modellemesinde hem çözüm süresini optimum değerde tutmak hem de temas eden yüzeyler arasındaki girişimi kabul edilebilir sınırların altına çekmek için Lagrange & ceza metodu seçilmiştir. Yapılan çalışmalarda analizlerin doğru çözülmesi ve yakınsama

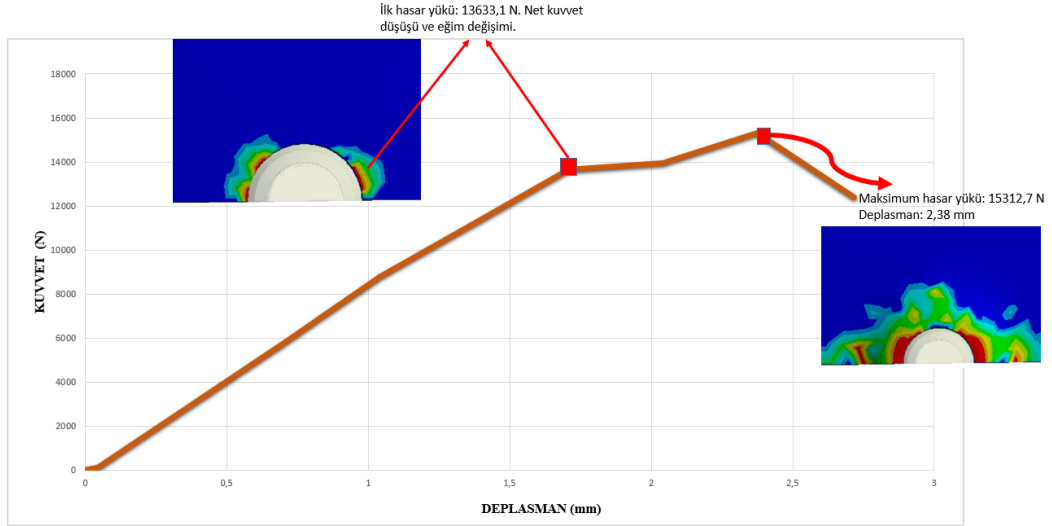
probleminin oluşmaması bakımından bu metodun uygun olduğu daha önceki bölümlerde anlatılmıştır. Bağlantı elmanı ve burç arasına, 0.2 sürtünme katsayılı sürtünmeli kontak tanımlaması yapılırken; burç ile kompozit panel delik yatağı arasına “bonded” kontak verilmiştir. Sürtünme katsayısının mukavemete etkisi ileriki bölümlerde incelenmiştir. Sonlu elemanlar modeli Şekil 4.36 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.36 : CER-TP-0001 kuponu sonlu elemanlar modeli.

4.2.2 CER-TP-0001 kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar

Sayısal çalışmadaki sonuçlar deneysel sonuçlar ile karşılaştırmak için CER- TC- 0008 kuponunun sayısal yük-yer değiştirme grafiği çizilmiştir. Buna bağlı olarak elde edilen yük (N)- deplasman grafiği Şekil 4.37 ile gösterilmiştir. Analiz sonucu elde edilen kuvvet-deplasman grafiğinde Şekil 4.37 ile belirtilen bölgede kuvvet düşüşü oluşmuş ve grafiğin eğiminde azalma meydana gelmiştir. Bu kuvvet düşüşü kompozit panelin katmanlarında ilk hasarın meydana geldiğinin göstergesidir. İlk hasardan sonra aşağıdaki grafikte görüldüğü gibi yük en büyük değerini aldıktan sonra çok ciddi bir düşüş yaşanmıştır. Bu durum numunelerde kalınlık boyunca çekilme hasarının meydana geldiğinin göstergesidir. Yapılan sayısal çalışmada kompozit kupon üzerinde *Puck* hasar teorisine göre tespit edilen maksimum hasar yükü 15312,7 N’dir. Kompozit kuponda ezilme hasarının görüldüğü andaki, sınır şartının uygulandığı yüzeydeki deplasman miktarı ise 2,38 mm’dir. Bundan sonra kupon üzerinde ciddi bir kuvvet düşüşü meydana gelmiştir. Bu kuvvet düşüşünün ardından, analiz durdurulur. Bu aşamada hesaplanan maksimum hasar yükü, yapının çekilme hasarına maruz kalmaması için aşılmaması gereken limit yük değeridir. Çizelge 4.30 ile analiz sonuçları belirtilmiştir.



Şekil 4.37 : CER-TP-0001 sayısal model yük-deplasman grafiği.

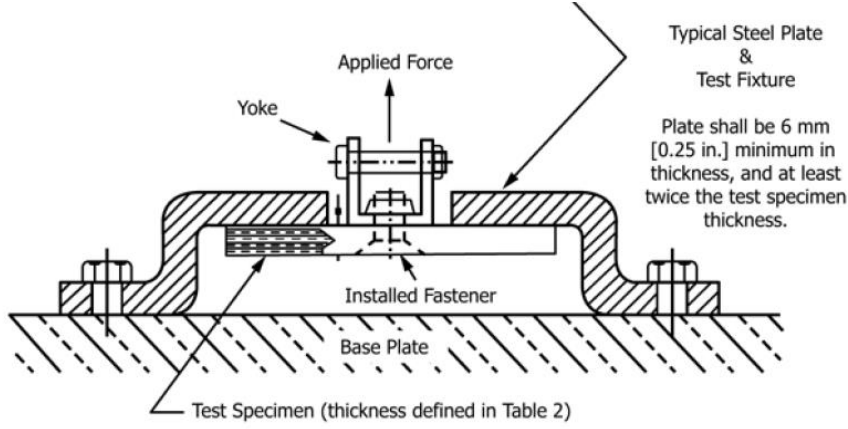
Çizelge 4.30 : CER-TP-0001 analiz sonuçları.

İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yükü (N)	Maksimum Hasar Yükü (N)	Hasar Tipi
13633,1	15312,7	Civata çekilme hasarı

4.2.3 CER- TP- 0001 kuponunun deney modelinin oluşturulması

Polimer matrisli kompozit tabakalara çekilme hasarını tespit etmek için ASTM D7332M test standardı uygulanır. Bu testlerin asıl yapıma amacı, kuponların mekanik bağlantısında kullanılan civatanın aksenal zorlanma altında davranışlarını gözlemlemek ve kompozit yapıda meydana gelebilecek hasar tipini tespit etmektir. Çünkü test kuponlarına ve test montaj yapısına çok benzer yapıda tasarımlar geliştirilip farklı alanlarda kullanılması amaçlanmaktadır. CER- TP-0001 kompozit numune için gerçekleştirilen test de ASTM D7332M test standartları uygulanmıştır. Kompozit numuneye ASTM D7332M’ de yer alan “Prosedür B” standardı uygulanmıştır. Kuponların gerçek kullanım alanındaki dayanım davranışlarını tespit etmek asıl

gayedir. Bu nedenle buna en yakın test kupon ve test montaj yapısı tercih edilmiş ve Prosedür B test standartı kullanılmıştır. Prosedür B test yapısı genel görünümü Şekil 4.38 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.38 : ASTM D7332 Prosedür B genel test yapısı gösterimi.

Testler Çizelge 4.31 ve Çizelge 4.32 ile özellikleri verilen 5 farklı kuponla gerçekleştirilmiş ve sonuçlar raporlanmıştır.

Piston başlığı yer değiştirme oranı 1,27 mm/min [0.05in/min]. Başka bir deyişle, her dakikada delik çevresinde meydana gelen bearing-strain oranı 0.01 mm/mm/min olacak şekilde test hızı ayarlanmıştır. Piston kuvveti ve deplasman miktarı sürekli olarak kaydedilmiş, her saniyede 2 yada 3 defa data alınmalı, her test için minimum 100 data noktası kaydedilmiştir. Test ortam sıcaklığı 72 ° F olup, nem değeri % 50 RH'dır. Test ortamında yatak hasarı global ve lokal olarak iki farklı şekilde gerçekleşir.

Global bearing hasarı; uygulanan maksimum kuvvet değerinde %30- 50 bir düşüş gözlemlendiğinde meydana gelir. Kompozit laminada meydana gelen ilk lokal yatak hasarı, kuvvet uygulama esnasında kuvvet eğrisinin ilk düşüş yaptığı andı.

Lokal yatak hasarının meydana gelmesi, kompozit yapının tamamıyla hasara uğradığı anlamına gelmez. Bu nedenle, numune çekilme hasar dayanım limiti belirlenirken global yatak hasar değeri esas alınır. Her kupon için testler oda sıcaklığında ayrı ayrı gerçekleştirilmiştir. Bu prosedürler ile yapılan test sonuçlarında; ilk hasarın meydana geldiği kuvvet düşüşleri tespit edilememiştir. Sadece global çekilme hasarı olduğunda net bir kuvvet düşüşü alınabilmiştir. Her kupon için test sonuçları kuvvet-deplasman grafiği olarak çizdirilmiştir.

Çizelge 4.31 : CER-TP-0001 test ortam koşulları ve numune özellikleri

Numune İsmi	Test Ortam Sıcaklığı	Test Ortam Nemi	Kupon Uzunluğu	Kupon Genişliği	Kupon Kalınlığı	Ortalama Delik Çapı	Burç Çapı
	(° F)	(% RH)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)
CER-TP-0001/1	72	50	84,1	84,0	6,9	6,8	10,2
CER-TP-0001/2	72	50	84,3	84,1	6,8	6,8	10,2
CER-TP-0001/3	72	50	84,1	84,3	6,8	6,8	10,2
CER-TP-0001/4	72	50	84,1	84,2	6,8	6,8	10,2
CER-TP-0001/5	72	50	84,2	84,1	6,9	6,8	10,2

Çizelge 4.32 : CER-TP-0001 test numulerin geometrik özellikleri.

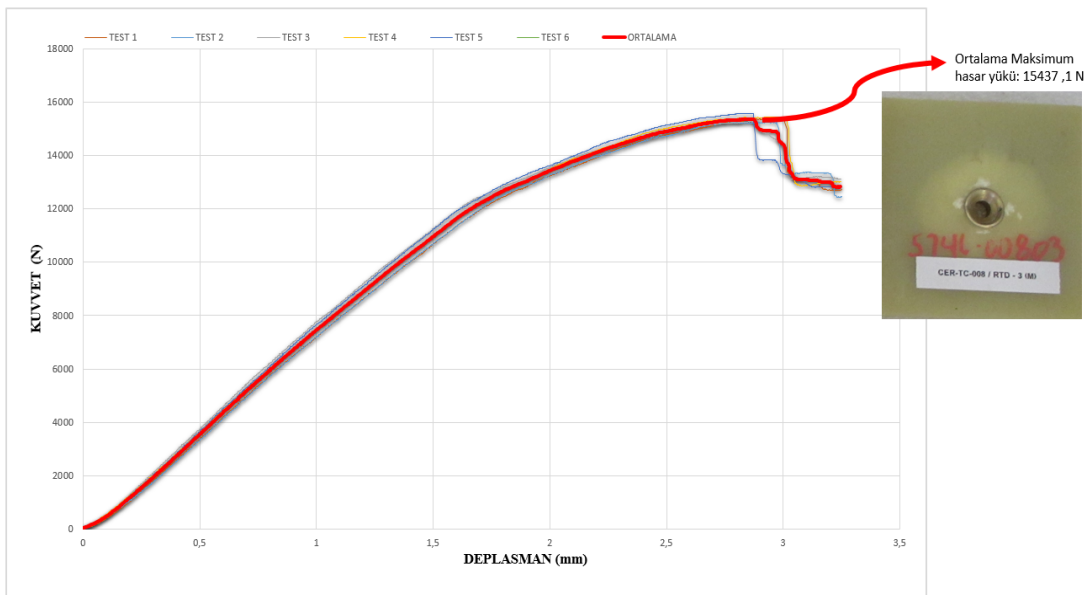
Numune İsmi	w/D	e/D	Cıvata Çapı	Tork değeri	Test Oranı
	(mm/mm)	(mm/mm)	(mm)	(N.mm)	(mm/min)
CER-TP-0001/1	4,98	1,49	6,3	5666	1,27
CER-TP-0001/2	4,91	1,50	6,3	5666	1,27

Çizelge 4.32 (devam) : CER-TP-0001 test numulerin geometrik özellikleri.

CER-TP-0001/3	4,85	1,51	6,3	5666	1,27
CER-TP-0001/4	4,90	1,49	6,3	5666	1,27
CER-TP-0001/5	4,81	1,49	6,3	5666	1,27

4.2.4 CER- TP- 0001 kuponunun deney modelinin grafik sonuçları

Gerçekleştirilen test sonucunda, her kupon için elde edilen kuvvet- deplasman grafiği Şekil 4.39 ile gösterilmiştir. Grafikte görüldüğü üzere, kuponların kuvvet-deplasman grafiklerinde ufak çapta bazı sapmalar olmaktadır. Kuponların göstermiş olduğu kuvvet-deplasman grafik davranışların farklılığının ana sebebi, kupon üretiminin ve testin doğasından kaynaklı yapılan hatalardır. 5 farklı kupona ait raporlanan test sonuçları Çizelge 4.33 ile gösterilmiştir. Bu tabloada maksimum hasar yükü değerleri listelenmiştir. Farklı kupona ait sonuçların ortalaması alındığında kuponun maksimum hasar yükü 15437,1 N'dur. Gerçekleştirilen test sonucunda tüm numelerde çekilme hasarı görülmüştür. Test sonucunda kuponlarda meydana gelen çekilme hasarları Şekil 4.40 ve Şekil 4.41 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.39 : CER-TP-0001 deneysel model yük-deplasman grafiği.

TEST ÖNCESİ



Şekil 4.40 : CER-TP-0001 test öncesi kupon görünümü.

TEST SONRASI



Şekil 4.41 : CER-TP-0001 test sonrası hasar görünümü.

Çizelge 4.33 : CER-TP-0001 test numulerin deney sonuçları.

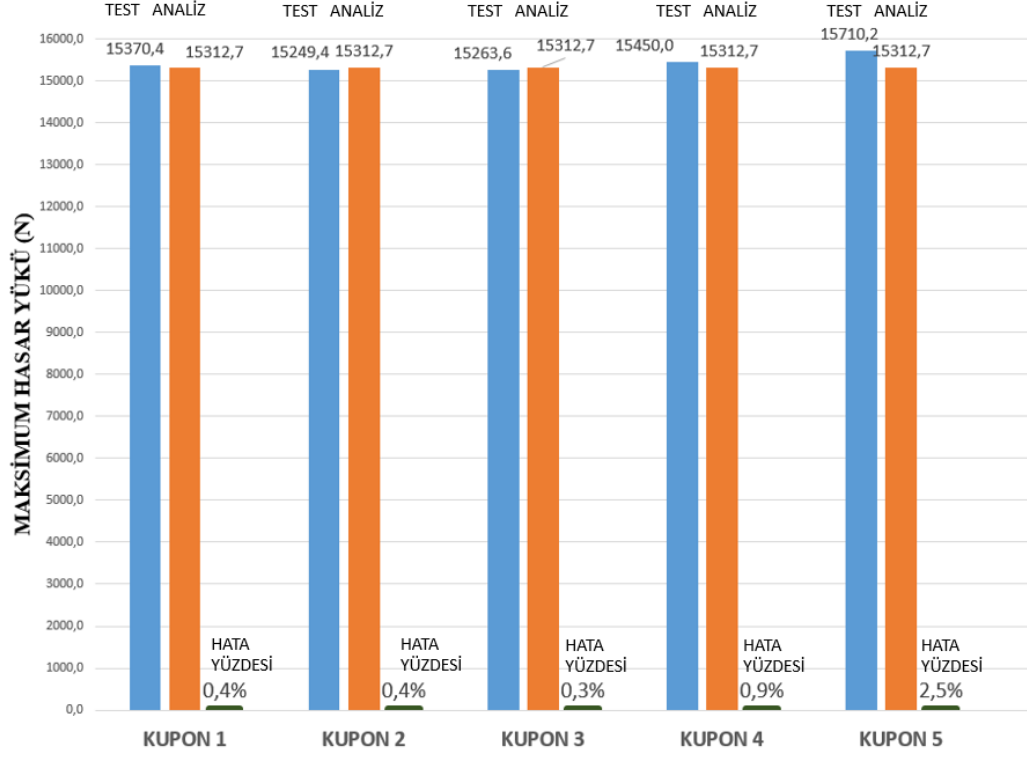
Numune İsmi	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yüğü	Maksimum Hasar Yüğü	Hasar Tipi
	(N)	(N)	
CER-TP-0001/1	Tespit edilememiştir.	15370,4	Yatak ezilme hasarı
CER-TP-0001/2	Tespit edilememiştir.	15249,4	Yatak ezilme hasarı
CER-TP-0001/3	19110,6	15263,6	Yatak ezilme hasarı
CER-TP-0001/4	Tespit edilememiştir.	15450,0	Yatak ezilme hasarı
CER-TP-0001/5	Tespit edilememiştir.	15710,2	Yatak ezilme hasarı
ORTALAMA	-	15408,7	Yatak ezilme hasarı
STANDART SAPMA	-	187,4	

4.2.5 CER- TP- 0001 kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarının karşılaştırılması

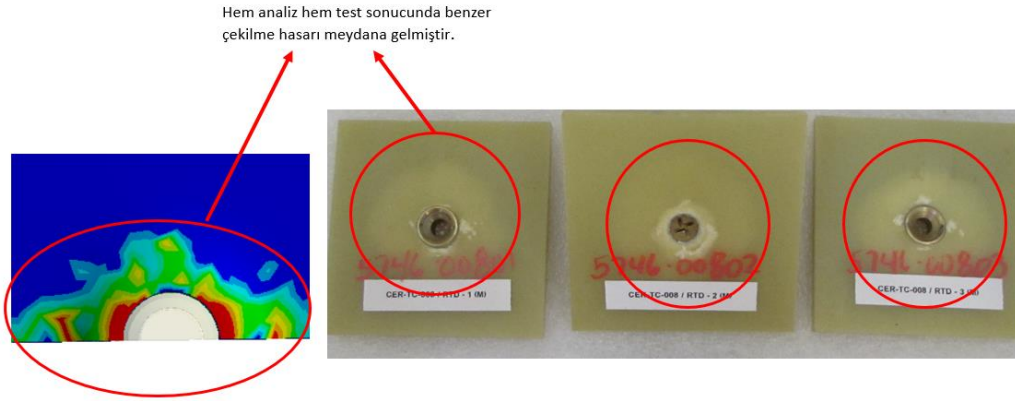
Gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER- TC- 0008 kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiştir. Sayısal model sonucunun yük-deplasman grafiğinde görülen kuvvet düşüşleri kompozit panelde oluşan hasarlardan dolayı meydana gelir. Test ortamında ise, deney sürecinde maruz kaldığı yük altında panelde küçük miktarlarda hasar meydana gelse de bu ufak kuvvet düşüşleri test yük hücresinden tespit edilememiştir. Yapıda meydana gelen bu lokal hasarlar birikerek global hasarı oluşturmaktadır. Bu esnada yük hücresinden çok ciddi bir yük düşüşü alınır. Bu kuvvet düşüşünden sonra kompozit panelde global hasarın meydana geldiği anlaşılır. Sayısal ve deneysel modelin sonuçları Çizelge 4.34 ile karşılaştırılmıştır. Ayrıca Şekil 4.42 ile test ve analiz sonuçları arasında hata oranları da tespit edilmiştir. Sonuç olarak; gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER- TC- 0008 kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiş, yük altında sayısal modelin gösterdiği davranış şekli testlerle doğrulanmıştır. (Şekil 4.43)

Çizelge 4.34 : CER-TP-0001 sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.

	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yükü (N)	Maksimum Hasar Yükü (N)	Hasar Tipi
ANALİZ	13633,1	15312,7	Çekilme hasarı
TEST ORTALAMA	Tespit edilememiştir.	15408,7	Çekilme hasarı
HATA PAYI	-	%0,62	



Şekil 4.42 : CER-TP-0001 deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması.



Şekil 4.43 : CER-TP-0001 deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması.

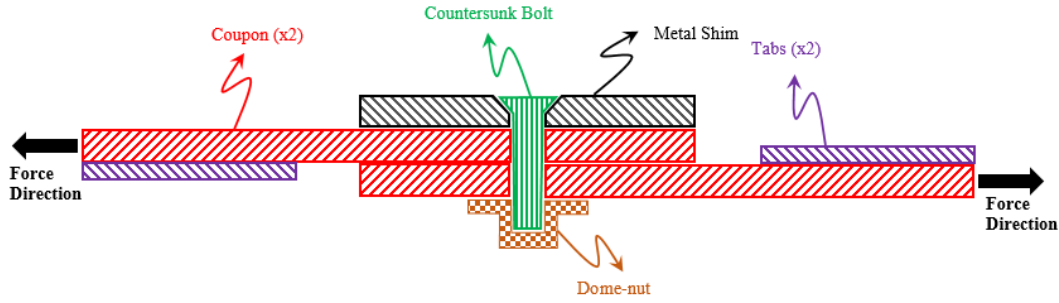
4.3 Procedur B Standartına Tabi Tutulan Havşa Başlı Vida Bağlantısına Sahip Çift Kompozit Numunenin Sayısal Modeli Ve Sonuçları

4.3.1 Sayısal modelin hazırlanması

CER-TB-000X kupon kodu ASTM D5961- Prosedur B metoduna tabi tutulan kuponlar için kullanılmıştır. Bu kapsamda sadece tek bir kupon tipi incelenmiştir. Bu çalışmada kullanılan kupon model detayı ve özellikleri aşağıda detaylandırılmıştır. Bu

yapının ayrıca bağlantısı havşa başlı vida olup, Al 7075 T6 malzemesine sahip metal bir shimle güçlendirilmiştir.

CER-TB-000X kuponu üzerinde gerçekleştirilen sayısal ve deneysel model ile bu hasarın meydana geleceği için maksimum hasar yükleri ve ezilme hasar dayanımları tespit edilmesi amaçlanmıştır. Çekilme hasarı sayısal ve deneysel model genel gösterimi Şekil 4.44 ile belirtilmiştir.



Şekil 4.44 : CER-TB-000X kuponu test sistemi genel gösterimi.

Sayısal model hazırlanırken laboratuvar ortamında testleri gerçekleştirilen numunelerin boyutları kullanılmıştır. Deneysel ve sayısal olarak ayrı ayrı incelenecek olan numunelerin sonuçlarının birbirlerine benzer çıkabilmesi için sayısal model kupon ebatları test numunelerinden ölçüm alınarak modellenmiştir. CER-TB-000X kuponu, toplam 6.624 mm kalınlığındaki MTM Glass kompozit malzemesinden kompozit levhayı oluşturan 46 kat tabaka, 0.144 mm kalınlıkta ayrı hacimler halinde tanımlanmış olup, her katın birbirine mükemmel bağlı olduğu kabul edilmiştir. *Ansys* programı kullanılarak sonlu elemanlar analizi yapılmıştır. *Ansys* programında iki boyutlu ve üç boyutlu model yapılabilmektedir. Olabildiğince gerçekçi bir yaklaşım elde etmek için bu çalışmada üç boyutlu modelleme yapılarak, *Ansys* ortamında ilerlemeli hasar analizi gerçekleştirilmiştir. Sonlu eleman modeli Çizelge 4.35 ile verilen ebat ölçülerine göre oluşturulmuştur. Kompozit kupon analiz modelinde SOLID 46 elemanı kullanılmıştır.

Çizelge 4.35 : CER-TB-000X kuponu özellikleri.

ÖZELLİKLER	CER-TB-000X
Uzunluk (mm)	140
Genişlik (mm)	67

Çizelge 4.35 (devam) : CER-TB-000X kuponu özellikleri.

Prepreg	46 kat Glass
Serim yönü: 0°	
Delik çapı (mm)	6.75
Delik kenar mesafesi (mm)	23

4.3.2 Sınır şartlarının ve temas yüzeylerinin tanımlanması

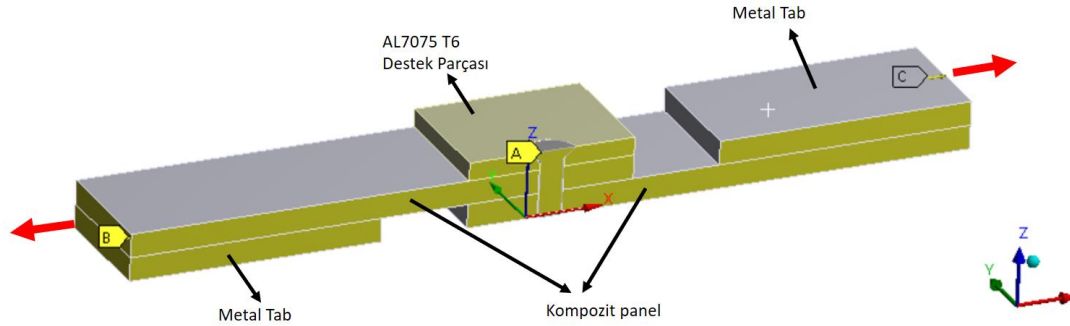
CER-TB-000X kuponları üzerinde ASTM D5961- Prosedur B testinin bilgisayar ortamında benzetim çalışmaları yürütülmüştür. Bu çalışma kapsamında, bilgisayar ortamında simülasyonu gerçekleştirilen CER-TB-000X kuponlarının testlerle doğrulama çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde simülasyon analiz modeli detayları anlatılmıştır.

Analiz modeli; iki adet metal tab, çift kompozit panel, havşa başlı civata ve AL7075 T6 alüminyum destek parçasından oluşmaktadır. İki adet metal tab kullanılmasının sebebi, panel kenar yüzeylerine uygulanan deplasman yükün sadece çekme yönünde çalışmasıdır. Kullanılmaması halinde kuvvet çifti yapı üzerinde istenmeyen bir moment etkisi yaratacaktır.

Çözüm süresini kısaltmak için yapının simetri özelliği kullanılmış ve yapının yarısı modellenerek simetri sınır koşulları(A) uygulanmıştır. Kompozit panellerin B ve C yüzeylerine X yönünde 4 mm deplasman sınır koşulu 100 zaman adımı ile uygulanmıştır. Civata bağlantı elamanı esnek ve lineer olarak modellenmiştir.

Bu çalışmada, temas modellemesinde hem çözüm süresini optimum değerde tutmak hem de temas eden yüzeyler arasındaki girisimi kabul edilebilir sınırların altına çekmek için Lagrange & ceza metodu seçilmiştir. Yapılan çalışmalarda analizlerin doğru çözülmesi ve yakınsama probleminin oluşmaması bakımından bu metodun uygun olduğu değerlendirilmiştir. Bağlantı elamanı ile temas ettiği kompozit panel delik yüzeyi arasına, 0.2 sürtünme katsayılı sürtünmeli kontak tanımlaması yapılmıştır. Ayrıca panellerin maruz kaldığı deplasman yükünden dolayı iki panelin birbirine göre ters yönde hareket edecek olması, iki kompozit panel arasında da 0.2

sürtünme katsayılı temas modellenmesini zorunlu kılmıştır. Sonlu elemanlar modeli genel görünümü Şekil 4.45 ile belirtilmiştir.



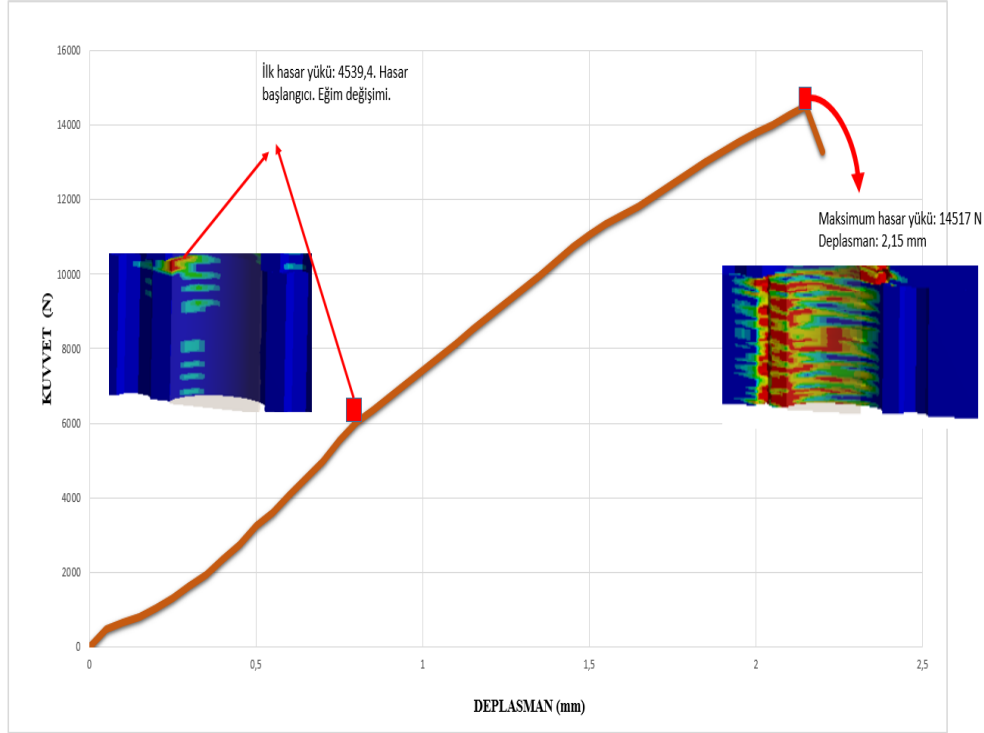
Şekil 4.45 : CER-TB-000X kuponu sonlu elemanlar modeli.

4.3.3 CER-TB-000X kuponunun sayısal modeline ait grafiksel sonuçlar

Sayısal çalışmadaki sonuçlar deneysel sonuçlar ile karşılaştırmak için CER-TB-000X kuponunun sayısal yük-yer değiştirme grafiği çizilmiştir. Buna bağlı olarak elde edilen yük (N)- deplasman grafiği Şekil 4.46 ile gösterilmiştir. Analiz sonucu elde edilen kuvvet-deplasman grafiğinde meydana gelen eğim değişimi ilk hasarın olduğu anlamına gelmektedir.

CER-TB-000X kompozit panelin analiz sonucunda, her iki panelde de delik etrafında ezilme hasarı gözlemlenmiştir. Ancak alttaki kompozit panel ezilme hasarından değil, vidanın mekanik bağlantısını sağlayan somun deliğinde meydana gelen yırtılmadan dolayı hasara uğramıştır. Ezilme hasarı meydana geldiğinde, yük-deplasman grafiğinde yükün en büyük değeri aldıktan sonra düştüğü ve sonrasında sabit bir değerle ilerlediği görülür. Ancak CER-TB-000X kompozit kupondaki gibi bir anda hasara uğrayan numulere kuvvet maksimum değerini aldıktan sonra bir anda düşer ve yapı daha fazla yük taşımayacak durumda hasara uğrar. Yapının bu şekilde hasara uğraması somun deliğinin panel kenarına yakın mesafede olmasıdır. Ancak çeşitli kısıtlamalar tasarımın bu şekilde yapılmasını zorunlu kılmaktadır. Sonuçlar olarak, AL 7075 T6 destek parçasının altında yer alan numunede sadece ezilme hasarı meydana gelirken, somun deliğinin yer aldığı alttaki numunede hem ezilme hasarı hemde yırtılma hasarı gözlemlenmiştir. Yapılan sayısal çalışmada kompozit kupon üzerinde *Puck* hasar teorisine göre tespit edilen maksimum hasar yükü 14517 N'dur. Kompozit kuponda yırtılma hasarının görüldüğü andaki, sınır şartının uygulandığı yüzeydeki

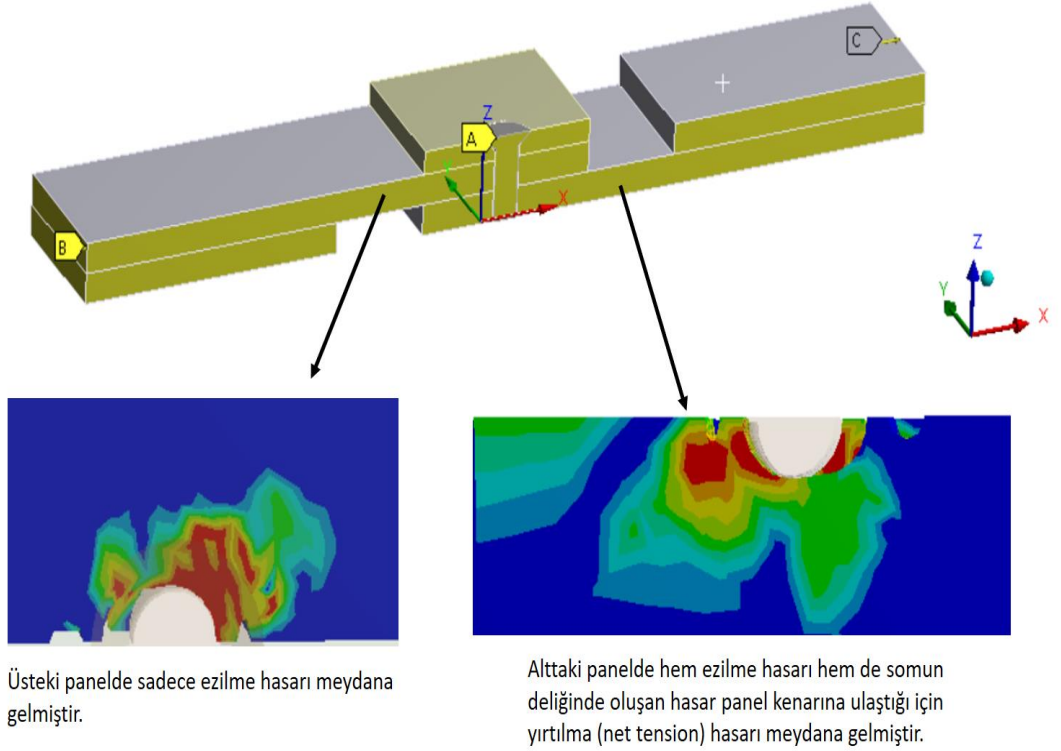
deplasman miktarı ise 2,12 mm'dir. Bundan sonra kupon üzerinde ciddi bir kuvvet düşüşü ile birlikte altaki plakada yırtılma hasarı meydana gelmiştir. Maksimum hasar yüküne karşılık ezilme hasarı dayanım değeri 324,6 olarak elde edilmiştir. İlk hasarın meydana geldiği hasar yükü ,ilk hasar yatak gerilme değeri, maksimum hasar yükü ve yatak gerilme dayanımı Çizelge 4.36 ile belirtilmiştir. Şekil 4.47 ile CER-TB-000X kuponunun sayısal model hasar gösterimi belirtilmiştir.



Şekil 4.46 : CER-TB-000X sayısal model yük-deplasman grafiği.

Çizelge 4.36 : CER-TB-000X kuponu analiz sonuçları.

İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yükü	İlk Hasar Yatak Gerilme Değeri	Maksimum Hasar Yükü	Yatak Gerilme Dayanımı	Hasar Tipi
(N)	(MPa)	(N)	(MPa)	
4539,4	101,5	14517	324,6	Somun del. Yırtılma



Şekil 4.47 : CER-TB-000X sayısal model hasar gösterimi.

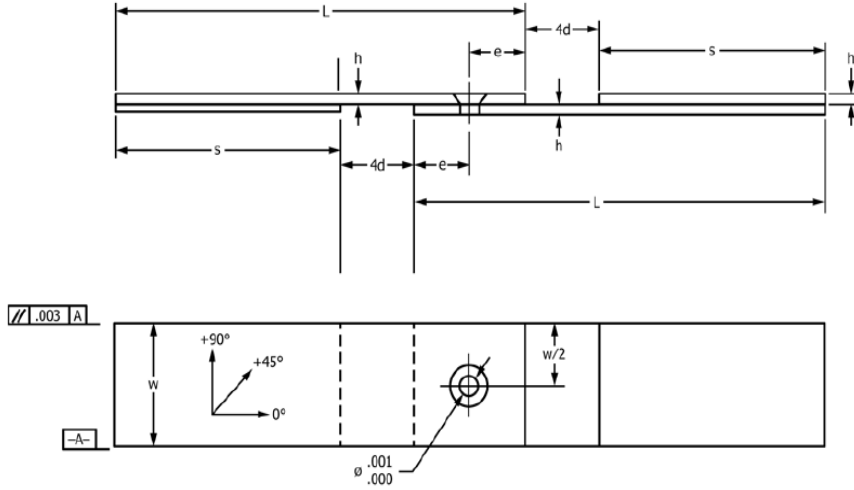
4.3.4 CER-TB-000X kuponunun deney modelinin oluşturulması

Polimer matrisli kompozit tabakalara yatak dayanımı tespit etmek için ASTM D5961 test standardı uygulanır.

Bu testlerin asıl yapılma amacı, kuponların bearing yüklemesi altında davranışlarını gözlemlemek ve meydana gelebilecek hasar tipini tespit etmektir. Çünkü test kuponlarına ve test montaj yapısına çok benzer yapıda tasarımlar geliştirilip farklı alanlarda kullanılması amaçlanmaktadır.

CER-TB-000X kompozit numune için gerçekleştirilen test de ASTM D5961 test standartları uygulanmıştır. Kompozit numuneye ASTM D5961’de yer alan “Prosedür B” standardı uygulanmıştır.

Yüksek modüllü fiber takviyeli kompozit çift numuneye tek taraflı kesme-çekme-basma yüklemesine maruz bırakılan metot “Prosedür B” olarak adlandırılmaktadır. Kuponların gerçek kullanım alanındaki yatak dayanım davranışlarını tespit etmek asıl gayedir. Bu nedenle buna en yakın test kupon ve test montaj yapısı tercih edilmiş ve Prosedür B test standardı tercih edilmiştir. Prosedür B test yapısı genel görünümü Şekil 4.48 ile gösterilmiştir.



Parameters	Standard Dimensions of Specimen (inches)	
	without support fixture	with support fixture
fastener diameter, d	0.250 + 0.000/-0.001	0.250 + 0.000/-0.001
hole diameter, ϕ	0.250 + 0.001/-0.000	0.250 + 0.001/-0.000
thickness range, h	0.08-0.17	0.08-0.17
length, L	5.5	7.5
width, w	1.5 +/- 0.03	1.5 +/- 0.03
edge distance, e	0.75 +/- 0.03	0.75 +/- 0.03
countersink	none(optional)	none (optional)
doubler length, s	3.0	5.0

FIG. 6 Single-Shear Two-Piece Test Specimen Drawing (Inch-Pound)

Şekil 4.48 : ASTM D5961 prosedür b genel test yapısı gösterimi.

Testler Çizelge 4.37 ve Çizelge 4.38 ile özellikleri verilen 6 farklı kuponla gerçekleştirilmiş ve sonuçlar raporlamıştır. Test hızı, hasar miktarı 1 mm – 10 mm arasında kalacak şekilde ayarlanmıştır. Tavsiye edilen standart piston başlığı yer değiştirme oranı 1,27 mm/min [0.05in/min]. Başka bir deyişle, her dakikada delik çevresinde meydana gelen bearing-strain oranı 0.01 mm/mm/min olacak şekilde test hızı ayarlanmıştır. Piston kuvveti ve deplasman miktarı sürekli olarak kaydedilmiş, her saniyede 2 yada 3 defa data alınmalı, her test için minimum 100 data noktası kaydedilmiştir. Her kupon için testler oda sıcaklığında ayrı ayrı gerçekleştirilmiştir.

Çizelge 4.37: CER-TB-000X test ortam koşulları ve numune özellikleri.

Numune İsmi	Test Ortam Sıcak. (° F)	Test Ortam Nemi (% RH)	Kupon Uzunluğu (mm)	Kupon Genişliği (mm)	Kupon Kalınlığı (mm)	Ortalama Delik Çapı (mm)	Burç Çapı (mm)

Çizelge 4.37 (devam) : CER-TB-000X test ortam koşulları ve numune özellikleri.

CER-TB-000X /1	72	35	135,2	36,0	6,9	6,5	10,2
CER-TB-000X /2	71	35	135,2	36,1	6,8	6,5	10,2
CER-TB-000X /3	71	35	135,0	36,1	6,9	6,5	10,2
CER-TB-000X /4	71	35	135,3	36,1	6,9	6,5	10,2
CER-TB-000X /5	71	35	135,1	35,9	6,9	6,5	10,2
CER-TB-000X /6	71	35	135,1	36,1	6,8	6,5	10,2

Çizelge 4.38 : CER-TB-000X test numulerin geometrik özellikleri.

Numune İsmi	w/D (mm/mm)	e/D (mm/mm)	Cıvata Çapı (mm)	Tork değeri (N.mm)	Test Oranı (mm/min)
CER-TB-000X /1	5,56	2,78	6,3	5666	1,27
CER-TB-000X /2	5,59	2,79	6,5	5666	1,27
CER-TB-000X /3	5,60	2,75	6,4	5666	1,27
CER-TB-000X /4	5,59	2,78	6,5	5666	1,27

Çizelge 4.38 (devam) : CER-TB-000X test numulerin geometrik özellikleri.

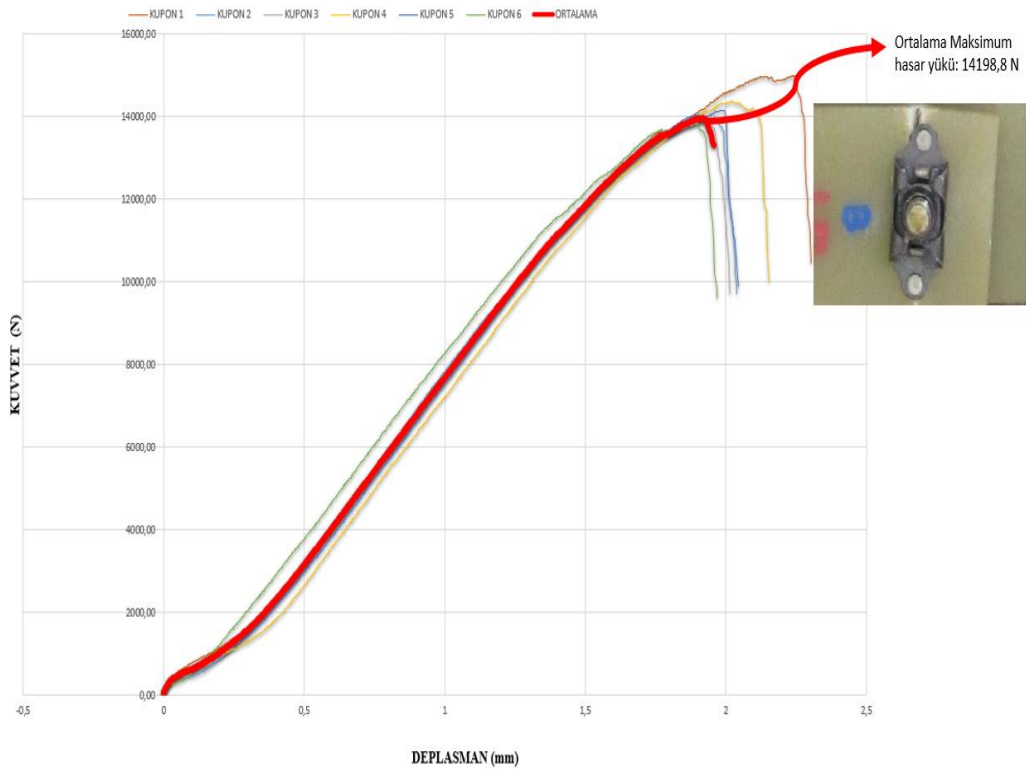
CER-TB-000X /5	5,89	2,95	6,3	5666	1,27
----------------	------	------	-----	------	------

4.3.5 CER-TB-000X kuponunun deney modelinin grafik sonuçları

Gerçekleştirilen test sonucunda, her kupon için elde edilen kuvvet- deplasman grafiği Şekil 4.49 ile gösterilmiştir. Grafikte görüldüğü üzere, kuponların kuvvet-deplasman grafiklerinde ufak çapta bazı sapmalar olmaktadır.

Kuponların göstermiş olduğu kuvvet-deplasman grafik davranışlarının farklılığının ana sebebi, kupon üretiminin ve testin doğasından kaynaklı yapılan hatalardır. 6 farklı kupona ait raporlanan test sonuçları Çizelge 4.39 ile gösterilmiştir.

Farklı kupona ait sonuçların ortalaması alındığında kuponun maksimum hasar yükü 14198,8 N'dur. Bu prosedürler ile yapılan test sonuçlarında, AL 7075 T6 destek parçasının altında yer alan numunede sadece ezilme hasarı meydana gelirken, somun deliğinin yer aldığı alttaki numunede hem ezilme hasarı hemde yırtılma hasarı gözlemlenmiştir.



Şekil 4.49 : CER-TB-000X deneysel model yük-deplasman grafiği.

Çizelge 4.39 : CER-TB-000X test sonuçları.

Numune İsmi	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yüğü (N)	İlk Hasar Yatak Gerilme Değeri (MPa)	Maksimum Hasar Yüğü (N)	Yatak Gerilme Dayanımı (MPa)	Hasar Tipi
CER-TB-000X /1	Tespit edilememiştir.	Tespit edilememiştir.	14990,507	337,7	Somun deliğinden yırtılma hasarı
CER-TB-000X /2	Tespit edilememiştir.	Tespit edilememiştir.	13963,857	316,1	Somun deliğinden yırtılma hasarı
CER-TB-000X /3	Tespit edilememiştir	Tespit edilememiştir	13902,917	313,6	Somun deliğinden yırtılma hasarı
CER-TB-000X /4	Tespit edilememiştir.	Tespit edilememiştir.	14365,976	323,1	Somun deliğinden yırtılma hasarı
CER-TB-000X /5	Tespit edilememiştir.	Tespit edilememiştir.	14156,020	316,9	Somun deliğinden yırtılma hasarı
CER-TC-0001/6	Tespit edilememiştir.	Tespit edilememiştir.	13813,507	313,2	Somun deliğinden yırtılma hasarı

Çizelge 4.39 (devam) : CER-TB-000X test sonuçları.

ORTALAMA	-	-	14198,8	320
STANDART SAPMA	-	-	435,4	9

4.3.6 CER-TB-000X kuponunun sayısal ve deneysel çalışmalarının karşılaştırılması

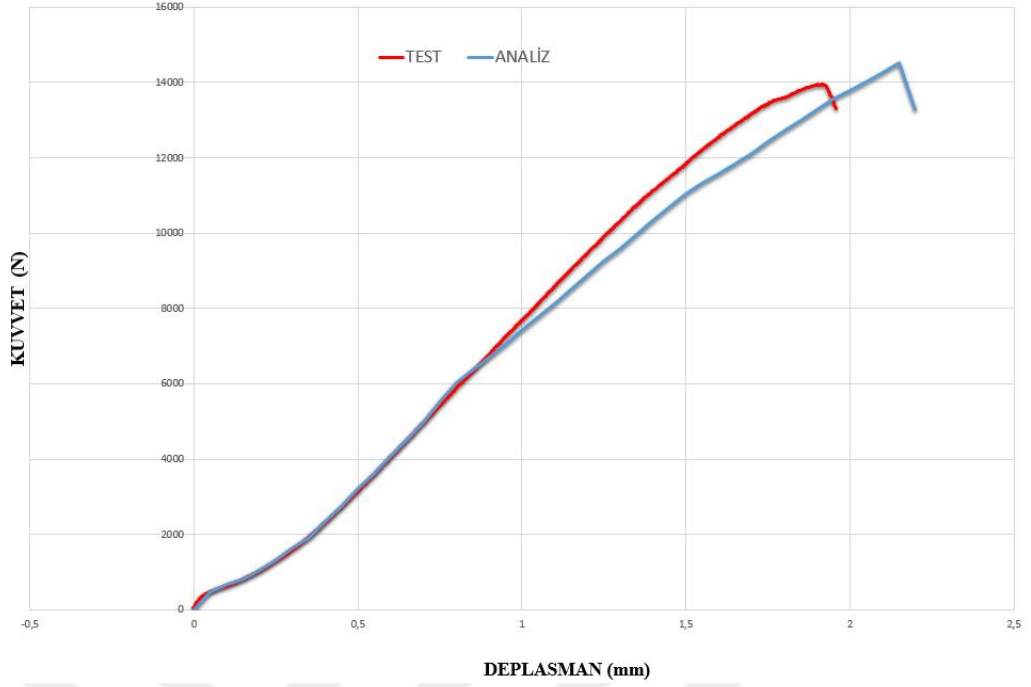
Gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER-TB-000X kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiştir.

Deneysel ve sayısal çalışmaların yük (N)-deplasman(mm) grafiklerinin karşılaştırılması Şekil 4.50 ile gösterilmiştir. Görüldüğü gibi hem test ortamında hem analiz ortamında panelin gösterdiği yük-deplasman davranışı birbirine çok yakındır. Sayısal model sonucunda ilk hasar yükü eğim değişimin başladığı noktadır.

Test ortamında ise, ilk hasar yükü test yük hücresinden tespit edilememiştir. Yapıda meydana gelen bu lokal hasarlar birikerek global hasarı oluşturmaktadır. Bu esnada yük hücresinden çok ciddi bir yük düşüşü alınır.

İlk hasarın meydana geldiği hasar yükü, ilk hasar yatak gerilme değeri, maksimum hasar yükü, yatak gerilme dayanımı ve hasar tipi sonuçları sayısal ve deneysel model için Çizelge 4.40 ile karşılaştırılmıştır.

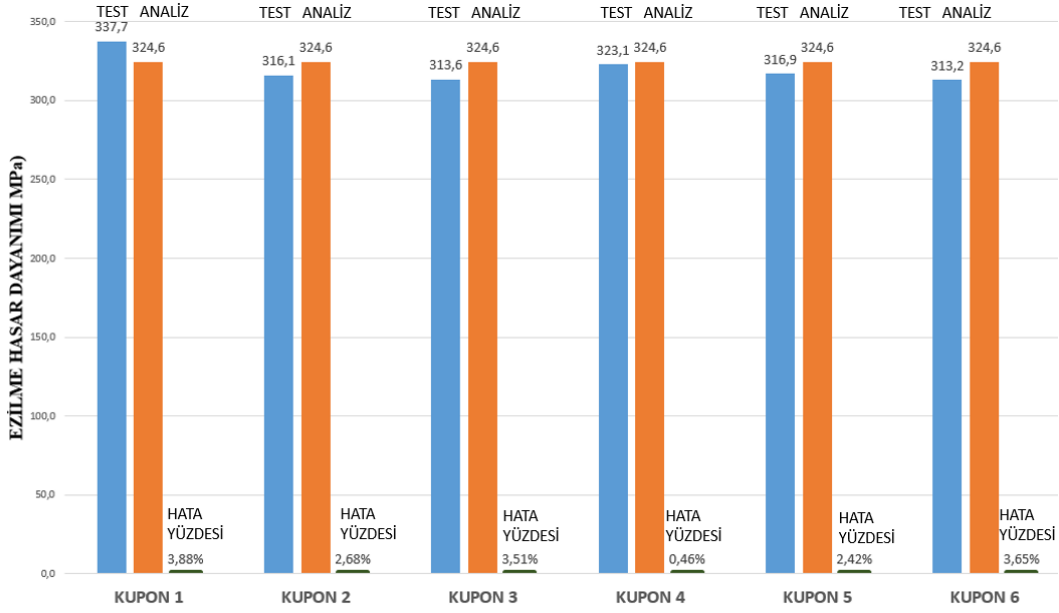
Ayrıca Şekil 4.51 ile test ve analiz sonuçları arasında hata oranları da tespit edilmiştir. Sonuç olarak; gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER-TB-000X kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiş, yük altında sayısal modelin gösterdiği davranış şekli testlerle doğrulanmıştır. Şekil 4.52 ile simülasyon ve test ortamında hasar tiplerinin ve yerlerinin aynı olduğu ve benzer sonuçlar elde edildiği doğrulanmıştır. Gerçekleştirilen simülasyon ve test ortamlarında uygulanan yük altında, CER-TB-000X kompozit panelin gösterdiği davranış benzer olarak elde edilmiştir.



Şekil 4.50 : CER-TB-000X deneysel ve sayısal model yük-deplasman grafiği karşılaştırılması

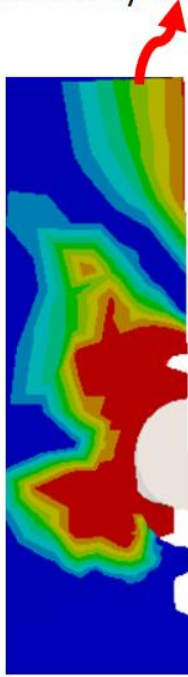
Çizelge 4.40 : CER-TB-000X sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması.

	İlk Hasarın Meydana Geldiği Hasar Yüğü (N)	İlk Hasar Yatak Gerilme Değeri (MPa)	Maksimum Hasar Yüğü (N)	Yatak Gerilme Dayanımı (MPa)	Hasar Tipi
<i>ANALİZ</i>	4539,4	101,5	14517	324,6	Somun deliğinden yırtılma hasarı
<i>TEST ORTALAMA</i>	-	-	14198,8	320	Somun deliğinden yırtılma hasarı
<i>HATA PAYI</i>	-	-	%2,2	%1,43	



Şekil 4.51 : CER-TB-000X deneysel ve sayısal model sonuçlarının karşılaştırılması

Hasar panel kenarına ulaştığı için yırtılma (net tension) hasarı meydana gelmiştir.



Somun plaka deliğinde yırtılma (net tension) hasarı meydana gelmiştir.



Şekil 4.52 : CER-TB-000X deneysel ve sayısal model hasar tipinin karşılaştırılması

4.4 Tasarımın Parametrelerinin Sonuçlara Etkisi

Önceki bölümlerde anlatılan çeşitli kompozit numuneler üzerinde gerçekleştirilen sayısal ve deneysel çalışma sonuçlarının birbirleri ile uyumlu olduğu raporlanmıştır.

Bu bölümde ise çeşitli parametrelerin ezilme hasarı dayanım değeri üzerindeki etkileri incelenmiştir.

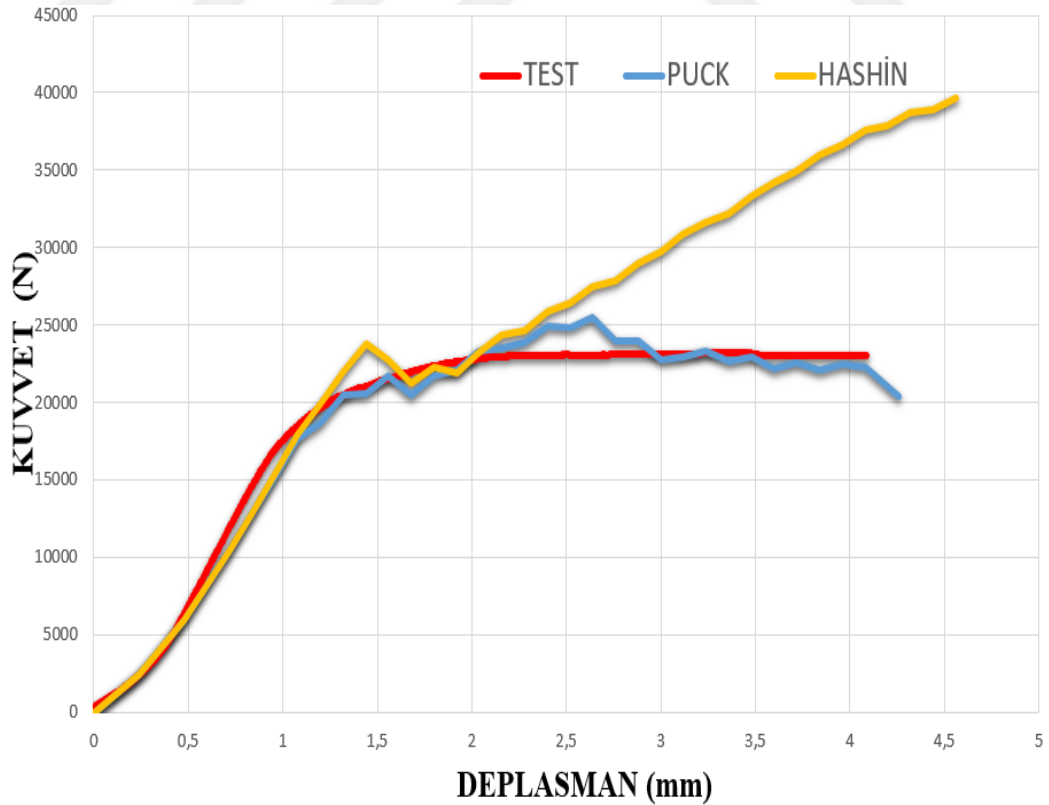
Belirlenen bazı tasarım parametrelerinin numelerin mekanik davranışı üzerindeki etkisini anlamak için çeşitli analizler gerçekleştirilmiş ve raporlanmıştır. Bu analizler CER-TC-0001 kuponuna uygulanmıştır.

4.4.1 Hasar teorisi etkisi

Önceki bölümlerde gerçekleştirilen analizlerde Puck hasar analizi metodu kullanılmıştır. Ancak çeşitli hasar analizi metodları vardır. Puck hasar teorisinden başka Hashin hasar teorisi de yaygın kullanılan bir metottur.

Bu bölümde CER-TC-0001 numesinin ezilme hasar yükü-deplasman eğrileri her iki hasar teorisi açısından kıyaslanmıştır.

Yapılan analiz sonucunda yatak ezilme hasar davranışı için Hashin hasar teorisinin uygun olmadığı, ezilme maksimum hasar yükünün gerçekçi olmayan bir değerde olduğu gözlemlenmiştir. Bu durum Şekil 4.53 yük-yerdeğiştirme grafiğinde de görülmektedir.



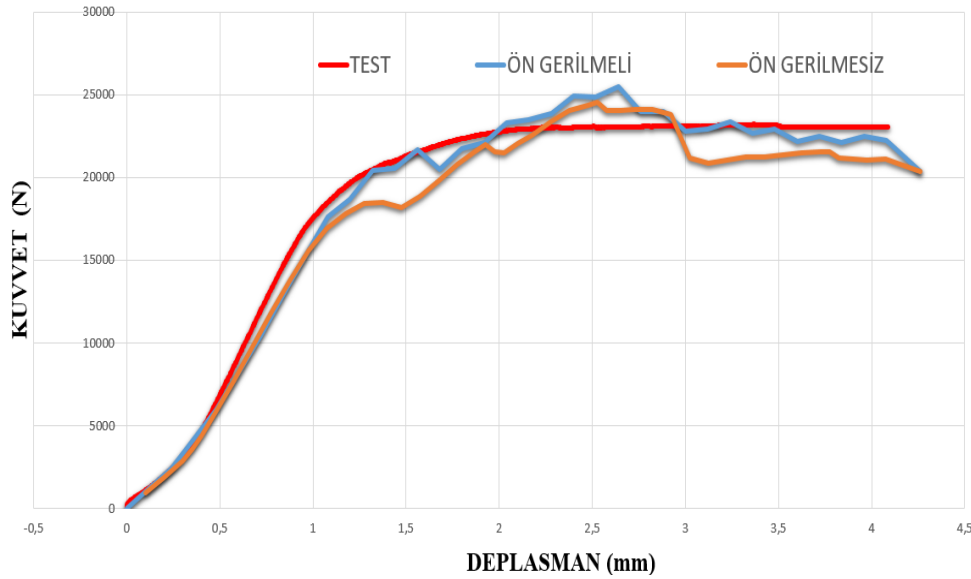
Şekil 4.53 : CER-TC-0001 kuponu Puck ve Hashin hasar teorisi yük-deplasman grafikleri.

4.4.2 Ön gerilme etkisi

Deney sonuçlarına göre ön gerilme uygulanan yapıların yatak gerilme dayanımları ön gerilmeyesilere göre 2.4 kat daha fazla olduğu saptanmıştır. Mekanik bağlantılı yapılarda bağlantı elemanı üzerine uygulanan tork ile bağlantı elemanına ön gerilme uygulanmış olur.

Ön gerilme, civatada çekme gerilmesine neden olur. Mekanik olarak birbirine bağlanması istenen parçalarda ise basma gerilmesi meydana gelir. Ayrıca parçalar arasında oluşan sürünme kuvveti bağlanan parçaları bir arada tutar. Ön gerilmenin, bağlantı elemanlarında mukavemeti artırıcı bir etkisi vardır. Litetatürde yer alan çalışmalar ön gerilmenin yatak gerilme dayanım değerini artırdığı yönündedir. Önceki bölümlerde anlatılan tüm analizler civata üzerine ön gerilme kuvveti uygulanarak gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde ise ön gerilme kuvvetinin CER-TC-0001 kompozit numunenin yük-deplasman ve ezilme hasar dayanım değeri üzerindeki etkisi incelenmiştir. CER-TC-0001 kuponu analizleri ön gerilmeyesiz şekilde gerçekleştirilmiş ve sonuçlar kıyaslanmıştır.

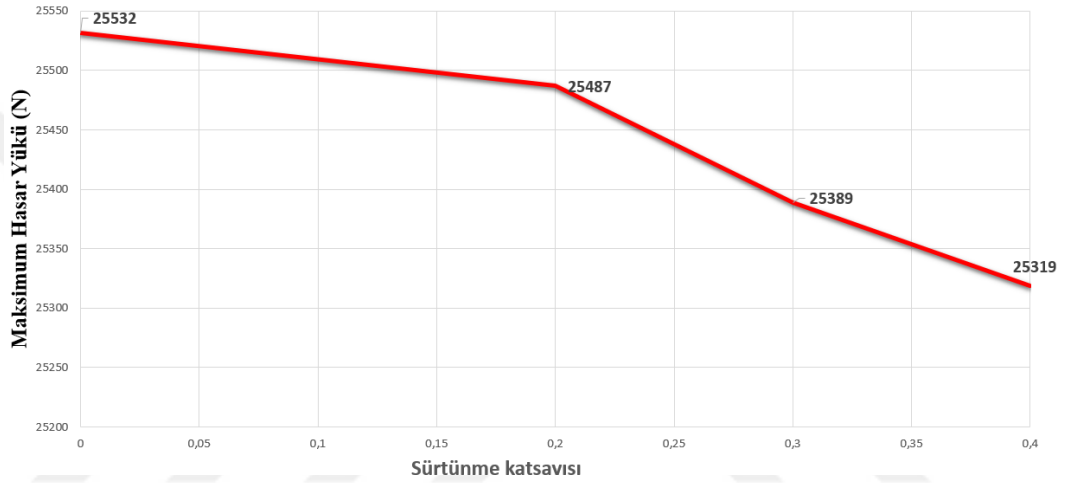
Ön gerilmeyesiz numunede ilk hasar yükü 20500 N'dan 18192 N'a; maksimum hasar yükü ise 22248 N'dan 21141 N'a gerilemiştir. Elde edilen sonuçlara göre ön gerilme uygulanması yapının mukavemetinde olumlu etkilere sahiptir. Şekil 4.54 ile CER-TC-0001 kuponu ön gerilmeli ve ön gerilmeyesiz yük-deplasman grafikleri belirtilmiştir.



Şekil 4.54 : CER-TC-0001 kuponu ön gerilmeli ve ön gerilmeyesiz yük-deplasman grafikleri.

4.4.3 Sürtünme katsayısının etkisi

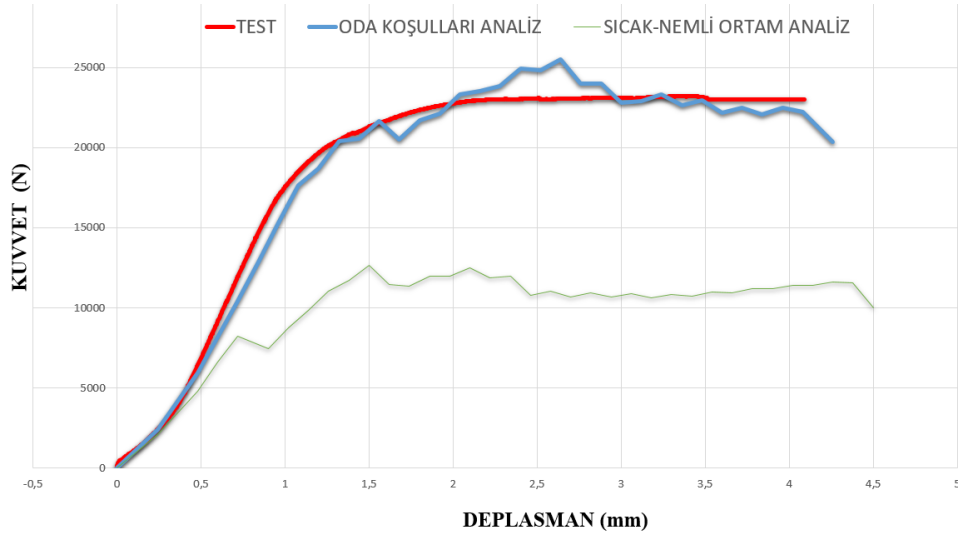
Civata bağlantılı kompozit yapılarda bağlantı elamanı ile delik arasında tanımlanan sürtünme katsayısının etkisini belirlemek için bazı analizler yapılmıştır. Yapılan analizlerde sürtünme modelde parametrik olarak modellenmiş 0, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4 sürtünme katsayısı değerlerinde maksimum hasar yükü üzerindeki etkisi incelenmiş ve sonuçları raporlanmıştır. Sürtünme katsayısı değeri arttıkça maksimum hasar yükü değeri azalmıştır. Şekil 4.55 ile CER-TC-0001 kuponunda sürtünme katsayısının maksimum hasar yükündeki etkisi görülmektedir.



Şekil 4.55 : CER-TC-0001 kuponunda sürtünme katsayısının maksimum hasar yükündeki etkisi.

4.4.4 Sıcak-Nemli ortam etkisi

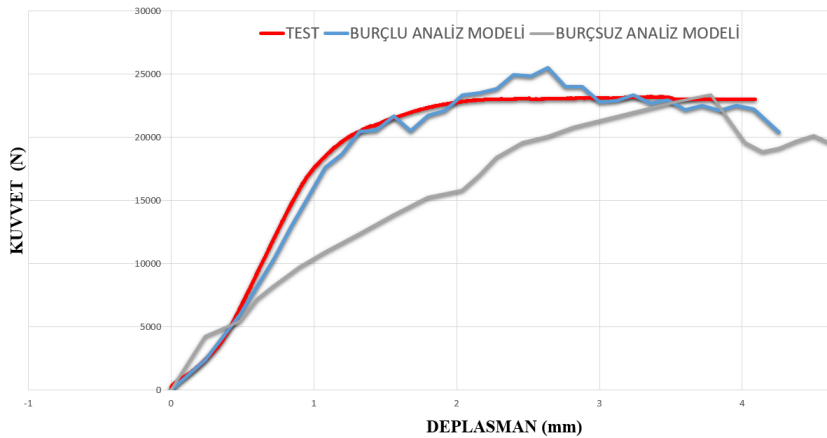
Bu bölümde belirli oranda sıcaklık ve neme maruz kalan kuponların ezilme hasar dayanımlarında nasıl bir değişiklik olduğu incelenmiştir. Sıcak-nemli ortam koşullarında koşullanmış test kuponları, test odalarında 160 ± 5 °F. Sıcaklığa ve 85 ± 5 % relative neme maruz bırakılır. Kuponun nem koşullarına maruz bırakılması ve uygunluğu için ASTM D5229-14 standartı referans alınmıştır. Bu ortam koşullarında beklenen kuponların ezilme hasar dayanım değerlerinde ciddi düşüş olduğu gözlemlenmiştir. Bu durum yük-yerdeğiştirme grafiğinde de görülmektedir. CER-TC-0001 kuponunun maksimum hasar yükü 22248 N'dan 11583 N' a düşmüştür. Test kuponlarının sıcak-nemli ortam koşullarında koşullandırması ezilme hasar dayanımında yaklaşık %48'lik bir düşüş meydana getirmiştir. Şekil 4.56 ile oda ve sıcak-nemli ortam koşullarında şartlanmış CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri görülmektedir.



Şekil 4.56 : Oda ve sıcak-nemli ortam koşullarında şartlanmış CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri.

4.4.5 Burç etkisi

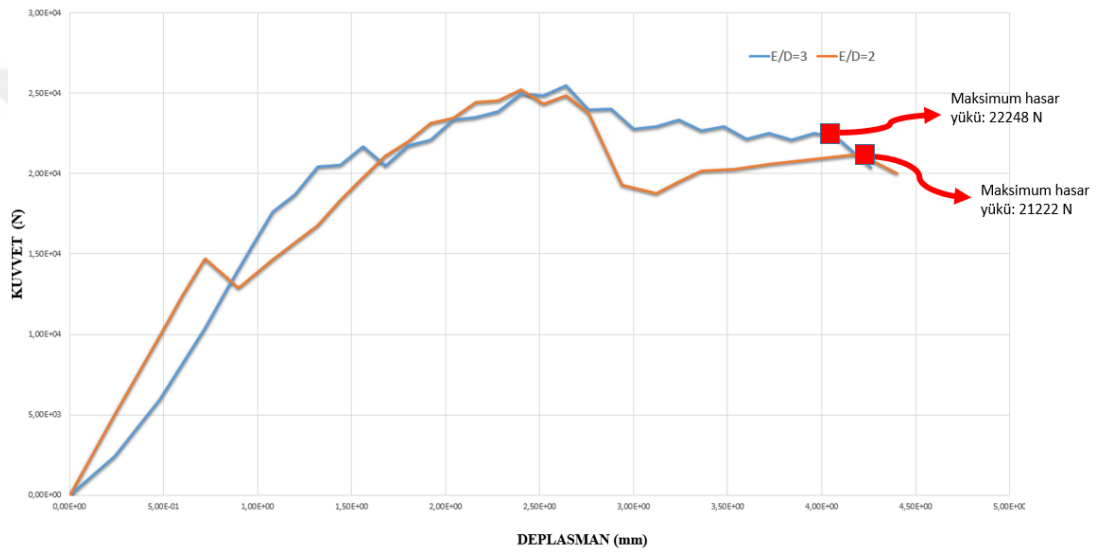
CER-TC-0001 kuponu analiz modeli; fikstür, kompozit panel, civata, ve burçtan oluşmaktadır. Burç, civatanın dayandığı yüzey alanını artırdığı için bearing dayanımını artırmaktadır. Bu nedenle yatak ezilme hasar dayanımına maruz kalan yapılarda burç kullanımı tercih edilmektedir. Bu bölümde burç olmadan CER-TC-0001 kuponu analizi tekrar edilmiş, burçun kupon maksimum ezilme hasar yükünde nasıl bir etkisi olduğu incelenmiştir. Gerçekleştirilen analiz sonucunda burç kullanımının yapının ezilme hasar dayanımında olumlu etkisi olduğu gözlemlenmiştir. Bu durum yük-yerdeğiştirme grafiğinde de görülmektedir. Şekil 4.57 ile burç kullanımının CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri üzerindeki etkisi görülmektedir.



Şekil 4.57 : Burç kullanımının CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri üzerindeki etkisi.

4.4.6 Delik-levha kenar mesafesi/ delik çapı (E/D) oranının etkisi

CER-TC-0001 kuponu için W/D oranı sabit tutulup, E/D oranının kompozit levhanın yatak ezilme hasar mukavemetine olan etkisi incelenmiştir. E/D oranı 1, 2 ve 3 olacak şekilde analizler gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçlarına göre tüm konfigürasyonlarda yatak ezilme hasarı meydana gelirken maksimum hasar yüklerinde değişiklik olmuştur. E/D oranı 3'den 2'ye indirildiğinde maksimum hasar yükü değerinde %4 oranında düşüş olmuştur. Sonuç olarak; E/D oranı arttıkça kompozit levhanın yatak mukavemetinde artış olduğu gözlemlenmiştir. Şekil 4.58 ile (E/D) oranının CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri üzerindeki etkisi görülmektedir.

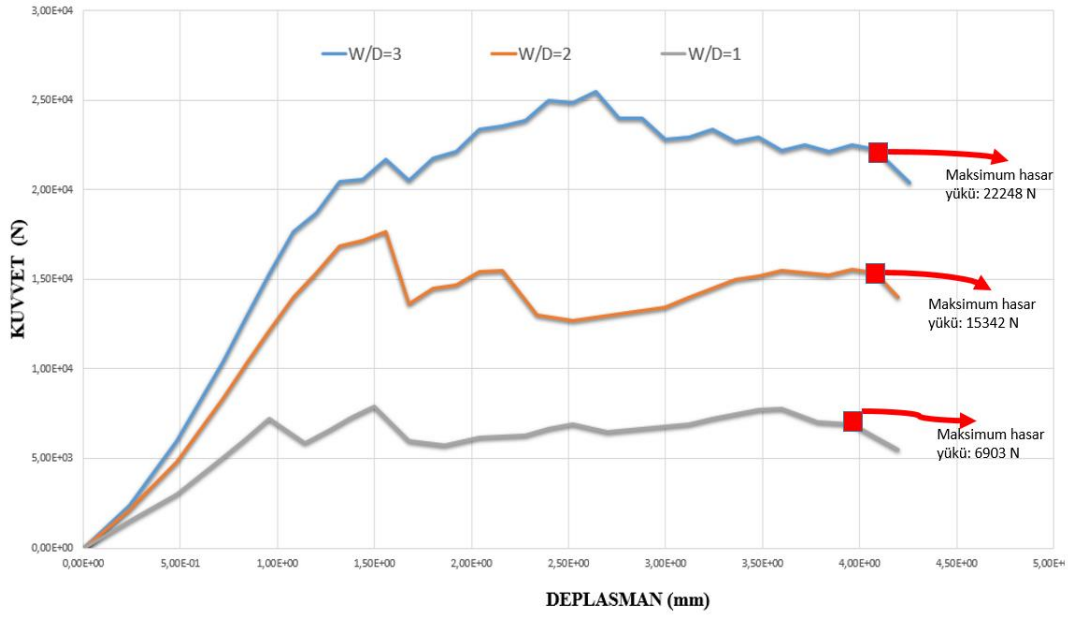


Şekil 4.58 : (E/D) oranının CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri üzerindeki etkisi.

4.4.7 Plaka genişliğinin delik çapına oranının etkisi (W/D)

CER-TC-0001 kuponu için E/D oranı sabit tutulup, W/D oranının kompozit levhanın yatak ezilme hasar mukavemetine olan etkisi incelenmiştir. W/D oranı 1, 2 ve 3 olacak şekilde analizler gerçekleştirilmiştir. Analiz sonuçlarına göre tüm konfigürasyonlarda yatak ezilme hasarı meydana gelirken maksimum hasar yüklerinde değişiklik olmuştur. W/D oranı azaldıkça maksimum hasar yükünde ciddi düşüşler olmuştur. W/D oranı 3'den 2'ye indirildiğinde maksimum hasar yükü değerinde %30, W/D oranı 2'den 1'e indirildiğinde ise %55 oranında düşüş olmuştur. Sonuç olarak, W/D oranı arttıkça kompozit levhanın yatak mukavemetinde artış olduğu ve W/D oranının E/D'ye göre maksimum hasar yükü değerinin üzerinde etkisinin daha fazla olduğu

gözlemlenmiştir. Şekil 4.59 ile (E/D) oranının CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri üzerindeki etkisi görülmektedir.



Şekil 4.59 : (E/D) oranının CER-TC-0001 kuponu yük-deplasman grafikleri üzerindeki etkisi.

KAYNAKLAR

- [1] **Kaw, K.** (2006). *Mechanics of Composite Materials*, (2nd ed., Vol. 1, pp.1-67) .
Taylor & Francis Group
- [2] **Lamotte, E. De, and Perry, A.J.** (1970). *Fibre Sci. Technol.*, 3, 159, With
permission from Elsevier.
- [3] **MIL-HDBK-17 (VOL 1-5)** (2002). Department of Defense Handbook: Composite
Materials Handbook
- [4] **Chang, F.K. and Chang, K.Y.** (1987). "A Progressive Damage Model for
Laminated Composites Containing Stress Concentrations", *Journal of
Composite Materials*, 21: 834-855.
- [5] **Chang, K.Y., Liu, S., Chang, F.K.** (1991). "Damage tolerance of laminated
composites containing an open hole and subjected to tensile loadings,
Journal of Composite Materials, 25: 274-301.
- [6] **Seng C. , Tan,** (1991). "A Progressive Failure Model for Composite Laminates
Containing Openings , *Journal Of Composite Materials*, 25: 556-577.
- [7] **Chang, F.K. and Chang, K.Y.** (1987). "Post-Failure Analysis of Bolted Composite
Joints in Tension or Shear-out Mode Failure", *Journal of Composite
Materials*, 21: 809-833.
- [8] **Hyer, M.W., Klang E.C. and Cooper D.E.** (1987). "The Effects of Pin Elasticity,
Clearance and Friction on the Stresses in a Pin-Loaded Orthotropic
Plate, *Journal of Composite Materials*, 21.
- [9] **Eriksson, I.** (1990). "On the Bearing Strength of Bolted Graphite/Epoxy Laminates,
Journal Of Composite Materials, 24: 1246-1269.
- [10] **Hung, C.L. and Chang, F.K.** (1996). "Strength Envelope of Bolted Composite
Joints under Bypass Loads, *Journal of Composite Materials*, 30: 1402-
1435.

- [11] **Kim, S.J., Hwang, J.S.** (1998). Progressive Failure Analysis of Pin-Loaded Laminated Composites Using Penalty Finite Element Method, *AIAA Journal*, 36: 75-80.
- [12] **McCarthy, M.A., Lawlor, V.P., Stanley, W.F., McCarthy, C.T.** (2002). Bolt-hole clearance effects and strength criteria in single-bolt, single-lap, composite bolted joints, *Composites Science and Technology*, 62: 1415-1431.
- [13] **Kelly, G. and Stefan Hallström.** (2004). Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates: effects of bolt-hole clearance, *Composites: Part B*, 35: 331-343.
- [14] **Okutan, B., Aslan, Z., Karakuzu, R.** (2001). A study of the effects of variogeometric parameters on the failure strength of pin-loaded woven-glass-elyaf reinforced epoxy laminate, *Composites Science and Technology*, 61: 1491-1497.
- [15] **Camanho, P.P., Matthews, F.L.** (1997). Stress Analysis and Strength Prediction of Mechanically Fastened Joints in FRP Review, *Composites Part A*, 28 529-547.
- [16] **Oh, J.H., Kim, Y.G., Lee, D.G.** (1997). Optimum Bolted Joints for Hybrid Composite Materials, *Composite Structures*, 38 329-341.
- [17] **Whitworth, H.A., Othieno, M., Barton, O.** (2003). Failure Analysis of Composite Pin Loaded Joints, *Composite Structures*, 59 261–266.
- [18] **Khashaba, U.A., Selmy, A.I., Sonbaty, I.A.E., Megahed, M.** (2007). Behavior of Notched and Unnotched $[0/\pm 30/\pm 60/90]_s$ Gfr/Epoxy Composites Under Static and Fatigue Loads, *Composite Structures*, 81 606–613.
- [19] **Bouiadjra, B.B., Rezgani, L., Ouinas, D., Belhouari, M., Ziadi, A.** (2007). Numerical Analysis of the Notch Effect and the Behavior of Notch Crack in Adhesively Bonded Composite Laminates, *Computational Materials Science*, 38 759–764.
- [20] **Whitworth, H.A., Aluko, O., Tomlinson, N.A.** (2007). Application of the Point Stress Criterion to the Failure of Composite Pinned Joints, *Engineering Fracture Mechanics*, 75 1829–1839.

- [21] **Aluko, O., Whitworth, H.A.** (2008). Analysis of Stress Distribution Around Pin Loaded Holes in Orthotropic Plates, *Composite Structures*, 86 308–313.
- [22] **Kishore, A.N., Malhotra, S.K., Prasad, N.S.** (2009). Failure Analysis of Multi-Pin Joints in Glass Fibre / Epoxy Composite Laminates, *Composite Structures*, 91 266-277.
- [23] **Zhang, J., Liu, F., Zhao, L., Chen, Y., Fei, B.** (2014). A Progressive Damage Analysis Based Characteristic Length Method for Multi-Bolt Composite Joints, *Composite Structures*, 108 915– 923.
- [24] **Lee, C.S., Kim, J.H., Kim, S., Ryu, D.M. and Lee J.M.** (2015). Initial and Progressive Failure Analyses for Composite Laminates Using Puck Failure Criterion and Damage-Coupled Finite Element Method, *Composite Structures*, 121 406-419.
- [25] **Zhang, J., Liu, F., Zhao, L., Chen, Y., Fei, B.** (2016). Investigation on a Novel Bolted Joint Scheme for Foam Inserted Top-Hat Stiffened Composite Plates, *Materials and Design*, 93 448–457.
- [26] **Sola, C., Castanie, B., Michel, L., Lachaud, F., Delabie, A., Mermoz, E.** (2016). On the Role of Kinking in the Bearing Failure of Composite Laminates, *Composite Structures*, 141 184–193.
- [27] **Nerilli, F., Vairo, G.** (2017). Progressive Damage in Composite Bolted Joints Via a Computational Micromechanical Approach, *Composites: Part B*, 111 357–371.
- [28] **Zhou, Y., Nezhad, H.Y., Hou, C., Wan, X., McCarthy C.T. and McCarthy, M.A.** (2015). A Three Dimensional Implicit Finite Element Damage Model and Its Application to Single-Lap Multi-Bolt Composite Joints with Variable Clearance, *Composite Structures*, 131 1060-1072.
- [29] **Chowdhury, N.M., Wang, J., Chiu, W. K., Chang, P.** (2016). Experimental and Finite Element Studies of Thin Bonded and Hybrid Carbon Fibre Double Lap Joints Used in Aircraft Structures, *Composites: Part B*, 85 233–242.

- [30] **Warren, K.C., Lopez-Anido, R.A., Senthil, S.V., Bayraktar, H.H.** (2016).
Progressive Failure Analysis of Three-Dimensional Woven Carbon
Composites.



ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Şeyma Saliha PALA
Doğum Tarihi ve Yeri : 04.09.1992 / AYDIN
E-posta : sspala@aselsan.com.tr

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2015, İstanbul Teknik Üniversitesi, Makine Mühendisliği
: 2016, İstanbul Teknik Üniversitesi, İmalat Mühendisliği
(Çift Anadal)

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2016'den beri ASELSAN REHIS bünyesinde mühendis olarak görev yapmaktadır.