



**KATMANLI KOMPOZİT YAPILARIN BURKULMA DAVRANIŞININ
TEORİK VE DENEYSEL OLARAK ARAŞTIRILMASI**

Emine Gülşah YILDIRIM

**DOKTORA TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

OCAK 2024

ETİK BEYAN

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

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Emine Gülşah YILDIRIM

10/01/2024

KATMANLI KOMPOZİT YAPILARIN BURKULMA DAVRANIŞININ TEORİK VE DENEYSEL OLARAK ARAŞTIRILMASI

(Doktora Tezi)

Emine Gülşah YILDIRIM

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Ocak 2024

ÖZET

Burkulma, basma yüklerinin etkisi altındaki yapıda, denge kaybı nedeniyle meydana gelen âni şekil değişikliğidir ve burkulma ile son burkulma olmak üzere de iki aşamadan oluşur. Yapı üzerindeki hasarlar, ön burkulma aşamasında, geçiciyken son burkulma aşamasında kalıcıdır. Bir yapının son burkulma aşamasında taşıyabileceği en yüksek yük, son burkulma dayanımı olarak adlandırılır. Bu araştırmada da karbon elyaf takviyeli katmanlı kompozit malzemeden üretilmiş L kesit alanına sahip yapılarındaki son burkulma dayanımı ele alınmıştır. Katmanlı kompozit malzemelerin son burkulma dayanımlarını analitik olarak bulmak için geliştirilmiş olan mevcut formül, sadece kulakçık genişliğinin kalınlığa oranını bağımsız değişken olarak ele aldığı için yetersiz kalmakta idi. Buradan hareketle bu çalışma kapsamında katmanların son burkulma dayanımına etkisini içeren yeni bir yarı ampirik formül geliştirilmiştir. Bu amaçla mevcut çalışmalar incelenerek son burkulma dayanımına etki eden etmenler malzeme, geometri ve sınır koşulları olmak üzere üç sınıfta toplanmıştır. Malzeme etkisine kumaşların serim açıları ve katmanların dizilim sırası yönüyle bakılırken; geometri etkisi plaka genişliği ve kalınlık yönünden incelenmiştir. Sınır koşullarında ise L kesit alanına sahip olduğu için bir kenarı serbest plakaların hareket kısıtları ve yükleme durumlarına bakılmıştır. Bu kapsamda farklı dizilimleri ve geometrik özellikleri olan L kesit alanına sahip numuneler oluşturulmuştur. Bu numunelerin son burkulma dayanımları, hem mevcut analitik yaklaşım ile hem de sonlu eleman analizleriyle hesaplanmıştır. Ayrıca numunelerden altı tanesi için de test çalışması yapılmıştır. Sonlu eleman analizlerinde iki farklı çözüm yöntemi kullanılmıştır. Her iki yöntem de test değerleri ile oldukça uyumlu sonuçlar vermiştir. İlâveten, numunelerin son burkulma dayanımları, mevcut analitik formül kullanılarak da hesaplanmış ve test sonuçlarından oldukça yüksek değerler elde edilmiştir. Bu tez kapsamında da katmanlı kompozit yapıların son burkulma dayanımını hesaplayabilmek için yeni bir yarı ampirik formül geliştirilmiştir. Yeni geliştirilen analitik formülün test verileriyle oldukça uyumlu olduğu görülmüştür. Yeni analitik formül sayesinde malzeme etkisinin göz önüne alınabildiği gerçekçi ve güvenilir hesaplamalar yapılmasının mümkün olabileceği ortaya konmuştur.

Bilim Kodu : 91414
Anahtar Kelimeler : Burkulma mukavemeti, katmanlı kompozit, bir kenarı serbest
Sayfa Adedi : 120
Danışman : Prof. Dr. Rahmi ÜNAL

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF BUCKLING
BEHAVIOR IN LAMINATED COMPOSITE STRUCTURES

(Ph. D. Thesis)

Emine Gülşah YILDIRIM

GAZİ UNIVERSITY
GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

January 2024

ABSTRACT

Buckling is a sudden change in shape that occurs due to loss of balance in a structure under the influence of compressive loads and consists of two stages as pre – buckling and post – buckling. The deformations on the structure are temporary in the pre – buckling stage and are permanent in the post buckling phase. The highest load that a structure can carry in the post – buckling stage is called crippling strength. In this research, crippling strength of structures for L sections made of carbon fiber reinforced layered composite material was studied. The current formula, which was developed to find analytically the crippling strength of laminated composites, was insufficient because it only considered the flange – to – thickness ratio as an independent variable. So, a new semi-empirical formula was developed including the effect of stacking sequence on crippling strength. For this purpose, the searches had been examined and the affecting factors of the crippling were classified into three groups as material, geometry and boundary conditions. While the material effect was considered in terms of the layer angles and the layup order, geometry effect was examined in terms of flange width and thickness. In boundary conditions, the movement constraints and loading conditions of the plates, which was one – edge – free due to the L sections, were examined. In this context, some L section samples, which had different layup order and geometrical properties, were created. The crippling strengths of these samples were calculated with both current analytical approach and finite element analyses. In addition, tests were performed for six of the samples. Two types of non – linear solution methods were used in the finite element analyses. The finite element results with both methods were quite compatible with the tests. Besides, crippling strengths of the samples were calculated via current analytical formula and significantly high values were obtained from the test results. In the scope of this thesis, a new semi-empirical formula was developed to calculate the crippling strength of laminated composites. The calculated values with this new formula were in good agreement when comparing with test results. Thus, it will be possible to make more realistic and reliable calculations via new analytical formulation in which the material effect can be taken into account.

Science Code : 91414

Key Words : Buckling strength, laminated composites, one – edge – free

Page Number : 120

Supervisor : Prof. Dr. Rahmi ÜNAL

TEŞEKKÜR

Doktora çalışmam boyunca, çözüm odaklı yaklaşımı ile bana her zaman destek olan kıymetli hocam ve tez danışmanım Prof. Dr. Rahmi ÜNAL'a saygılarımı ve teşekkürlerimi sunarım. Yine bilgi ve tecrübeleriyle çalışmalarına farklı bakış açıları sunarak yardımcı olan kıymetli hocalarım Doç. Dr. Elmas SALAMCI'ya ve Doç. Dr. Hanifi ÇİNİCİ'ye teşekkürlerimi arz ederim.

Araştırmalarımı, yardımlarıyla zenginleştiren Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'nden çalışma arkadaşlarıma, Betül KAYA'ya, Halil İbrahim EROL'a ve Dr. Erdiç MERMER'e teşekkürü borç bilirim. Sonlu eleman analizleri başta olmak üzere araştırmalarım boyunca aklıma takılan soru işaretlerini gidermemde yardımlarını esirgemeyen kıymetli hocam Prof. Dr. Serkan TOROS'a samimi teşekkürlerimi arz ederim.

Her dâim yanımda olarak beni destekleyen annem Lütfiye YILDIRIM'a, babam Ferami YILDIRIM'a, ağabeyim Ahmet Tuğrul YILDIRIM'a ve ablam Fatma Rukiye YILDIRIM'a kalpten sevgi ve şükranlarımı sunarım.

Bütün güzellikler O'na aittir. Hamd ederim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xiii
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR TARAMASI	5
2.1. Kompozit Mekaniği	5
2.1.1. Genel bakış	5
2.1.2. Kompozitlerin mikromekaniği	8
2.1.3. Klasik laminasyon teorisi	13
2.1.4. Hasar teorileri	21
2.2. Burkulma Kavramına Teorik Yaklaşım	24
2.2.1. Burkulmanın tanımı ve türleri	24
2.2.2. Burkulma aşamaları.....	24
2.3. Deneye Dayalı Araştırmalar.....	29
2.3.1. Burkulma sonrası dayanıma etki eden özellikler.....	31
2.3.2. Son burkulma dayanımı testleri.....	40
2.4. Teorik Çalışmalar.....	41
2.4.1. Bir kenarı serbest yapılarda son burkulma dayanımı	43
2.4.2. Kenarı serbest olmayan yapılarda son burkulma dayanımı.....	44
2.4.3. Sonlu eleman yaklaşımı.....	46

3. DENEYSEL YÖNTEM VE TEORİK HESAPLAMALAR.....	51
3.1. Deneysel Yöntem.....	51
3.1.1. Malzeme ve numuneler	51
3.1.2. Test düzeneği.....	55
3.1.3. Testin icrâsı	56
3.2. Teorik Hesaplamalar	58
3.2.1. Sonlu eleman analizi.....	58
4. BULGULAR VE DEĞERLENDİRME	67
4.1. Test Sonuçları.....	67
4.2. Sonlu Eleman Analizi Sonuçları	68
4.2.1. Ön burkulma sonuçları	69
4.2.2. Son burkulma sonuçları	73
4.3. Analitik Yaklaşım	83
4.3.1. EGY sayısı.....	85
4.3.2. EGY denklemi	87
4.3.3. Analitik hesaplamaların sonuçları	89
4.4. Değerlendirme.....	89
5. SONUÇ VE ÖNERİLER	103
5.1. Sonuçlar.....	103
5.2. Öneriler	104
KAYNAKLAR	107
ÖZGEÇMİŞ	119

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 2.1. Test ve sonlu eleman modeli sonuçlarının karşılaştırılması	49
Çizelge 3.1. Numunelerin geometrik ve malzeme özellikleri.....	53
Çizelge 3.2. Elyaf ve matris özellikleri.....	54
Çizelge 3.3. Kompozit malzemenin mekanik özellikleri.....	55
Çizelge 4.1. Son burkulma dayanım testi sonuçları.....	67
Çizelge 4.2. Sonlu eleman analizi sonuçları	82
Çizelge 4.3. Numunelerin hesaplanan EGY sayıları	87
Çizelge 4.4 Analitik hesaplama sonuçları.....	89
Çizelge 4.5. Test, sonlu eleman ve analitik yaklaşımların karşılaştırılması	96

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 2.1. Katmanlı kompozit malzemelerin şematik gösterimi	6
Şekil 2.2. İzotropik malzemede gerilim	7
Şekil 2.3. Anizotropik malzemede gerilim	7
Şekil 2.4. Elyaf takviyeli kompozitlere kuvvet uygulanışı a) uzunlamasına b) enine	9
Şekil 2.5. Parçacık takviyeli kompozitin elastik modülü.....	12
Şekil 2.6. θ açısı kadar döndürülen katmanın koordinat düzlemi.....	16
Şekil 2.7. Katmanlı plakaya kalınlık boyunca etki eden kuvvetler ve momentler	17
Şekil 2.8. Çok katmanlı kompozitlerde katman numaralandırma sistemi	18
Şekil 2.9. Burkulma türleri a) genel burkulma b) yerel burkulma.....	24
Şekil 2.10. İnce bir levha üzerindeki burkulma aşamaları.....	26
Şekil 2.11. Johnson – Euler eğrisi.....	27
Şekil 2.12. Yaygın kullanılan bağlantı sabitleri.....	28
Şekil 2.13. Geometrik etmenler a) kesit geometrisi b) uzantı.....	34
Şekil 2.14. Kulakçık genişliğinin son burkulma dayanımına etkisi (Gövde genişliği sabit, $b_g/L = 0.175$)	35
Şekil 2.15. Basit destekli levhalar için en düşük kenarlık boyutları	36
Şekil 2.16. Dolgu geometrisi	36
Şekil 2.17. Gövde burkulması.....	38
Şekil 2.18. Eksenel burkulma	39
Şekil 2.19. Deney numunesi örneği	40
Şekil 2.20. Bir kenarı serbest parça için son burkulma dayanımı eğrisi.....	44
Şekil 2.21. Kenarları serbest olmayan parça için son burkulma dayanımı eğrisi	46
Şekil 2.22. Farklı bölgelerdeki ağ boyutu	47
Şekil 2.23. Sonlu eleman modelinde sınır koşulu örneği.....	48
Şekil 3.1. Test numunesi.....	51

Şekil	Sayfa
Şekil 3.2. Numunenin geometrik gösterimi	52
Şekil 3.3. Elyaf takviyeli katmanlı kompozit – SEM görüntüsü	54
Şekil 3.4. Deney düzeneği	56
Şekil 3.5. Numune yükleme düzeneği	58
Şekil 3.6. Sayısal örnekler a) static, riks b) dynamic, explicit.....	61
Şekil 3.7. Örgülerin örtüşmesi kontrolü.....	62
Şekil 3.8 Eleman normali kontrolü (kahverengi = pozitif, mor = negatif)	63
Şekil 3.9 Malzeme normali kontrolü (0° : 1 yönü, 90° : 2 yönü)	63
Şekil 4.1. Yük – yer değiştirme grafikleri (tüm numuneler).....	68
Şekil 4.2. Son burkulma dayanımına ulaşmış numuneler.....	68
Şekil 4.3. Numune 1 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model	69
Şekil 4.4. Numune 2 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model	69
Şekil 4.5. Numune 3 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model	70
Şekil 4.6. Numune 4 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model	70
Şekil 4.7. Numune 5 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model	71
Şekil 4.8. Numune 6 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model	71
Şekil 4.9. Numune 7 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model	72
Şekil 4.10. Numune 8 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model	72
Şekil 4.11. Numune 9 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model	73
Şekil 4.12. Numune 1 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model.....	73
Şekil 4.13. Numune 1 – Hasar gelişimi a) 1.tür model b) 2. tür model	74
Şekil 4.14. Numune 2 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model.....	74
Şekil 4.15. Numune 2 – Hasar gelişimi a) 1.tür model b) 2. tür model	75
Şekil 4.16. Numune 3 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model.....	75
Şekil 4.17. Numune 3 – Hasar gelişimi a) 1.tür model b) 2. tür model	76
Şekil 4.18. Numune 4 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model.....	76

Şekil	Sayfa
Şekil 4.19. Numune 4 – Hasar gelişimi a) 1.tür model b) 2. tür model	77
Şekil 4.20. Numune 5 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model.....	77
Şekil 4.21. Numune 5 – Hasar gelişim a) 1.tür model b) 2. tür model	78
Şekil 4.22. Numune 6 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model.....	78
Şekil 4.23. Numune 6 – Hasar gelişim a) 1.tür model b) 2. tür model	79
Şekil 4.24. Numune 7 – Hasar başlangıç a) 1.tür model b) 2. tür model.....	79
Şekil 4.25. Numune 7 – Hasar gelişim a) 1.tür model b) 2. tür model	80
Şekil 4.26. Numune 8 – Hasar başlangıç a) 1.tür model b) 2. tür model.....	80
Şekil 4.27. Numune 8 – Hasar gelişim a) 1.tür model b) 2. tür model	81
Şekil 4.28. Numune 9 – Hasar başlangıç a) 1.tür model b) 2. tür model.....	81
Şekil 4.29. Numune 9 – Hasar gelişim a) 1.tür model b) 2. tür model	82
Şekil 4.30. $[45/0/-45/90]_s$ dizilimi olan bir yapıdaki 0° 'lik ve 45° katmanların orta düzleme olan mesafeleri	87
Şekil 4.31. Test sonuçları ile oluşturulan yüzey	88
Şekil 4.32. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 1).....	91
Şekil 4.33. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 2).....	91
Şekil 4.34. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 3).....	92
Şekil 4.35. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 4).....	93
Şekil 4.36. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 5).....	93
Şekil 4.37. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 6).....	94
Şekil 4.38. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 7).....	95
Şekil 4.39. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 8).....	95
Şekil 4.40. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 9).....	96
Şekil 4.41. Son burkulma mukavemeti karşılaştırması.....	101

SİMGELER VE KISALTMALAR

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

Simgeler

Açıklamalar

A	Kesit alanı
A_{ij}	Eksenel direngenlik matrisi terimleri
b_g	Gövde genişliği
b_k	Kulakçık genişliği
c	Bağlantı sabiti
D	Eğilme direngenliği
D_{ij}	Eğilme direngenliği matrisi terimleri
d_f	Lif için hasar modu değişkeni
d_i	i katmanının kompozitin orta düzlemine olan uzaklığı
d_m	Reçine için hasar modu değişkeni
d_s	Kesme için hasar modu değişkeni
E	Elastik modülü
E_c	Elastik basma modülü
E_f	Elyafın elastik modülü
E_{ij}	Elastik modül matrisi terimleri
E_{k,l}	Alt limit elastik modülü
E_{k,u}	Üst limit elastik modülü
E_m	Matrisin elastik modülü
E_p	Parçacığın elastik modülü
E_x	Kompozit malzeme için x eksenine doğrultusundaki elastik modülü
E_y	Kompozit malzeme için y eksenine doğrultusundaki elastik modülü
$\bar{E}$	Kompozit malzeme için etkin katılık modülü
E₁	Boyuna elastik modülü
E_{1b}	Kompozitin 1 yönündeki eğilme elastik modülü
E₂	Enine elastik modülü
E_{2b}	Kompozitin 2 yönündeki eğilme elastik modülü

Simgeler**Açıklamalar**

E_{1m}	Kompozitin 1 yönündeki eksenel elastik modülü
E_{2m}	Kompozitin 2 yönündeki eksenel elastik modülü
F_f	Elyafların taşıdığı toplam yük
F_m	Matrisin taşıdığı toplam yük
F_x	Eksenel toplam yük
G_{12}	Düzlem içi kayma modülü
G_{12b}	Kompozitin eğilme kayma modülü
G_{12m}	Kompozitin eksenel kayma modülü
G_{13}	Enine kayma modülü
G_{23}	Katmanlar arası kayma modülü
I	Atalet Momenti
L	Parça uzunluğu
L'	Etkin uzunluk
M	Hasar operatörü
M_x, M_y, M_{zy}	Plakaya kalınlık boyunca etki eden moment
N_x, N_y, N_{zy}	Plakaya kalınlık boyunca etki eden kuvvet
N_x^{cr}	Burkulma yükü (birim genişlikteki yük)
Q_{ij}	Katılık matrisi
S, S_{12}	Düzlem içi kayma dayanımı
S^T	Düzlem dışı kayma dayanımı
S_{23}	Enine kayma dayanımı
X	Eksenel doğrultudaki dayanım
X^c, X_c	Eksenel basma dayanımı
X^t, X_T	Eksenel çekme dayanımı
Y	Enine doğrultudaki dayanım
Y^c, Y_c	Enine basma dayanımı
Y^t, Y_T	Enine çekme dayanımı
r_b	Köşe yarıçapı
t	Kalınlık
V_f	Elyaf hacmi
V_k	Kompozit yapının hacmi
V_m	Matris hacmi

Simgeler**Açıklamalar**

V_p	Parçacık hacmi
$\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$	Eksenel gerinim
ϵ_{ij}	Uzama gerinimi matrisi
ϵ_f	Elyaf gerinimi
ϵ_m	Matris gerinimi
$\gamma_{xy}, \gamma_{yz}, \gamma_{xz}$	Kayma gerinimi
γ_{ij}	Kayma gerinimi matrisi
$\kappa_x, \kappa_y, \kappa_{xy}$	Kavislenme gerinimi
λ	Narinlik oranı
ν, ν_{12}	Poisson oranı
ν_f	Elyaf hacim oranı
ν_m	Matris hacim oranı
ν_p	Parçacık hacim oranı
ν_{xy}	Boyuna Poisson oranı
ν_{yx}	Enine Poisson oranı
ρ	Dönme yarıçapı
σ	Nominal gerilme
$\hat{\sigma}$	Etkin gerilme
σ_{cu}	Çekme mukavemeti
σ_{cc}	Son burkulma dayanım gerilmesi
$\sigma_{cc, toplam}$	Güçlendirilmiş paneller için toplam burkulma sonrası dayanım gerilimi
σ_{cr}	Kritik burkulma gerilmesi
σ_{ij}	Gerilim matrisi
σ_f	Elyaf gerilimi
σ_m	Matris gerilimi
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	Eksenel (normal) gerilme
σ_1	Katmanlı yapının elyaf doğrultusundaki gerilimi
σ_2	Katmanlı yapıda elyafın enine doğrultusundaki gerilim
$\hat{\sigma}_{ij}$	Her bir katmandaki gerilme bileşeni
$\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{xz}$	Kayma gerilmesi
τ_{12}	Katmanlı yapıdaki kayma gerilmesi

Kısaltmalar**Açıklamalar****CFRP**

Karbon elyaf takviyeli katmanlı kompozit

GFRP

Cam elyaf takviyeli katmanlı kompozit

KLT

Klasik Laminasyon Teorisi



1. GİRİŞ

Teknoloji geliştikçe sanayide kullanılan malzemelere olan ihtiyaçlar çeşitlenmiş ve yeni malzeme arayışları başlamıştır. Başta havacılık sektörü olmak üzere endüstride kullanılan malzemelerin genellikle hafif, yüksek mukavemetli, sağlam, aşınmaya ve paslanmaya karşı dirençli olması beklenir. Ancak malzemeler incelendiğinde, aranan her bir özellik için farklı bir malzemenin öne çıktığı görülmüştür. Nihâyetinde de bilimdeki ve teknolojiadaki gelişmelere katkı sağlaması amacıyla mühendisler, farklı özelliklerdeki malzemeleri tek bir çatı altında toplayarak kompozitleri geliştirip ve kullanmaya başlamışlardır.

Havacılık sektörü, kompozit malzeme kullanımının her geçen gün yaygınlaştığı alanlardan biridir. Dolayısıyla kompozitlerin kullanım şartlarının ve sınırlarının çizilebilmesi önemlidir. Bu doğrultuda malzemenin mâruz kaldığı yükler göz önüne alınarak yapı üzerinde oluşabilecek hasarların önceden tahmin edilebilir olması istenir. Yükün özelliklerini ve yapı üzerindeki dağılımını bilmek, âni ve beklenmedik olumsuzlukları engellemek adına gereklidir. Buna dayanarak yapılan çalışmalarda, kompozitler için en kritik yükleme türünün sıkıştırma (basma) olduğu söylenebilir [1–5].

Basma yüklerinin neden olduğu hasarlardan biri, basınç yüklerinin etkisi altında gövde şeklinin âniden bozulması olarak bilinen burkulmadır [6]. Burkulma kavramı Euler tarafından açıklanmakta ve uygulanan yük, yapısal dayanma yükünden daha az olduğu sürece cismin, düzgünlüğünü koruduğuna işaret edilmektedir. Başka bir deyişle, bir elemanda, eksenel basma yükü yapısal dayanma eşiğine ulaşır ve bu eşiği geçtiğinde ilgili parça, direngenliğini¹ ve kararlılığını² âniden kaybeder. Bu hasara "burkulma" adı verilir. Burkulma hadisesi genel³ ve yerel⁴ olmak üzere iki şekilde ele alınır. Genel burkulmada ilgili yapıda yanal olarak yer değiştirme gözlemlenirken, yerel burkulmada yapının eksenel bütünlüğü korunur ve yüzeysel yer değiştirmeler olur.

¹ İngilizce karşılığı “stiffness” şeklindedir.

² İngilizce karşılığı “stability” şeklindedir.

³ İngilizce karşılığı “global buckling” şeklindedir.

⁴ İngilizce karşılığı “local buckling” şeklindedir.

Temel olarak burkulma olayı, ön burkulma⁵ ve son burkulma⁶ olmak üzere iki aşamada incelenir. Ön burkulma aşamasında, bozulmalar kritik burkulma eşiği⁷ adı verilen bir değere kadar geçicidir, bu da yapının elastik davrandığı anlamına gelir. Diğer bir ifadeyle, ön burkulma sürecinde denge korunur ve yapı herhangi bir sapmada tekrar kararlı durumuna geri döner. Bununla birlikte, parçalar ilk burkulmadan sonra hâlâ yük taşıma kabiliyetine sahiptir. Özellikle havacılık endüstrisinde üretilen araçlarda ağırlık tasarrufu kavramının öne çıkması münâsebetiyle, parçaların mümkün olan en yüksek kapasitede yük taşıma kabiliyetinden istifade edilmek istenir. Bu sebeple taşınabilecek en yüksek yükü bulabilmek amacıyla da uygulanan kuvvet artırılır ve kritik burkulma eşiği aşılır. Buna bağlı olarak yapı üzerinde kalıcı bozulmalar başlar ve böylece son burkulma aşamasına geçilir. Bu evre sayesinde her ne kadar daha fazla yük taşınabiliyor olsa da önemli olan nokta, yapının son burkulma dayanımının⁸ doğru bir şekilde tespit edebilmesidir.

İzotropik yapıdaki parçalar, bütün yönlerde aynı özellikleri gösterdiği için deneysel ve analitik yöntemlerle son burkulma dayanımlarını tespit edebilmek oldukça kolaydır. Zira izotropik malzeme davranışları hem deneysel hem de teorik olarak rahatlıkla belirlenebilmektedir. Öte yandan anizotropik yapıdaki malzemeler, bütün yönlerde aynı özelliği taşımazlar. Buna bağlı olarak bu tür malzemelerin son burkulma mukavemetini bulmak da oldukça karmaşıktır. Anizotropik olarak değerlendirilen ve kumaşların üst üste serilmesiyle elde edilen katmanlı kompozit⁹ malzemeler de uçak iskelet parçalarında sık sık kullanılır. Her ne kadar basma gibi kritik yüklemelere mâruz kalan katmanlı kompozit yapıların son burkulma davranışını belirlemek için pek çok teorik ve deneysel çalışmalar var olsa da araştırmalar günümüzde de devam etmektedir.

Katmanlı kompozit parçalardaki burkulma mekanizmasını anlayabilmek için şimdiye kadar yapılan çalışmalarda kumaşların serim sırası, kesit geometrisi, yükleme ve sınır koşulları gibi etkilere odaklanmak gerektiği görülmüştür. Örneğin, 45°'lik katların konumu ve miktarı son burkulma dayanımının tespit edilebilmesinde etkin rol oynar [7–11]. Bunun yanı sıra

⁵ İngilizce karşılığı “pre – buckling” şeklindedir. Burkulma öncesi olarak da adlandırılabilir.

⁶ İngilizce karşılığı “post – buckling” şeklindedir. Burkulma sonrası olarak da adlandırılabilir.

⁷ İngilizce karşılığı “critical buckling threshold” şeklindedir.

⁸ İngilizce karşılığı “crippling” şeklindedir.

⁹ İngilizce karşılığı “laminated composite” şeklindedir.

parçaların kulakçık¹⁰ genişliği, köşe yarıçapı¹¹, kesit geometrileri, yükleme ve yer değiştirme kısıtlamaları da yapıların son burkulma dayanımını etkilemektedir [8–9, 12–13].

Yapısal parçalar tasarlanırken, yapıların dayanım sınırlarının doğru bir şekilde belirlenebilmesi önemlidir. Günümüze dek yapılan çalışmalar incelendiğinde son burkulma mukavemetini hesaplayabilmek için yarı ampirik bir analitik formül çalışması görülmektedir. Ancak bu formül, kulakçık genişliğinin kalınlığa oranı olan tek bir bağımsız değişkene dayanmakta olduğundan malzeme etkisini göz ardı etmektedir. Dolayısıyla mevzu bahis formül ile yapılan hesaplamalar, katmanlı kompozit malzemeden üretilmiş bir yapının gerçek son burkulma dayanımından oldukça uzaktır. Nihâyetinde de son burkulma dayanımını bulmak için sonlu eleman analizlerine ve testlere başvurulmaktadır. Fakat gerek sonlu eleman analizleri ve gerekse de test çalışmaları, hem mâliyet hem de zaman açısından pratik değildir. Buradan yola çıkarak yapılan bu çalışmada basma yükleri etkisindeki katmanlı kompozit yapılar için malzemenin ve geometrik özelliklerin göz önüne alındığı yarı ampirik özellikte yeni bir analitik formül geliştirilmesi hedeflenmiştir. Nitekim bu kapsamda öncelikle farklı dizilimleri ve geometrik özellikleri olan L kesit alanına sahip dokuz numune oluşturulmuştur. Bu numunelerin hepsinin son burkulma dayanımları sonlu eleman analizleri ile belirlenirken altı tanesi için de test çalışması yapılmıştır. Sonlu eleman analizlerinde Static, Riks ile Dynamic, Explicit adı verilen ve doğrusal olmayan iki farklı çözüm yöntemine başvurulmuştur. Testler sırasında da numuneler, son burkulma dayanımına ulaşana dek yükleme işlemine devam edilmiştir. Sonrasında malzeme etkisi düşünülerek 0°'lik ve 45°'lik katmanların, yapıdaki konumlarını dikkate alan yeni bir kararlılık sayısı geliştirilmiştir. Nihâi olarak da bu kararlılık sayısına ve geometrik özelliklere bağlı, test verileriyle geliştirilen yarı ampirik nitelikte yeni bir analitik formül türetilmiştir.

¹⁰ İngilizce karşılığı “flange” şeklindedir.

¹¹ İngilizce karşılığı “fillet radius” şeklindedir.



2. LİTERATÜR TARAMASI

2.1. Kompozit Mekanîği

Anizotropik özelliklerinden ötürü kompozit malzemelerin belirli yükler altındaki davranışlarını belirleyebilmek oldukça güçtür. Ancak bazı analitik ve/veya deneysel yaklaşımlarla, kompozitlerin hasara uğramadan taşıyabilecekleri yükün üst sınırının belirlenmesine yönelik çalışmalar yapılmaktadır. Bu bölümde, öncelikle katmanlı kompozitlere genel bir bakış sunulacaktır. Sonrasında ise kompozit malzemelerin mukavemetini bulmak için kullanılan klasik laminasyon teorisi ve yapının yük taşıyamaz hale geldiğini saptayabilmek için başvurulmuş hasar teorileri ele alınacaktır.

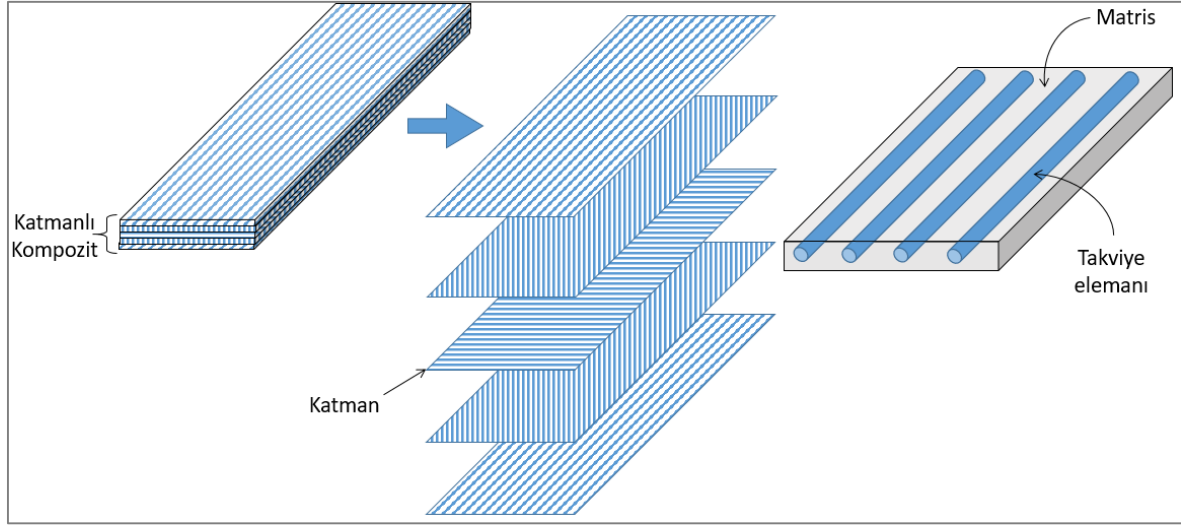
Bu tez çalışmasında aksi belirtilmediği sürece, zaman zaman kısaca “kompozit” şeklinde yer alan ifadelerle kastedilen “katmanlı kompozit” malzemelerdir.

2.1.1. Genel bakış

Havacılık endüstrisinde kullanılan malzemelerin genellikle hafif, yüksek dayanımlı, aşınmaya ve paslanmaya karşı dirençli olması istenir. Kompozitler, bu tür özellikleri tek bir çatı altında toplayabilmek amacıyla oluşturulmuştur. Kullanım amacına göre kompozit malzemenin özelliklerini geliştirebilmek mümkündür.

Katmanlı kompozit yapılar, ana hatlarıyla matris ve takviye elemanı¹² ismi verilen iki yapıdan oluşmaktadır. Matris, kompozitin temel bileşeni olup takviye elemanlarını bir arada tutmaya yarar ve yük iletimini sağlar. Takviye elemanları ise ikincil bileşenlerdir ve kompozitin mekanik özelliklerinin artırılmasına yardımcı olur. Şekil 2.1’de kumaşların üst üste serilmesiyle oluşturulan katmanlı kompozit yapıdaki malzemenin takviye elemanı ve matris kısımları gösterilmiştir.

¹² İngilizce karşılığı “reinforcement” şeklindedir. Güçlendirici olarak da çevrilebilir.



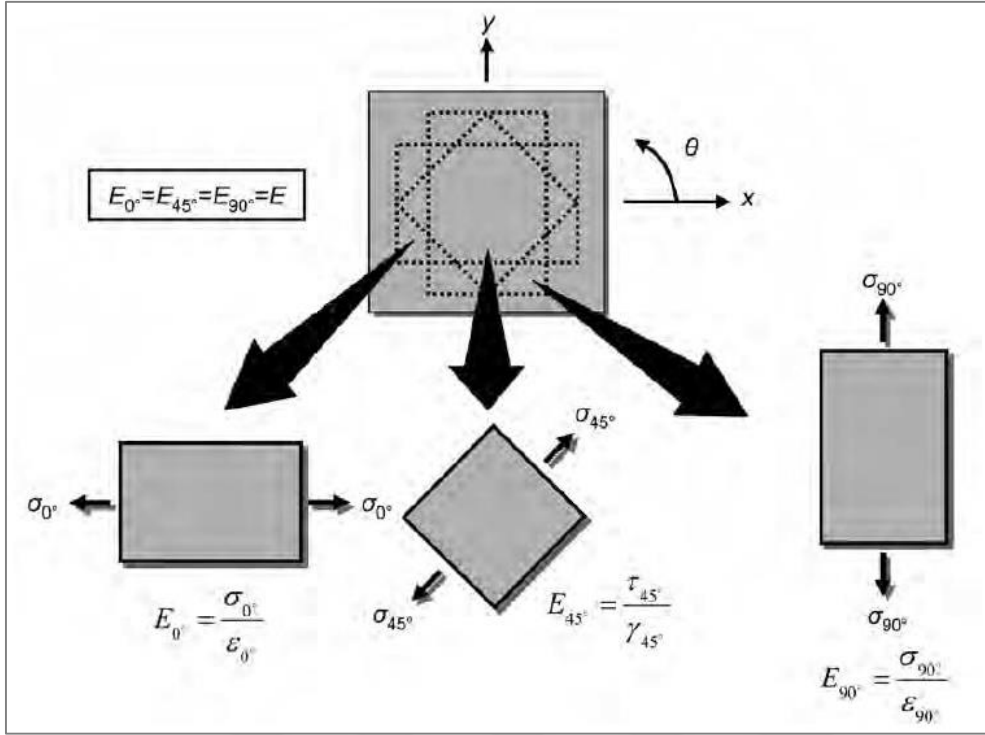
Şekil 2.1. Katmanlı kompozit malzemelerin şematik gösterimi

Katmanlı kompozit yapılar tasarlanırken özellikle iki nokta üzerinde durulur. Bunlardan ilki her bir kumaş katmanındaki elyaf¹³ yönüdür. Diğeri de kumaşların üst üste serilme sırasıdır. Hem elyaf yönü, hem de serim sırası değiştirilerek kompozitin kullanım amacına uygun özellikler elde edilmek istenir.

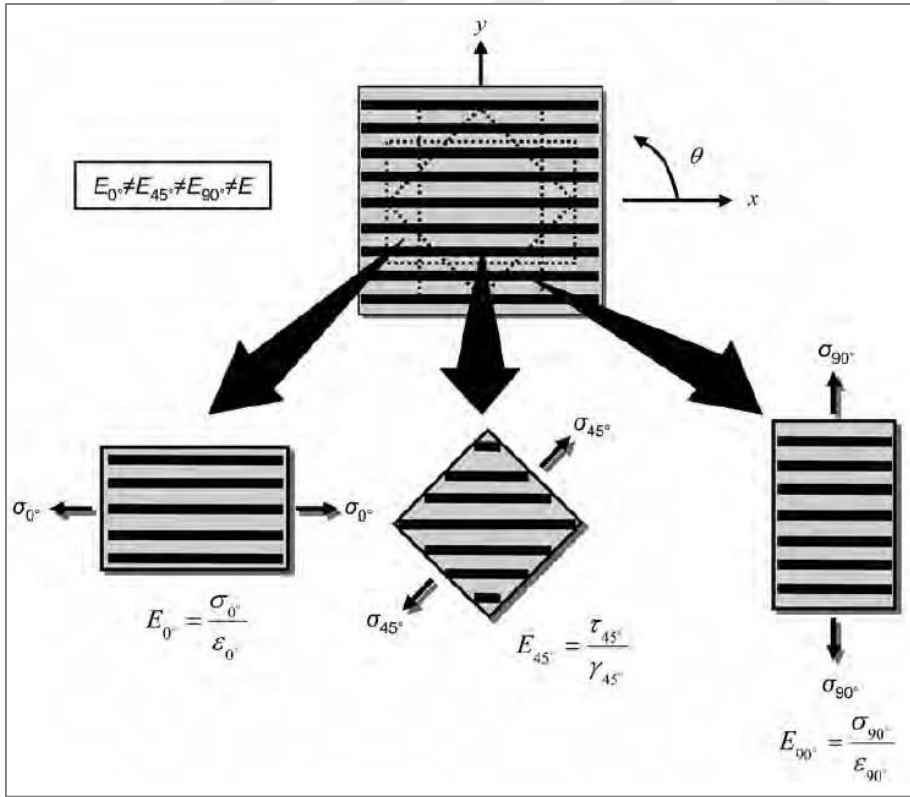
İzotropik malzemeler tüm yönlerde aynı özellikleri taşırlar. Şekil 2.2’de de gösterildiği gibi malzeme direngenliği¹⁴ bu tür malzemelerde tüm doğrultularda birbirine eşittir. Ancak kompozitler, Şekil 2.3’te resmedildiği gibi tüm yönlerde farklı özellik taşımaları sebebiyle anizotropik olarak tanımlanırlar. Kompozitin anizotropik olması, sayısal hesaplamalarda her ne kadar zorluğa sebebiyet verse de parçaların istenilen yönlerde güçlendirilebilmesinden dolayı bir yarar durumundan da bahsedilebilir. Meselâ, 0°, yükün uygulandığı doğrultu olması itibariyle en güçlü elyaf yönüdür. Ancak 90° de yükün uygulanma doğrultusunun enine olması sebebiyle en zayıf elyaf yönüdür. Dolayısıyla, yapının ihtiyacına göre her bir katmandaki elyaf yönlerini düzenleyerek kullanım amacına uygun bir tasarım elde etmek mümkündür.

¹³ İngilizce karşılığı “fiber” şeklindedir.

¹⁴ İngilizce karşılığı “material stiffness” şeklindedir.



Şekil 2.2. İzotropik malzemede gerilim [14]



Şekil 2.3. Anizotropik malzemede gerilim [14]

Katmanlı yapılarda, kumaşların serim yönüne ve serim sırasına göre simetrik, dengeli¹⁵, çapraz katman¹⁶, sözde izotropik¹⁷ olarak adlandırılan bazı özel kompozitler tasarlanabilir [9]. Buna göre kumaş sayısı ve elyaf yönü malzemenin orta eksenine göre her iki tarafta da aynı ise *simetrik katman* olarak adlandırılır. Katmanlı bir yapıda $+\theta$ yönündeki her bir serim için $-\theta$ yönünde de kumaş serilmiş ise *dengeli* bir kompozit serimi elde edilir. Bunlara ilaveten, sadece 0° 'lik ve 90° 'lik bir serimin söz konusu olduğu yapılara da *çapraz katmanlı* denir. Öte taraftan 0° 'lik ve 90° 'lik bir kumaşların kullanılmadığı kompozitler ise *açılı katman*¹⁸ diye isimlendirilir. *Sözde izotropik* serimlerde ise malzemenin direngenliği, bulunduğu düzlemde kendi doğrultusu boyunca aynıdır. Sonuç olarak kompozitler her ne kadar anizotropik yapıda olsa da genellikle *ortotropik* ismi verilen tasarımlarla sayısal hesaplamalarda kolaylık sağlayan yaklaşımlara gidilir. Çünkü ortotropik tasarımlarda birbirine dik eksenlerdeki malzeme özellikleri farklıdır. Yani malzeme özellikleri, malzemenin yönüne bağlıdır. Bu durumda tek yönlü¹⁹ kompozitlerin tek tek ortotropik olduğunu söylemek mümkündür [9].

2.1.2. Kompozitlerin mikromekaniği

Kompozit malzemeler için en mühim noktalardan biri mekanik özelliklerinin doğru bir şekilde tespit edilebilmesidir. Bu bölümde elyaf ve parçacık²⁰ takviyeli kompozitlerin mekanik özelliklerinin hesaplama yöntemi ele alınacaktır.

Kompozitin özelliklerini belirlemek amacıyla elyaf, matris ve parçacık için hacim oranları sırasıyla Eşitlik (2.1)'de, Eşitlik (2.2)'de ve Eşitlik (2.3)'te tanımlanmıştır [15-16].

$$\text{Elyaf Hacim Oranı:} \quad v_f = \frac{V_f}{V_k} \quad (2.1)$$

$$\text{Matris Hacim Oranı:} \quad v_m = \frac{V_m}{V_k} \quad (2.2)$$

$$\text{Parçacık Hacim Oranı:} \quad v_p = \frac{V_p}{V_k} \quad (2.3)$$

¹⁵ İngilizce karşılığı “balanced” şeklindedir.

¹⁶ İngilizce karşılığı “cross – ply” şeklindedir.

¹⁷ İngilizce karşılığı “quasi – isotropic” şeklindedir.

¹⁸ İngilizce karşılığı “angle – ply” şeklindedir.

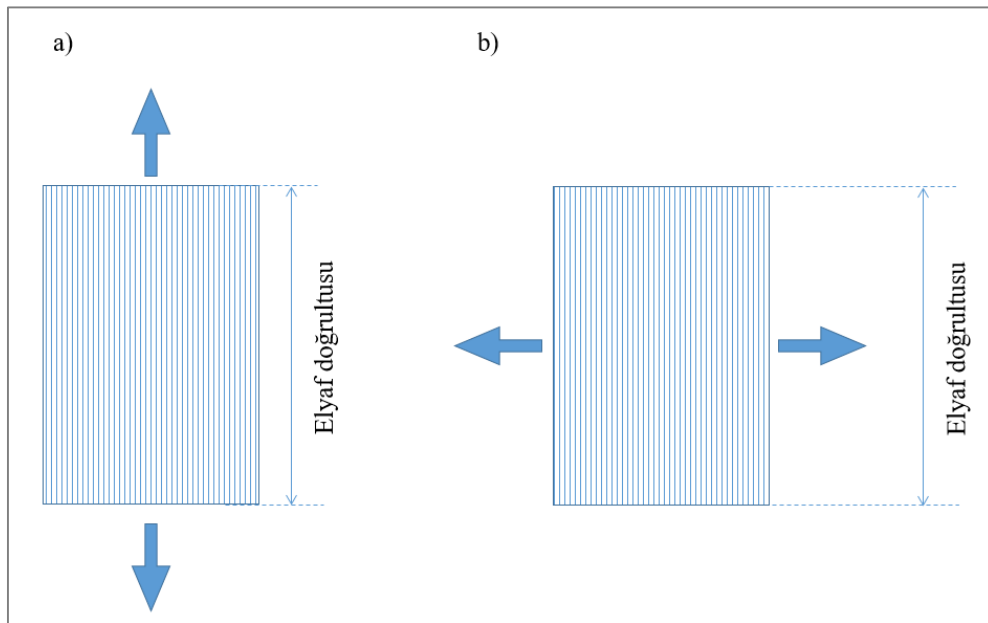
¹⁹ İngilizce karşılığı “unidirectional” şeklindedir.

²⁰ İngilizce karşılığı “particle” şeklindedir.

Burada V_f elyaf malzemenin hacmini, V_m matris malzemenin hacmini, V_p parçacık malzemenin hacmini, V_k is kompozitin bir bütün olarak hacmini temsil etmektedir.

Elyaf takviyeli kompozitlere Şekil 2.4 a)'da gösterildiği gibi uzunlamasına yani elyaf doğrultusunda yük uygulandığı takdirde toplam yük (F_x), matris (F_m) ve elyaf (F_f) tarafından taşınan yüklerin toplamına eşittir. Bu durum, Eşitlik (2.4) ile matematiksel olarak gösterilmiştir [15-16].

$$F_x = F_m + F_f \quad (2.4)$$



Şekil 2.4. Elyaf takviyeli kompozitlere kuvvet uygulanışı a) uzunlamasına b) enine

Eşitlik (2.4)'te kuvvet cinsinden verilen ifade, gerilmeler cinsinden Eşitlik (2.5)'teki gibi yazılır [15-16].

$$\sigma_x A_x = \sigma_m A_m + \sigma_f A_f \quad (2.5)$$

Burada A_x kompozitin kesit alanını, A_m matrisin toplam kesit alanını, A_f fiberlerin toplam kesit alanını, σ_m matris üzerindeki gerilmeyi, σ_f elyaf üzerindeki gerilmeyi göstermektedir. Eşitlik (2.5)'teki ifadenin her iki tarafı da kompozitin kesit alanına bölündüğü takdirde Eşitlik (2.6) elde edilir [15-16].

$$\sigma_x = \sigma_m \frac{A_m}{A_x} + \sigma_f \frac{A_f}{A_x} \quad (2.6)$$

Kompozit, matris ve fiberin eşit uzunlukta olması dolayısıyla alan oranları Eşitlik (2.1)'de ve Eşitlik (2.2)'de verilen hacim oranlarına eşit olur. Bu durumda Eşitlik (2.7)'deki ifade elde edilir [15-16].

$$\sigma_x = \sigma_m v_m + \sigma_f v_f \quad (2.7)$$

Öte yandan elyaf doğrultusunda yük uygulandığında kompozitin bütünündeki, matristeki ve elyaftaki gerinimlerin, Eşitlik (2.8)'de verildiği gibi birbirine eşit olduğu kabul edilir [15-16].

$$\varepsilon_x = \varepsilon_m = \varepsilon_f \quad (2.8)$$

Hooke Kanunu'dan hareketle, Eşitlik (2.7) gerinim değerine bölünür ve Eşitlik (2.9) elde edilir [15-16].

$$\frac{\sigma_x}{\varepsilon_x} = \frac{\sigma_m}{\varepsilon_m} v_m + \frac{\sigma_f}{\varepsilon_f} v_f \quad (2.9)$$

Hooke Kanunu gereğince de Eşitlik (2.10)'daki ifade elde edilir [15-16].

$$E_x = E_m v_m + E_f v_f \quad (2.10)$$

Burada E_x kompozitin uzunlamasına²¹ elastik modülünü temsil etmektedir. Benzer şekilde, E_m , E_f de sırasıyla matrisin ve elyafın elastik modülünü simgelemektedir [15-16].

Benzer bir yaklaşım ile elyaf takviyeli kompozitlere Şekil 2.4 b)'de gösterildiği gibi enlemesine yani elyaf doğrultusu ile 90°'lik açı yapacak şekilde yük uygulandığında; matris, elyaf ve kompozitin en doğrultusundaki gerilmeleri birbirine eşit olur. Bu durum matematiksel olarak Eşitlik (2.11)'de gösterilmiştir [15-16].

$$\sigma_y = \sigma_m = \sigma_f \quad (2.11)$$

²¹ İngilizce karşılığı “longitudinal” şeklindedir.

Burada σ_y kompozitteki gerilmeyi, σ_m matristeki gerilmeyi, σ_f elyafdaki gerilmeyi belirtmektedir. Öte yandan en doğrultusundaki toplam gerinim (ε_y) de matrisin gerinimi (ε_m) ile elyafın gerinim (ε_f) toplamına eşittir. Bu durum Eşitlik (2.12)'de matematiksel olarak verilmiştir [15-16].

$$\varepsilon_y = \varepsilon_m \nu_m + \varepsilon_f \nu_f \quad (2.12)$$

Yine Hooke Kanunu'ndan hareketle Eşitlik (2.12)'deki ifade, gerilmeler cinsinden yazıldığında Eşitlik (2.13) elde edilir [15-16].

$$\frac{\sigma_y}{E_y} = \frac{\sigma_m}{E_m} \nu_m + \frac{\sigma_f}{E_f} \nu_f \quad (2.13)$$

Eşitlik (2.11)'de gösterildiği gibi gerilme değerleri eşit olduğu için taraf tarafa sadeleştirme yapılır ve Eşitlik (2.14)'e ulaşılır [15-16].

$$\frac{1}{E_y} = \frac{\nu_f}{E_f} + \frac{\nu_m}{E_m} \quad (2.14)$$

Burada E_y elyaf takviyeli kompozitin enine²² elastik modülünü temsil etmektedir.

Parçacık takviyeli kompozitlerde, parçacıkların mümkün mertebe küçük boyutta ve matris içerisinde tam olarak dağılmış durumda olması gerekir. Elyaf takviyeli kompozitlerdekine benzer şekilde karışım kuralı gereği hacim oranları kompozitin elastik modülünün belirlenmesinde etkilidir. Parçacık miktarına göre kompozitin mekanik özellikleri değiştirilebilir. İlâveten parçacıkların boyutlarının hemen hemen eşit olması beklenir. Parçacık ve matristen oluşan bu tür kompozitlerin de elastik modülü de Karışma Kuralı'na dayanmaktadır. Elastik modül, alt limit ve üst limit diye isimlendirilen iki matematik denkleminin arasında bulunur [17]

Eşitlik (2.15) alt limit hesabı için kullanılır [17].

$$E_{k,l} = E_m \nu_m + E_p \nu_p \quad (2.15)$$

²² İngilizce karşılığı “transverse” şeklindedir.

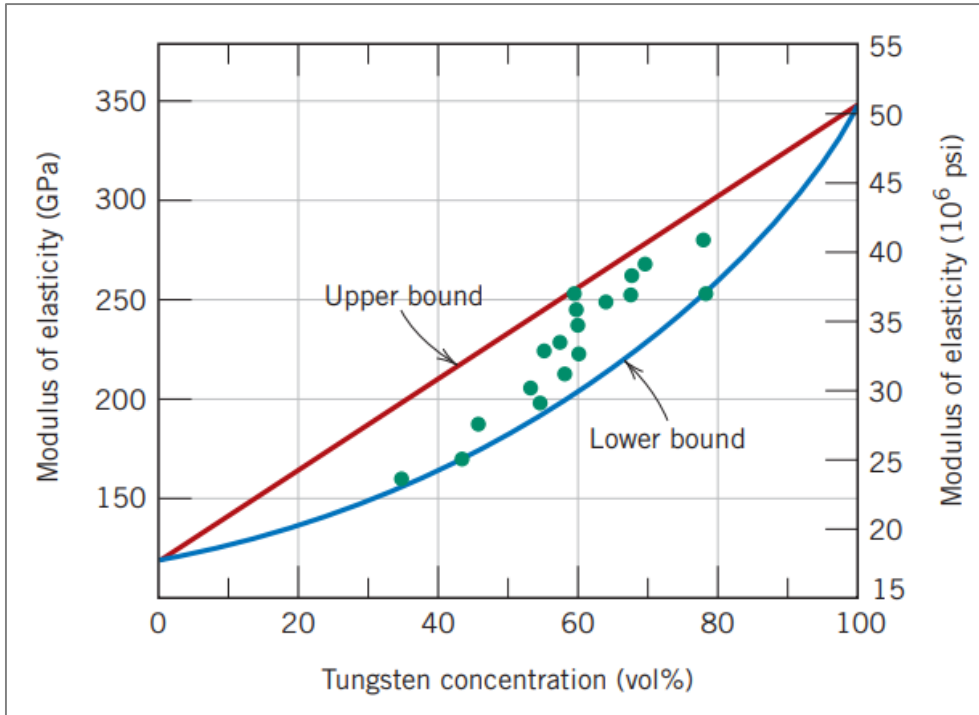
Burada $E_{k,l}$ kompozitin alt limit elastik modülünü, E_p ise parçacığın elastik modülünü simgelemektedir.

Eşitlik (2.16) üst limit hesabı için kullanılır [17]:

$$\frac{1}{E_{k,u}} = \frac{v_p}{E_p} + \frac{v_m}{E_m} \quad (2.16)$$

Burada $E_{k,u}$ kompozitin üst limit elastik modülünü simgelemektedir.

Şekil 2.5’de parçacık takviyeli bir kompozitin elastik modülünü gösterilmektedir. Buna göre, grafiğin yatay eksenini Tungsten parçacıkların dağılım yoğunluğunu temsil ederken, dikey eksen ise kompozitin bir bütün olarak elastik modülünü belirtmektedir. Mavi renkli eğri, elastik modülün alt limitini, kırmızı renkli eğri ise üst limitini göstermektedir. Grafikteki yeşil noktalar ise deney sonuçlarıdır. Beklendiği gibi yeşil renkli test sonuçları alt limit ve üst limit eğrileri arasında yer almaktadır. Buna göre kompozit içeriğindeki Tungsten parçacık miktarının artırılmasının kompozitin elastik modülünü artırdığı sonucuna ulaşılmaktadır [17].



Şekil 2.5. Parçacık takviyeli kompozitin elastik modülü [17]

2.1.3. Klasik laminasyon teorisi

Klasik Laminasyon Teorisi (KLT), çeşitli açılardaki iki ve/veya daha fazla kumaşın üst üste serilmesiyle elde edilen yapıyı bir bütün olarak değerlendirerek parçaların mekanik davranışlarını tespit edebilmeye yardımcı olur. Bu amaçla plakanın elastik özelliklerinin olduğu ABD adı verilen bir matris tanımlanır. Bu matris sayesinde plaka üzerindeki kuvvetler ve yapının dayanabileceği gerinim değerleri bulunur. Bu bölümde de Klasik Laminasyon Teorisi ile yapı üzerindeki kuvvetler ve ilgili bağıntıların elde edilişi anlatılacaktır.

Hooke Yasası'ndan yola çıkılarak genelleştirilmiş gerilim – gerinim bağıntısı kompozit malzemelerde (2.17) eşitliği ile ifade edilir [9, 18–21].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} E_{11} & E_{12} & E_{13} & E_{14} & E_{15} & E_{16} \\ E_{21} & E_{22} & E_{23} & E_{24} & E_{25} & E_{26} \\ E_{31} & E_{32} & E_{33} & E_{34} & E_{35} & E_{36} \\ E_{41} & E_{42} & E_{43} & E_{44} & E_{45} & E_{46} \\ E_{51} & E_{52} & E_{53} & E_{54} & E_{55} & E_{56} \\ E_{61} & E_{62} & E_{63} & E_{64} & E_{65} & E_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.17)$$

Buna göre, eksenel (normal) gerilmeler σ_x , σ_y , σ_z ile gösterilirken, kayma gerilmeleri²³ de τ_{yz} , τ_{xz} , τ_{xy} ile belirtilir. Benzer şekilde, eksenel gerinimler ε_x , ε_y , ε_z sembolleri ile gösterilirken, kayma gerinimleri²⁴ γ_{yz} , γ_{xz} , γ_{xy} ile belirtilir. E_{ij} matrisi ise gerilme ve gerinim arasındaki bağıntıyı sağlayan malzeme katılığına karşılık gelmektedir. Burada 3 boyutlu bir yapıda x ve y düzlem içi²⁵ koordinatlarını ifade ederken z doğrultusu da düzlem dışı²⁶ koordinat eksenini temsil etmektedir.

Anizotropik bir malzeme için (2.17)'deki $[E]$ matrisi, köşegenine göre simetriktir. Böylece 21 tane bağımsız değişkenin varlığından söz edilebilir. Bu çalışmada malzemenin ortotropik olmasından dolayı da iki adet simetri ekseninden bahsetmek mümkündür. Dolayısıyla (2.17) eşitliğindeki bazı terimler (2.18)'de gösterildiği üzere sıfıra eşittir [9]:

²³ İngilizce karşılığı “shear stress” şeklindedir.

²⁴ İngilizce karşılığı “shear strain” şeklindedir.

²⁵ İngilizce karşılığı “in – plane” şeklindedir.

²⁶ İngilizce karşılığı “out – of – plane” şeklindedir.

$$Q_{xx} = E_{11} - \frac{E_{13}^2}{E_{33}}$$

$$Q_{xy} = E_{12} - \frac{E_{13} E_{23}}{E_{33}}$$
(2.21)

$$Q_{yy} = E_{22} - \frac{E_{23}^2}{E_{33}}$$

$$Q_{ss} = E_{66}$$

(2.18)'deki eşitlik, (2.21)'deki tanımlar kullanılarak tekrardan yazıldığında Eşitlik (2.22) elde edilir [9].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{xx} & Q_{xy} & 0 \\ Q_{xy} & Q_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{ss} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$
(2.22)

Burada Q_{ij} katılık matrisini göstermektedir. Katılık matrisi²⁷ düzlem yükleme durumundaki katmanların her birinin elastik davranışını anlamaya yardımcı olur. Nitekim (2.22) eşitliği, ortotropik olması koşuluyla tek bir katman veya serili olan katmanların tamamı için kullanılabilir. Ancak tek bir katman için hesaplanan katılık değerleri ile serili katmanların tamamı için hesaplanan katılık değerlerinin farklı olduğu unutulmamalıdır [9].

xy düzleminde yer alan bir kumaşın yönünün θ açısı kadar döndürülmesi ile Şekil 2.6'da gösterildiği gibi yeni bir koordinat düzlemi tanımlanır. Bu yeni koordinat düzlemindeki gerilim – gerinim bağıntısı ise (2.23)'teki eşitlik ile dönüştürülmüştür [9].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}$$
(2.23)

$m = \cos \theta$ ve $n = \sin \theta$ olmak üzere, dönüştürülmüş katılık matrisinin elemanları (2.24)'teki eşitliklerde belirtilmiştir [9].

²⁷ İngilizce karşılığı “stiffness matrix” şeklindedir.

$$Q_{11}^{(\theta)} = m^4 Q_{xx} + n^4 Q_{yy} + 2m^2 n^2 Q_{xy} + 4m^2 n^2 Q_{ss}$$

$$Q_{22}^{(\theta)} = n^4 Q_{xx} + m^4 Q_{yy} + 2m^2 n^2 Q_{xy} + 4m^2 n^2 Q_{ss}$$

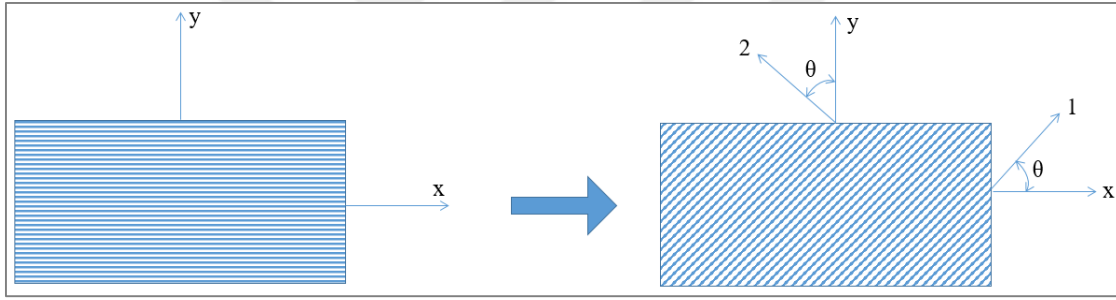
$$Q_{12}^{(\theta)} = m^2 n^2 Q_{xx} + m^2 n^2 Q_{yy} + (m^4 + n^4) Q_{xy} - 4m^2 n^2 Q_{ss}$$

(2.24)

$$Q_{66}^{(\theta)} = m^2 n^2 Q_{xx} + m^2 n^2 Q_{yy} - 2m^2 n^2 Q_{xy} + (m^2 - n^2) Q_{ss}$$

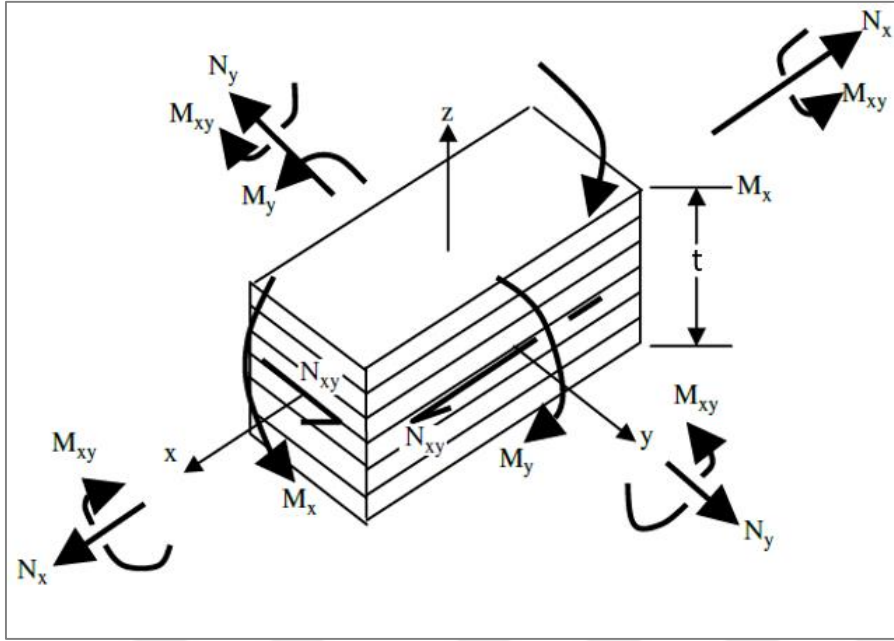
$$Q_{16}^{(\theta)} = m^3 n Q_{xx} - m n^3 Q_{yy} + (m n^3 - m^3 n) Q_{xy} + 2(m n^3 - m^3 n) Q_{ss}$$

$$Q_{26}^{(\theta)} = m n^3 Q_{xx} - m^3 n Q_{yy} + (m^3 n - m n^3) Q_{xy} + 2(m^3 n - m n^3) Q_{ss}$$



Şekil 2.6. θ açısı kadar döndürülen katmanın koordinat düzlemi

Şekil 2.7’de katmanlı plakaya etki etki eden kuvvetler ve momentler gösterilmiştir. (2.23) eşitliğindeki gerilim – gerinim bağıntısını, plaka kalınlığı boyunca verilen bu kuvvetler ve momentler türünden ifade etmek mümkündür.



Şekil 2.7. Katmanlı plakaya kalınlık boyunca etki eden kuvvetler ve momentler [9]

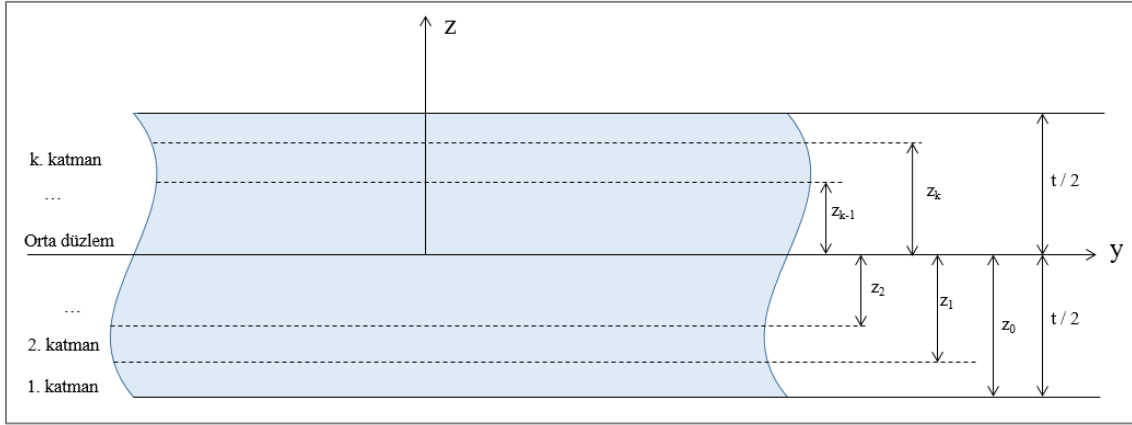
Kalınlık boyunca etki eden kuvvet – gerinim bağıntısı (2.25) eşitliğinde verilmiştir. Bu eşitlikle sadece eksenel kuvvet etkisi altındaki katmanlı bir plakadaki oluşan hasar ifade edilmiştir [9].

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{zy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.25)$$

A_{ij} matrisi (2.26) eşitliğinde tanımlanmıştır [9]:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n Q_{ij} (z_k - z_{k-1}), \quad i, j = 1, 2, 6 \quad (2.26)$$

Burada z_k ve z_{k-1} değerleri Şekil 2.8’de gösterildiği üzere k katmanının sırasıyla üst ve alt koordinatlarını ifade etmektedir.



Şekil 2.8. Çok katmanlı kompozitlerde katman numaralandırma sistemi [9]

Benzer şekilde kalınlık boyunca etki eden moment eşitliği de (2.27)'de verilmiştir. Bu eşitlikle de sadece eğilme momenti²⁸ etkisi altındaki katmanlı bir plakadaki oluşan hasar ifade edilmiştir [9].

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{zy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.27)$$

κ_{ij} değerleri moment etkisinden kaynaklı olan kavislenmeyi²⁹ göstermektedir. D_{ij} matrisi (2.28) eşitliğinde tanımlanmıştır:

$$D_{ij} = \sum_{k=1}^n \frac{Q_{ij}}{3} (z_k^3 - z_{k-1}^3), \quad i, j = 1, 2, 6 \quad (2.28)$$

Burada da z_k ve z_{k-1} değerleri Şekil 2.8'de gösterildiği üzere k katmanının sırasıyla üst ve alt koordinatlarını ifade etmektedir.

Katmanlı bir plakada hem eksenel yükün hem de eğilme momentinin aynı anda etki etmesi durumunda eksenel ve kavislenme gerinimlerine, (2.29) eşitliğinde gösterildiği gibi üst üste ekleme³⁰ yaklaşımı uygulanır. Bu durumda eksenel gerinim plaka kalınlığı boyunca değişmez ve de orta düzlem gerinimlerine (ϵ_{x0} , ϵ_{y0} , γ_{xy0}) eşit olur [9].

²⁸ İngilizce karşılığı "bending moment" şeklindedir.

²⁹ İngilizce karşılığı "curvature" şeklindedir.

³⁰ İngilizce karşılığı "superposition" şeklindedir.

$$\begin{aligned}
\varepsilon_x &= \varepsilon_{xo} + z \kappa_x \\
\varepsilon_y &= \varepsilon_{yo} + z \kappa_y \\
\gamma_{xy} &= \gamma_{xyo} + z \kappa_{xy}
\end{aligned} \tag{2.29}$$

Hem eksenel kuvvet, hem de eğilme momenti etkisi altındaki katmanlı bir plaka için en genel yapısal bağıntı (2.30) ile tanımlanmıştır [9].

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xo} \\ \varepsilon_{yo} \\ \gamma_{xyo} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \tag{2.30}$$

A_{ij} ve D_{ij} ifadelerinde olduğu gibi kuvvet – moment ile gerinim ilişkisini sağlamak için B_{ij} eşitliği (2.31)’deki gibi verilmiştir.

$$B_{ij} = \sum_{k=1}^n \frac{Q_{ij}}{2} (z_k^2 - z_{k-1}^2), \quad i, j = 1, 2, 6 \tag{2.31}$$

Burada da z_k ve z_{k-1} değerleri Şekil 2.8’de gösterildiği üzere k katmanının sırasıyla üst ve alt koordinatlarını ifade etmektedir.

Katmanların simetrik ve dengeli bir şekilde serildiği yapılar için (2.30)’daki eşitlik yeniden düzenlenirse (2.32)’deki eşitlik elde edilir [9].

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xo} \\ \varepsilon_{yo} \\ \gamma_{xyo} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{16} & 0 & 0 & 0 \\ a_{12} & a_{22} & a_{26} & 0 & 0 & 0 \\ a_{16} & a_{26} & a_{66} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & d_{11} & d_{12} & d_{16} \\ 0 & 0 & 0 & d_{12} & d_{22} & d_{26} \\ 0 & 0 & 0 & d_{16} & d_{26} & d_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} \tag{2.32}$$

(2.32)’deki eşitliğe göre $[A]^{-1} = [a]$, $[B]=0$ ve $[D]^{-1} = [d]$ olmaktadır.

Çok katmanlı kompozit malzemelerin katılık modülünü hesaplayabilmek için uygulanan yükler göz önüne alınmalıdır. Sadece eksenel yük altındaki bir malzemenin katılık modülü

hesaplanmak istendiğinde, (2.30) eşitliğindeki ilk iki denklem ele alınarak (2.33)'teki eşitlikler yazılır.

$$N_x = A_{11}\varepsilon_{x0} + A_{12}\varepsilon_{y0} \quad (2.33)$$

$$0 = A_{12}\varepsilon_{x0} + A_{22}\varepsilon_{y0}$$

(2.33)'teki eşitlikler yeniden düzenlenirse (2.34) eşitliği elde edilir.

$$N_x = \left(A_{11} - \frac{A_{12}^2}{A_{22}} \right) \varepsilon_{x0} \quad (2.34)$$

Birim genişlikteki kuvveti ifade eden N_x terimi tekrardan gerilime çevrildiğinde (2.35) bağıntısı elde edilir.

$$\sigma_{xav} = \frac{1}{t} \left(A_{11} - \frac{A_{12}^2}{A_{22}} \right) \varepsilon_{x0} \quad (2.35)$$

Bu durumda malzemenin eksenel katılık modülü (2.36) eşitliği ile tanımlanır.

$$E_{1m} = \frac{1}{t} \left(\frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{A_{22}} \right) = \frac{1}{t a_{11}} \quad (2.36)$$

Benzer şekilde eğilme katılık modülü de (2.37) eşitliği ile tanımlanır.

$$E_{1b} = \frac{12}{t^3} \left(\frac{D_{11}D_{22} - D_{12}^2}{D_{22}} \right) = \frac{12}{t^3 d_{11}} \quad (2.37)$$

Çok katmanlı kompozit bir yapının tüm yönlerdeki eksenel katılık özellikleri (2.38)'deki eşitliklerde verilmiştir [9].

$$\begin{aligned}
E_{1m} &= \frac{1}{t a_{11}} \\
E_{2m} &= \frac{1}{t a_{22}} \\
G_{12m} &= \frac{1}{t a_{66}} \\
\nu_{12m} &= -\frac{a_{12}}{a_{22}} \\
\nu_{21m} &= -\frac{a_{12}}{a_{11}}
\end{aligned} \tag{2.38}$$

Çok katmanlı kompozit bir yapının tüm yönlerdeki eğilme katılık özellikleri de (2.39)'daki eşitliklerde verilmiştir [9].

$$\begin{aligned}
E_{1b} &= \frac{12}{t^3 d_{11}} \\
E_{2b} &= \frac{12}{t^3 d_{22}} \\
G_{12b} &= \frac{12}{t^3 d_{66}} \\
\nu_{12b} &= -\frac{d_{12}}{d_{22}} \\
\nu_{21b} &= -\frac{d_{12}}{d_{11}}
\end{aligned} \tag{2.39}$$

2.1.4. Hasar teorileri

Kompozitlerin çeşitli kuvvetler altındaki davranışını belirlerken üzerinde durulması gereken mühim noktalardan birisi de hasar durumudur. Çok katmanlı kompozit yapılar için hasar durumu, ilgili plakanın taşımakta olduğu yükleri belli bir noktadan sonra karşılayamaz

duruma gelmesi olarak tarif edilebilir. Bu hasarların ne zaman, nerede ve nasıl oluşabileceğini önceden belirleyebilmek için geçmişten günümüze hem teorik hem de deneysel pek çok çalışma yapılmıştır. Hasar teorileri olarak isimlendirilen bu çalışmalarda uygulanan yükün karakteristiği (çekme, basma ve kayma kuvvetleri) hasar durumunu belirlemede ön plana çıkmaktadır. Bu bölümde de Tsai – Hill, Tsai – Wu ve Hashin olarak bilinen hasar teorileri incelenecektir.

Tsai – Hill hasar teorisi

Tsai – Hill hasar teorisi, izotropik bir malzemeler için kullanılan von Mises hasar teorisinin geliştirilerek anizotropik malzemeler için de uygulanabilir duruma dönüştürülmesi ile ortaya çıkmıştır. Dolayısıyla buradaki hasar kriterinin katmanlardaki gerilmeye dayanan bir enerji teorisi olduğu söylenebilir [22]. Katman düzeyinde hesaplama yapma imkânı da sağlayan Tsai – Hill kriterinin genel hali (2.40) eşitliğinde verilmiştir.

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{(X)^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad (2.40)$$

Eşitlik (2.40)'taki X, katmanın eksenel doğrultudaki dayanımını; Y, katmanın enine doğrultudaki dayanımını; S ise düzlem içi kayma dayanımını temsil etmektedir. σ_1 , katmanlı yapının elyaf doğrultusundaki gerilimini; σ_2 , katmanlı yapıda elyafın enine doğrultusundaki gerilimini; τ_{12} , katmanlı yapıdaki kayma gerilmesini göstermektedir. Malzeme dayanımları yükün karakteristiğine (yani çekme veya basma durumunda olmasına) göre değişmektedir. Eşitliğin 1'e ulaşması, hasarın gerçekleştiği anlamına gelmektedir [23].

Tsai – Wu hasar teorisi

Basma ve çekme dayanımları farklı olan katmanlı kompozit yapılarıdaki hasar, Tsai – Wu hasar teorisi kullanılarak belirlenebilir. 2 boyutlu düzlem gerilme durumunda Tsai – Wu hasar teorisinin genel hali (2.41) eşitliğinde verilmiştir [23–24].

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_3\tau_{12} + F_4\sigma_1^2 + F_5\sigma_2^2 + F_6\tau_{12}^2 + 2F_7\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (2.41)$$

Buradaki F_i katsayıları (2.42)'deki eşitliklerle ifade edilmiştir.

$$\begin{aligned}
F_1 &= \frac{1}{X^t} + \frac{1}{X^c} & F_2 &= \frac{1}{Y^t} + \frac{1}{Y^c} & F_3 &= 0 \\
F_4 &= -\frac{1}{X^t X^c} & F_5 &= -\frac{1}{Y^t Y^c} & F_6 &= \frac{1}{S^2} \\
F_7 &= \frac{1}{2Y^t} [1 - (F_1 + F_2)Y^t - (F_4 + F_5)(Y^t)^2]
\end{aligned} \tag{2.42}$$

X^t , aksel çekme dayanımını; X^c , aksel basma dayanımını; Y^t , enine çekme dayanımını; Y^c , enine basma dayanımını; S , düzlem içi kayma dayanımını göstermektedir. σ_1 , katmanlı yapının elyaf doğrultusundaki gerilimini; σ_2 , katmanlı yapıda elyafın enine doğrultusundaki gerilimini; τ_{12} , katmanlı yapıdaki kayma gerilmesini göstermektedir.

Yapının çekme ve basma dayanımları eşit olduğu takdirde, Tsai – Hill hasar teorisi ile Tsai – Wu hasar teorisi aynı sonucu verir. Ayrıca (2.41) eşitliğinin 1'e ulaşması, yapının artık yük taşıyamaz durumda olduğunu göstermektedir.

Hashin hasar teorisi

Hashin hasar teorisinde elyaftaki ve reçinedeki hasarlar tek tek ele alınır. Bunun yanı sıra parça üzerindeki çekme, basma ya da kayma yüklerinin etkileri de yine ayrı ayrı incelenir. Hashin hasar teorisi, (2.43) – (2.46) eşitlikleri ile ifade edilir [23].

$$\text{Çekme lif durumu: } \sigma_1 > 0 \quad \left(\frac{\sigma_1}{X^t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \tag{2.43}$$

$$\text{Basma lif durumu: } \sigma_1 < 0 \quad \left(\frac{\sigma_1}{X^c}\right)^2 = 1 \tag{2.44}$$

$$\text{Çekme reçine durumu: } \sigma_2 > 0 \quad \left(\frac{\sigma_2}{Y^t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \tag{2.45}$$

$$\text{Basma reçine durumu: } \sigma_2 < 0 \quad \left(\frac{\sigma_2}{2S^T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^t}{2S^T}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_2}{Y^c} + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \tag{2.46}$$

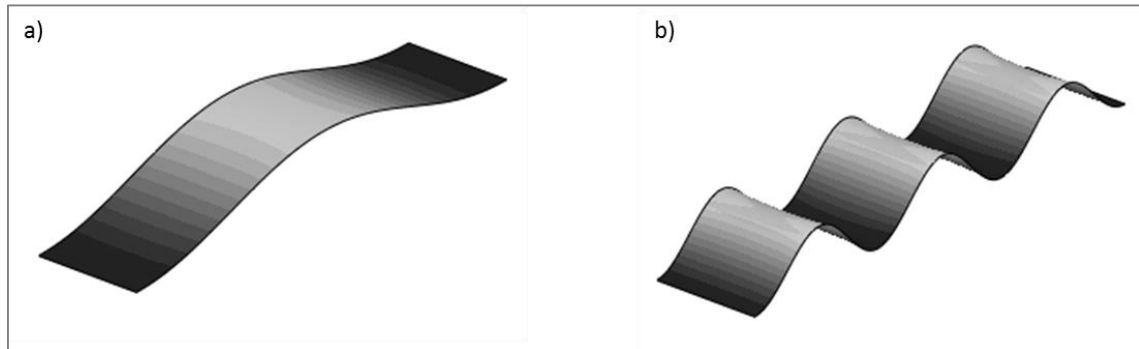
X^t , aksenal çekme dayanımını; X^c , aksenal basma dayanımını; Y^t , enine çekme dayanımını; Y^c , enine basma dayanımını; S , düzlem içi kayma dayanımını, S^T , enine veya düzlem dışı kayma dayanımını³¹ göstermektedir. σ_1 , katmanlı yapının elyaf doğrultusundaki gerilimini; σ_2 , katmanlı yapıda elyafın enine doğrultusundaki gerilimini; τ_{12} , katmanlı yapıdaki kayma gerilmesini göstermektedir.

2.2. Burkulma Kavramına Teorik Yaklaşım

Bu bölümde burkulma mekaniğine genel bir bakış ile burkulmanın türlerinden ve aşamalarından bahsedilecektir.

2.2.1. Burkulmanın tanımı ve türleri

Burkulma, basma ve/veya kesme yüklerinin etkisi altındaki cismin denge kaybı nedeniyle şekil değiştirmesidir. Yükleme ve sınır koşullarına bağlı olarak yapının tamamında veya belirli bir kısmında burkulma meydana gelebilir. Bu doğrultuda genel ve yerel olmak üzere iki tür burkulmadan bahsetmek mümkündür. Tanım olarak ele alındığında, Şekil 2.9 a)'da gösterildiği gibi genel burkulmada bütün yapıda yanal bir yer değiştirme gözlemlenirken, yerel burkulmada Şekil 2.9 b)'de gösterildiği gibi parçanın aksenal yapısı korunur.



Şekil 2.9. Burkulma türleri a) genel burkulma b) yerel burkulma [25]

2.2.2. Burkulma aşamaları

Burkulma, yükleme seviyesi, malzeme özelliği ve parça geometrisi gibi durumlar ele alındığında ön burkulma (burkulma öncesi) ve son burkulma (burkulma sonrası) olmak üzere

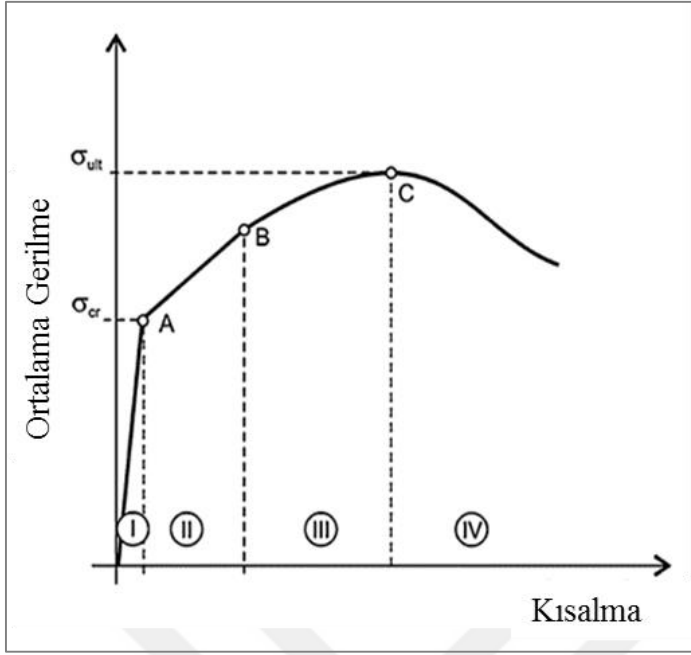
³¹ İngilizce karşılığı “transverse” veya “out – of – plane shear strength” şeklindedir.

iki aşamada gerçekleşir. Ön burkulma aşamasında, yapının bütünlüğünde gözlemlenen değişimler geçicidir ve yüklemenin kalkması ile parça, ilk şekline döner. Dolayısıyla yapı, bu safhada uygulanan yükten çok daha fazlasını taşıyabilir. Ancak belli bir eşik değerden sonra yük artırımı, parça üzerinde kalıcı şekil değişikliklerine sebebiyet verir. Böylece son burkulma evresine geçilir. Fakat bu aşamada da yapının güvenli bir şekilde çalışabilmesi için yük taşıma kabiliyetinin üst sınırının belirlenmesi önem arz etmektedir. Zirâ son burkulma evresinde uygulanan yük, üst sınırı aştığı takdirde, parçada âni hasar oluşumu gözlemlenir ve parça görevini yapamaz hâle gelir. Bu durum yapının kullanım güvenliğini tehlikeye atabilir ve ölümcül felâketlere yol açabilir.

İnce bir levhadaki tipik burkulma davranışı Şekil 2.10’de verilmiştir. Dikey eksen burkulma gerilmelerini, yatay eksen ise yapının basma yükü etkisi altındaki kısalma³² miktarını temsil etmektedir. Buna göre I numaralı bölgede ön burkulma evresi gösterilmektedir. A Noktası, eşik değeri³³ temsil etmektedir ve yerel burkulmayla birlikte son burkulma sürecinin başlangıcına karşılık gelmektedir. II numaralı bölgede ise geçici ve kalıcı değişimler eş zamanlı olarak gözlemlense de B noktasına doğru gelindikçe yükün artmasına bağlı olarak kalıcı hasarlar öne çıkar. C noktası, son burkulma evresinde taşınabilecek en yüksek yükü temsil etmektedir. Sonrasında daha fazla yük taşıyamayan yapı, IV numaralı bölgede artık kullanılamaz hale gelir. Son burkulma aşamasında yapının karşılayabileceği en yüksek gerilim, malzemenin kendi mukavemetinden düşük olduğuna dikkat edilmelidir [26].

³² İngilizce karşılığı “end shortening” şeklindedir.

³³ İngilizce karşılığı “critical buckling threshold” şeklindedir.



Şekil 2.10. İnce bir levha üzerindeki burkulma aşamaları [26]

Burkulma davranışı için öncü nitelikteki çalışmalar Euler tarafından yapılmış ve Şekil 2.11’de mavi renk ile gösterilen eğri elde edilmiştir. Buna göre sütunların uzunluklarına göre değişkenlik gösteren kritik burkulma seviyesini hesaplayabilmek mümkündür. Kritik burkulma gerilimi, Euler tarafından Eşitlik (2.47)’de verilmiştir [6].

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 E_c}{\left(\frac{L'}{\rho}\right)^2} \quad (2.47)$$

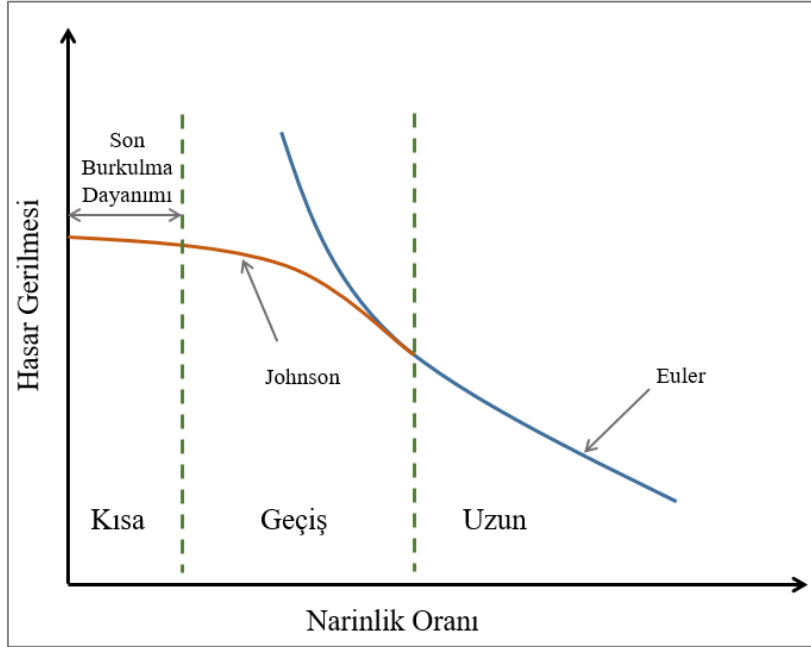
σ_{cr} terimi kritik burkulma gerilmesini, E_c terimi elastik basma modülünü, L' terimi etkin uzunluğu³⁴ ve ρ terimi ise dönme yarıçapını³⁵ ifade etmektedir. Etkin uzunluğu bulabilmek için Eşitlik (2.48) kullanılır.

$$L' = \frac{L}{\sqrt{c}} \quad (2.48)$$

³⁴ İngilizce karşılığı “effective length” şeklindedir.

³⁵ İngilizce karşılığı “radius of gyration” şeklindedir.

L' terimi etkin uzunluğu, L terimi uzunluğu ve c terimi ise bağlantı sabitini ifade etmektedir. Bağlantı sabiti değerleri ise bağlantının türüne göre değişmektedir. Yaygın olarak kullanılan bağlantı sabiti değerleri Şekil 2.12’de gösterilmiştir.



Şekil 2.11. Johnson – Euler eğrisi [25]

Dönme yarıçapı ise Eşitlik (2.49)’da verilmiştir.

$$\rho = \sqrt{\frac{I}{A}} \quad (2.49)$$

ρ terimi dönme yarıçapını, I atalet momentini, A ise kesit alanını göstermektedir.

Euler eğrisinde uzunluk kavramı, Şekil 2.11’de narinlik oranı³⁶ adı verilen ve (2.50) eşitliğindeki gibi etkin uzunluğun dönme yarıçapına oranı olarak ifade edilen değişken ile gösterilir.

$$\lambda = \sqrt{\frac{L'}{\rho}} \quad (2.50)$$

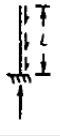
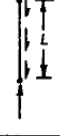
³⁶ İngilizce karşılığı “slenderness ratio” şeklindedir.

λ terimi narinlik oranını, L' terimi etkin uzunluğu ve ρ terimi ise dönme yarıçapını simgelemektedir. Buna göre narinlik oranının büyük olması kritik burkulma geriliminin düşük olduğu anlamına gelir. Diğer bir deyişle, uzun gövdelerde genel burkulma hasarı olma olasılığı yüksektir. Öte yandan Euler yaklaşımı daha çok uzun sütunlar için geçerli iken kısa parçalar için Johnson tarafından deneysel olarak geliştirilen ve Şekil 2.11'de turuncu ile verilen eğri kullanılır. Johnson – Euler yaklaşımına göre kısa parçaların kritik burkulma gerilmesi daha yüksektir ve hâkim hasar türü yerel burkulmadır.

Johnson – Euler eğrisinin formüle edilmiş hâli Eşitlik (2.51)'de verilmiştir [6].

$$\sigma_{cu} = \sigma_{cc} - \frac{\sigma_{cc}^2 \left(\frac{L'}{\rho} \right)^2}{4\pi^2 E_c} \quad (2.51)$$

σ_{cu} terimi çekme gerilmesini³⁷, σ_{cc} terimi son burkulma dayanım gerilmesini, L' terimi etkin uzunluğu, ρ terimi dönme yarıçapını, E_c terimi ise basma modülünü temsil etmektedir.

Column shape and end fixity		End fixity coefficient	Column shape and end fixity		End fixity coefficient
	Uniform column, axially loaded, pinned ends	$c = 1$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = 1$		Uniform column, distributed axis load, one end fixed, one end free	$c = 0.794$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = 1.12$
	Uniform column, axially loaded, fixed ends	$c = 4$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = 0.5$		Uniform column, distributed axis load, pinned ends	$c = 1.87$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = 0.732$
	Uniform column, axially loaded, one end fixed, one pinned end	$c = 2.05$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = 0.7$		Uniform column, distributed axis load, fixed ends	$c = 7.5$ (Approx.) $\frac{1}{\sqrt{c}} = 0.365$
	Uniform column, axially loaded, one end fixed, one end free	$c = 0.25$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = 2$		Uniform column, distributed axis load, one end fixed, one end pinned	$c = 6.08$ $\frac{1}{\sqrt{c}} = 0.406$

Şekil 2.12. Yaygın kullanılan bağlantı sabitleri [6]

³⁷ İngilizce karşılığı “ultimate strength” şeklindedir.

Örnek vermek gerekirse Huang ve diğerleri [27] ile Sun ve diğerleri [28] yaptıkları çalışmalarda farklı özelliklerdeki çelik kolonlar için narinlik oranı sınırlarını bularak Johnson – Euler eğrileri oluşturmuşlardır. Beklendiği gibi yüksek narinlik oranında genel burkulma kaynaklı hasar öne çıkarken, narinlik oranı düştükçe hâkim hasar türü yerel burkulmaya dönüşmüştür. Buna bağlı olarak son burkulma dayanımını belirleyebilmek için kolonların belli bir kısalıkta olması gerektiği söylenebilir. Dolayısıyla uzunluk, son burkulma mukavemetini belirlemede başat bir etki göstermemektedir.

Johnson – Euler yaklaşımı her ne kadar metaller için geliştirilmiş olsa da kompozit malzemelerde de uygulanabilirliğine dair pek çok çalışma mevcuttur [29–37]. Zhang ve Tan [36] karbon fiber takviyeli katmanlı kompozit (CFRP)³⁸ malzeme kullanarak yaptıkları çalışmada boru şeklindeki sütunların burkulma davranışını ele almışlardır. Bu doğrultuda farklı uzunluklardaki CFRP boruların ilk burkulma ve son burkulma mukavemetleri hem teorik hem de deneysel olarak tespit edilmiştir. Beklendiği gibi narinlik oranı (yani uzunluk), katmanlı kompozit parçaların son burkulma mukavemeti için etkileyici bir role sahip değildir.

2.3. Deneye Dayalı Araştırmalar

Kompozitlerle yapılan hesaplamalar ve/veya değerlendirmeler, kompozitin anizotropik yapısı nedeniyle izotropik malzemelerdeki kadar kolay değildir. Dolayısıyla ampirik yöntemler bir süre sonra kaçınılmaz hâle gelmektedir. Bu açıdan, yapıların güvenli bir şekilde kullanımını sağlayabilmek adına etkin hasar tipinde malzemenin taşıyabileceği en yüksek yükü, doğru bir şekilde tespit edebilmek önem arz eder. Burkulma hasarı ele alındığında da ön burkulma sonrasında yapıların yük taşıyabilme kabiliyetinin devam ettiği Bölüm 2.2.2’de anlatılmıştı. Sonuç itibâriyle de kompozit yapılardaki ilk burkulma sonrası malzemenin karşılayabileceği yükün sınırlarını belirleyebilme amacıyla ampirik yaklaşımlara sıklıkla başvurulmaktadır.

Literatürde [7, 30–31, 38–40] kompozit malzemelerdeki son burkulma dayanıma dair öncü nitelikte pek çok çalışma mevcuttur. Bu araştırmalar genel olarak metalik yapılardaki gibi son burkulma dayanımını belirleyebilmek için ampirik yaklaşımlarla eğri oluşturma yöntemine dayanıyordu. İlgili çalışmalar neticesinde metaller için kullanılan Johnson – Euler

³⁸ İngilizce karşılığı “carbon fiber reinforced polymer” şeklindedir.

yaklaşımının, kompozitler için de uygulanabilir olduğu fark edilmiştir. İlâveten, klasik laminasyon teorisinden yola çıkılarak sayısal yöntemler de geliştirilmeye çalışılmıştır. Fakat sayısal yöntemlerin başlangıçta test sonuçlarıyla bir miktar tutarsız olduğu görülmüştür. Daha sonra yapılan hesaplamalar iyileştirildikçe test sonuçlarının, sayısal hesaplamalara yakınsadığı fark edilmiştir.

Tasarım yaparken deneye dayalı formüllerin kullanılması oldukça yaygın bir durumdur. Ancak izotropik malzeme davranışının katmanlı kompozitlerde olmaması bir takım güçlüklerle sebep olmaktadır. Fogarty [41], katmanlı malzemeler için ampirik eğriler oluşturmanın zorluğunu iki şekilde açıklamıştır. Birincisi katmanlı kompozit yapıların birden fazla elastik modülü (E)³⁹ olmasıdır. Diğer bir ifadeyle izotropik parçalarda malzeme özelliği tüm yönlerde aynı iken katmanlı kompozit parçalarda malzemenin özelliği yönlere göre değişmektedir. Dolayısıyla izotropik parçalarda tek bir elastik modülü yeterli olurken katmanlı kompozitlerde her bir yön için farklı bir elastik modülü söz konusudur. Bu durumda da katmanlı kompozit parçalardaki burkulma davranışını tek bir eğri ile tanımlamak mümkün olmayabilir. İkincisi de katmanlı kompozitlerde uzama direngenliği⁴⁰ ile eğilme direngenliğinin⁴¹ arasında doğrudan bir bağıntı olmamasıdır. İlgili bağıntı izotropik malzemelerde doğrudandır ve (2.52)'deki eşitlik ile ifade edilmiştir.

$$D \equiv \frac{E t^3}{12(1 - \nu^2)} \quad (2.52)$$

D terimi eğilme direngenliğini, E terimi elastik modülünü, t terimi kalınlığı, ν terimi Poisson oranını⁴² simgelemektedir. Eğilme direngenliği de elastik modül gibi son burkulma dayanımı eğrisini oluşturmak için kullanılan bir terim olup, bu terimle de kompozitlerin uzama direngenliği arasında tek bir bağıntı kurulması pek mümkün gözükmemektedir. Bu sebeple formüllerde eğilme direngenliği matris olarak verilmektedir [41].

Kompozit malzemeler, ortotropik bir şekilde modellenerek yarı izotropik⁴³ özellikler yakalanmak istenir. Bir levhanın ortotropik olması, o parçanın tek bir doğrultu boyunca aynı özellikleri taşıması anlamına gelmektedir. Ancak doğrultular değiştikçe özellikler değişken

³⁹ İngilizce karşılığı “elastic modulus” şeklindedir. “Young’s modulus” olarak da bilinir.

⁴⁰ İngilizce karşılığı “extensional stiffness” şeklindedir.

⁴¹ İngilizce karşılığı “bending stiffness” şeklindedir.

⁴² İngilizce karşılığı “Poisson’s ratio” şeklindedir.

⁴³ İngilizce karşılığı “quasi – isotropic” şeklindedir.

olabilir. Başka bir ifadeyle ortotropik bir katmanlı kompozitte, eğilme direngenliği x ve y doğrultuları boyunca sabittir; ancak bu direngenlik değerleri x ve y doğrultuları boyunca birbirlerinden farklı olabilir. Bunun yanı sıra malzeme özelliğini geliştirmek için kumaşların simetrik ve dengeli bir biçimde yerleştirilmesi de önemlidir. Simetrik olması için orta eksenin her iki tarafında da aynı dereceli katmanların bulunması gerekir. Örneğin; kompozitin orta ekseninin bir tarafında 3. ve 6. sıralarda iki tane $+45^\circ$ 'lik kumaş katı var ise orta eksenin diğer tarafında da 3. ve 6. sıralarda iki tane $+45^\circ$ 'lik kumaş olmalıdır. Dengeli olması için de orta eksenin bir tarafında $+$ ve $-$ dereceli kumaşların eş zamanlı olarak yer alması gerekir. Meselâ; dengeli olarak yerleştirilmiş bir katmanlı kompozitte orta eksenin bir tarafında $+45^\circ$ 'lik üç tane kat var ise yine aynı tarafta -45° 'lik üç tane kumaş katı olmalıdır. Böylece, kuvvet etkisi altındaki kompozitin davranışlarıyla ilgilenmek daha kolay olur. Literatürde ortotropik olarak tasarlanan parçaların son burkulma dayanımına dair çok sayıda araştırma bulunmaktadır [42–47].

Deneye dayalı çalışmalar, son burkulma dayanımına etki eden etmenleri bulmaya ve teorik çalışmalarda dikkat edilmesi gereken durumları anlamaya yardımcı olur. Dolayısıyla, teorik araştırmaların testlerle doğrulanması gelecek araştırmalar açısından önem arz eder. Bu bölümde de kompozit malzemelerdeki son burkulma dayanımına ilişkin şimdiye dek yapılan araştırmalar incelenerek belirleyici etmenler tespit edilmeye çalışılmıştır.

2.3.1. Burkulma sonrası dayanıma etki eden özellikler

Deneye dayalı yapılan çalışmalar açıkça göstermiştir ki kompozit malzemelerin son burkulma mukavemetini etkileyen birçok etmen vardır. Bunlar genel olarak şu şekilde sınıflandırılabilir:

- Malzeme etkisi (kullanılan malzemeler, kumaşların serim yönü ve sırası, vb.)
- Geometrik özellikler (kesit alanı, bağlantı yarıçapı, vb.)
- Sınır koşulları ve yükleme (kenarları serbest olmayan⁴⁴, bir kenarı serbest⁴⁵)

Bu etmenler teker teker ele alınacaktır.

⁴⁴ İngilizce karşılığı “no – edge – free (NEF)” şeklindedir.

⁴⁵ İngilizce karşılığı “one – edge – free (OEF)” şeklindedir.

Dizilim sırası ve serim açısının son burkulma dayanımına etkisi

Kompozitler, iki veya daha fazla malzemenin yüksek sertlik, hafiflik vb. belirli bir amaç için birleştirilmesiyle oluşturulur. Dolayısıyla elyaf yönünü, dizilim sırasını ve/veya bileşenlerini kullanım amacına göre değiştirerek kompozitin niteliklerinin artırılması mümkündür. Buradan yola çıkarak bu bölümde, malzemenin son burkulma dayanımına etkisi ve iyileştirme yöntemleri irdelenecektir.

Malzeme etkileri düşünüldüğünde, katmanların serim sırasını değiştirmek katmanlı yapıyı güçlendirmenin en bilinen yöntemi gibi gözükmektedir. Çünkü istenilen özelliklere göre hem elyafların yönünü hem de kumaşların dizilim sırasını değiştirerek malzemede iyileştirme yapabilmek mümkündür. Örneğin izotropiye yaklaşabilmek için katmanların ortotropik olarak simetrik ve dengeli bir biçimde yerleştirilmesi gerekir [48].

Katmanların dizilimi belirlenirken genellikle yapının baskın hasar türü dikkate alınır [47, 49–55]. Bu doğrultuda yapılan gerek ampirik gerekse de teorik çalışmalar, 45°'lik katın son burkulma dayanımı açısından en güçlü elyaf yönü olduğunu göstermiştir [9–10,49–56]. Bunun için de 45°'lik kumaşların, kompozitin orta düzleminden mümkün olduğunca uzağa yerleştirilmesi gerekir [9]. Öte yandan kompozitin çekme mukavemetini arttırmak için de 0°'lik lifler öne çıkar [9, 57]. Benzer şekilde 0°'lik lifler de kompozitin orta düzleminden mümkün olduğunca uzağa konumlandırılarak çekme mukavemetinde iyileştirme yapılabilir. Bu durum her ne kadar kendi içerisinde bir çelişki gibi gözükse de Kassapoglou [9], üretilecek olan parçanın kullanıldığı yere ve baskın hasar türüne göre en uygun tasarımın yapılması gerektiğini belirtmektedir. Ancak 0°'lik ve 45°'lik liflerin ne konumu ne de yüzdesi, son burkulma dayanımının ve/veya malzeme mukavemetinin çok yüksek olacağı anlamına gelmemektedir. Nitekim Podolak ve diğerlerinin [58] yaptığı bir çalışmada 0°'lik ve 45°'lik liflerin son burkulma mukavemeti üzerindeki etkisi incelenmiştir. Bu amaçla cam elyaf takviyeli polimerlerden (GFRP)⁴⁶ üretilen kare şeklindeki kolonların son burkulma dayanımları, hem deneysel hem de sayısal olarak bulunmuştur. Araştırmaya göre, sadece 45°'lik katmanlardan oluşan numunelerin son burkulma dayanımı, hem 0° hem de 45° katmanları olan numunelere göre daha düşük çıkmıştır. Aynı zamanda son burkulma dayanımı en yüksek olan numunenin en fazla sayıda 0°'lik katmana sahip olduğu

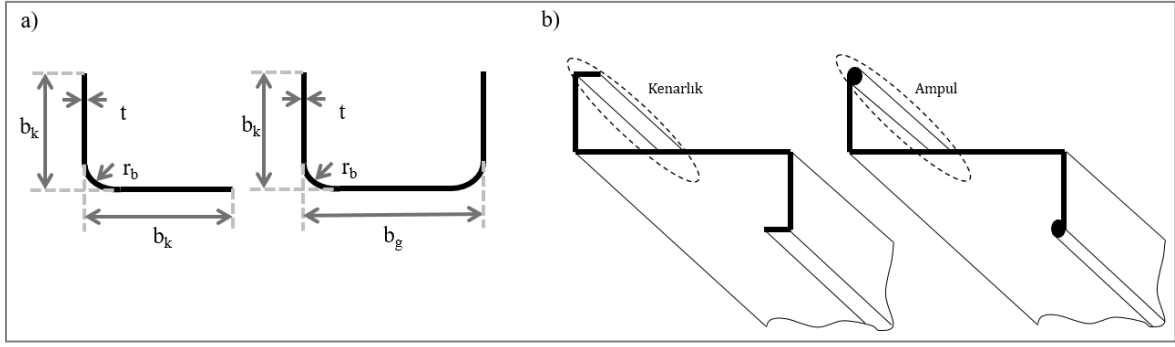
⁴⁶ İngilizce karşılı "glass fiber reinforced polymer" olarak verilmiştir.

görülmüştür. Bu durum 0° 'lik katmanların yük taşıma kapasitesinin daha fazla olmasıyla açıklanabilir. Diğer bir ifadeyle eksenel yükler esas olarak yükü aynı doğrultudaki lifler tarafından taşınmaktadır. Diğer taraftan malzeme iyileştirme süreci, sadece kumaşların serim sırası ve elyaf yönlerinin değiştirilmesiyle sınırlı değildir. Kullanılan lif ve reçine malzemelerinin türleri de önemlidir. Örneğin, CFRP'nin malzeme mukavemeti GFRP'den daha yüksektir ve GFRP yerine CFRP kullanılarak son burkulma mukavemeti de arttırılabilir [58–59]. Yine benzer şekilde malzeme içeriğinin değiştirilmesi de katmanlı yapıların son burkulma dayanımını artırabilir [60]. Özbek [61] tarafından yapılan bir araştırmada kevlar/reçine elyaf takviyeli katmanlı bir malzemeye silika nanopartikülleri eklenerek numunelerin ön burkulma ve son burkulma performansında önemli bir artış sağlanmıştır.

Günümüze değin yapılan çalışmalarda görülmüştür ki kompozit malzemelerin serimi değiştirilerek parçalarda iyileştirmeler yapılabilir. Her ne kadar delaminasyon, reçinelerde çatlama, elyaflarda kırılma gibi sorunlar bir noktadan sonra kaçınılmaz olsa da serilen kumaşların sürekliliği sağlanarak da parçalar kuvvetlendirilebilir [62]. Öte yandan, kumaşların seriminde yapılabilecek değişikliklerin, son burkulma dayanımına geometrik değişiklikler kadar etki etmediği de düşünülmektedir [8, 63].

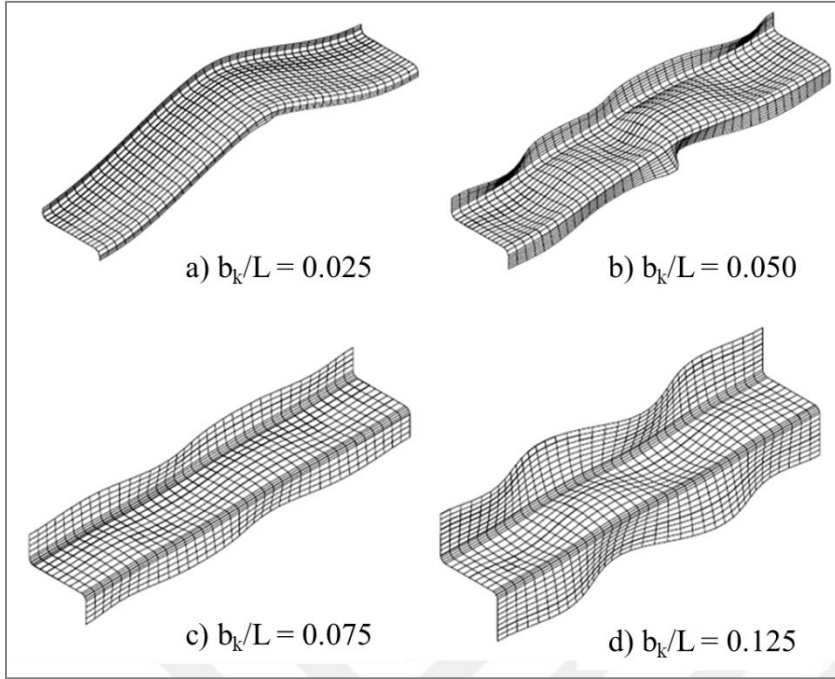
Geometrik özelliklerin son burkulma dayanımına etkisi

Son burkulma dayanımını artırmak için başvurulan yöntemlerden biri de geometrik özelliklerde değişiklikler yapmaktır. Şekil 2.13'te gösterilen kesit alanı (L kesit, U kesit), kulakçık genişliği (b_k), gövde genişliği (b_g), kalınlık (t) ve bağlantı yarıçapı (r_b) gibi unsurlarda yapılacak olan değişikliklerle parçalarda ciddi anlamda güçlenme gözlemlemek mümkündür [64]. Bilhassa, son burkulma dayanımını bulabilmek için kullanılan eşitliklerde kulakçık yarıçapının kalınlığa oranına rastlanır [65].



Şekil 2.13. Geometrik etmenler a) kesit geometrisi b) uzantı [25]

Kulakçık ve gövde genişliklerini değiştirmek, parçaların yapısal direngenliğini yükselttiği için burkulma davranışını belirlemede etkin rol oynar. Rhee ve O. [66] yaptıkları araştırmada C kesit alanına sahip kolonlarla kulakçık genişliğinin burkulmaya etkisini hem deneysel hem de teorik olarak ele almaktadır. Buna göre kulakçık genişliğinin gövde genişliğine oranının artırılmasıyla son burkulma dayanımının azaldığı gösterilmiştir. Benzer bir çalışma da Kweon [8] tarafından Z kesit alanına sahip kolonlar için Şekil 2.14'te verildiği gibi yapılmıştır. Rhee ve O.'ya [66] ek olarak Kweon [8], çok uzun kulakçık ve gövde genişliklerinin yapıdaki burkulma performansını olumsuz şekilde etkileyebileceğini göstermiştir. Zira artan genişlikle kulakçıklar, bir levha gibi davranmış ve eğilmeye karşı atalet momentini artırmıştır. Ancak kulakçık genişliğini çok fazla artırmak gövdenin kısıtlayıcı etkisini düşürdüğünden yerel burkulma dayanımının da azaldığı belirlenmiştir. Aynı zamanda çok kısa tutulan kulakçık ve gövde genişliklerinde de iyileştirme sağlamayacağına dikkat çekilmiştir. Dolayısıyla, mevzubahis olan genişliklerin en uygun değerini bulmak gerekir.

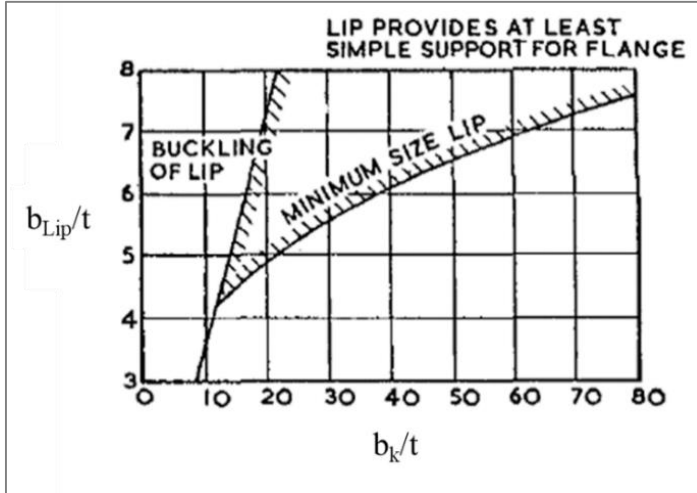


Şekil 2.14. Kulakçık genişliğinin son burkulma dayanımına etkisi (Gövde genişliği sabit, $b_g/L = 0.175$) [8]

Geometrik değişiklikler sadece kulakçık genişliği, kalınlık, vb. etmenlerden ibâret değildir. Kulakçık genişliklerinin Şekil 2.13 b)'de gösterildiği gibi bükülerek fazladan uzatılması da burkulmayı öteler [67–73]. Çünkü kenarlık⁴⁷ ve ampul⁴⁸ adı verilen bu uzatmalar, serbest kenarlarda dönmeye karşı bir kısıt oluşturur. Burkulmayı önlemek/geciktirmek için basit destekli levhalarda kullanılabilecek en düşük kenarlık boyutları Şekil 2.15'de verilmiştir [67]. Ancak unutulmamalıdır ki kenarlık ve ampul uygulamaları genellikle metalik yapılarda kullanılmaktadır. Kompozit malzemelerdeki uygulanabilirliği deneysel ve teorik olarak araştırılmalıdır.

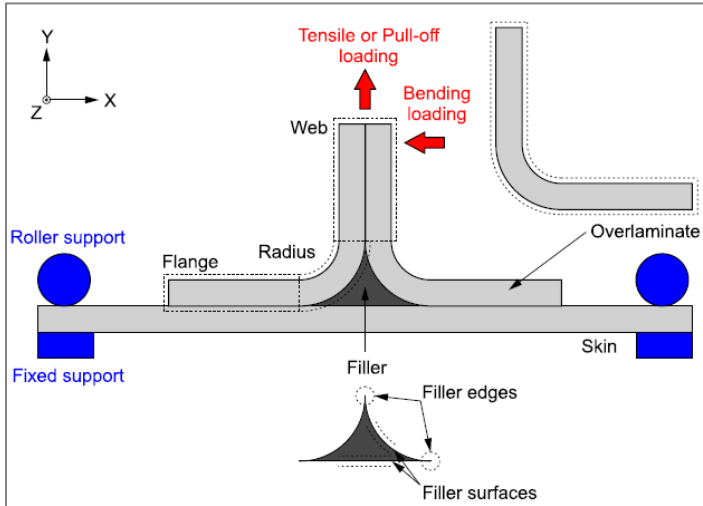
⁴⁷ İngilizce karşılığı “lip” olarak verilmiştir.

⁴⁸ İngilizce karşılığı “bulb” olarak verilmiştir.



Şekil 2.15. Basit destekli levhalar için en düşük kenarlık boyutları [67]

Kulakçığın ve gövdenin birbirlerine Şekil 2.16’da gösterildiği gibi yumuşak bir geçişle bağlanması yaygın bir uygulamadır. Köşe yarıçapı⁴⁹ olarak bilinen bu kavisli geçiş, kompozit yapılarıdaki burkulma hesaplamalarında göz önüne alınması gereken bir diğer geometrik etmendir [9, 74–75]. Zirâ köşe birleşim bölgelerinde Şekil 2.16’da görüldüğü üzere bir boşluk söz konusudur ve bu durum yapısal bütünlüğün bozulmasına sebep olur. Böylece kuvvet etkisi altındaki katmanlı parçaların mekanik tepkileri farklılaşır.



Şekil 2.16. Dolgu geometrisi [76]

Köşe bölgelerindeki boşluklar genellikle dolgu malzeme (reçine) ile kaplanır. Gerek boşluğun geometrisi ve gerekse de kullanılan dolgu malzemesinin özelliklerinden ötürü köşe

⁴⁹ İngilizce karşılığı “fillet radius” şeklindedir.

yarıçapındaki gerilim dağılımı düzgün değildir. Çünkü ısı genleşme, direngenlik, Poisson oranı gibi özellikler her katmanda değişkenlik göstermektedir [76–79]. Dolayısıyla örgü [80], dokuma [81], döşeme [82–83] vb. çeşitli takviye yöntemleriyle [76, 80, 84–85] köşe bölgesi doldurularak boşluğun etkisi azaltılmaya çalışılır. Benzer şekilde, köşe yarıçapı değiştirilerek [75, 85–90], dolgu bölgesi bölünerek [86, 91–93] ve/veya diğer başka yaklaşımlarla [94–95] köşe bölgesindeki yüksek ve sert gerilim dağılımı azaltılmak istenir. Bilhassa, köşe yarıçapının artırılması ön burkulma ve son burkulma dayanımlarının geliştirilmesi açısından önemlidir [74–75]. Bunun nedeni ise ilgili bölgedeki dolgu malzemesiyle açıklanır. Öte yandan, Z, L, C gibi kesit alanına sahip parçalarda dolgu boşluğu olmadığı için burkulma mukavemeti açısından bir değişiklik olmamaktadır [9]. Nitekim Debski ve diğerleri [43] yaptıkları çalışmada, C kesitli kolonlar için sonlu eleman modeli oluştururken köşe yarıçapının simülasyonunu göz ardı etmektedirler. Köşe yarıçapları sonlu eleman modellerinde yer almamasına rağmen sayısal hesaplamalar ile test sonuçlarının birbirleriyle uyumlu olduğu gözlemlenmiştir. Ancak katmanlı kompozit malzemedan üretilmiş I ve J gibi kesit alanına sahip profillerdeki köşe yarıçapının ön burkulma ve son burkulma dayanımına etkisinin daha ayrıntılı olarak araştırılmasına ihtiyaç vardır.

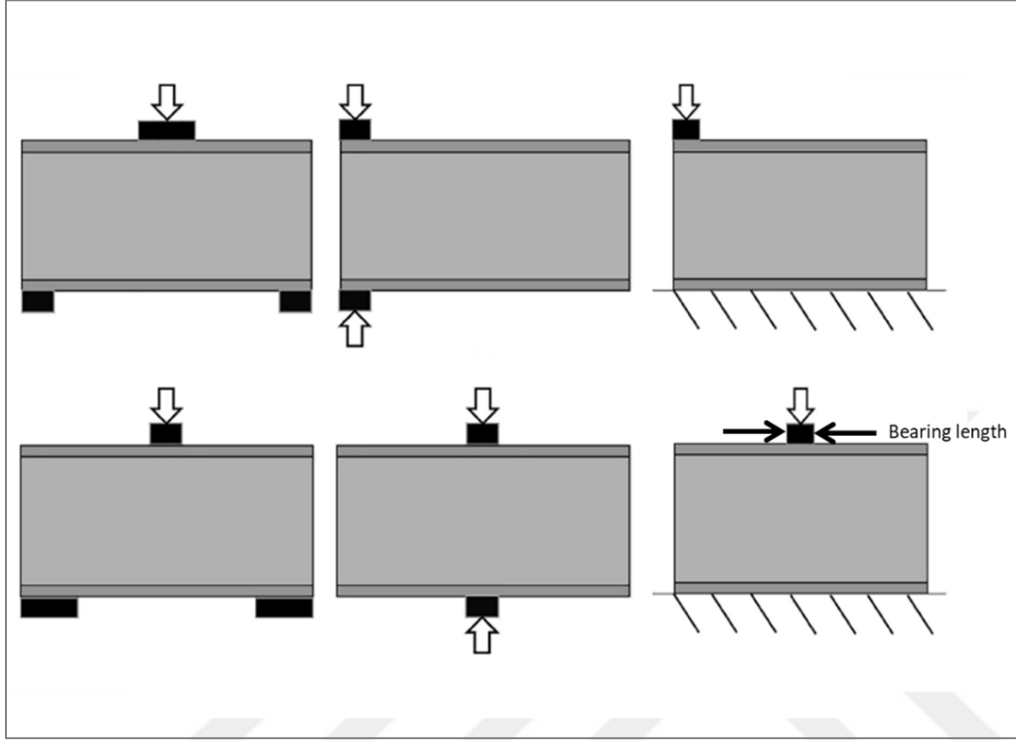
Geometrik etmenler düşünüldüğünde kesit alanlarındaki farklılıkların da son burkulma mukavemetini etkilediği görülmüştür [96–98]. Örneğin, Masood ve diğerleri [96] kesit alanının, güçlendirilmiş panellerdeki⁵⁰ burkulma davranışına etkisini araştırmışlardır. Bu doğrultuda T, I ve J kesit alanına sahip güçlendiricilerle bütünleştirilmiş panellerdeki ön burkulma ve son burkulma dayanımları karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak I ve J kesitli güçlendiricilerin olduğu panellerin ön burkulma ve son burkulma mukavemetlerinin belirgin bir şekilde yüksek olduğu gözlemlenmiştir.

Sınır koşulları ve yüklemenin son burkulma dayanımına etkisi

Yükleme ve sınır koşullarının doğru bir şekilde tanımlanması hesaplamalardaki hata oranını azaltmak adına önemlidir. Yüklem ve kısıtlamaların türüne göre iki tür burkulma

⁵⁰ İngilizce karşılığı “stiffened panel” şeklindedir.

durumundan bahsetmek mümkündür. Bunlardan biri Şekil 2.17’de verildiği üzere gövde burkulması⁵¹, diğeri ise Şekil 2.18’deki gibi aksenel burkulmadır⁵².



Şekil 2.17. Gövde burkulması [99]

Gövde burkulması genellikle inşaat mühendisliği uygulamalarında ele alınır ve yük, yapının gövdesi (yani yapının enine) doğrultusunda uygulanır. Gövde burkulması, yükün uygulandığı yere ve konulan hareket kısıtlamalarına göre türlere ayrılabilir (Bkz. Şekil 2.17). Şimdiye dek yapılan çalışmalar sonucunda parçanın orta kısmından yük uygulandığı takdirde yapının yük taşıyabilme kapasitesinin daha yüksek olduğu sonucuna ulaşılmıştır [99–108]. Ayrıca yükün uygulandığı yüzeyin genişliğini artırmak da yapısal direngenliği artıracak için son burkulma dayanımı artırmaktadır [47,109].

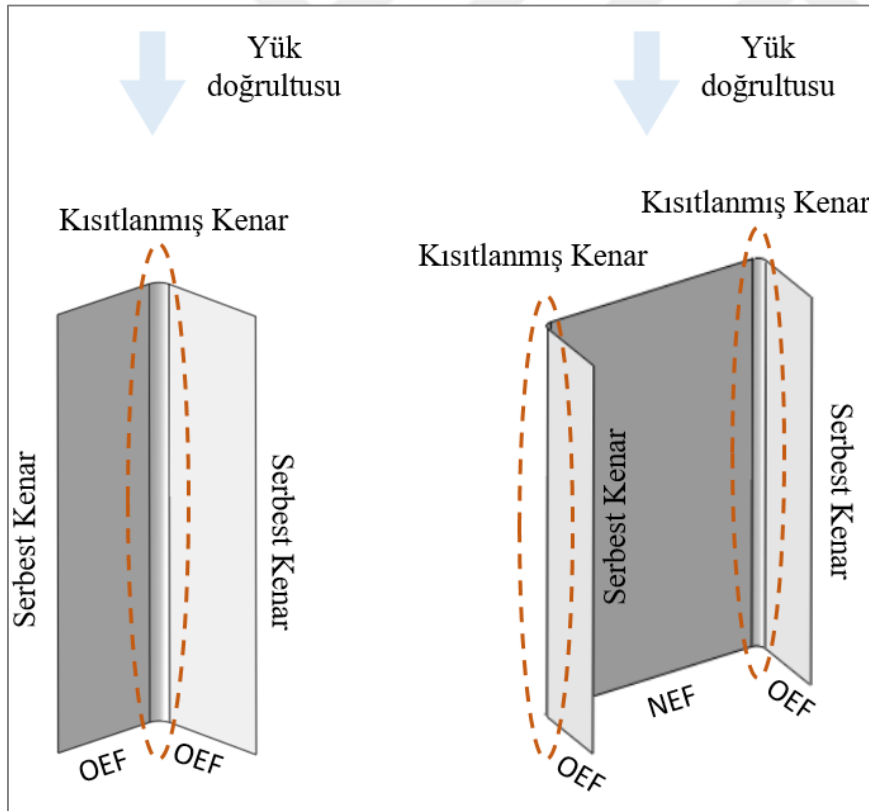
Eksenel burkulma kavramı ise çoğu zaman havacılık endüstrisinde bakılan bir hasar türüdür. Eksenel yüklemede yükün uygulandığı ve hareket kısıtlamalarının bir örneği Şekil 2.18’de belirtildiği gibidir. Buna göre kuvvet, parçanın uzunluğu doğrultusunda uygulanır. Bu durumda ise kuvvetin uygulandığı yerin doğru bir şekilde belirlenmesi önemlidir. Zira uygulanan yük, parçanın burkulma dayanımını zayıflatıcı etkiye hâiz olabilir. Nitekim

⁵¹ İngilizce karşılığı “web buckling” şeklindedir.

⁵² İngilizce karşılığı “axial buckling” şeklindedir.

Wysmulski ve diğerlerinin [110] yaptığı bir çalışmada, yük eksenini kolonların geometrik merkezinin dışından geçmektedir. Bundan ötürü parça üzerinde eğilme momenti gözlemlenmiştir. Eğilme momenti ise parçanın son burkulma dayanımını düşürmektedir.

Kenarlardaki yer değiştirme kısıtları da yapıların yük taşıma kabiliyeti üzerinde belirleyici bir öneme sahiptir. Burada da kenarları serbest olmayan (NEF)⁵³ ve bir kenarı serbest (OEF)⁵⁴ şeklinde iki tür kısıttan bahsetmek mümkündür. Kenarları serbest olmayan burkulma türünde plakanın tüm kenarlarında hareket kısıtlanırken, bir kenarı serbest türde ise yükün uygulanmadığı kenarlardan birinde hareket engeli bulunmaz [9, 65]. Örneğin, C kesitli bir kolonun gövde bölümünün hareketleri tüm yönlerde kısıtlanır. Bu nedenle NEF olarak anılır. Fakat L kesitine sahip bir plaka ise serbest kenarı nedeniyle OEF olarak kabul edilir. Ancak kenarları serbest olmayan plakalardaki yük taşıyabilme kapasitesinin de daha yüksek olduğu unutulmamalıdır [9].



Şekil 2.18. Eksenel burkulma [25]

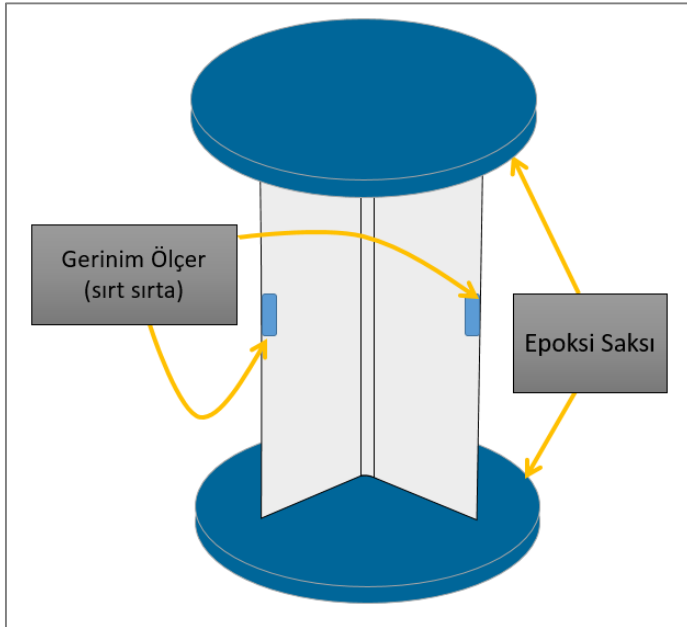
⁵³ İngilizce karşılığı “no – edge – free” şeklindedir.

⁵⁴ İngilizce karşılığı “one – edge – free” şeklindedir.

2.3.2. Son burkulma dayanımı testleri

Ampirik çalışmalar, analitik ve/veya sonlu elemanlar yöntemi ile yapılan hesaplamaları doğrulayabilmek için önemlidir [5, 111–112]. Test numunelerinin geometrileri, sınır koşulları ve kompozit malzemenin serim sırası belirlendikten sonra test düzeneği hazırlanır. Burkulma sonrası dayanım testleri genellikle numunenin hazırlanması ve test düzeneği olarak iki süreçte incelenir.

Son burkulma dayanımı testlerinde kullanılan numunelerin basit bir örneği Şekil 2.19’da verilmiştir. Şekilde görüldüğü üzere numune her iki ucundan, epoksi doldurulmuş kasnaklar içerisine oturtulmuştur. Bunun amacı [75]; ilk olarak uygulanacak olan yükün numune üzerinde eşit bir şekilde dağılımını sağlamaktır. İkinci olarak da numunenin uçlarının, süpürgeleme denilen biçimsizleşerek bozulmasını önlemektir. Ayrıca bu sâyede numunenin her iki ucunda da dönmeye karşı bir kısıt da oluşturulmuştur. Yük, test parçasına aksel yönde⁵⁵ uygulanır. Şekil 2.19’da da gösterildiği gibi gerinim ölçerler numunenin her iki tarafına sırt sırta konumlandırılarak yapıştırılmıştır. Böylece, kulakçıkların her iki tarafındaki eşit yüklemenin sağlanıp sağlanmadığı kontrol edilir.



Şekil 2.19. Deney numunesi örneği [25]

⁵⁵ Basma kuvveti uygulanır.

Minguet [113] deneyin icrâsını basitçe açıklanmıştır. Buna göre, deneye başlamadan önce gerinim ölçerlerin doğru bir şekilde çalışıp çalışmadığını kontrol etmek amacıyla hafif nitelikte⁵⁶ (örneğin uygulanması planlanan yükün %25'i) değerlerde basma kuvveti uygulanır. Daha sonra yük boşaltılır ve ölçülen gerinim değerlerinin uygunluğu kontrol edilir. Eğer kaydedilen ve okunan değerler arasındaki fark kayda değer durumda ise eşit yükleme sağlamak amacıyla numune tekrardan hizalanır. Bu işlem, sırt sırta yerleştirilmiş gerinim ölçerlerden okunan değerler eşleşinceye dek tekrarlanır. Her iki kulakçık için aynı yükleme sağlanınca, test yükleme mekanizması sabitlenir. Buna dikkat edilmediği takdirde eksen dışı yükleme sebebiyle testin icrâsı doğru bir şekilde gerçekleştirilememiş olur.

2.4. Teorik Çalışmalar

Daha önceki bölümlerde de dile getirildiği gibi kompozit malzemelerin anizotropik özelliklerinden dolayı son burkulma dayanımının analitik olarak hesaplanması izotropik malzemeler kadar kolay değildir. Bu nedenle genellikle kumaşların yönlerini ve serim sırasını değiştirerek mümkün mertebe izotropik davranışa yaklaştırmaya çalışılır. Tamamen izotropik davranışa yaklaşmak mümkün olmasa da ortotropik yerleşimlerle malzeme davranışında simetri yakalanmak istenir. Dolayısıyla yapılan hesaplamalar da bu bakış açısı üzerine kurulur [45, 51, 114–115].

Yapıların geometrisi ve sınır koşulları da dikkate alınarak kompozitlerdeki son burkulma dayanımı hesaplamalarının temel çıkış noktası klasik laminasyon teorisidir ⁵⁷ [45, 51, 114, 116–118]. Fakat yine de test sonuçları ve matematiksel hesaplamalar arasında bazı uyumsuzluklar söz konusu olabilir. Test sonuçları ile hesaplamalardaki farklılıklar yükleme ve sınır koşullarının tam olarak birbirleriyle örtüşmemesinden kaynaklı olabilir. Ayrıca, $\pm 45^\circ$ 'lik katmanların yüksek miktarda olması, malzemenin doğrusal yapısını bozmaktadır [65]. Yükleme ve sınır koşulları daha doğru bir şekilde hesaplamalara yansıtıldığı takdirde de test sonuçları ve analitik yaklaşımlar da birbirine yaklaşacaktır.

Son burkulma hasarı eğrileri genellikle birimsiz (boyutsuz) olarak çizilmiştir. Hasar eğrilerinin eksenlerinden biri dayanımı gösterirken diğeri ise kompozitin yapısal ve/veya geometrik özellikleri simgeler [65]. Son burkulma mukavemeti, metalik parçalarda akma

⁵⁶ Numunede plastik (kalıcı) hasar oluşturmayacak nitelikte olmalıdır.

⁵⁷ Bölüm 2.1.3'te klasik laminasyon teorisine detaylı olarak yer verilmiştir.

mukavemeti⁵⁸ ile boyutsuz forma dönüştürülürken katmanlı kompozitlerde çekme mukavemeti⁵⁹ kullanılır. Malzeme özelliklerinin verildiği eksen ise metallerde uzama direngenliği ile boyutsuz hale çevrilirken, kompozitlerde ise hem uzama direngenliği hem de eğilme direngenliği kullanılır. Zirâ unutulmamalıdır ki düzlem içi direngelikler kompozit malzemeler için eşit olsa bile farklı dizilimlerde, farklı yük seviyelerinde burkulma gözlemlenebilir. Dolayısıyla, katmanlı malzemelerde son burkulma dayanımı eğrilerini oluştururken dikey ve yatay eksen için Eşitlik (2.53)'te verilen terimler sırasıyla kullanılır [65].

$$\frac{\sigma_{cc} E_x}{\sigma_{cu} \bar{E}} \quad \text{ve} \quad \frac{b_k \bar{E}}{t E_x} \sqrt{\frac{\sigma_{cu}}{E_x E_y}} \quad (2.53)$$

σ_{cc} terimi son burkulma dayanımını, σ_{cu} terimi çekme mukavemetini, E_x terimi x eksenini doğrultusundaki uzama modülünü, E_y terimi y eksenini doğrultusundaki uzama modülünü, b_k terimi kulakçık genişliğini, t terimi kalınlığı, $\bar{E}$ terimi ise etkin katılık modülünü simgelemektedir ve Eşitlik (2.54)'te verildiği gibi hesaplanır.

$$\bar{E} = \frac{12D_{11}}{t^3} (1 - \nu_{xy}\nu_{yx}) \quad (2.54)$$

D_{11} terimi eğilme direngenliğini, ν_{xy} terimi boyuna Poisson oranını, ν_{yx} terimi enine Poisson oranını, t terimi ise kalınlığı simgelemektedir.

Güçlendirilmiş yapısal parçalar Bölüm 2.3.1'de anlatıldığı gibi bir kenarı serbest veya kenarları serbest olmayan sınır koşullarından oluşur. Bu noktadan hareketle her bir parça için Bölüm 2.4.1'de ve Bölüm 2.4.2'de anlatıldığı gibi son burkulma dayanımı hesaplanır. Sonrasında Eşitlik (2.55) kullanılarak ağırlıklı ortalama toplam yaklaşımı ile güçlendirilmiş panelin toplam son burkulma dayanımı bulunur [6, 65, 67].

$$\sigma_{cc\text{ toplam}} = \frac{\sum_{i=1}^N \sigma_{cc_i} \cdot b_{k_i} \cdot t_i}{\sum_{i=1}^N b_{g_i} \cdot t_i} \quad (2.55)$$

⁵⁸ İngilizce karşılığı “yield strength” şeklindedir.

⁵⁹ İngilizce karşılığı “ultimate strength” şeklindedir.

Bu yaklaşım için kalınlığın güçlendirilmiş panel boyunca değişken olmadığı varsayılmaktadır [65].

2.4.1. Bir kenarı serbest yapılarda son burkulma dayanımı

Teorik olarak, bir kenarı serbest ortotropik kompozit levhalar için burkulma yükleri Eşitlik (2.56) kullanılarak elde edilir [9, 31].

$$N_x^{cr} (OEF) = \frac{12D_{66}}{b_k^2} + \frac{\pi^2 D_{11}}{L^2} \quad (2.56)$$

Eşitlik (2.56)'nın uygulanabilmesi için katmanların dengeli ve simetrik olarak yerleştirilmesi gerektiği unutulmamalıdır. Eğilme direngenliği açısından önemli bir paya sahip olan D_{66} terimi, uzun levhalarda ön burkulma dayanımının belirlenmesinde rol oynamaktadır. Burkulma dayanımını artırmak için D_{66} teriminin büyük olması istenir. Bu yüzden 45° 'lik katmanlar, kompozitin orta düzleminden mümkün mertebe uzağa yerleştirilmelidir. Aynı zamanda son burkulma dayanımı da 45° 'lik kumaşların, orta düzleminden uzağa yerleştirilmesiyle artırılabilir. Öte yandan kompozitlerdeki çekme mukavemetini artırmak için de 0° 'lik kumaşların, orta düzleminden uzağa yerleştirilmesi gerekir. Dolayısıyla, katmanların yerleşim düzenine karar verilirken yapının hasar öncelikleri dikkate alınarak hangi özelliğin gerekli olduğunu doğru bir şekilde belirleyebilmek önemlidir. Sonrasında da buna uygun şekilde kumaşların dizilimine karar verilebilir [9, 48, 52–54, 119].

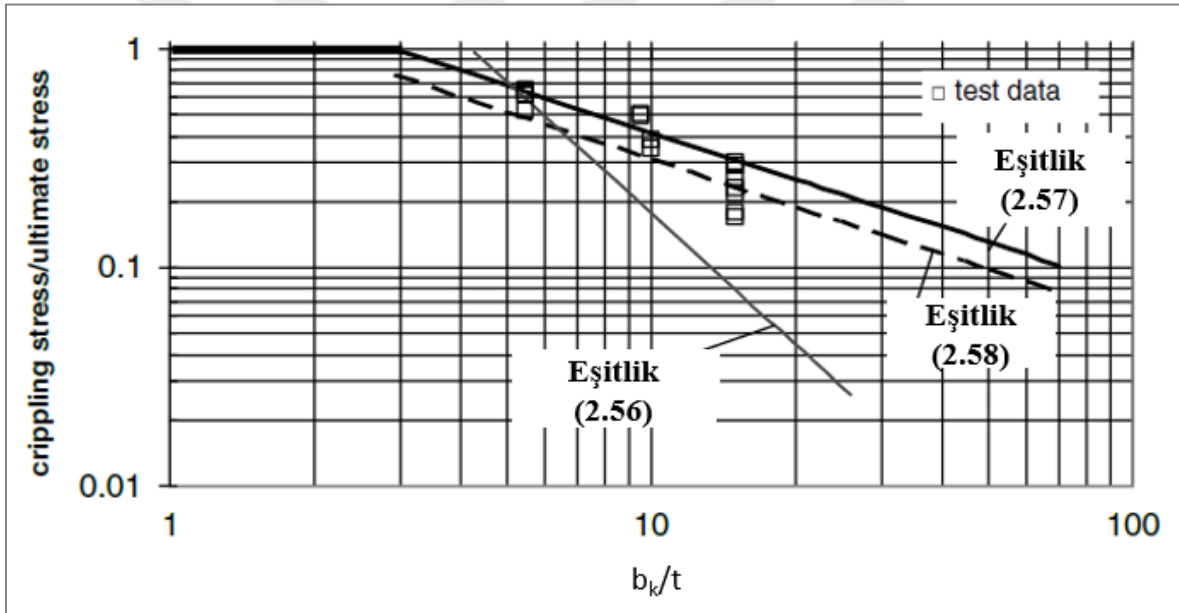
Eşitlik (2.56), ilk burkulma değerini bulmak için kullanılır ve Şekil 2.20'de gösterildiği gibi düşük b_k/t değerleri için test sonuçlarıyla uyumludur. Fakat kulakçık genişliğinin kalınlığa oranı (b_k/t) arttıkça sınır koşullarının denkleme yansıtılmasındaki zorluklar nedeniyle, Eşitlik (2.56) fazla güvenli kalır. Netice itibarıyla de Şekil 2.20'de daha fazla veriyi kapsaması amacıyla son burkulma dayanımını hesaplayabilmek için (2.57)'deki eşitlik geliştirilmiştir [9, 65].

$$\frac{\sigma_{cc}}{\sigma_{cu}} = \begin{cases} 1, & b_k < 2.91t \\ \frac{2.151}{\left(\frac{b_k}{t}\right)^{0.717}}, & b_k \geq 2.91t \end{cases} \quad (2.57)$$

σ_{cc} terimi son burkulma dayanımını, σ_{cu} terimi çekme mukavemetini, b_k kulakçık genişliğini, t ise kalınlığı simgelemektedir. Tasarım açısından güvenli tarafta yer almak için B – temelli hesaplama ile Eşitlik (2.58) de kullanılabilir [9, 65].

$$\frac{\sigma_{cc}}{\sigma_{cu}} = \begin{cases} 1, & b_k < 1.98t \\ \frac{1.63}{\left(\frac{b_k}{t}\right)^{0.717}}, & b_k \geq 1.98t \end{cases} \quad (2.58)$$

Eşitlik (2.57) veya (2.58) kullanılarak yapılacak olan hesaplamalarda 0°'lik ve 45°'lik katların her biri, kompozitin diziliminde en az %25'lik orana sahip olmalıdır. Aksi takdirde mevzubahis olan eşitlikler kullanılamaz [9, 65].



Şekil 2.20. Bir kenarı serbest parça için son burkulma dayanımı eğrisi [9, 65, 74]

2.4.2. Kenarı serbest olmayan yapılarda son burkulma dayanımı

Bir kenarı serbest ortotropik kompozit levhalar için burkulma yükleri Eşitlik (2.59) kullanılır [9].

$$N_x^{cr} (NEF) = \frac{2\pi^2}{b_k^2} [\sqrt{D_{11}D_{22}} + D_{12} + 2D_{66}] \quad (2.59)$$

Eşitlik (2.59)'un kullanılma şartlarından biri de katmanların dengeli ve simetrik bir dizilimi olmasıdır. Bir kenarı serbest plakalardakine benzer şekilde 45°'lik katlar kompozitin orta düzleminden uzağa yerleştirildiği takdirde eğilme direngenliğini ifade eden D_{66} terimi büyür. Böylece kenarları serbest olmayan levhalardaki son burkulma mukavemeti artırılır. Yine benzer şekilde 0°'lik katlar da çekme mukavemeti açısından orta düzlemden uzakta bir konuma yerleştirilmek istenir. Bunun için de baskın hasar türüne göre uygun bir tasarım yapılması önerilir [9].

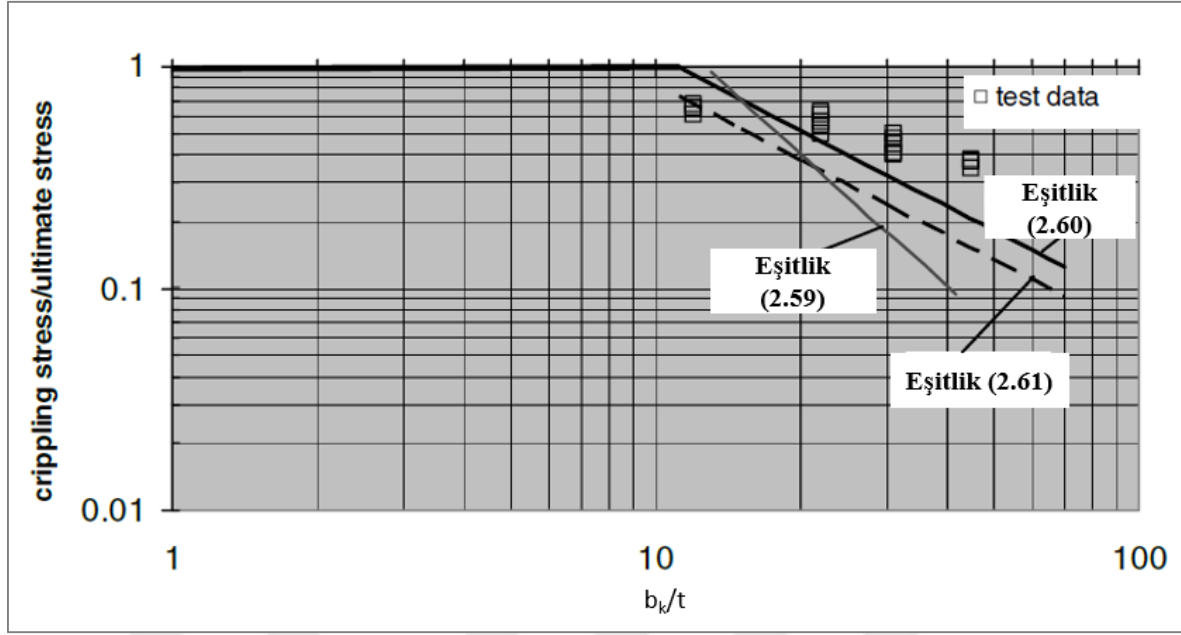
Şekil 2.21'de gösterildiği gibi kulakçık genişliğinin kalınlığa oranının (b_k/t) küçük olduğu test verileriyle Eşitlik (2.59) benzer sonuçlar vermiş olsa da bu oran büyüdükçe ilgili eşitlik fazla güvenli sayılır. Bu sebeple son burkulma mukavemetini hesaplayabilmek maksadıyla Eşitlik (2.60) geliştirilmiştir [9, 65].

$$\frac{\sigma_{cc}}{\sigma_{cu}} = \begin{cases} 1, & b_k < 11.07t \\ \frac{14.92}{\left(\frac{b_k}{t}\right)^{1.124}}, & b_k \geq 11.07t \end{cases} \quad (2.60)$$

σ_{cc} terimi son burkulma dayanımını, σ_{cu} terimi nihâi basma mukavemetini, b_k kulakçık genişliğini, t ise kalınlığı simgelemektedir. Hesaplamaların daha güvenli olması açısından B – temelli hesaplamaya dayanan (2.61)'deki eşitlik geliştirilmiştir [9, 65].

$$\frac{\sigma_{cc}}{\sigma_{cu}} = \begin{cases} 1, & b_k < 8.443t \\ \frac{11.00}{\left(\frac{b_k}{t}\right)^{1.124}}, & b_k \geq 8.443t \end{cases} \quad (2.61)$$

Eşitlik (2.60) ve/veya Eşitlik (2.61)'in kullanılabilir olması için dikkat edilmesi gereken husus 0°'lik ve 45°'lik katların her birinin kompozit içerisinde %25 oranında yer alması gerekmektedir. Böylece kenarları serbest olmayan yapılardaki son burkulma dayanımını hesaplamak için Eşitlik (2.60) ve/veya Eşitlik (2.61) kullanılabilir; aksi takdirde uygulanamaz [9, 65].



Şekil 2.21. Kenarları serbest olmayan parça için son burkulma dayanımı eğrisi [9, 65, 74]

2.4.3. Sonlu eleman yaklaşımı

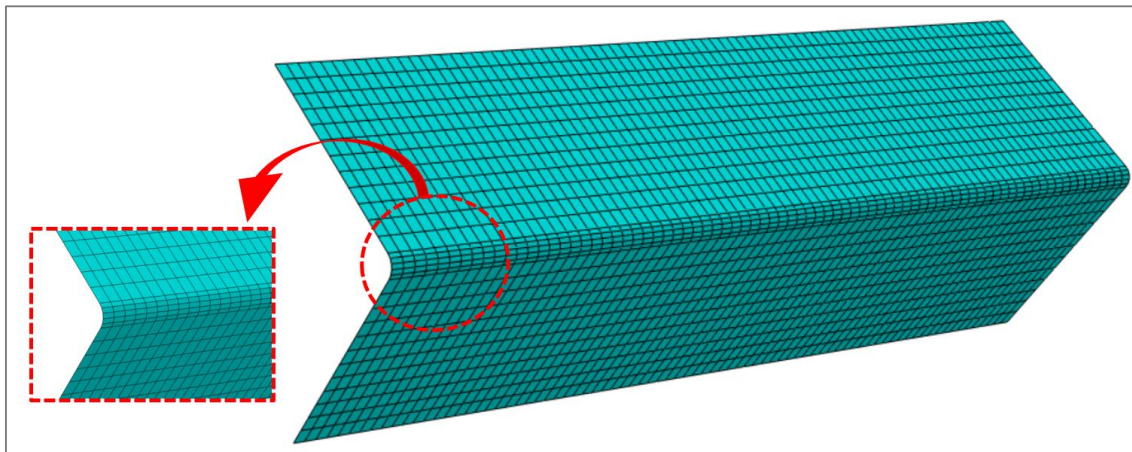
Bilgisayarların hesaplama kapasitesinin artmasıyla birlikte sonlu elemanlar analizi her geçen gün yaygınlaşmaktadır. Sonlu elemanlar yöntemi ile burkulma dayanımının bulunmasında da Abaqus, Patran/Nastran ve ANSYS gibi programlardan yararlanılmaktadır. Analiz için hangi program kullanılırsa kullanılsın, sonlu eleman yaklaşımında mühim olan nokta modelin mümkün olduğunca doğru kurulmasıdır. Modeli oluştururken ağ boyutu⁶⁰ [120–128], sınır koşulları [42, 129–132] ve geometrik kusurlar⁶¹ [131, 133–137] gibi hesaplamaların doğruluğunu etkileyen bazı etmenlere sonlu eleman analizinde dikkat etmek gerekmektedir. İlâveten, katmanlı kompozit bir malzemeden yapılmış bir parçanın sonlu eleman modeli oluşturulurken her bir katmanın lif açısı farklı olabileceği için malzeme koordinat sisteminin de doğru bir şekilde tanımlanmalıdır. Zirâ kuvvet etkisi altındaki liflerin davranışları açılara göre değişebilmektedir. Modelin kurulumu aşamasında mühim olduğu düşünülen noktalara dikkat edilse bile sonlu eleman çözümleri ile test sonuçları arasında bazı farklılıklar ile karşılaşmak kaçınılmazdır.

Ağ boyutu, sonlu eleman analizinin sonuç hassasiyetini etkileyen ana parametrelerden biridir [121, 125–128, 138]. Ağ boyutunu düşük tutarak eleman sayısını arttırmamanın test sonuçlarına

⁶⁰ İngilizce karşılığı “mesh size” şeklindedir.

⁶¹ İngilizce karşılığı “imperfection” şeklindedir.

yakınsamaya yardımcı olduğu bilinse de çok küçük ağ boyutları da her zaman tavsiye edilmez. Bunun yerine ağ boyutunun mümkün olduğunca büyük tutulması tercih edilir. Çünkü eleman sayısındaki artış, hesaplama süresinin de uzamasına neden olur. Ayrıca, ne kadar çok eleman oluşturulursa, hesaplamaların yapılabilmesi için o kadar büyük bellek alanına ve o kadar güçlü işlemciye ihtiyaç duyulur. Dolayısıyla modelleme sırasında ön/son burkulma yüklerin hesaplanması için en uygun ağ boyutunun bulunması tavsiye edilir [121, 139]. Bununla birlikte bir parça üzerinde ağ boyutunun her zaman aynı olması gerekmez. Yüksek gerilimin gözlemlendiği bölgeler daha küçük elemanlar ile modellenirken düşük gerilimi olan bölgeler daha büyük elemanlarla modellenebilir. Meselâ Şekil 2.22’teki gibi L kesit alanına sahip bir kolonda köşe yarıçapı bölgesinin gerilim konsantrasyonu kulakçık bölgesine göre daha yüksek olacağı için köşe yarıçapının eleman boyutu düz kısımlara göre daha küçük modellenir. Kim ve diğerleri [125] güçlendirilmiş bir paneldeki kaynaklı bölgeleri yüksek gerilim yoğunluğundan ötürü daha küçük eleman boyutlarıyla oluşturmuştur. Aynı şekilde katmanlı kompozit malzemeden üretilmiş bir parçanın katman azalma bölgelerindeki⁶² ağ boyutunun da küçük tutulması tavsiye edilir [140]. Kim ve diğerleri [125] ile Li ve diğerleri [126] yaptıkları çalışmalar neticesinde en uygun ağ boyutunu bulmak için üç tane öneri sunmuştur. İlki bir plakayı, uzunluğu boyunca eşit elemanlarla modellemektir. İkincisi, bir panelin uzun kenarındaki minimum eleman sayısını, genişliğindeki eleman sayısı ile en – boy⁶³ oranını çarparak hesaplamaktır. Son olarak sonuçların doğruluğunu artırmak için yapı inceldikçe eleman sayısını artırmaktır.

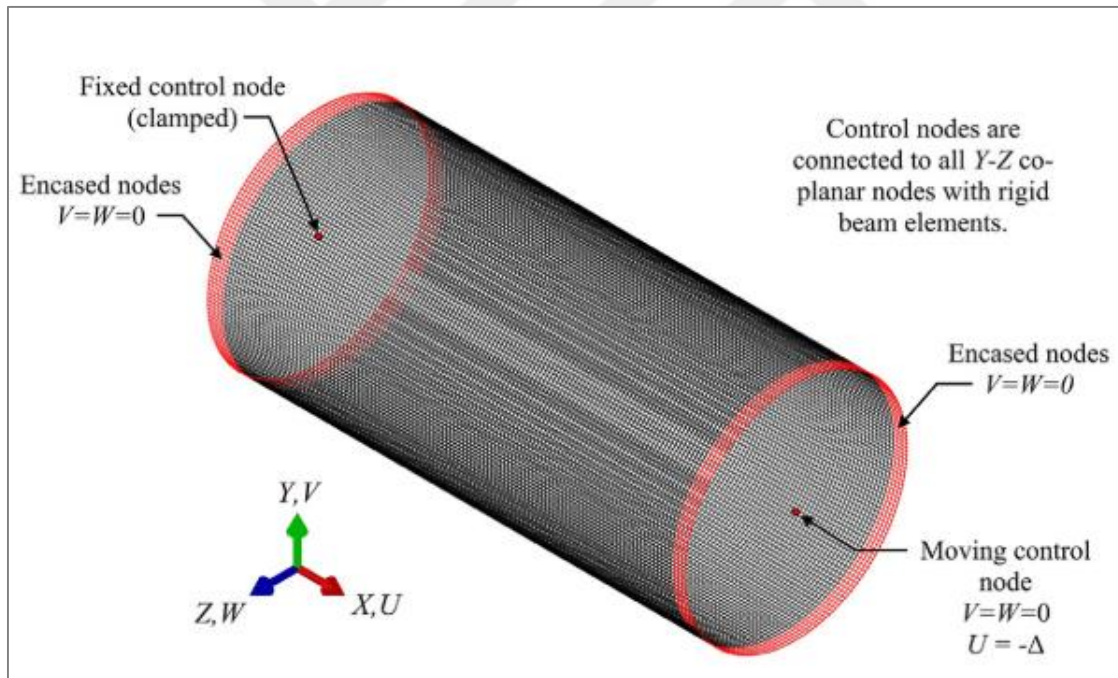


Şekil 2.22. Farklı bölgelerdeki ağ boyutu [25]

⁶² İngilizce karşılığı “ply drop – off region” şeklindedir.

⁶³ İngilizce karşılığı “aspect ratio” şeklindedir.

Sonlu eleman analizinde başat role sahip bir diğer etmen ise sınır koşullarıdır. Son burkulma dayanımı testlerinde yapının hareketine göre sonlu eleman modelinde kısıt ve/veya hareket serbestliği uygulanır [43, 132, 141–143]. Örneğin bir test numunesi, Şekil 2.19’da gösterildiği gibi epoksi bir saksı içerisine yerleştirilmiş ise sonlu eleman modelinde de epoksinin kalınlığı boyunca Şekil 2.23’teki gibi hareket kısıtı konmalıdır [42, 142]. Eğer test, epoksi saksılara konmadan icrâ edilmişse, yer değiştirme kısıtlarını modelin sadece uç kenarlarına uygulamak yeterlidir. Bunun yanı sıra yükleme koşulunun sağlanması için de Şekil 2.23’te gösterildiği gibi parçanın uzunluğu boyunca hareketi, uçların birinde serbest bırakılır. Teste ve analize bağlı olarak parçaya sadece ötelemede değil; aynı zamanda dönme hareketi için de kısıtlar konabilir. Nitekim Li ve diğerleri [126] bir çalışmalarında sadece aksenal kuvvet altındaki yapıları modellerken basit mesnetli bağlantı için dönme kısıtları koymamıştır. Ancak yapı üzerinde kesme kuvveti var ise dönme kısıtları eklemek gereklidir [141].



Şekil 2.23. Sonlu eleman modelinde sınır koşulu örneği [42]

Yük uygulaması da sonlu eleman yöntemiyle son burkulma dayanımı hesaplamalarında önemli bir yer tutar. Wysmulski ve diğerleri [59] C kesit alanına sahip katmanlı kompozit malzemeden üretilmiş kolonlar üzerindeki eksen dışı yük uygulamasının etkilerini incelemiştir. Bu amaçla iki farklı katman dizilimi hazırlamışlardır. Parçalara uygulanan yüklerin uygulanma noktası ağırlık merkezinin dışından geçmektedir. Çalışmanın hem

sayısal hem de deneysel sonuçları Çizelge 2.1’de [59] verilmiştir. Buna göre yüklemeler üç gruba ayrılabilir: Birinci grupta yükleme ekseneldir (yani Çizelge 2.1’de eksenel olarak gösterilmiştir ve yük ağırlık merkezi doğrultusunda uygulanmıştır). İkinci grupta yükleme noktası eksenel yükleme noktasından yatay olarak 10 mm kaydırılmıştır (yani Çizelge 2.1’de eksen dışı 1 olarak gösterilmiştir). Üçüncü grupta yükleme noktası eksenel yükleme noktasından dikey olarak 10 mm kaydırılmıştır (yani Çizelge 2.1’de eksen dışı 2 olarak gösterilmiştir). Çizelge 2.1’deki sonuçlar karşılaştırıldığında eksen dışı yükleme sonuçlarının eksenel yüklemeden çok daha düşük olduğu gözlenmektedir. Zirâ eksen dışı yükleme yapı üzerinde eğilme momentine neden olmaktadır. Ancak sonlu eleman modelleriyle test sonuçlarının birbirine oldukça yakın olması doğru bir modelleme yapıldığını göstermektedir.

Çizelge 2.1. Test ve sonlu eleman modeli sonuçlarının karşılaştırılması [59]

Numuneler	Son Burkulma Dayanımı (N)		
	Eksenel	Eksen dışı 1	Eksen dışı 2
Deneyisel C1	2123	951	1649
Sonlu Eleman Modeli C1	2141	954	1665
Deneyisel C2	2126	887	1576
Sonlu Eleman Modeli C2	2145	912	1611

Geometrideki bozukluklar, kusur olarak adlandırılır ve sonlu eleman hesaplamalarını etkileyen bir başka husus olarak bilinir. Sonlu eleman analizi ve deney sonuçlarının uyumlu olabilmesi için kusurların da geometrik olarak modellere yansıtılması gerekmektedir [133–135]. Geometrik kusurlar için istatistiksel ölçümler sonucu elde edilen ortalama bir büyüklük kullanılır [42, 134]. Bunun yanı sıra geometrik kusurların analitik olarak hesaplanmasına yönelik çalışmalar da mevcuttur [134–135]. Ancak genellikle parça kalınlığının %10’u ile %50’si arasındaki bir değer geometrik kusur olarak sonlu eleman modellerine uygulanması yaygın bir durumdur [43, 144].

Sonlu eleman yaklaşımı ile burkulma analizi, ön burkulma ve son burkulma olmak üzere iki aşamadan oluşmaktadır [5, 43, 46, 55]. İlk olarak ön burkulma aşamasında, özdeğer⁶⁴ analizi yapılarak burkulma modları tanımlanır. Ön burkulma aşaması elastik bölgede gerçekleştiğinden hasarlar geçicidir ve doğrusal burkulma analizi yapılır. Doğrusal

⁶⁴ İngilizce karşılığı “eigenvalue” şeklindedir.

burkulma analizi bir tür klasik özdeğer problemi olduğundan özdeğerler, Euler yöntemi ile bulunur. İlk burkulma modu (yani ilk özdeğer) minimum ön burkulma dayanım yükünü verir. Dolayısıyla ilk aşamada elde edilen burkulma yükü ikinci adım olan son burkulma aşamasının ilk değeri olarak modele tanıtılır. Geometrik kusurlarında modele eklenmesiyle son burkulma dayanımı için doğrusal olmayan çözüm alınır [43, 145].



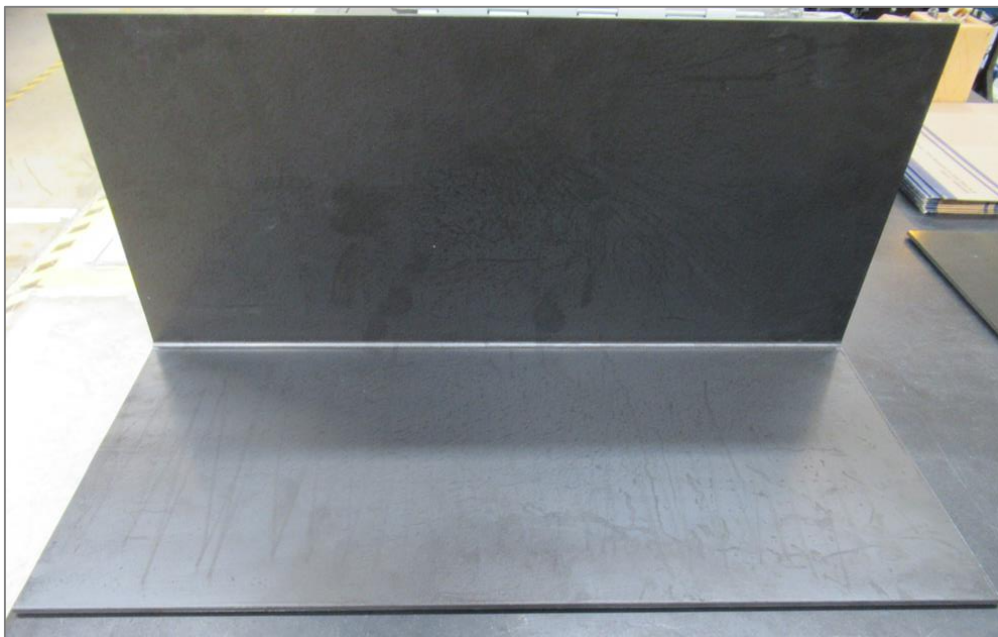
3. DENEYSEL YÖNTEM VE TEORİK HESAPLAMALAR

3.1. DeneySEL Yöntem

Bu bölümde, doktora tezi çalışması kapsamında katmanlı kompozit malzemeden üretilmiş L kesit alanına sahip kolonların son burkulma dayanımına dair yapılan test çalışmaları anlatılacaktır.

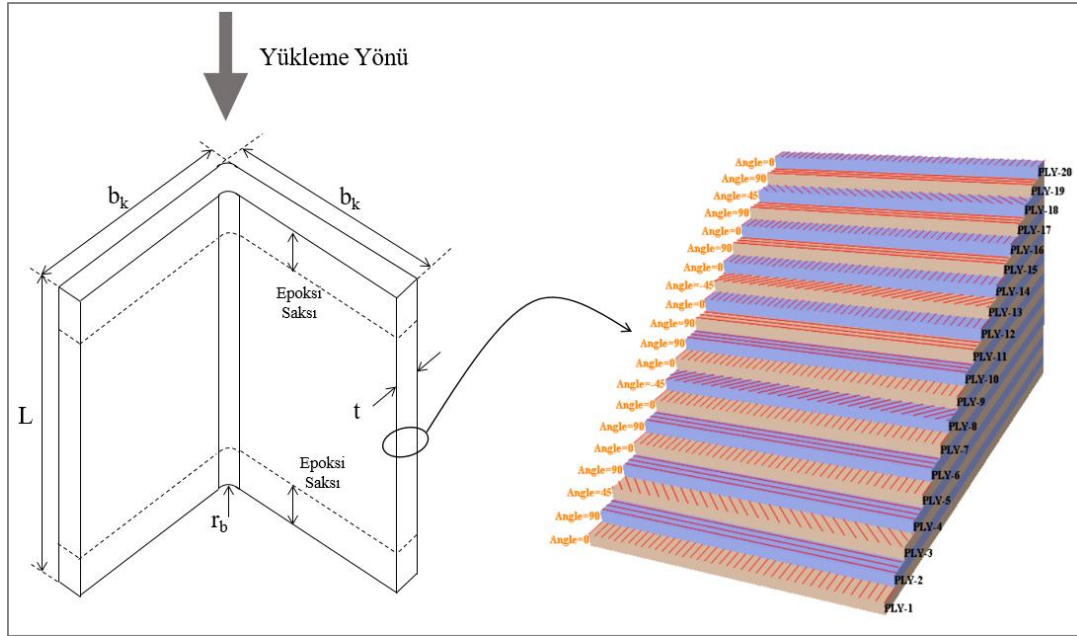
3.1.1. Malzeme ve numuneler

Bu doktora çalışmasında kısa, ince cidarlı L kesit alanına sahip olan kolonlar kullanılmıştır. Şekil 3.1’de test için üretilmiş bir parça örneği gösterilmektedir. Numuneler tek yönlü karbon elyaf takviyeli katmanlı kompozit malzemeden üretilmiştir. 0°’lik katmanlar uzunlamasına (yani kolonun uzunluğu doğrultusunda) döşenmiştir. 0°’lik liflerin yerleştirildiği doğrultuyla 45°’lik açı yapacak şekilde serilen katmanlar, 45°’lik katman yönünü göstermektedir. 0°’lik liflerin yerleştirildiği doğrultuyla 90°’lik açı yapacak şekilde serilen katmanlar da 90°’lik katman yönünü göstermektedir (yani 90°’lik lifler kolonun eni doğrultusundadır). Bu doğrultular gözetilerek Çizelge 3.1’de verilen numunelerden ilk 6 tanesi için verilen katman sırasına göre üretilen parçalar, bu araştırmada kullanılmıştır. Çizelge 3.1’deki 7., 8. ve 9. numuneler için test çalışması bulunmamaktadır.



Şekil 3.1. Test numunesi

Geometrik gösterimi Şekil 3.2’de verilen numunelerin dizilimleri ve boyutları Çizelge 3.1’de belirtilmiştir. Üçüncü numunenin dizilimine de Şekil 3.2’de örnek olması açısından yer verilmiştir. Numuneler, Bölüm 2.3.2’de gösterildiği gibi hem alt hem de üst taraftan içerisinde epoksi bulunan saksılar içine yerleştirilmiştir. Böylece yükün numune üzerinde eşit bir şekilde dağılması hedeflenmiştir. Epoksi malzeme, ayrıca kuvvet etkisi altındaki parçaların uç kısımlarındaki süpürgeleme adı verilen bozulma durumunu da engeller. Epoksi saksının kalınlığı 30 mm olarak belirlenmiştir. Epoksi saksının numuneler üzerinde oluşturduğu hareket kısıtlarından Bölüm 3.2.1’de bahsedilmiştir. Malzemenin mekanik ve geometrik özellikleri de yine sonlu eleman analizlerinde kullanılmıştır.



Şekil 3.2. Numunenin geometrik gösterimi

Reçine emdirilmiş her bir katman Çizelge 3.1’de verilen sıraya göre kalıpların üzerine tek tek serilerek sertleştirilmiştir⁶⁵. Bu yöntemde, imalât öncesinde reçine emdirilmiş katmanlar için aynı zamanda kısmî bir sertleşme işlemi⁶⁶ de söz konusudur. Üst üste serilerek şekillendirilen parçalar, imalât sırasında ve/veya sonrasında da tam olarak sertleştirilir. Böylece sertleşme süresi de kısalmış olur. Bu yöntem, yüksek elyaf oranına sahip kompozit malzemelerin imalâtında kolaylık sağlar. Yine imalât esnâsında ilâve reçine kullanılmadığından katmanların birbirine yapışması daha çabuk ve kolaydır. Dolayısıyla, hem numunelerdeki reçine oranı homojen hâle gelir, hem de atık malzeme oranını azalır. Bu

⁶⁵ Bu yöntemin İngilizce karşılığı “pre – impregnated” şeklindedir. Kısaca “prepreg” olarak da anılır.

⁶⁶ İngilizce karşılığı “curing” şeklindedir.

durum nihâi ürünün kalınlık ve ağırlık gibi bazı özelliklerinde de standartlaştırılabilmenin önünü açar. Ayrıca yüksek dayanıma ve direngenliğe sahip parçalar elde etmek de mümkündür. Üretim süreci sonrasında da her numune için el ile ultrasonik muayeneler yapılmıştır.

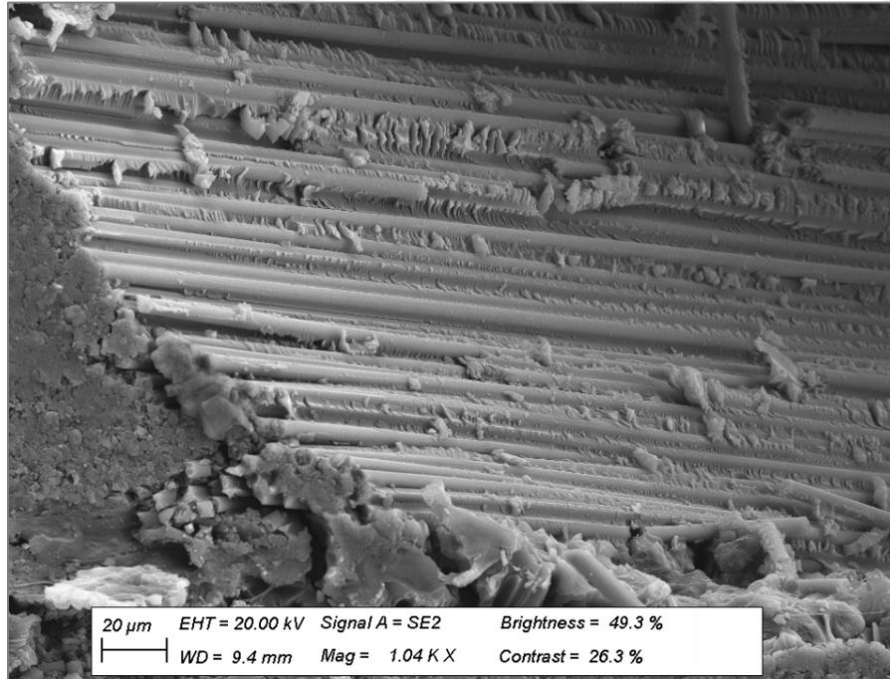
Çizelge 3.1. Numunelerin geometrik ve malzeme özellikleri

Numune	Dizilim Sırası	b_k [mm]	L [mm]	r_b [mm]	t [mm]
Numune 1	$[-45/45/0/90]_{2s}$	125	250	5	2.94
Numune 2	$[-45/45/0/90]_{2s}$	75	250	5	2.94
Numune 3	$[0/90/45/90/0/90/0/-45/0/90]_s$	125	250	5	3.68
Numune 4	$[0/90/45/90/0/90/0/-45/0/90]_s$	75	250	5	3.68
Numune 5	$[45/-45/0/45/-45/90/45/-45]_s$	90	250	5	2.94
Numune 6	$[45/-45/0/45/-45/90/45/-45]_s$	75	300	5	2.94
Numune 7	$[45/-45/0/45/-45/90/45/-45]_s$	75	250	5	2.94
Numune 8	$[-45/45/0/90]_{2s}$	125	250	2.5	2.94
Numune 9	$[-45/45/0/90]_{2s}$	125	250	7.5	2.94

Numunelerin üretiminde kullanılan malzemenin elyaf ve matrisine dair özellikler Çizelge 3.2’de verilmiştir. Şekil 3.3’te ise kompozitin, elektron mikroskobu ile alınan örnek görüntüsü yer almaktadır. Numunelerin üretildiği malzemenin mekanik özellikleri Çizelge 3.3’te verilmiştir. Bu mekanik özellikler, test numunelerinin ürettirildiği şirkette yapılan testlerle belirlenmiştir.

Çizelge 3.2. Elyaf ve matris özellikleri

Özellikler	Değerler
Katman kalınlığı [mm]	0.184
Kompozitin yoğunluğu [g/cm^3]	1.58
Reçine yoğunluğu [g/cm^3]	1.29
Elyaf yoğunluğu [g/cm^3]	1.77
Elyaf Çapı [micron]	6.1
Elyafın karbon içeriği (%)	95
Elyaf hacim oranı (%)	60.9
Matris hacim oranı (%)	39.1
Elyaf çekme mukavemeti [MPa]	5800
Elyaf çekme modülü [GPa]	280
Hasarda çekme uzaması ⁶⁷ (%)	1.8
Çekme kesit alanı ⁶⁸ , 6000 lif (mm^2)	0.21
Ağırlık / uzunluk oranı, 6000 lif (g/m)	0.45
Termal iletkenlik ($\text{W/m}^\circ\text{K}$)	6.7



Şekil 3.3. Elyaf takviyeli katmanlı kompozit – SEM görüntüsü

Son burkulma dayanımı testleri kapsamında farklı serim sırasına sahip altı adet numune hazırlanmıştır. 3. ve 4. numuneler 20 adet katmandan oluşuyorken, diğer numuneler ise 16

⁶⁷ İngilizce karşılığı “ultimate elongation at failure” şeklindedir.

⁶⁸ İngilizce karşılığı “tow cross sectional area” şeklindedir.

adet katmandan oluşmaktadır. Bu katmanların dizilim sırası ve açıları Çizelge 3.3'te verilmiştir. Çizelge 3.3'te ilâveten, numunelerin kulakçık genişliği (b_k), uzunluk (L), köşe yarıçapı (r_b) ve kalınlık(t) gibi geometrik özellikleri de yer almaktadır.

Çizelge 3.3. Kompozit malzemenin mekanik özellikleri

Özellikler	Değerler
Boyuna Elastik Modülü [GPa], E_1	153
Enine Elastik Modülü [GPa], E_2	9.61
Poisson Oranı, ν_{12}	0.34
Düzlem İçi Kayma Modülü [GPa], G_{12}	5.2
Enine Kayma Modülü [GPa], G_{13}	5.2
Katmanlar Arası Kayma Modülü [GPa] ⁶⁹ , G_{23}	2.6
Boyuna Çekme Mukavemeti [MPa], X_T	3100
Boyuna Basma Mukavemeti [MPa], X_c	1850
Enine Çekme Mukavemeti [MPa], Y_T	79
Enine Basma Mukavemeti [MPa], Y_c	280
Düzlem İçi Kayma Mukavemeti [MPa] ⁷⁰ , S_{12}	149
Enine Kayma Mukavemeti [MPa] ⁷¹ , S_{23}	149

3.1.2. Test düzeneği

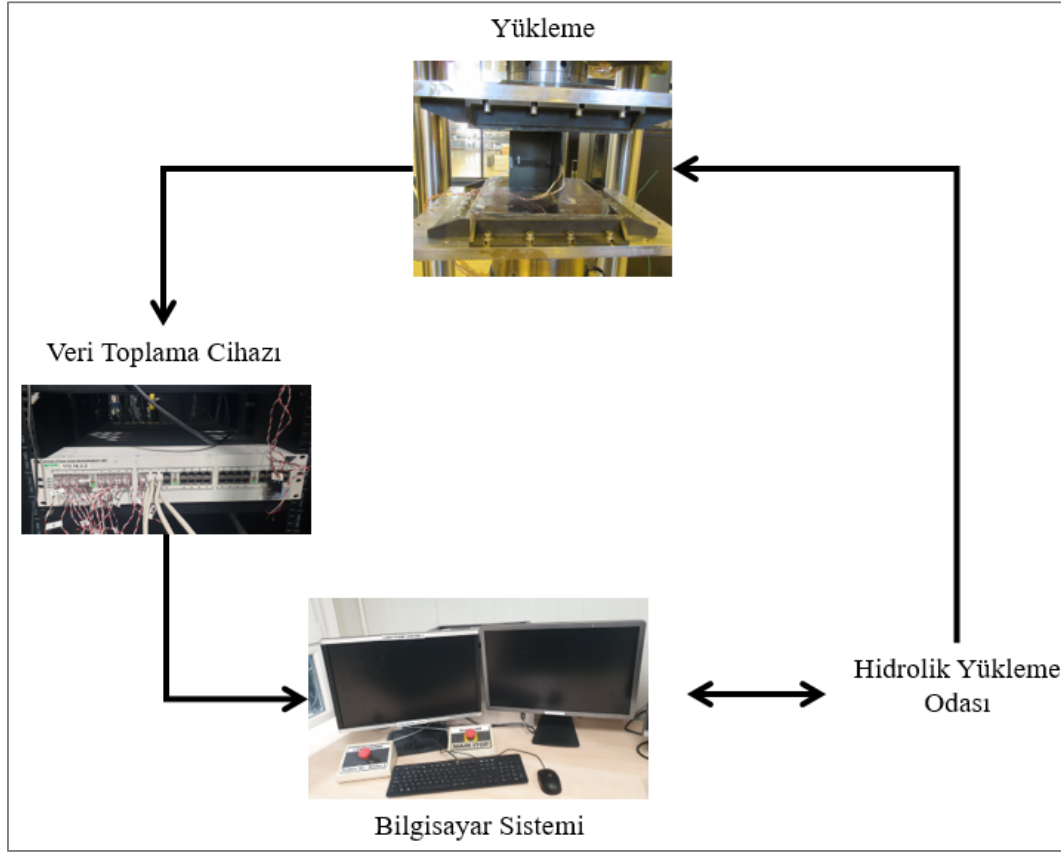
Son burkulma dayanım testinin düzeneği Şekil 3.4'te gösterilmektedir. Numunelerin yerleştirildiği yükleme sistemi, hidrolik odasında yer alan pompalara bağlıdır ve numuneler hidrolik olarak bu pompalarla deplasman kontrollü şekilde yüklenmiştir. İlk olarak yükleme işlemi, hidrolik yükleme pompalarına bağlanan bilgisayar sisteminden başlatılmıştır. Numunelerin alt kısmında bulunan yük hücreleri ile parça üzerindeki kuvvet anlık olarak okunabilmektedir. Sonrasında da numuneden gelen veriler, veri toplama cihâzı sayesinde bilgisayar sistemine aktarılmıştır. Bilgisayar sisteminde yer alan yazılım ile test sırasında hem veri toplanmış, hem de veri ölçümlerinin kontrolü yapılmıştır. Veri toplama kanalları aracılığıyla ölçülen veriler, eş zamanlı olarak sabit disklere kaydedilmiştir. Numuneler, bu şekilde son burkulma dayanımına ulaşana dek yükleri arttırılarak test edilmiştir.

⁶⁹ İngilizce karşılığı “interlaminar shear modulus” şeklindedir.

⁷⁰ İngilizce karşılığı “in – plane shear strength” şeklindedir.

⁷¹ İngilizce karşılığı “transverse shear strength” şeklindedir.

Testler sırasında ortam sıcaklığı 23°C, nem %55 ve atmosfer basıncı 100 kPa seviyelerinde tutulmuştur.



Şekil 3.4. Deney düzeneği [146]

3.1.3. Testin icrâsı

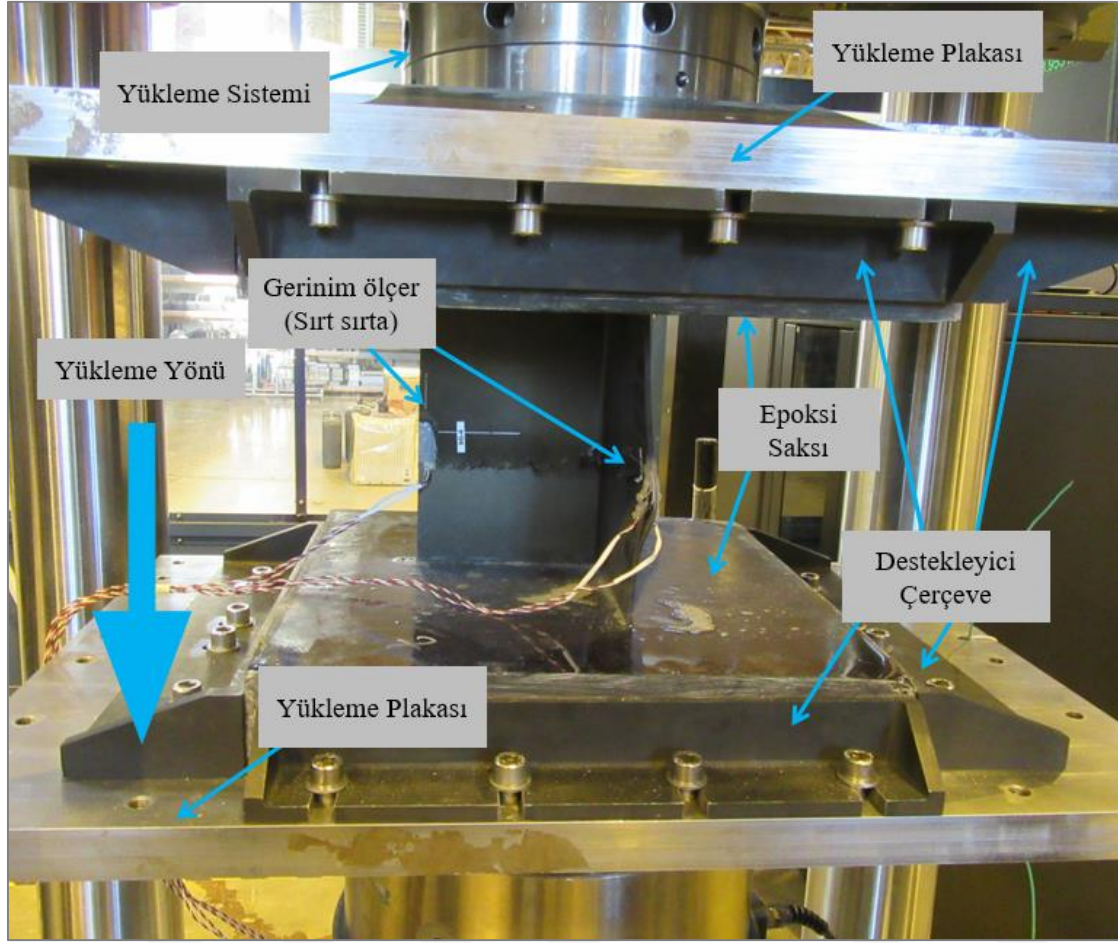
Şekil 3.5'te gösterildiği gibi L kesit alanına sahip kolonlar üstten ve alttan epoksi dolu saksılara gömülmüştür. Bu saksılar destekleyici çerçeveler vâsıtasıyla numune yükleme plakasına kelepçelenmiştir. Son burkulma dayanımı testlerinde yüklemenin yönü ekseneldir (yani numunenin uzunluğu doğrultusundadır). Numuneler alt ve üst taraflarda bulunan bu plakalar vesilesiyle Şekil 3.5'te belirtildiği gibi yukarıdan aşağıya olacak şekilde yüklenmiştir. Alt tarafta bulunan plaka hareketsiz bir şekilde iken yükleme, sadece üst taraftaki plaka ile gerçekleştirilmiştir. Yükün, numune üzerinde ilerleme hızı 2 mm/dakika'dır.

Numunelerin ortasına da sırt sırta olacak şekilde gerinim ölçerler yapıştırılmıştır. Böylece kulakçıkların her iki yüzeyinde de aynı yükün ölçülmesi amaçlanmıştır.

Numunelerin ağırlık merkezi ile yükleme yönünün çakışması sağlanarak yükleme düzeneği sabitlenmiştir. Hizâlamaların doğruluğunu kontrol etmek için numuneler, sadece elastik deformasyon oluşacak kadar az bir miktar (yani beklenen son burkulma dayanım yükünün %25'i kadar) ile yüklenmiştir. Böylece yük kaldırıldığında numuneler ilk şekline bozulmadan geri gelmiştir. Gerinim ölçerler yardımıyla kulakçıkların her iki yüzeyindeki kaydedilen verilerin eşit olup olmadığı kontrol edilmiştir. Kaydedilen veriler farklıysa numuneler sökülerek ve yeniden hizalama yapılmıştır. Daha sonra kalıcı bir hasar oluşturmadan numuneler, küçük bir oranda tekrar yüklenmiştir. Bu işlem kulakçıkların her iki yüzeyinde de eşit yükleme değeri alınıncaya kadar tekrarlanmıştır. Yük, kulakçıkların her iki yüzeyinde de eşit olunca numune, teste başlamaya için hazır olacak şekilde düzeneğe sabitlenmiştir.

Teste hazır hâle gelen numuneler, 2 mm/dakika hız ile yüklenmiştir. Test esnasında ilk önce ön burkulma gerçekleşmiştir. Ön burkulma sırasında çok küçük hasar sesleri de duyulmuştur. Ön burkulmadan çok kısa bir süre sonra da son burkulma dayanımına ulaşana dek yükleme devam etmiştir. Son burkulma dayanımına ulaştığında çok daha yüksek bir ses/gürültü çıkmıştır.

Test süreci Çizelge 3.1'de yer alan ilk 6 numunenin her biri için tekrarlanarak uygulanmıştır.



Şekil 3.5. Numune yükleme düzeneği

3.2. Teorik Hesaplamalar

Bu bölümde katmanlı kompozit malzemelerin son burkulma dayanımlarının teorik olarak hesaplanması incelenecektir. Hesaplamalar kapsamında öncelikle, Çizelge 3.1’de yer alan numunelerin son burkulma dayanımları sonlu eleman analizi yapılarak hesaplanacaktır. Sonrasında literatürdeki (2.57) eşitliği kullanılarak analitik bir yöntem ile bu numunelerin son burkulma dayanımları bulunacaktır. Nihâi olarak da son burkulma dayanımına etki eden etmenler üzerinden yeni bir yarı ampirik formül geliştirilecektir.

3.2.1. Sonlu eleman analizi

Bu bölümde son burkulma dayanım testleri yapılan, L kesit alanına sahip katmanlı kompozit malzemeden üretilmiş olan kolonların sonlu eleman analizine yer verilecektir. Sonlu eleman analizinde “Abaqus” isimli yazılım kullanılmıştır.

Bölüm 2.2.2’de ifade edildiği gibi burkulma, ön burkulma ve son burkulma olmak üzere iki adımda gerçekleşmektedir. Bu çalışma, her ne kadar son burkulma dayanımıyla ilgili olmuş olsa da son burkulmanın gerçekleşmesi için evvelâ ön burkulmanın olması gerekir. Bilindiği gibi ön burkulma, belli bir eşik yük değerine kadar elastik bölgede gerçekleşmektedir ve yük artışı ile eşik değer aşıldıktan sonra elasto – plastik bölgeye geçilir. Böylece son burkulma aşamasına da geçilmiş olur. Dolayısıyla son burkulmadan önce ön burkulma modlarının tanımlanarak eşik değer bulunmalıdır. Mevzu bahis olan eşik değer aynı zamanda son burkulma sürecinin başlangıcı olduğu için sonlu eleman modeline de tanımlanması gerekir. Bu da en düşük burkulma modunun sonlu eleman modeline kusur olarak tanımlanmasıyla olur [43, 145]. Kusur olarak tanımlanacak değer mâkul bir aralıkta olması gerekmektedir. İlk kusur olarak genellikle plaka kalınlığının %10’u ile %50’si arasında bir değer seçildiğinden Bölüm 2.4.3’te bahsedilmişti. Bu çalışmada da ilk kusur değeri olarak numune kalınlıklarının %10’u alınmıştır. Nihâyetinde, burkulma kavramı bir bütün olarak ele alındığı için sonlu eleman analizleri de ilk önce herhangi bir kusur ilâvesi olmaksızın yapılan doğrusal analiz, sonrasında da ilk kusur ilâvesiyle yapılan doğrusal olmayan analizden oluşur.

Burkulma analizleri ön burkulma ve son burkulma olmak üzere iki aşamadan oluşmuştur. İlk olarak elastik bölgede gerçekleşen ön burkulma aşamasında doğrusal burkulma analizi ile özdeğerler hesaplanmıştır. İkinci olarak da son burkulma aşamasına geçilmiştir. Burada da en düşük özdeğer (yani ilk burkulma modu ya da burkulmanın gerçekleşebileceği en düşük yük) ilk kusur olarak ölçeklendirilerek kullanılmıştır. Yükleme işlemi ise testlerdekiyle aynı olacak şekilde düzgün bir yer değiştirme kontrolüyle yapılmıştır.

Sayısal örneklerin oluşturulması

Sonlu eleman analizleri için iki farklı şekilde model hazırlanmıştır. Bunların birincisinde doğrusal olmayan çözüm için Static, Riks kullanılmıştır ve hazırlanan model Şekil 3.6 a)’da verilmiştir. İkincisinde ise yine doğrusal olmayan çözüm için Dynamic, Explicit kullanılmıştır ve hazırlanan model Şekil 3.6 b)’de gösterilmiştir. Hem Static, Riks hem de Dynamic, Explicit Abaqus programında gömülü olarak yer almaktadır. Bu iki çözüm türü de burkulma gibi yapılar üzerinde kararsızlık durumunun söz konusu olduğu analizlerde başvurulabilir. Bu kararsızlıklar yapının geometrisinden, malzeme özelliğinden veya uygulanan yükten kaynaklı olabilir. Static, Riks çözümü yükü bilinmeyen olarak alır ve

tanımlanan küçük adım miktarlarınca artırarak yük – yer değiştirme sonucunu eş zamanlı olarak çözer. Bunun için de yay uzunluğu⁷² isminde statik denge yolunu takip eden bir yöntemle başvurur. Dolayısıyla ilk durum olarak bir geometrik kusurun tanımlanması gerekir. Dynamic, Explicit'te ise zaman artışı ile yapılan bir çözüm söz konusudur.

Her iki model oluşturulurken dikkat edilen husus, gerçekçiliktir. Diğer bir deyişle sayısal örneklerin testi mümkün mertebe doğru ve gerçekçi bir şekilde yansıtabilmesi istenmiştir. Bu doğrultuda da test numunelerinin alt tarafındaki epoksi içine yerleştirilerek düzeneğe bağlandığı 30 mm'lik kısım, hem öteleme hem de dönme hareketi açısından sabitlenmiştir; yani burada herhangi bir yer değiştirmenin olmadığı varsayılmıştır ($u_x = u_y = u_z = u_{Rx} = u_{Ry} = u_{Rz} = 0$). Öte yandan, yukarı taraftaki epoksi içinde bulunan 30 mm'lik kısımda da eksenel hareket serbest bırakılırken diğer yönlerdeki öteleme ve dönme hareketi, üst tarafta da sabitlenmiştir ($u_x = u_y = u_{Rx} = u_{Ry} = u_{Rz} = 0$ ve $u_z = \text{sabit}$). Çünkü epoksiler parça üzerindeki yük dağılımının eşit olmasının sağladığı gibi numunelerin hareketine de kısıt getirmiştir. İlk tür modelde, sınır koşulları doğrudan sayısal numune üzerindeki düğümlere⁷³ uygulanmıştır ve son burkulma dayanımı Static, Riks kullanılarak bulunmuştur. İkincisinde ise numuneler iki adet sert dikdörtgen levha arasına yerleştirilmiştir ve epoksi içindeki kısımlar levhalar üzerindeki referans noktalarına bağlanmıştır⁷⁴. Sınır kısıtları da bu referans noktasına uygulanmıştır. Yükleme işlemi de yine bu referans noktasından eksenel olarak yapılmıştır. Referans noktasının konumu test ile paralellik göstermesi açısından L kolonun ağırlık merkezi olarak belirlenmiştir. İkinci tür model de Dynamic, Explicit ile çözdürülmüştür. İlgili örnekler Şekil 3.6'de gösterilmektedir.

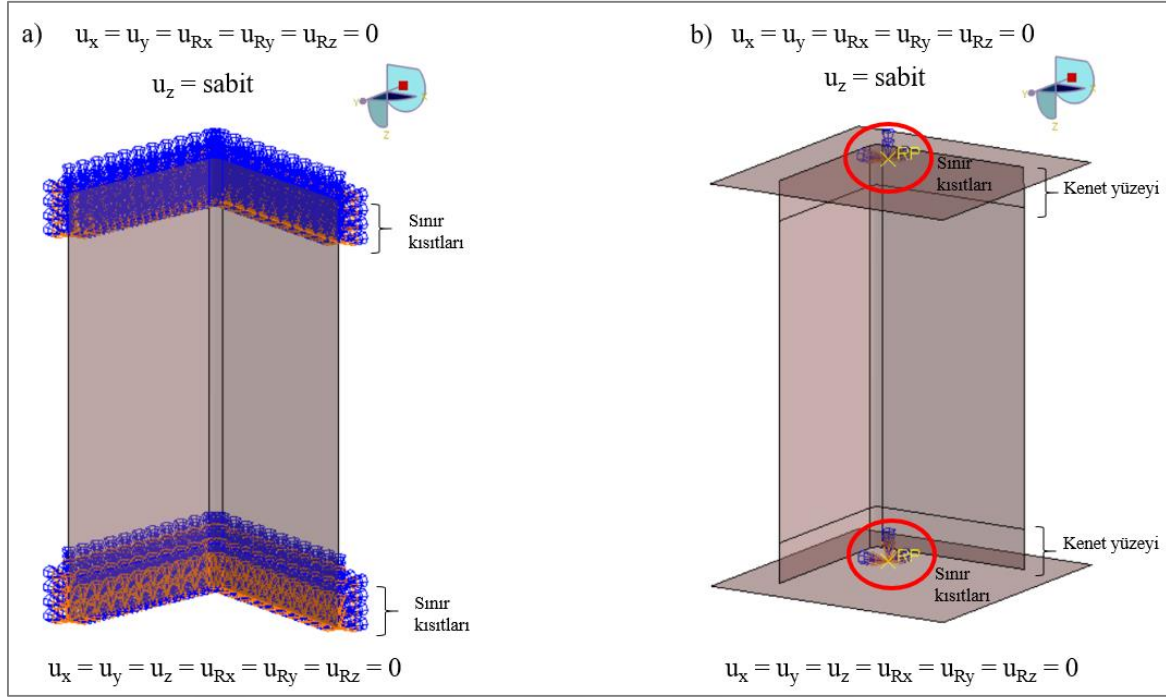
Her iki model türü için de eleman tipi, her bir düğüm noktasının altı serbestlik derecesine sahip olduğu birinci dereceden bir şekil fonksiyonu olan dört düğümlü indirgenmiş entegrasyon kabuk elemanları⁷⁵ (S4R) olarak seçilmiştir.

⁷² İngilizce karşılığı “arc length” şeklindedir.

⁷³ İngilizce karşılığı “node” şeklindedir.

⁷⁴ Abaqus programında “tie constraint” adıyla anılan bir bağlantı uygulanmıştır.

⁷⁵ İngilizce karşılığı “four – node reduced integration shell elements” şeklindedir.



Şekil 3.6. Sayısal örnekler a) static, b) dynamic, explicit

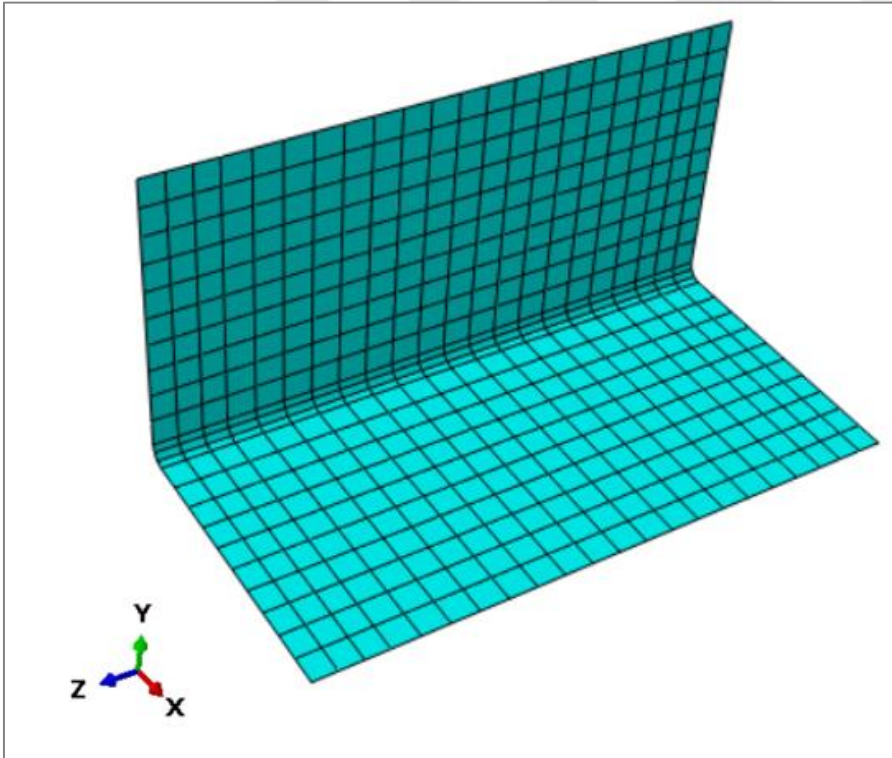
Kumaşların dizilimi ve açıları, her bir örnek için Çizelge 3.1’de verilen sıraya göre yapılmıştır. Her bir kumaşın kalınlığı 0.184 mm olarak sabittir. Malzeme özellikleri ise Çizelge 3.3’deki gibi oluşturulmuştur. Malzeme anizotropik olduğundan her bir kulakçık yüzeyi ve köşe bölgesi için ayrı ayrı koordinat sistemleri oluşturulmuştur. Daha sonra bu koordinat sistemlerine göre malzeme yönelimleri ilgili oldukları yüzeylere tek tek tanımlanmıştır.

Testte epoksi içerisine gömülen yüzeylerin, ikinci tür modelde referans noktalarına bağlandığı daha önce belirtilmişti. Bu referans noktaları sert dikdörtgen levhalar üzerinde bulunmaktadır ve konumu, kolonun ağırlık merkezi ile çakışmaktadır. Dolayısıyla sert levhalar ve numune arasında bir temâs vardır. Temâsın olduğu yerde de sürtünme söz konusudur. Bu sebeple ikinci tip modelde 0.3’lük bir sürtünme katsayısı tanımlanmıştır. İlk türde ise yük, doğrudan model üzerine uygulandığı için sürtünme tanımlanması gereken herhangi bir temâs bulunmamaktadır.

Sonlu eleman modellerinin doğruluk kontrolü

Sonlu eleman modellerini hazırlamak kadar doğruluk kontrolleri de önemlidir. Hazırlanan her bir sayısal modelin doğruluk kontrolü yapılmıştır. Modellerin kalite kontrolü aşağıda verilen listeye göre yapılmıştır:

- Modellerde mükerrer eleman⁷⁶ kontrolü yapılmıştır. Hiçbir örnekte mükerrer eleman bulunmamaktadır.
- Modellerdeki tüm yüzeyler elemanlarla örülmüştür⁷⁷. Şekil 3.7’de de görüldüğü gibi örülü olmayan herhangi bir yüzey bulunmamaktadır.
- Modellerdeki tüm düğüm noktalarının birbiriyle örtüşüp örtüşmediği kontrol edilmiştir. Yani uzayda duran boş bir düğüm noktası bulunmamaktadır. Başka bir deyişle model elemanları örgü şeklinde birbiriyle Şekil 3.7’de gösterildiği gibi bağlantı halindedir. Boşluk kontrolü 10^{-6} mm ile yapılmıştır.

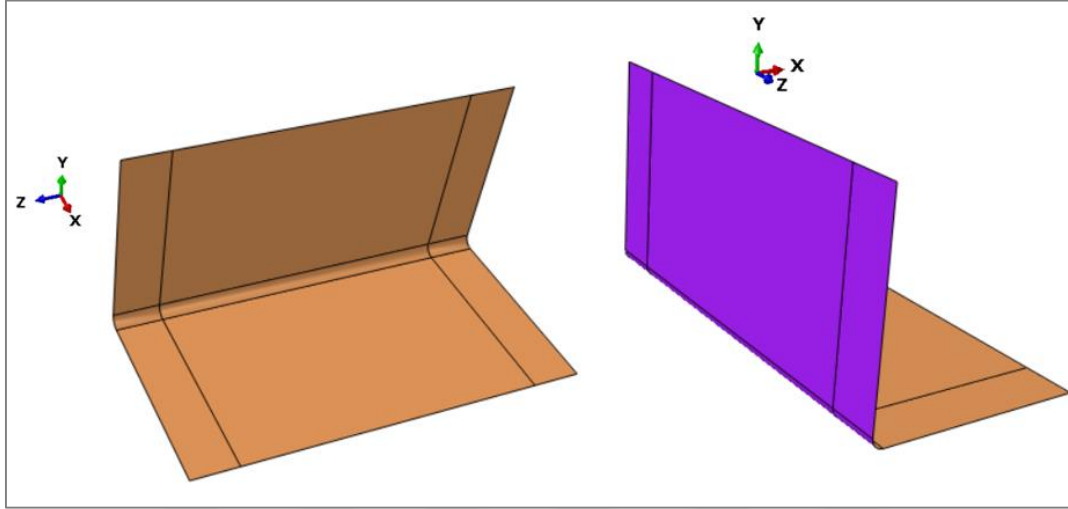


Şekil 3.7. Örgülerin örtüşmesi kontrolü

⁷⁶ İngilizce karşılığı “duplicated element” şeklindedir.

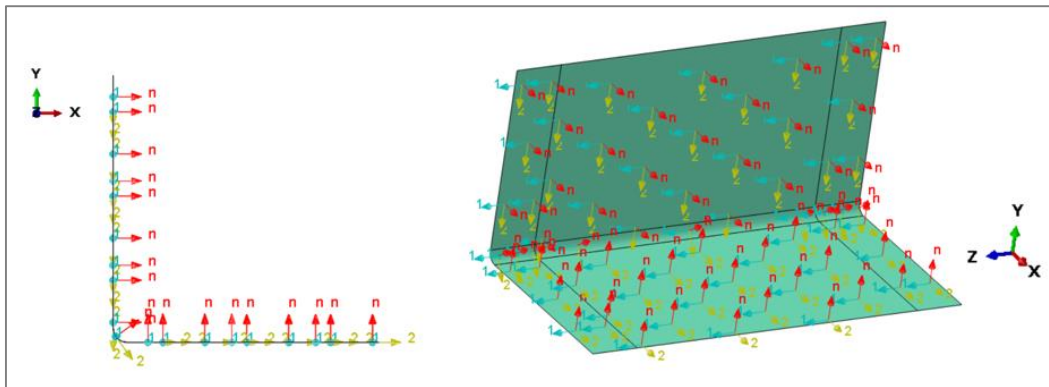
⁷⁷ İngilizce karşılığı “mesh” şeklindedir.

- Eleman normalleri tüm modellerde kontrol edilmiştir. Şekil 3.8’da gösterildiği gibi L kolonun iç yüzeyi pozitif tarafı, dış yüzeyi ise negatif tarafı göstermektedir.



Şekil 3.8 Eleman normali kontrolü (kahverengi = pozitif, mor = negatif)

- Tüm yüzeylere malzeme ataması yapılmıştır. İkinci tür model için sert dikdörtgen levhaların kullanıldığı sayısal örneklerin oluşturulması kısmında bahsedilmiştir. Bu levhalar sert yüzeylerdir ve analizde eğilip bükülme gibi hasarların olmadığı kabul edilmiştir. Modellenirken de bu levhalar için malzeme ataması yapılmaz.
- Tüm modellerdeki malzeme normalleri bilâhare kontrol edilmiştir. Malzeme normalleri tüm yüzeylerde aynı yönü göstermektedir. Buna göre Şekil 3.9’da da gösterildiği gibi 1 yönü 0° liflerin serim doğrultusunu, 2 yönü ise 90° liflerin serim doğrultusunu temsil etmektedir.



Şekil 3.9 Malzeme normali kontrolü (0° : 1 yönü, 90° : 2 yönü)

- Modelleme sırasında kolaylık olması açısından yüzeyler birkaç parçaya bölünerek hazırlanmıştır. Örneğin, kulakçıklar ile köşe yarıçapı bölgesi birbirinden ayrılmıştır. Yine epoksi içerisine gömülen kısımlar da diğer yüzeylerden ayrılmıştır (Bkz. Şekil 3.8). Ancak bu bölgelerdeki kumaş bağlantılarının aynı olması gerekir. Yani meselâ en dıştan ikinci sıradaki kumaşın yönü -45° ise bölünmüş olan tüm yüzeylerde en dıştan ikinci kumaşın yönünün -45° olarak düzenlenmiş olması gerekir. Bu açıdan her bir katmandaki lif yönleri birbiriyle örtüşmektedir. Diğer bir deyişle yüzeyler bölünmüş olsa da her bir sıradaki kumaşın modele yekpâre olacak şekilde tanımının yapıp yapılmadığı kontrol edilmiştir.

İlerlemeli hasar modeli

Abaqus'te ilerlemeli hasar⁷⁸ kavramı, hasar başlangıcı⁷⁹ ve hasar gelişimi⁸⁰ olmak üzere iki adımda ele alınmaktadır [147]. Buna göre etkin gerilme ($\hat{\sigma}$) ile nominal gerilme (σ) arasında Eşitlik (3.1)'deki gibi bir hasar operatörü (M) tanımlanmıştır.

$$\hat{\sigma} = M \sigma = \begin{bmatrix} \frac{1}{1-d_f} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{1-d_m} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{1-d_s} \end{bmatrix} \sigma \quad (3.1)$$

Burada d_f lif için hasar modu değişkeni, d_m reçine için hasar modu değişkeni ve d_s de kesme için hasar modu değişkenidir. Hasar başlangıcı ve hasar gelişimi aşamalarının başında hasar operatörünün birim matrise eşit olması gerekmektedir. Hasar başlangıç kriterleri, lif çekme başlangıcı (HSNFTCART), reçine çekme başlangıcı (HSNMTCRT), lif basma başlangıcı (HSNFCCRT) ve reçine basma başlangıcı (HSNMCCRT) olmak üzere dört bağımsız değişkenden oluşan Hashin teorisine dayanmaktadır. Verilen başlangıç kriterlerinden bir tanesi 1'e ulaştığında geri kalanlar henüz 1 olmasa bile hasar başlangıç sürecinin gerçekleştiği anlamına gelmektedir.

⁷⁸ İngilizce karşılığı “progressive damage and failure” şeklindedir.

⁷⁹ İngilizce karşılığı “damage initiation” şeklindedir.

⁸⁰ İngilizce karşılığı “damage evolution” şeklindedir.

Hashin teorisine göre, hasar başlangıç değişkenleri Eşitlik (3.2) – (3.5) ile tanımlanmıştır:

$$\begin{array}{ll} \text{Lif çekme hasar} & \hat{\sigma}_{11} \geq 0 \\ \text{kriteri:} & \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \end{array} \quad (3.2)$$

$$\begin{array}{ll} \text{Reçine çekme} & \hat{\sigma}_{22} \geq 0 \\ \text{hasar kriteri:} & \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \end{array} \quad (3.3)$$

$$\begin{array}{ll} \text{Lif basma hasar} & \hat{\sigma}_{11} \leq 0 \\ \text{kriteri:} & \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X_C}\right)^2 = 1 \end{array} \quad (3.4)$$

$$\begin{array}{ll} \text{Reçine basma} & \hat{\sigma}_{22} \leq 0 \\ \text{hasar kriteri:} & \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_T}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right]\left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_C}\right) + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \end{array} \quad (3.5)$$

Burada $\hat{\sigma}_{ij}$ her bir katmandaki gerilme bileşenidir ve indeks numaraları da eksen yönlerine tekâbül etmektedir. Hasar başlangıç sürecini geçen bir yapı, halâ yük taşıyabilir durumdadır. Diğer bir deyişle hasar başlangıç aşamasından sonra hasar gelişim aşamasına geçilir.

Katmanlı kompozit malzemedeki ilerlemeli direngenlik kaybı, her bir malzeme elemanın bozulmaya başlamasından kaynaklıdır. Dolayısıyla hasar gelişim süreci, kompozitin yük taşıma kapasitesinin belirlenebilmesi açısından önemlidir. Çünkü bu süreçte kolonlar yapısal sertliklerini yitirirler ve hasar gelişme sürecinden sonra daha fazla yük taşıyamazlar. Hasarlarla direngenliği azalan katmanlı malzemenin, gerilim – gerinim bağıntısı Eşitlik (3.6) ile ifade edilir.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} (1 - d_f)E_1 & (1 - d_f)(1 - d_m)v_{21}E_1 & 0 \\ (1 - d_f)(1 - d_m)v_{12}E_2 & (1 - d_m)E_2 & 0 \\ 0 & 0 & D(1 - d_s)G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.6)$$

σ_{ij} gerilmeleri, ε_{ij} uzama gerinimi, τ_{ij} kayma gerilmelerini ve γ_{ij} kayma gerinimini temsil etmektedir. $D = 1 - v_{12}v_{21}$ ifadesi ile hesaplanmaktadır. Hasar gelişim aşamasında direngenliği azalan malzemenin katılık matrisindeki değişiklik sebebiyle bağımsız değişken sayısı beş olur [148]. Bu değişkenler lif hasarı (DAMAGEFT), reçine çekme hasarı (DAMAGEMT), lif basma hasarı (DAMAGEFC), reçine basma hasarı (DAMAGEMC) ve

kesme hasarı (DAMAGESHR) olarak adlandırılmaktadır. Hasar başlangıcı basamağındakine benzer bir biçimde, beş bağımsız değişkenlerden birinin 1'e ulaşması durumunda, malzeme artık tüm kapasitesine ulaşmıştır ve daha fazla yük taşıyamaz duruma gelmiştir.

Özetle, tüm bu işlemler Abaqus tarafından hesaplanmaktadır. Son burkulma dayanımını bulurken Hashin teorisine dayanan bu yaklaşımda hasar başlangıcı için HSNFTCART, HSNMTCART, HSNFCCART ve HSNMCCART değişkenlerinden herhangi birinin 1'e ulaşıp ulaşmadığı kontrol edilir. Sonrasında hasar gelişimi için de DAMAGEFT, DAMAGEMT, DAMAGEFC, DAMAGEMC ve DAMAGESHR değişkenlerinin 1'e ulaşıp ulaşmadığı kontrol edilir. Hasar gelişim evresindeki değişkenlerin 1'e ulaştığı basamak aynı zamanda son burkulma dayanımını vermektedir.

4. BULGULAR VE DEĞERLENDİRME

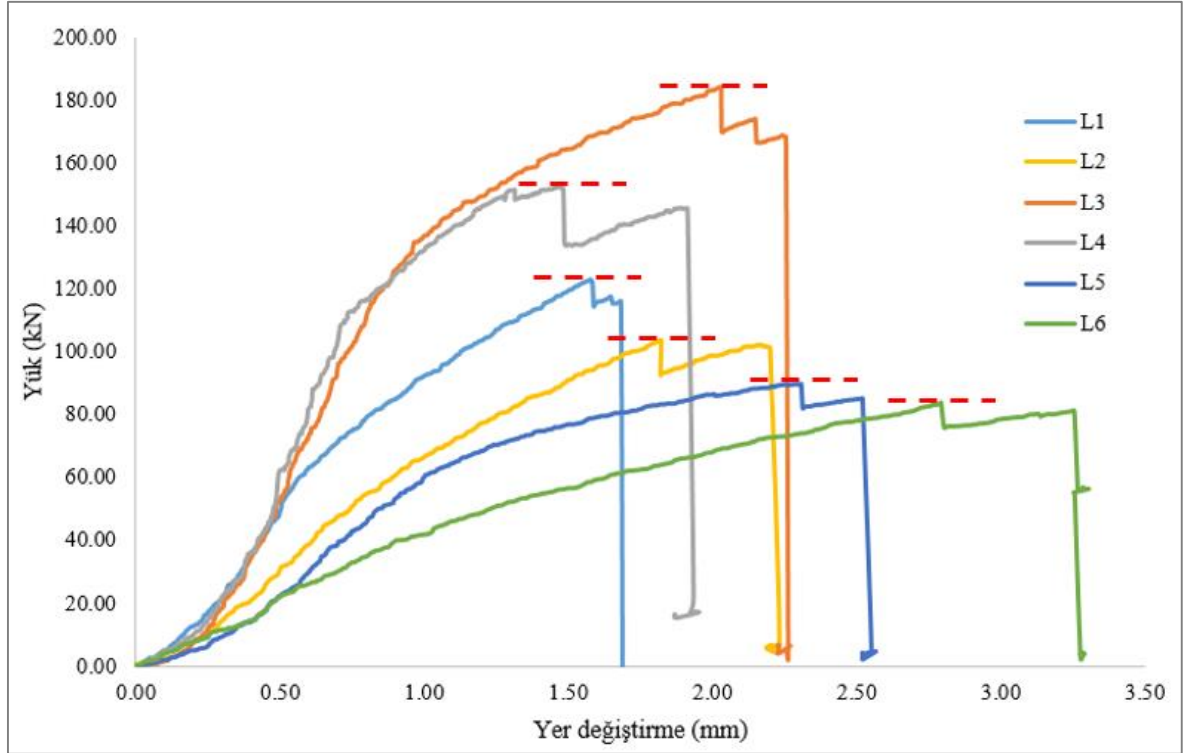
4.1. Test Sonuçları

L kesit alanına sahip kolonlar için yapılan son burkulma dayanım testlerinin sonuçları Çizelge 4.1’de verilmiştir.

Çizelge 4.1. Son burkulma dayanım testi sonuçları

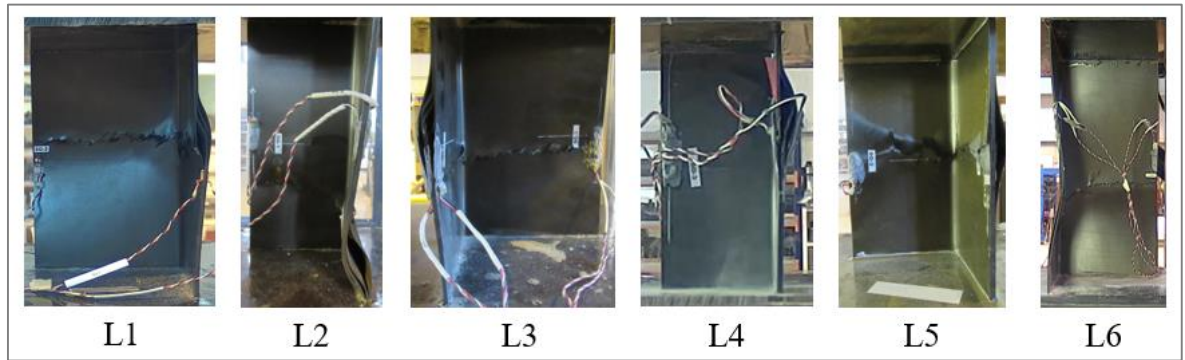
Numuneler	Kuvvet (kN)	Alan (mm ²)	Yer değiştirme (mm)	Son Burkulma Mukavemeti (MPa)
L1	122.86	719.16	1.58	170.84
L2	103.55	424.76	1.82	243.78
L3	184.19	895.65	2.03	205.65
L4	152.86	527.65	1.47	289.70
L5	89.79	513.08	2.31	175.01
L6	83.84	424.76	2.80	197.38

Numunelere ait yük – yer değiştirme grafikleri de Şekil 4.1’de çizilmiştir. Grafikte kırmızı kesikli çizgi ile işaretlenen kısım, her bir numunenin ulaştığı son burkulma dayanım yükünü simgelemektedir.



Şekil 4.1. Yük – yer değiştirme grafikleri (tüm numuneler)

Şekil 4.2’da son burkulma dayanımına ulaşmış katmanlı kompozit yapıdaki L kesit alanına sahip kolonların hasar durumları gösterilmektedir.



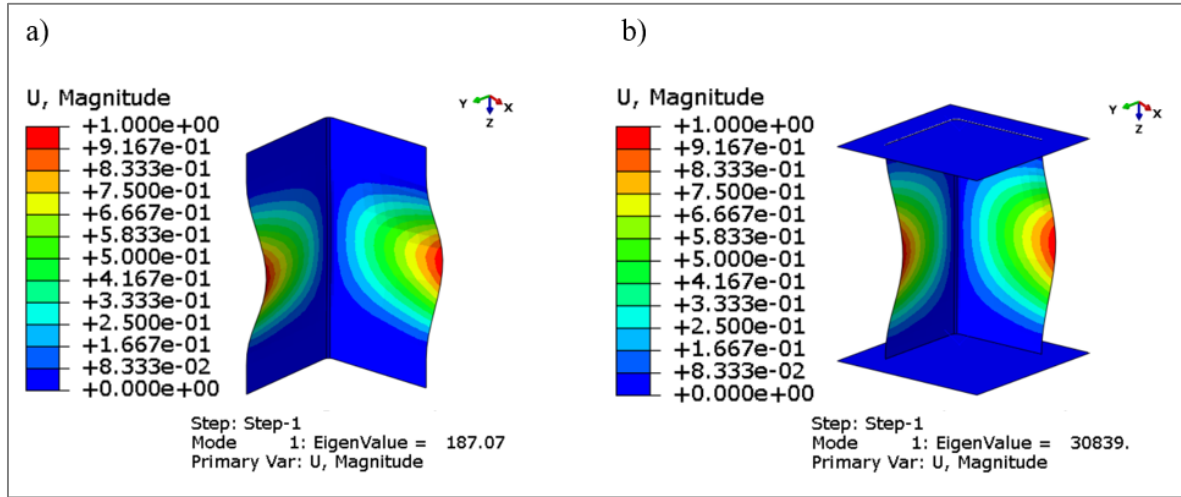
Şekil 4.2. Son burkulma dayanımına ulaşmış numuneler

4.2. Sonlu Eleman Analizi Sonuçları

Bu bölümde hem ön burkulma hem de son burkulma analizi sonuçları üzerinde durulacaktır.

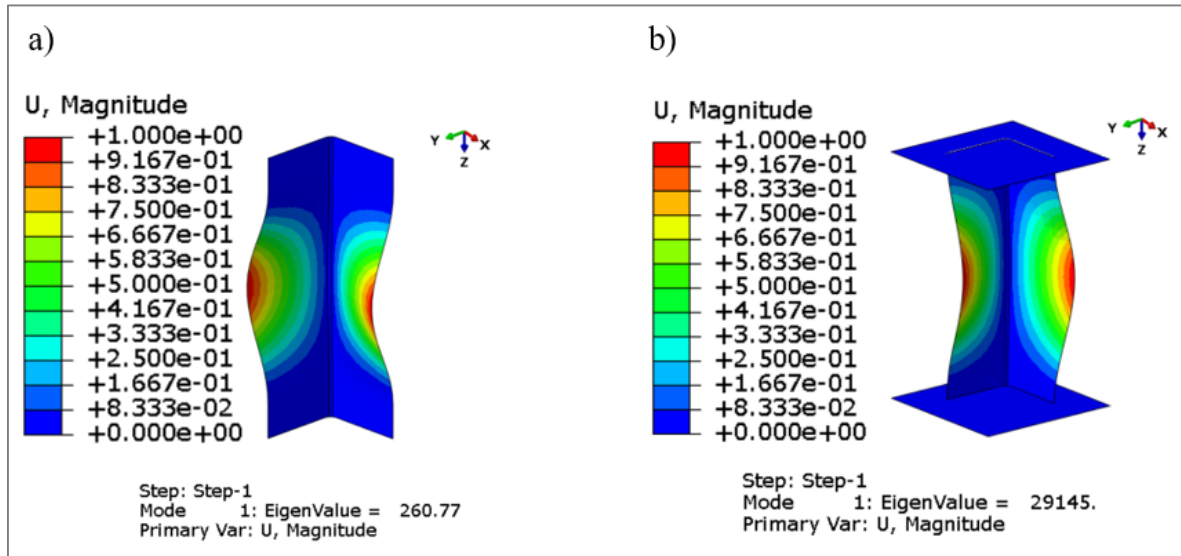
4.2.1. Ön burkulma sonuçları

Her iki tür model için de ön burkulma analizi yapılarak öncelikle özdeğerler hesaplanmıştır. Çizelge 3.1'de birinci numune olarak verilen L kolonunun özdeğer sonuçları Şekil 4.3'te iki model türü için de örnek olarak gösterilmiştir.



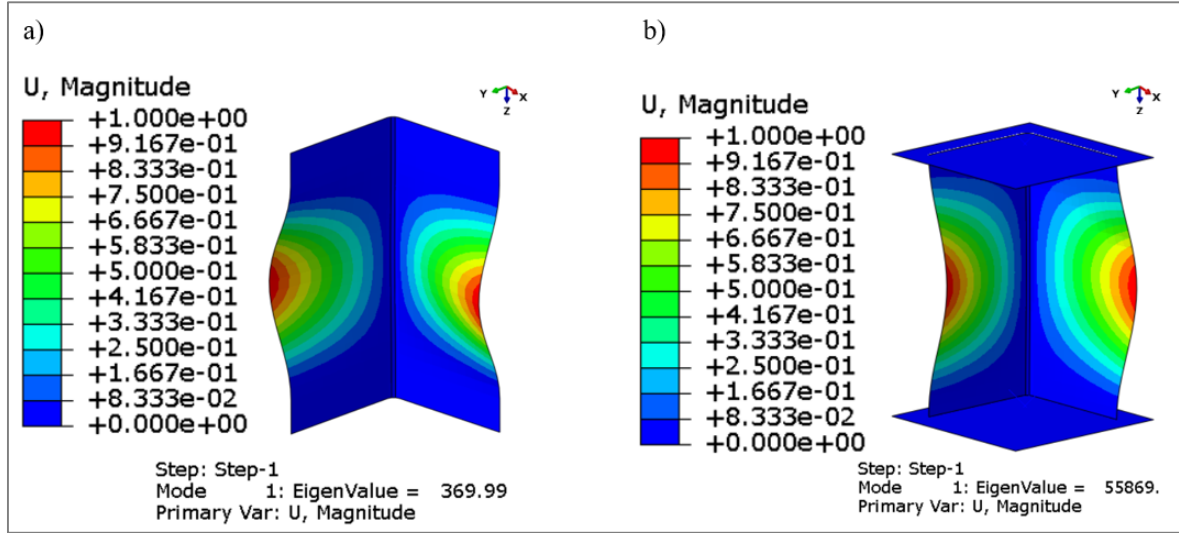
Şekil 4.3. Numune 1 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model

Çizelge 3.1'de ikinci numune olarak verilen L kolonunun özdeğer sonuçları Şekil 4.4'de gösterilmiştir.



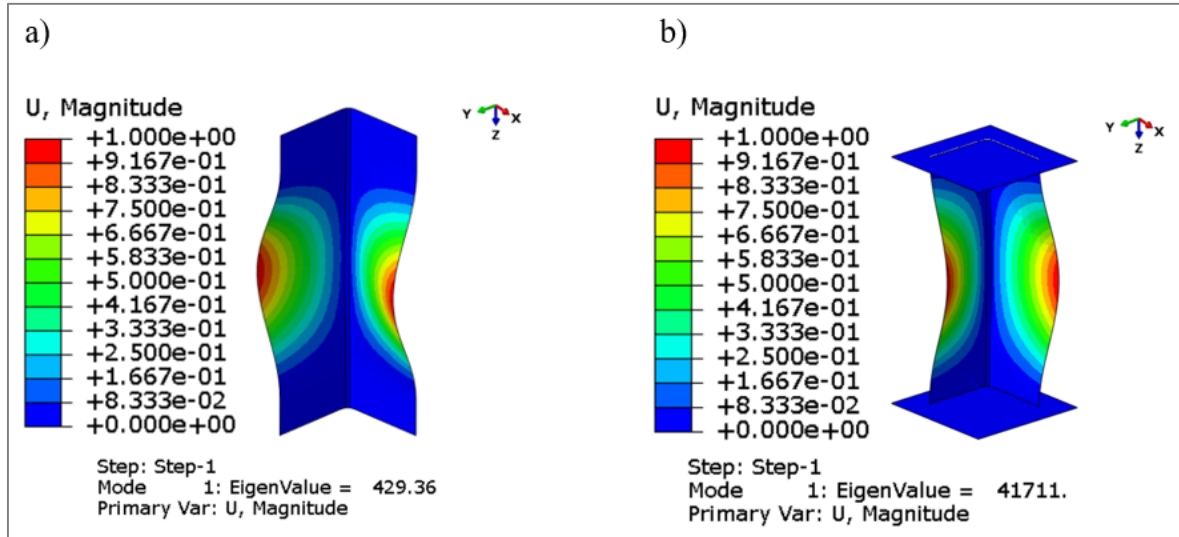
Şekil 4.4. Numune 2 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model

Çizelge 3.1'de üçüncü numune olarak verilen L kolonunun özdeğer sonuçları Şekil 4.5'de gösterilmiştir.



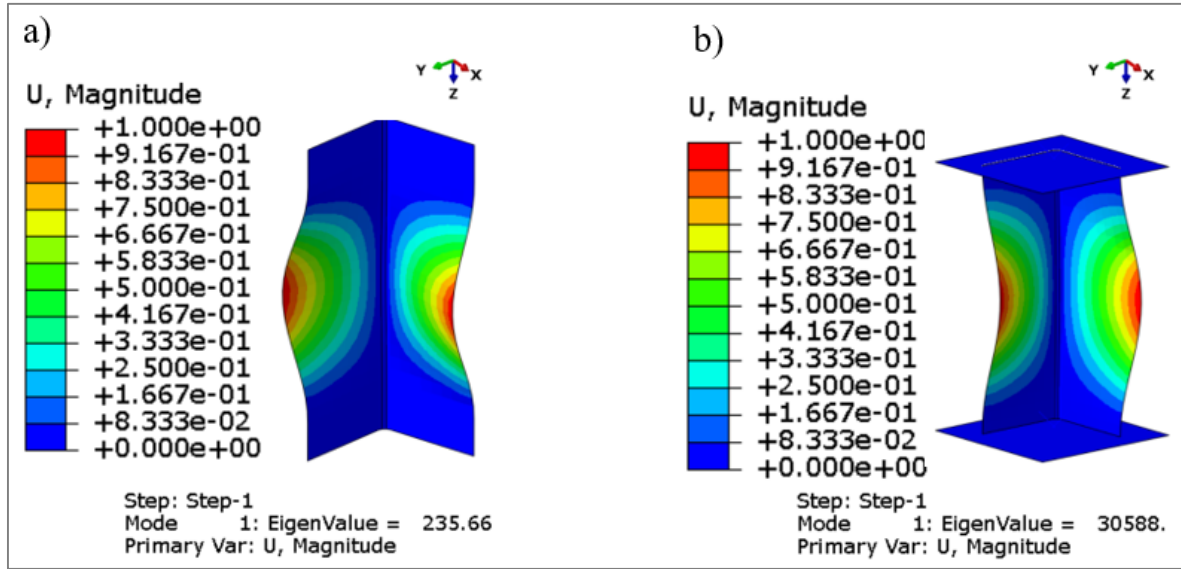
Şekil 4.5. Numune 3 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model

Çizelge 3.1'de dördüncü numune olarak verilen L kolonunun özdeğer sonuçları Şekil 4.6'da gösterilmiştir.



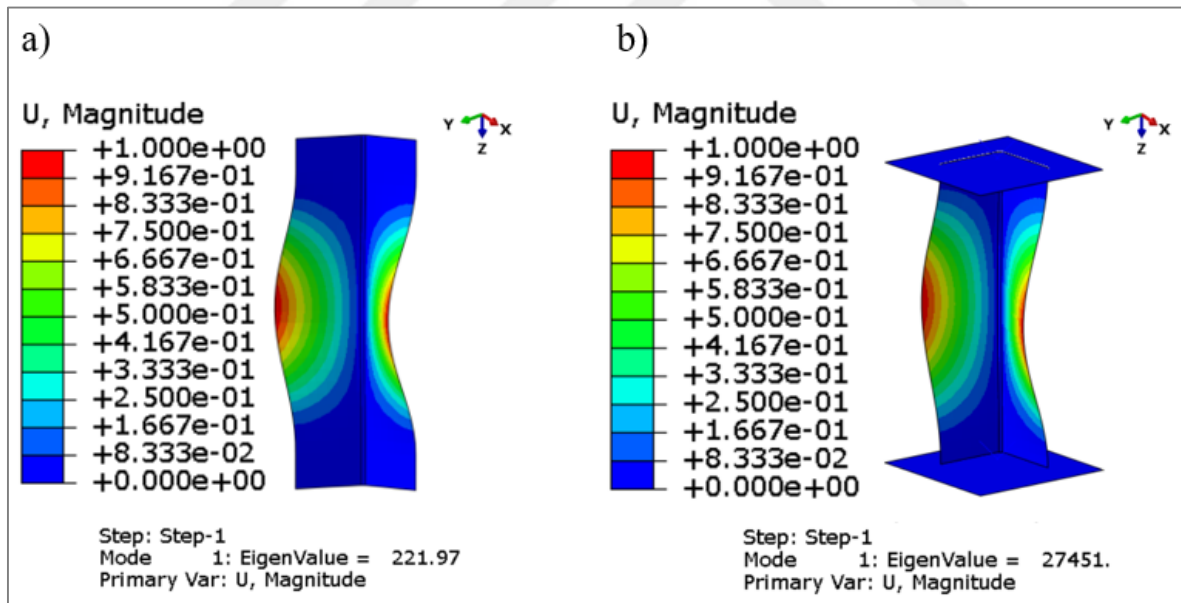
Şekil 4.6. Numune 4 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model

Çizelge 3.1'de beşinci numune olarak verilen L kolonunun özdeğer sonuçları Şekil 4.7'de gösterilmiştir.



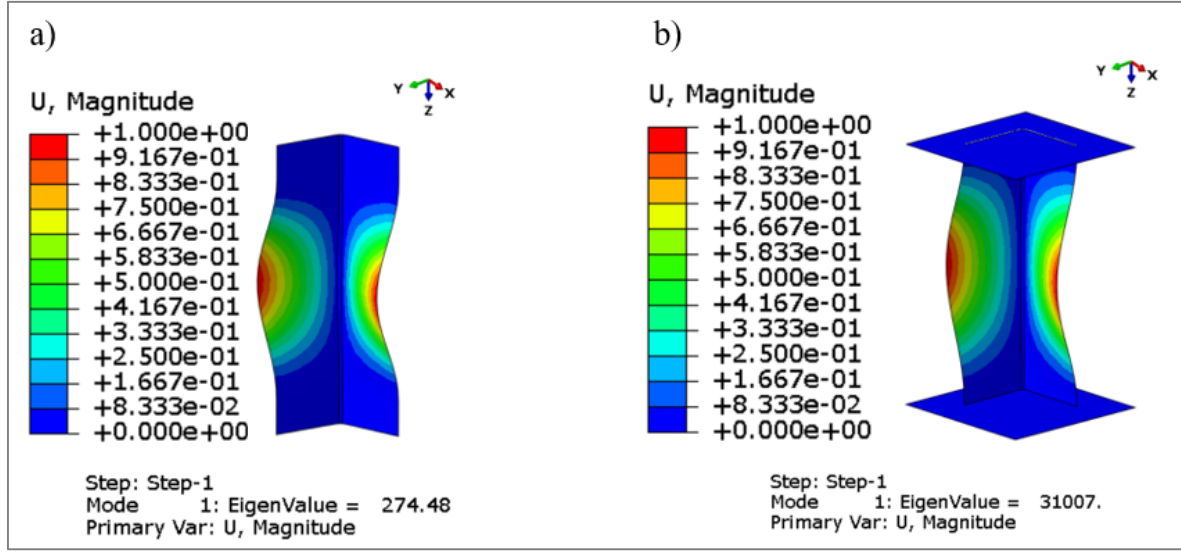
Şekil 4.7. Numune 5 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model

Çizelge 3.1'de altıncı numune olarak verilen L kolonunun özdeğer sonuçları Şekil 4.8'de gösterilmiştir.



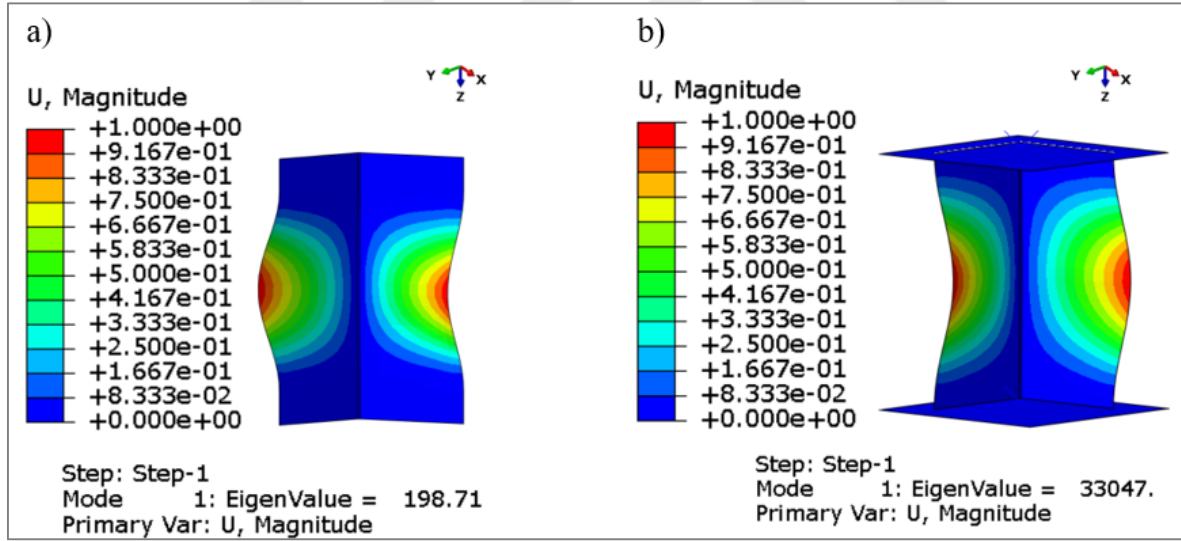
Şekil 4.8. Numune 6 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model

Çizelge 3.1'de yedinci numune olarak verilen L kolonunun özdeğer sonuçları Şekil 4.9'da gösterilmiştir.



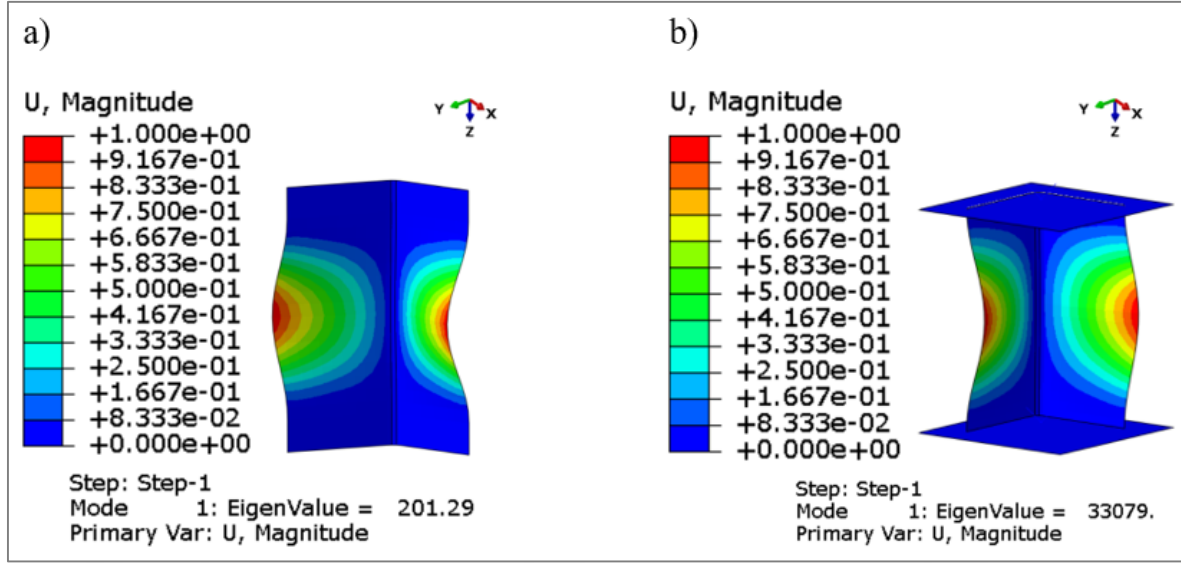
Şekil 4.9. Numune 7 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model

Çizelge 3.1'de sekizinci numune olarak verilen L kolonunun özdeğer sonuçları Şekil 4.10'da gösterilmiştir.



Şekil 4.10. Numune 8 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model

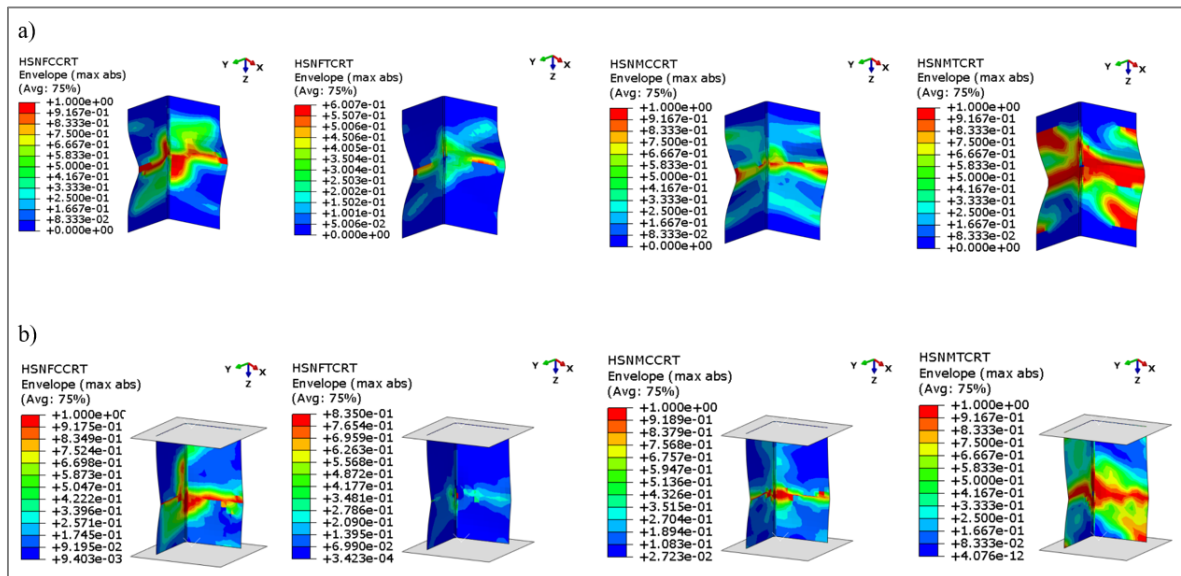
Çizelge 3.1'de dokuzuncu numune olarak verilen L kolonunun özdeğer sonuçları Şekil 4.11'de gösterilmiştir.



Şekil 4.11. Numune 9 – Özdeğer sonuçları a) 1.tür model b) 2.tür model

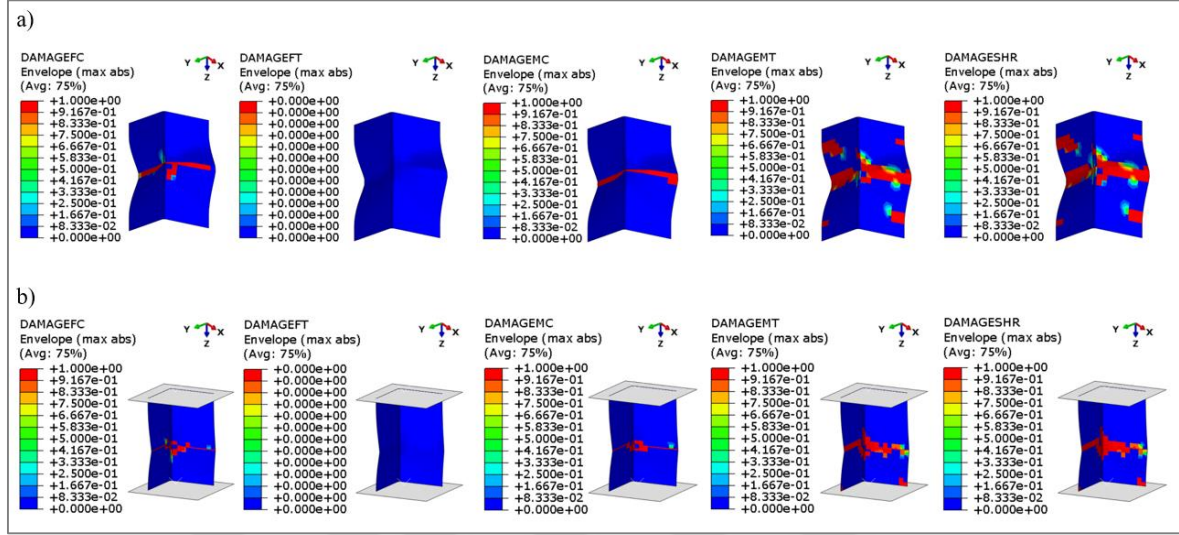
4.2.2. Son burkulma sonuçları

Son burkulma analizleri Static, Riks ve Dynamic, Explicit yöntemleri ile her iki model için de çözdürülmüştür. Son burkulma analizinin hasar başlangıcı ve hasar gelişimi olmak üzere iki aşamada yapıldığından ilerlemeli hasar modeli konusunda bahsedilmiştir. Bu doğrultuda Çizelge 3.1'de birinci numune olarak verilen L kolonunun hasar başlangıcı sonuçları Şekil 4.12'de gösterilmektedir.



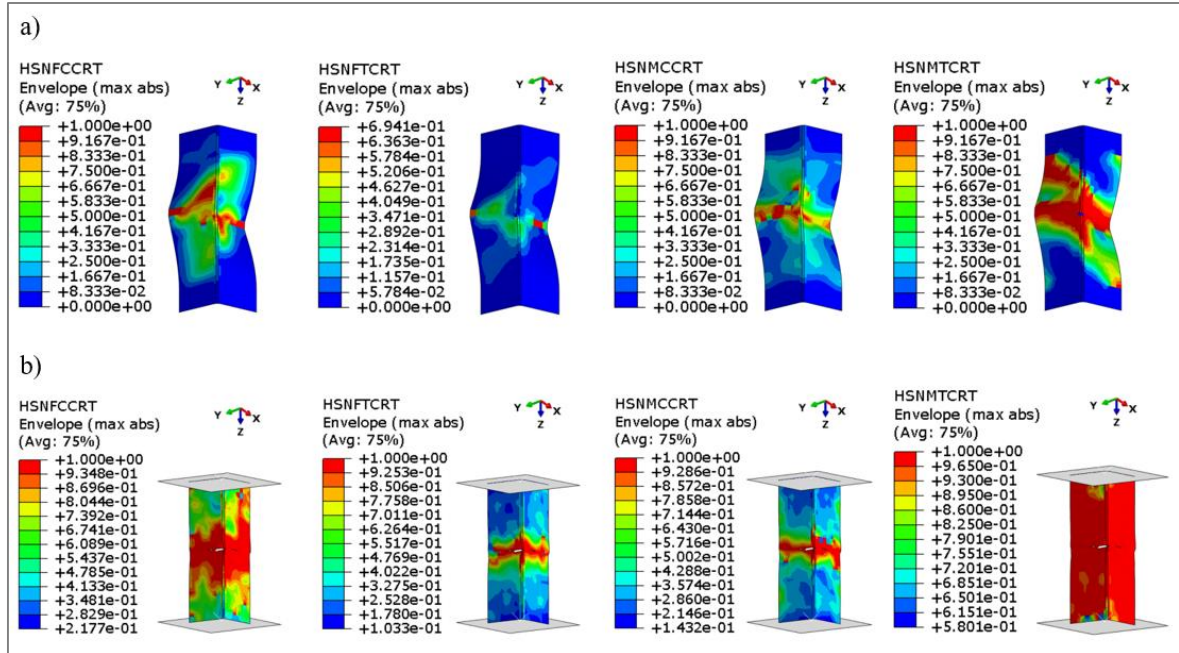
Şekil 4.12. Numune 1 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de birinci numune olarak verilen L kolonunun hasar gelişimi sonuçları ise Şekil 4.13'te gösterilmektedir.



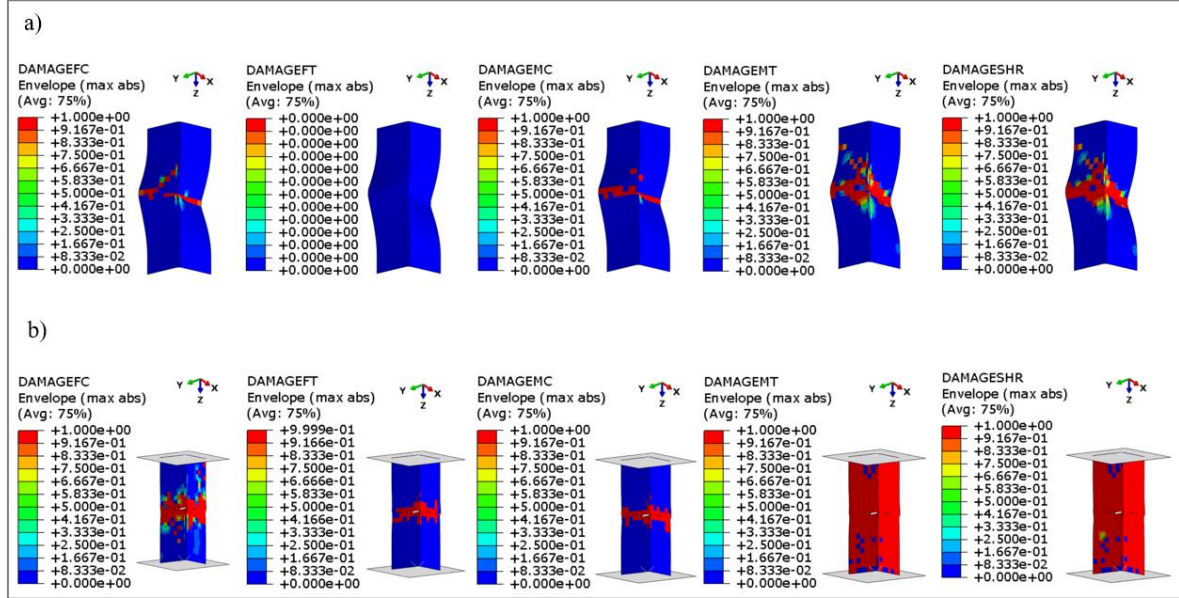
Şekil 4.13. Numune 1 – Hasar gelişimi a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de ikinci numune olarak verilen L kolonunun hasar başlangıcı sonuçları Şekil 4.14'te gösterilmiştir.



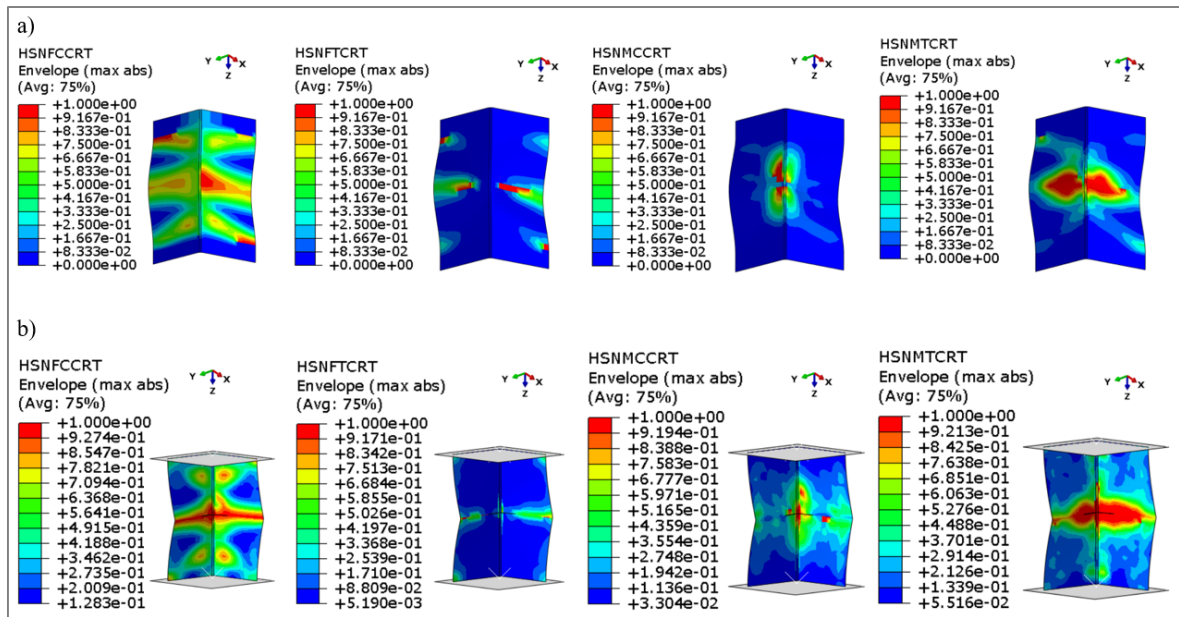
Şekil 4.14. Numune 2 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de ikinci numune olarak verilen L kolonunun hasar gelişimi sonuçları ise Şekil 4.15'te gösterilmiştir.



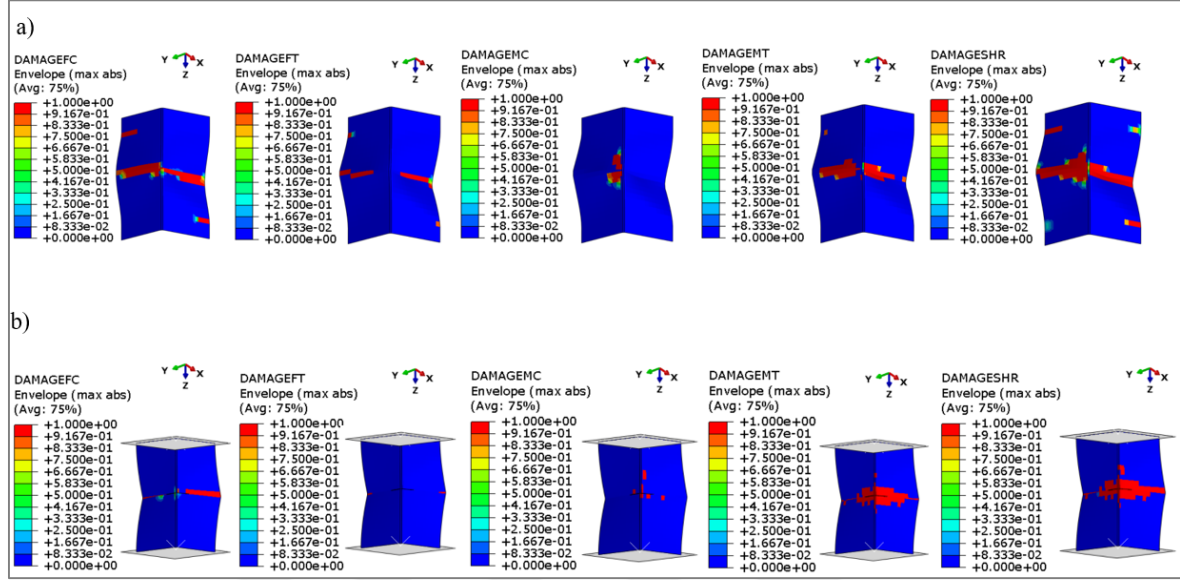
Şekil 4.15. Numune 2 – Hasar gelişimi a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de üçüncü numune olarak verilen L kolonunun hasar başlangıcı sonuçları Şekil 4.16'da gösterilmiştir.



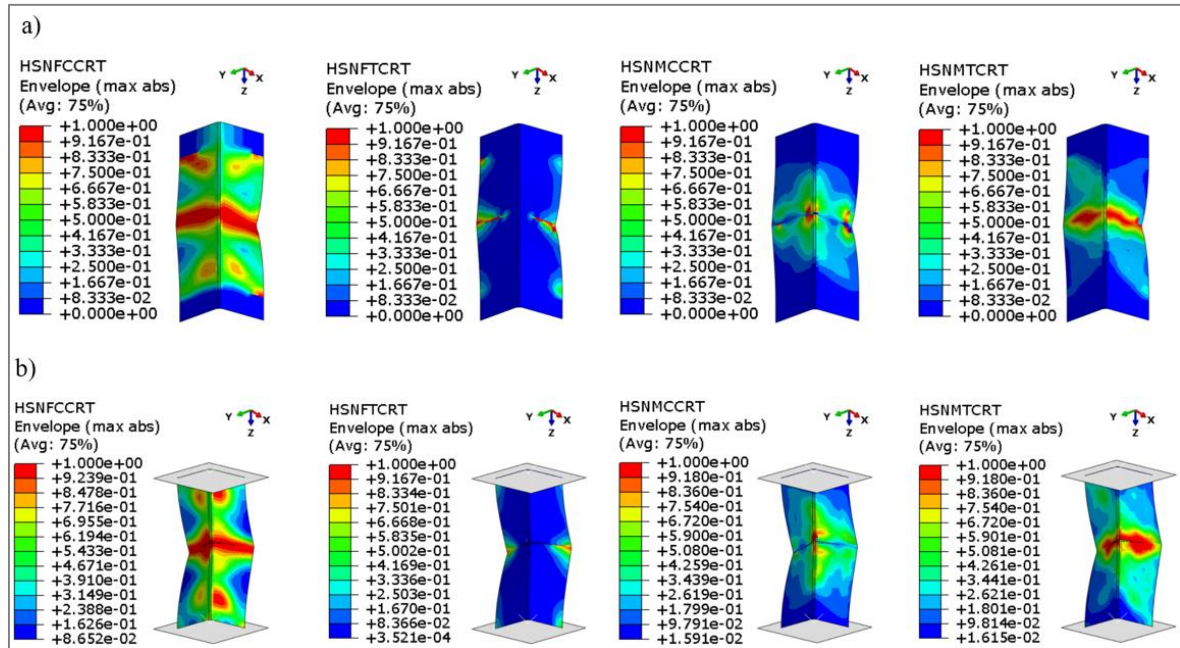
Şekil 4.16. Numune 3 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de üçüncü numune olarak verilen L kolonunun hasar gelişimi sonuçları ise Şekil 4.17'de gösterilmiştir.



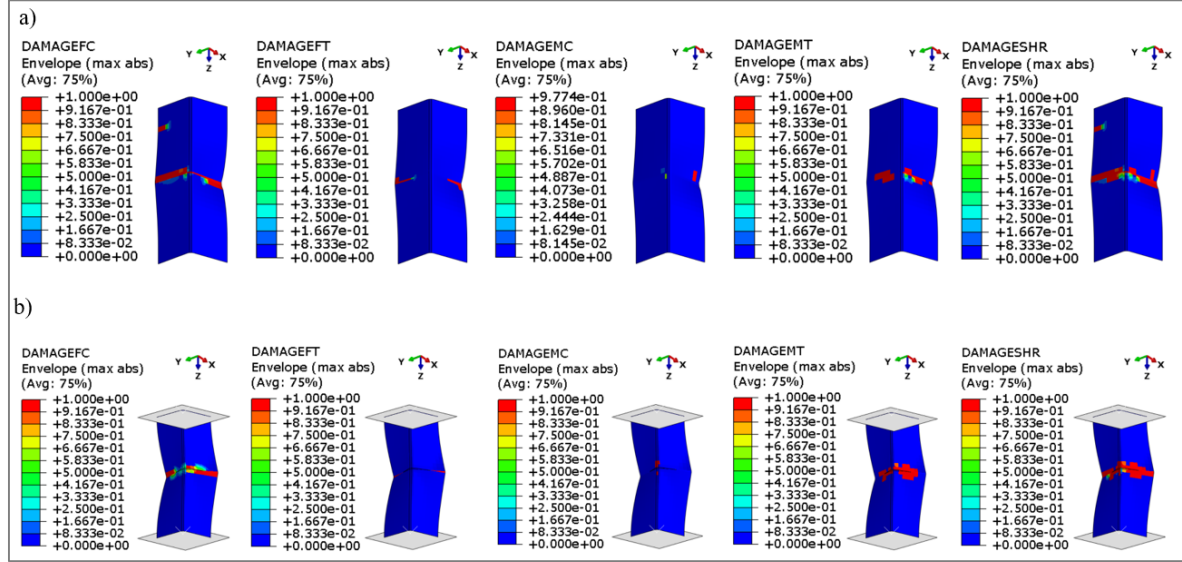
Şekil 4.17. Numune 3 – Hasar gelişimi a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de dördüncü numune olarak verilen L kolonunun hasar başlangıcı sonuçları Şekil 4.18'de gösterilmiştir.



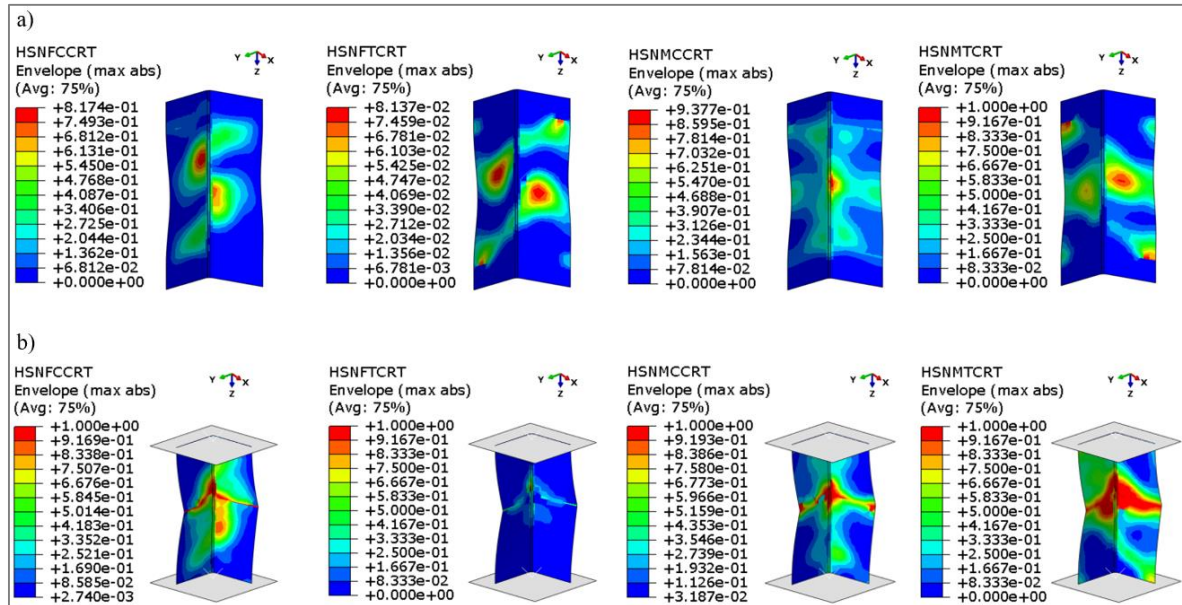
Şekil 4.18. Numune 4 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de dördüncü numune olarak verilen L kolonunun hasar gelişimi sonuçları ise Şekil 4.19'da gösterilmiştir.



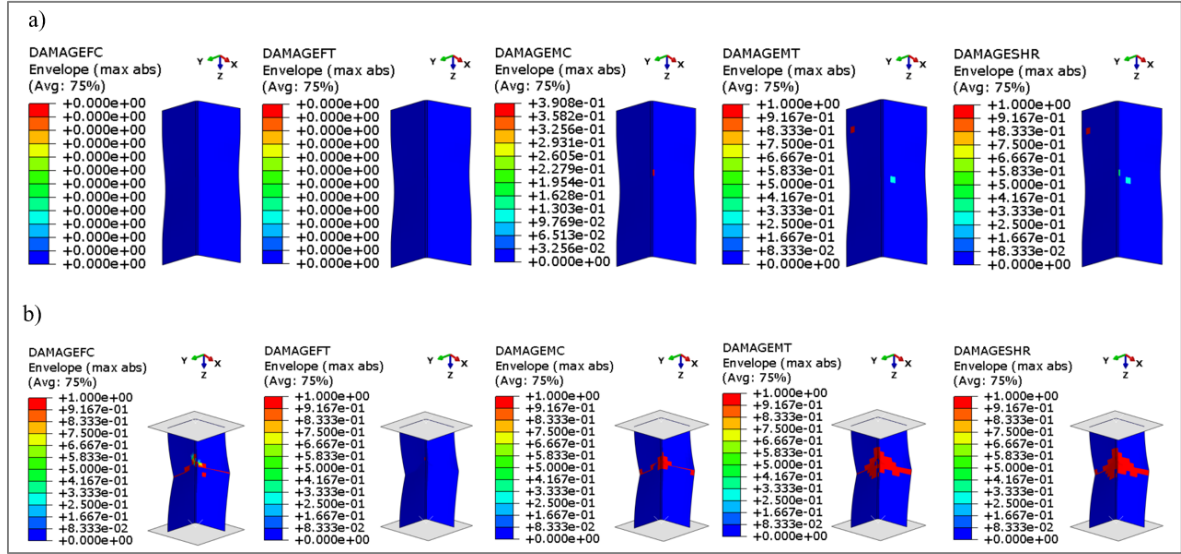
Şekil 4.19. Numune 4 – Hasar gelişimi a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de beşinci numune olarak verilen L kolonunun hasar başlangıcı sonuçları Şekil 4.20'de gösterilmiştir.



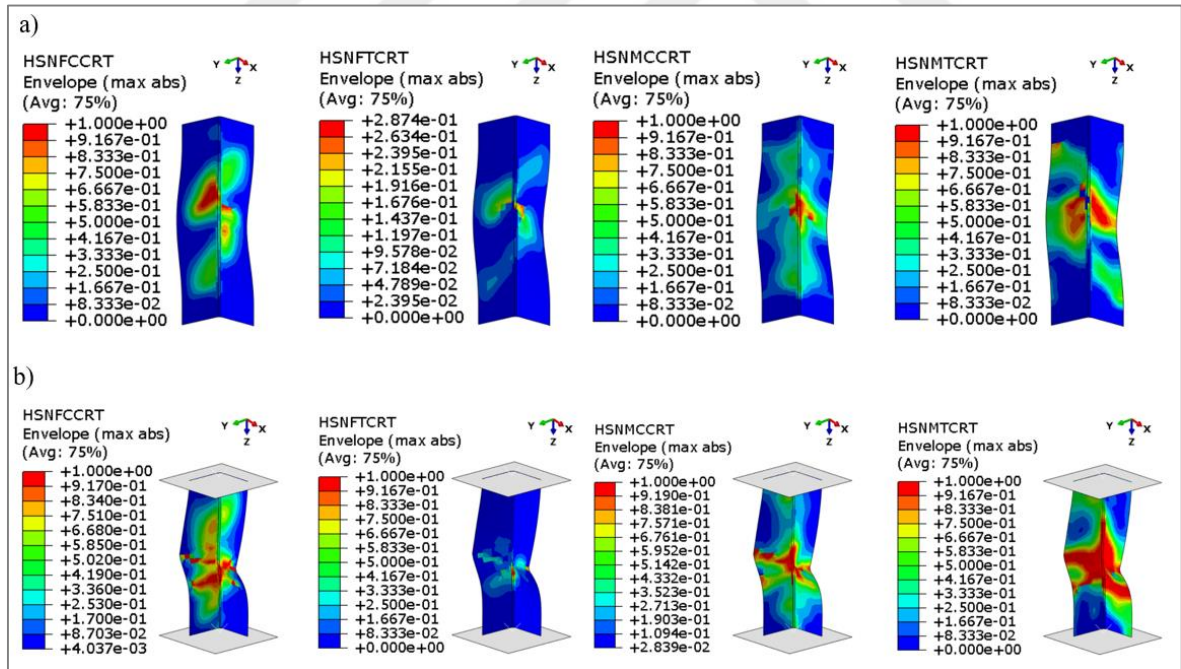
Şekil 4.20. Numune 5 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de beşinci numune olarak verilen L kolonunun hasar gelişimi sonuçları ise Şekil 4.21'de gösterilmiştir.



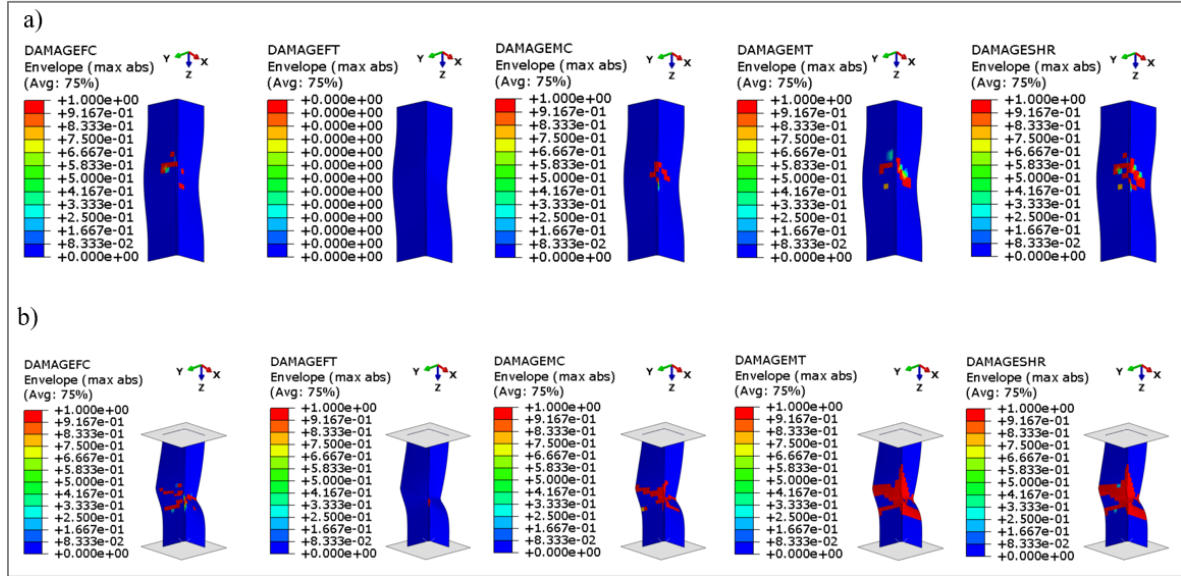
Şekil 4.21. Numune 5 – Hasar gelişim a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de altıncı numune olarak verilen L kolonunun hasar başlangıcı sonuçları Şekil 4.22'de gösterilmiştir.



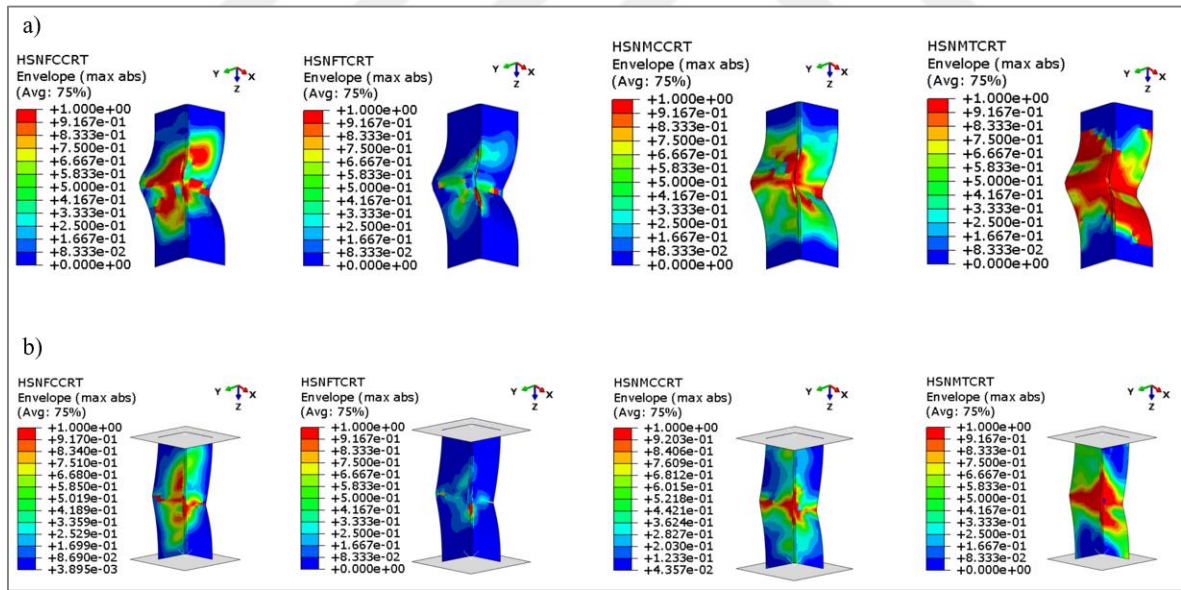
Şekil 4.22. Numune 6 – Hasar başlangıcı a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de altıncı numune olarak verilen L kolonunun hasar gelişimi sonuçları ise Şekil 4.23'te gösterilmiştir.



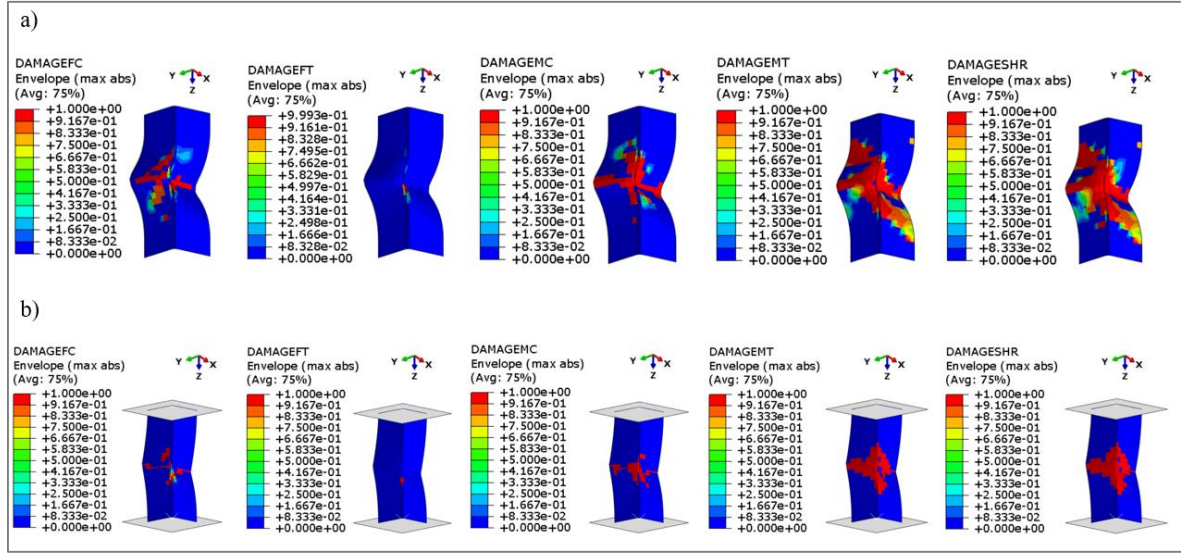
Şekil 4.23. Numune 6 – Hasar gelişim a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de yedinci numune olarak verilen L kolonunun hasar başlangıcı sonuçları Şekil 4.24'te gösterilmiştir.



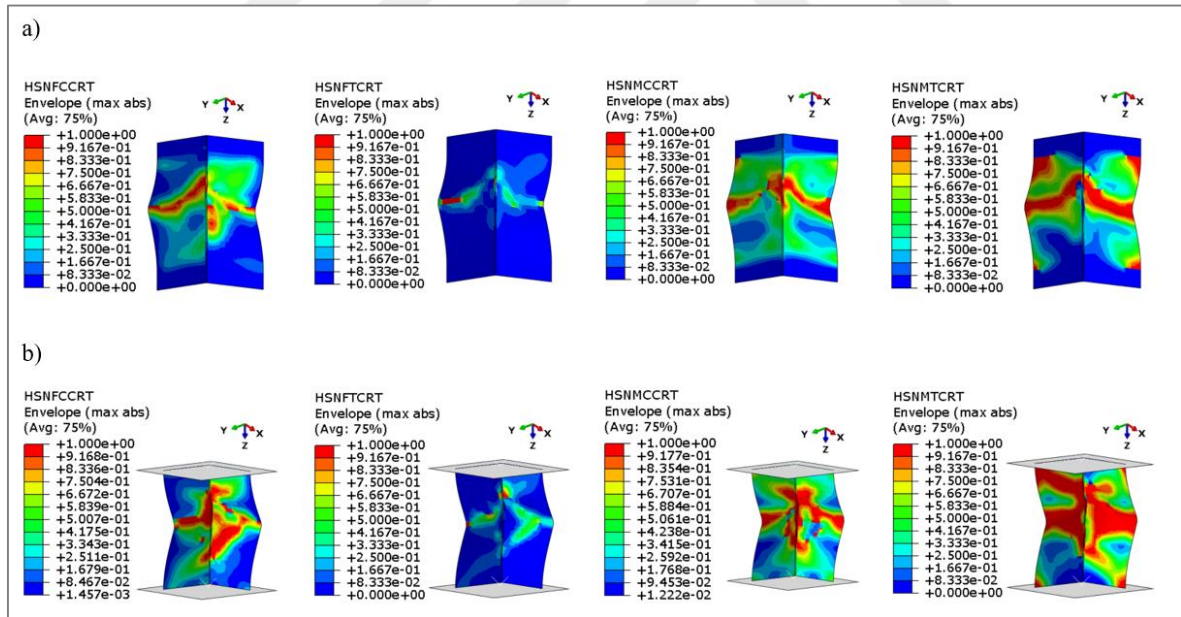
Şekil 4.24. Numune 7 – Hasar başlangıç a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de yedinci numune olarak verilen L kolonunun hasar gelişimi sonuçları ise Şekil 4.25'de gösterilmiştir.



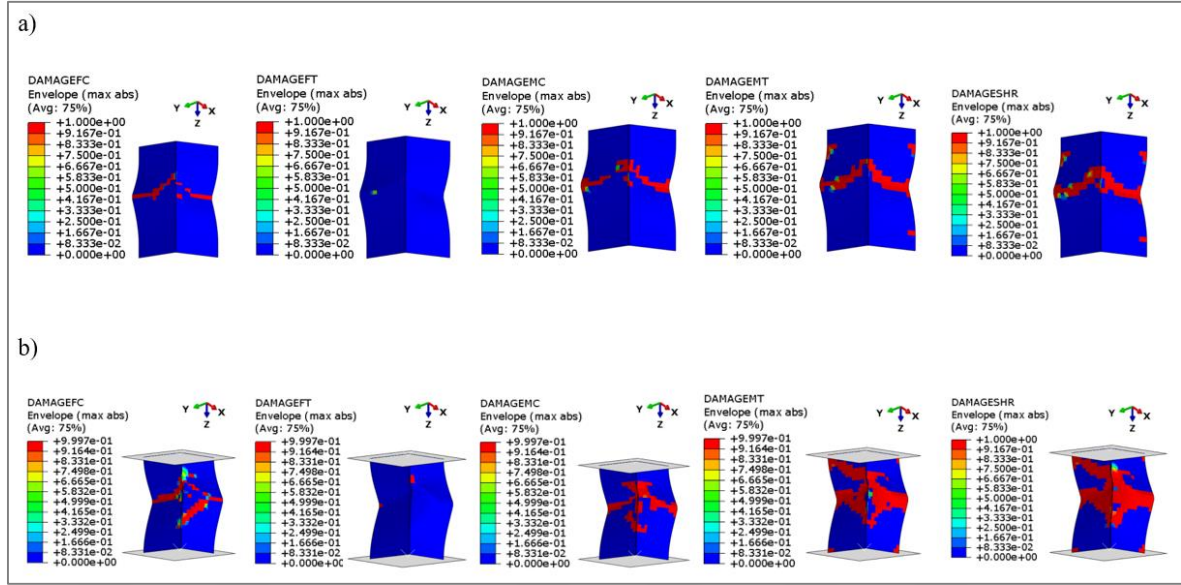
Şekil 4.25. Numune 7 – Hasar gelişim a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de sekizinci numune olarak verilen L kolonunun hasar başlangıcı sonuçları Şekil 4.26'da gösterilmiştir.



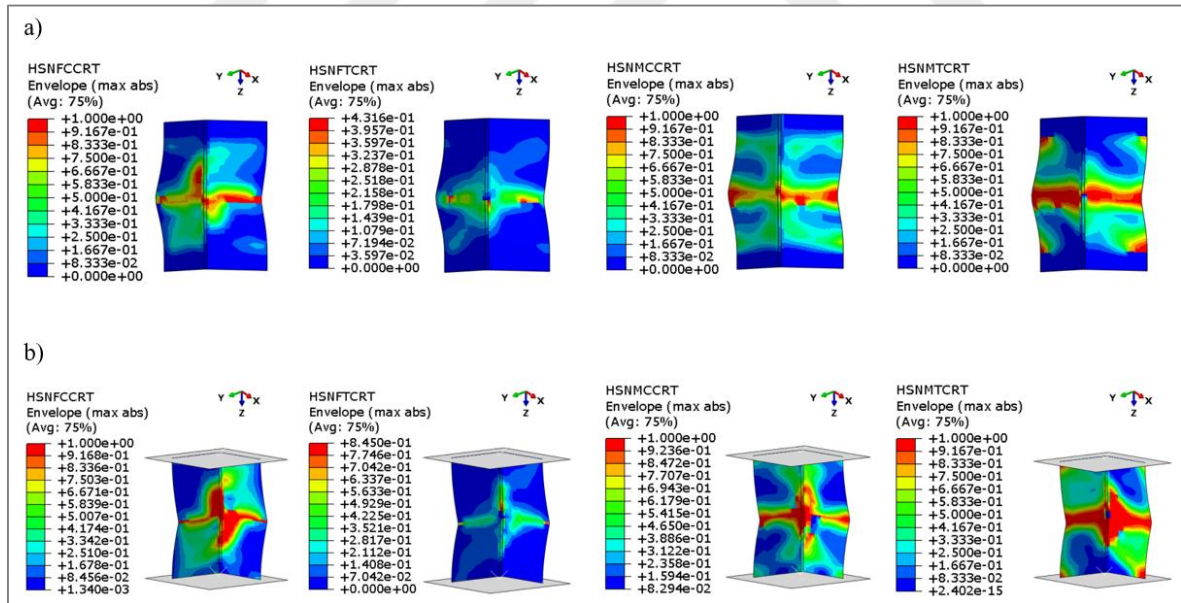
Şekil 4.26. Numune 8 – Hasar başlangıç a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de sekizinci numune olarak verilen L kolonunun hasar gelişimi sonuçları ise Şekil 4.27'de gösterilmiştir.



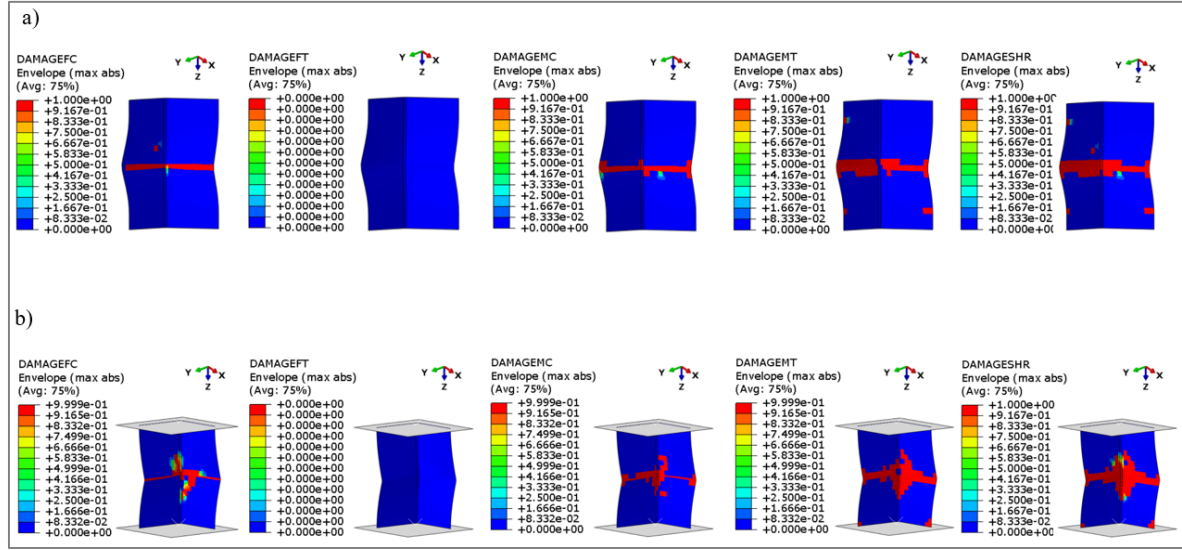
Şekil 4.27. Numune 8 – Hasar gelişim a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de dokuzuncu numune olarak verilen L kolonunun hasar başlangıcı sonuçları Şekil 4.28'de gösterilmiştir.



Şekil 4.28. Numune 9 – Hasar başlangıç a) 1.tür model b) 2. tür model

Çizelge 3.1'de dokuzuncu numune olarak verilen L kolonunun hasar gelişimi sonuçları ise Şekil 4.29'da gösterilmiştir.



Şekil 4.29. Numune 9 – Hasar gelişim a) 1.tür model b) 2. tür model

L kesit alanına sahip kolonlar için yapılan son burkulma dayanımı analizinin sayısal sonuçları Çizelge 4.2’de her iki tür model için de verilmiştir.

Çizelge 4.2. Sonlu eleman analizi sonuçları

Numuneler	1. tür model			2. tür model		
	Kuvvet (kN)	Yer değiştirme (mm)	Son Burkulma Mukavemeti (MPa)	Kuvvet (kN)	Yer değiştirme (mm)	Son Burkulma Mukavemeti (MPa)
L1	120.68	1.75	167.81	109.70	2.00	152.55
L2	95.44	1.88	224.70	88.24	2.00	207.74
L3	192.40	1.70	214.82	173.17	2.00	193.34
L4	142.79	1.66	270.61	136.41	2.00	258.53
L5	92.20	1.95	179.70	89.72	2.50	174.86
L6	83.15	2.67	195.77	80.54	3.00	189.61
L7	89.19	2.33	209.98	82.59	2.50	194.45
L8	116.23	1.45	160.92	114.822	2.00	158.96
L9	111.20	1.34	155.31	111.037	2.00	155.08

4.3. Analitik Yaklaşım

Katmanlı kompozit malzemelerde son burkulma mukavemetinin analitik olarak hesaplanması malzemenin anizotropik yapısından ötürü zordur. Şimdiye dek yapılan analitik çalışmalarda, genellikle ilgili parçanın geometrisi ve/veya sınır koşulları göz önüne alınmaktadır. Yine de test sonuçları ve sayısal sonuçlar arasında zaman zaman tutarsızlıklar söz konusu olabilmektedir. Bu farklılıkların sebebi malzemenin doğrusal olmayan yapısı ve parça üzerindeki kayma yükleri ile açıklanmaktadır [65]. Özellikle yüksek miktardaki $\pm 45^\circ$ 'lik katmanlar, malzemedeki doğrusallığı olumsuz yönde etkilemektedir. Parça üzerindeki kayma yüklerinin etkisini azaltabilmek için tek yönlü katmanların genellikle mümkün mertebe orta düzlemden uzakta konumlandırılması önerilir [38]. Bunun yanı sıra hesaplamalara sınır koşullarını mümkün mertebe yansıtabilmek de önemlidir.

Bir kenarı serbest ortotropik kompozit levhalardaki burkulma yükü için Eşitlik (2.56)'nın kullanıldığından bahsedilmişti. Bu levhanın sonsuz uzunlukta olduğu düşünüldüğünde burkulma yükü için Eşitlik (4.1) elde edilir.

$$N_x^{cr} = \frac{12D_{66}}{b_k^2} \quad (4.1)$$

Bu durumda levhanın burkulma yükünü artırabilmek için D_{66} terimini de artırmak gerekmektedir. Dolayısıyla her bir katmanın D_{66} 'ya katkısının tespit edilmesi gerekmektedir. i katmanının D_{66} 'ya katkısı Eşitlik (4.2) ile ifade edilir [9].

$$(D_{66})_c = 2 D_{66}^i + 2 A_{66}^i d_i^2 \quad (4.2)$$

Burada A_{66} uzama direngenliğini, d_i ise i katmanının orta düzleme olan uzaklığını gösterir. D_{66} terimine en yüksek katkıyı d_i , yani orta düzleme olan uzaklık sağlamaktadır. Dolayısıyla d_i terimini artırmak için A_{66} 'sı yüksek olan katmanı orta düzlemden mümkün olan en uzak konuma yerleştirilmesi gerekir. Çünkü A_{66} ne kadar büyükse D_{66} da o kadar büyük olur. A_{66} terimini artırabilmek için öncelikle bu terimin nasıl hesaplandığına bakmak gerekir. Eşitlik (4.3) kullanılarak A_{66} terimin nasıl hesaplandığını göstermektedir [9].

$$A_{66} = \sum_{k=1}^n Q_{66} (z_k - z_{k-1}) \quad (4.3)$$

Q_{66} katmanlı kompozitlerdeki gerilme – gerinim ilişkisini sağlayan katılık matrisi terimidir. z_k ve z_{k-1} k katmanın sırasıyla üst ve alt koordinatlarıdır. Q_{66} 'yı hesaplayabilmek için de Eşitlik (4.4) kullanılır [9].

$$Q_{66} = \cos^2 \theta \sin^2 \theta Q_{xx} + \cos^2 \theta \sin^2 \theta Q_{yy} - 2 \cos^2 \theta \sin^2 \theta Q_{xy} + (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta)^2 Q_{ss} \quad (4.4)$$

Q_{xx} , Q_{xy} , Q_{yy} ve Q_{ss} ise Eşitlik (4.5)'deki ifadelerle bulunur [9].

$$\begin{aligned} Q_{xx} &= E_{11} - \frac{E_{13}^2}{E_{33}} \\ Q_{xy} &= E_{12} - \frac{E_{13} E_{23}}{E_{33}} \\ Q_{yy} &= E_{22} - \frac{E_{23}^2}{E_{33}} \end{aligned} \quad (4.5)$$

$$Q_{ss} = E_{66}$$

Burada E_{11} , E_{12} , E_{13} , E_{23} , E_{33} ve E_{66} katmanlı kompozit malzemenin elastik modül matrisi terimlerini göstermektedir.

A_{66} teriminin alabileceği en yüksek değeri bulabilmek için Eşitlik (4.4)'deki ifadenin θ 'ya göre türevinin alınması ve sıfıra eşitlenmesi gerekir. Bu işlem yapıldığında θ 'nın 45° 'de en yüksek değeri verdiği görülmüştür. Dolayısıyla 45° 'lik katmanların orta düzlemden mümkün mertebe uzağa yerleştirilmesinin son burkulma dayanımını artırıcı bir etki yaptığı matematiksel olarak gösterilmiştir. Benzer şekilde 0° 'lik katmanlar da eğilme direngenliği matrisi terimi olan D_{11} 'i artırmak için kullanılır. Böylece D_{11} teriminin yüksek olması da katmanlı kompozit yapının malzeme mukavemetini artırmaya yarar. Diğer bir deyişle 0° 'lik katmanın orta düzlemden uzağa serilmesi malzeme mukavemetinde iyileştirici etki gösterir.

Özetle ifade edilirse hem 0°'lik katmanı, hem de 45°'lik katmanı orta düzlemde uzağa sererek malzeme ve son burkulma mukavemetleri artırılmak istenir. Bu durumda da hangi katmanın ne kadar uzağa serilmesi gerektiği sorgulanmaktadır. Kassapoglou [9] bunun için yapıların çalışma prensiplerine göre bir düzen belirlenebileceğinden bahsetmiştir. Yani, eğer malzeme mukavemetinin yüksek olması gerekiyorsa 0°'lik katmanlara öncelik verilirken, burkulma davranışının ana hasar olduğu yerlerde de 45°'lik katmanlara öncelik verilebilir. Bununla beraber 0°'lik ve/veya 45°'lik katmanların orta düzlemde uzağa serilmesi ne malzeme mukavemetinin ne de son burkulma dayanımının yüksek olacağını garantilememektedir [9]. Ancak bu katmanlar malzemenin kararlılığı⁸¹ açısından öne çıkmaktadır.

Kulakçık genişliğinin kalınlığa oranının düşük olduğu yerlerde son burkulma dayanımını hesaplamak için Eşitlik (4.1) kullanılabilir. Fakat b_k / t oranı arttıkça, Eşitlik (4.1) oldukça ihtiyatlı sonuçlar vermektedir. Bu nedenle ampirik bir formül olarak Eşitlik (2.57) geliştirilmiştir [9, 65]. Ancak Eşitlik (2.57)'de değişken olarak sadece b_k / t vardır. Yani malzeme serimi farklı olan ama aynı b_k / t oranına sahip bir kenarı serbest yapılarda Eşitlik (2.57), aynı son burkulma dayanımını hesaplar. Dolayısıyla bu çalışma kapsamında da Eşitlik (2.57)'nin hesaplayacağı sonuçların güvenilirliği sorgulanmıştır.

4.3.1. EGY sayısı

Mevcut ampirik formül ile aynı b_k / t oranına ve farklı dizilim sırasına sahip parçalarda son burkulma dayanımı eşit olarak hesaplanmaktadır. Oysa farklı dizilimleri olan levhalarda, dayanımların da farklı olması gerekmektedir. Buradan hareketle dizilim etkisini de içeren yeni bir ampirik formül geliştirme ihtiyacı doğmuştur.

Kompozitin orta düzlemine göre 0°'lik ve 45°'lik katmanların konumlarının malzeme ve son burkulma mukavemetleri üzerinde etkili olduğu bir önceki bölümde açıklanmıştı. 0°'lik ve 45°'lik katmanların konumlarının orta düzlemde uzaklığı her ne kadar en yüksek mukavemet anlamına gelmese de bu katmanların konumlarının formül olarak ifade edilmesi gereklidir. Dolayısıyla 0°'lik ve 45°'lik katmanların konumlarının son burkulma mukavemetine etkisini göstermek için Eşitlik (4.6)'da verildiği gibi EGY adını taşıyan yeni

⁸¹ İngilizce karşılığı “stability” şeklindedir. Türkçe karşılık olarak “denge” kelimesi de kullanılabilir.

bir kararlılık sayısı tanımlanmıştır. EGY sayısı sâyesinde katmanlı kompozit yapıların kararlılığını tanımlayan yeni bir sayıdır. Böylece EGY sayısını, katman dizilimi bilinen kararlılık problemlerinde kullanarak yarı ampirik formüller geliştirmek mümkün olacaktır.

$$EGY = \frac{\sum_{i=1}^n |d_i^{45}|}{\sum_{i=1}^n |d_i^0|} \quad (4.6)$$

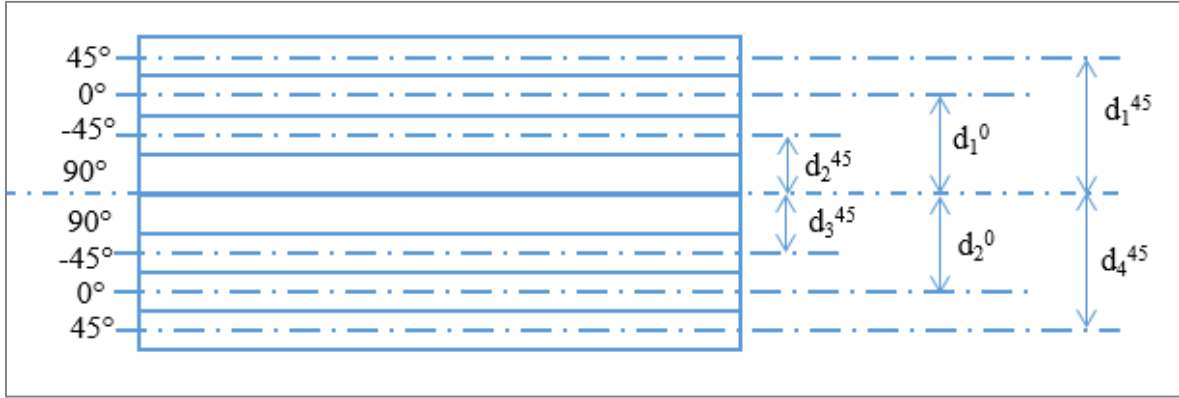
d_i^{45} her bir $\pm 45^\circ$ 'lik katmanın kompozitin orta düzlemine olan mesafesini göstermektedir. d_i^0 ise her bir 0° 'lik katmanın kompozitin orta düzlemine olan mesafesini temsil etmektedir. EGY sayısı, $\pm 45^\circ$ 'lik katmanların, kompozitin orta düzlemine olan mesafeleri toplamının 0° 'lik katmanların kompozitin orta düzlemine olan mesafeleri toplamına oranı olarak ifade edilir. Örneğin d_i^0 ve d_i^{45} uzunlukları, [45/0/-45/90]s dizilimine sahip bir katmanlı yapı için Şekil 4.30'da gösterilmektedir. Her bir katmanın kalınlığı eşit, sabit ve 0.184 mm'dir. Bu durumda $\pm 45^\circ$ 'lik katmanların orta düzleme olan mesafelerinin toplamı (4.7)'de verildiği gibi 1.84 mm'dir.

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^4 |d_i^{45}| &= d_1^{45} + d_2^{45} + d_3^{45} + d_4^{45} \\ &= \left(3 \times 0.184 + \frac{0.184}{2} \right) + \left(1 \times 0.184 + \frac{0.184}{2} \right) \\ &\quad + \left(1 \times 0.184 + \frac{0.184}{2} \right) + \left(3 \times 0.184 + \frac{0.184}{2} \right) = 1.84 \end{aligned} \quad (4.7)$$

Benzer şekilde 0° 'lik katmanların orta düzleme olan mesafelerinin toplamı Eşitlik (4.8)'te verildiği gibi 0.92 mm'dir.

$$\sum_{i=1}^2 |d_i^0| = d_1^0 + d_2^0 = \left(2 \times 0.184 + \frac{0.184}{2} \right) + \left(2 \times 0.184 + \frac{0.184}{2} \right) = 0.92 \quad (4.8)$$

Bu durumda EGY sayısı [45/0/-45/90]s dizilimine sahip bir plaka için 2.00 olarak hesaplanır.



Şekil 4.30. $[45/0/-45/90]_s$ dizilimi olan bir yapıdaki 0° 'lik ve 45° katmanların orta düzleme olan mesafeleri

Çizelge 3.1'deki her bir numune için Eşitlik (4.6) kullanılarak hesaplanan EGY sayıları, Çizelge 4.3'te verilmiştir.

Çizelge 4.3. Numunelerin hesaplanan EGY sayıları

Numune	Dizilim Sırası	EGY Sayısı
Numune 1	$[-45/45/0/90]_{2s}$	2.86
Numune 2	$[-45/45/0/90]_{2s}$	2.86
Numune 3	$[0/90/45/90/0/90/0/-45/0/90]_s$	0.50
Numune 4	$[0/90/45/90/0/90/0/-45/0/90]_s$	0.50
Numune 5	$[45/-45/0/45/-45/90/45/-45]_s$	4.36
Numune 6	$[45/-45/0/45/-45/90/45/-45]_s$	4.36
Numune 7	$[45/-45/0/45/-45/90/45/-45]_s$	4.36
Numune 8	$[-45/45/0/90]_{2s}$	2.86
Numune 9	$[-45/45/0/90]_{2s}$	2.86

Şimdiye dek karbon lif takviyeli epoksi polimer malzemeden üretilmiş levhalarda son burkulma mukavemeti için b_k / t oranının tek değişken olduğu analitik bir yaklaşım ile Eşitlik (2.57) kullanılıyordu. Ancak bundan sonraki çalışmalarda son burkulma mukavemetini hesaplayabilmek için 0° 'lik ve 45° 'lik katmanların konum etkisinin gösterildiği EGY sayısı ile yeni, gerçekçi ve daha doğru ampirik formüller üretebilmek mümkün olacaktır.

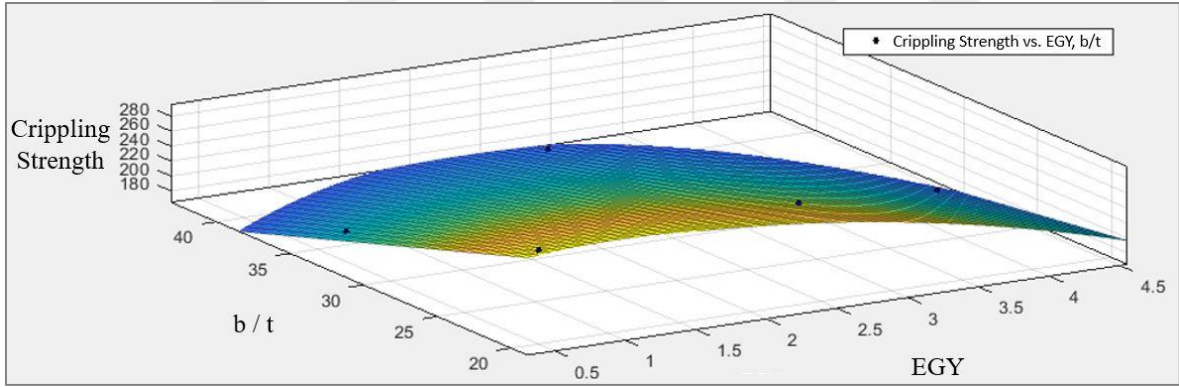
4.3.2. EGY denklemi

EGY sayısı, son burkulma dayanımını belirleyen etmenlerden biridir. İlâveten, mevcut yaklaşımda olduğu gibi b_k / t oranı da son burkulma dayanımını hesaplarken göz önüne

alınması gereken etmenlerdendir. Bu bölümde, son burkulma dayanımı için EGY sayısı ile b_k / t oranına bağlı olarak geliştirilen yeni yarı ampirik formül ele alınacaktır.

Öncelikle Bölüm 4.1'deki test sonuçları, Matlab programı kullanılarak EGY ve b_k / t oranına bağlı olarak bir yüzey ile tanımlanmıştır. Test sonuçlarının, EGY sayısı ve b_k / t oranına bağlı olması iki tane bağımsız değişken olduğu anlamına gelir. Dolayısıyla Şekil 4.31'de gösterildiği gibi bir yüzey fonksiyonu oluşturulmuştur. Matlab programı ile bu yüzey fonksiyonu, Eşitlik (4.9)'da verildiği gibi matematiksel olarak ifade edilmiştir. EGY formülü Çizelge 3.1'de verilen numunelerden ilk beş tanesinin test sonuçları kullanılarak elde edilmiştir. Altıncı numunenin test sonucu ise geliştirilen EGY denkleminin doğrulamasının yapılması amacıyla kullanılmıştır.

$$\sigma_{cc} = -7.874 (EGY)^2 - 2.342(EGY) - 6.926 \left(\frac{b_k}{t} \right) + 0.9215 \left(\frac{b_k}{t} \right) (EGY) + 422.1 \quad (4.9)$$



Şekil 4.31. Test sonuçları ile oluşturulan yüzey

4.3.3. Analitik hesaplamaların sonuçları

L kesit alanına sahip kolonlardaki son burkulma dayanımı analitik olarak, hem mevcut formül olan Eşitlik (2.57) ile hem de Eşitlik (4.9)'daki yeni geliştirilen EGY formülü kullanılarak Çizelge 4.4'de verildiği gibi hesaplanmıştır.

Çizelge 4.4 Analitik hesaplama sonuçları

Numuneler	Mevcut Formül	EGY Formülü
	Son Burkulma Mukavemeti (MPa)	Son Burkulma Mukavemeti (MPa)
L1	272.86	170.79
L2	395.81	243.73
L3	324.37	205.61
L4	464.49	289.66
L5	347.31	174.96
L6	395.81	189.50
L7	395.81	189.50
L8	272.86	170.79
L9	272.86	170.79

4.4. Değerlendirme

Çizelge 3.1'de verilen numunelerin son burkulma mukavemet testleri Bölüm 3.1'de anlatıldığı gibi yapılmıştır. Testlere başlamadan önce numunelerin son burkulma dayanımları Eşitlik (2.57) ile hesaplanmış olsa da test esnâsında her bir numune yük taşıyamayacak hâle gelene dek yüklenmiştir. Ön burkulma gerçekleştikten sonra numunelerin son burkulma aşamasına geçmesi hızlı, âni ve numune üzerinde herhangi bir öncül hasar işareti olmadan gerçekleşmiştir. Hasar süreci⁸², kırılğan malzemelerin⁸³ burkulma süreçleriyle benzer şekilde olmuştur.

Numunelere uygulanan yük ve yer değiştirme bilgileri, test verisi olarak kayıt altına alınmıştır. Test sırasında alınan yük – yer değiştirme verileri ile sonlu eleman yaklaşımıyla hesaplanan yük – yer değiştirme verileri Şekil 4.32'de gösterildiği üzere karşılaştırılmıştır.

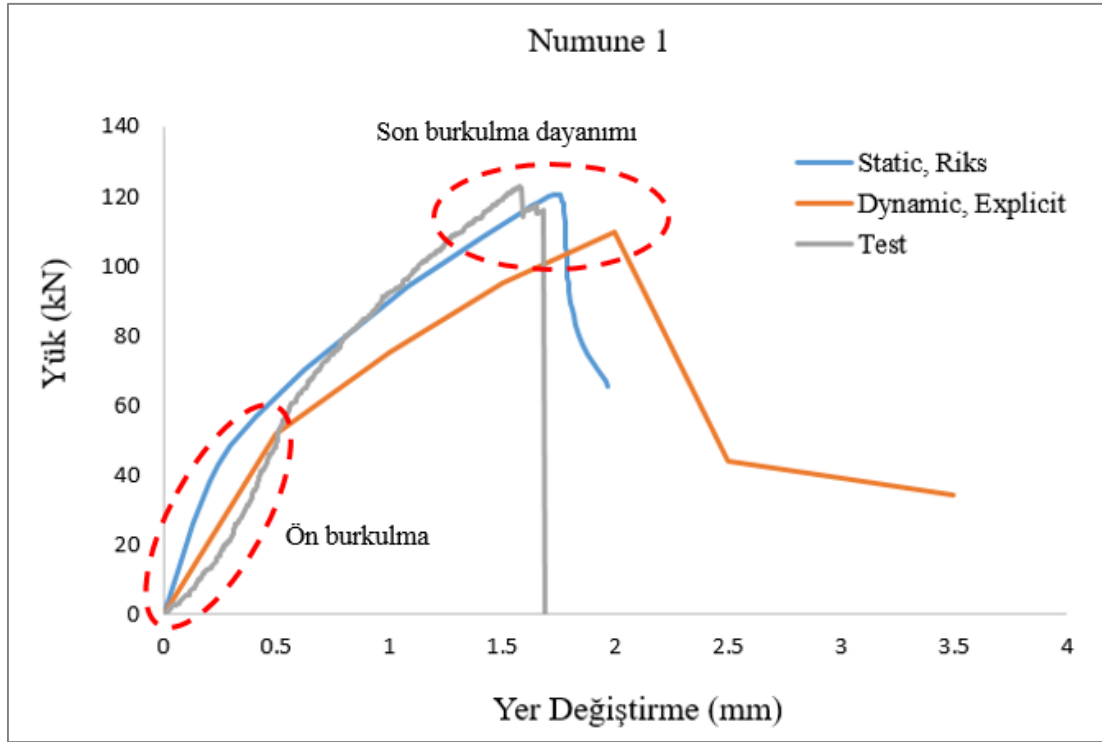
⁸² İngilizce karşılığı “failure process” şeklindedir.

⁸³ İngilizce karşılığı “brittle material” şeklindedir.

Şekil 4.32’de de görüldüğü gibi burkulma kavramı hem testte hem de sonlu eleman hesaplamalarında ön burkulma ve son burkulma olmak üzere iki aşamalı olarak gerçekleşmiştir. Eğrilerdeki doğrusal kısım ön burkulma aşamasını temsil etmektedir ve parça üzerindeki yükler, belli bir eşik değere değin kalıcı hasara sebebiyet vermemektedir. Yük artışının devam etmesi ile eşik değeri geçilir ve yapı üzerinde kalıcı hasarlar oluşmaya başlar. Bu aşama da son burkulma aşamasıdır. Şekil 4.32’deki eğrilerin tepe noktası, kolonların son burkulma aşamasında taşıyabileceği en yüksek yükü göstermektedir. Aynı zamanda bu tepe noktası, son burkulma mukavemeti olarak da adlandırılmıştır. Eğriler, son burkulma aşamasında tepe noktalarına ulaştıktan sonra kolonlar daha fazla yük taşıyamaz. Böylece katmanlı kompozit yapıdaki L kolonlarının son burkulma mukavemetleri tespit edilmiştir.

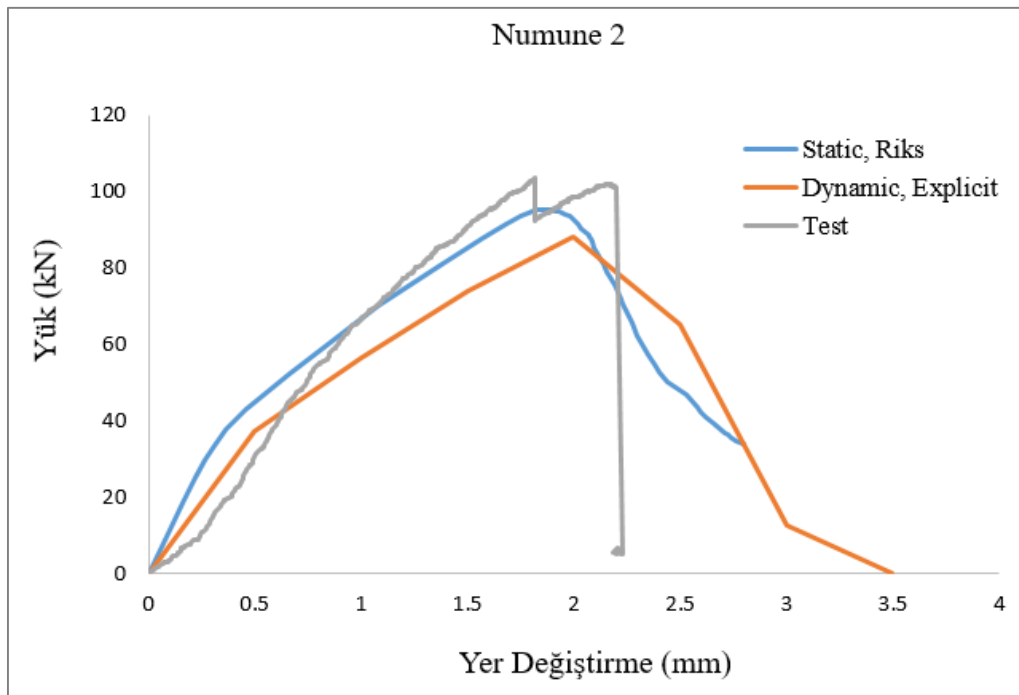
Şekil 4.32’de, Çizelge 3.1’deki ilk numune için her iki tür modelle yapılan sonlu eleman sonuçları, test verisiyle karşılaştırılmıştır. Buna göre, gerek yükleme olarak, gerekse de yer değiştirme olarak analiz sonuçları ile test sonucunun oldukça uyumlu olduğu anlaşılmaktadır.

Çizelge 3.1’deki birinci numuneye ait test sırasında alınan yük – yer değiştirme verileri ile sonlu eleman yaklaşımıyla hesaplanan yük – yer değiştirme verilerinin karşılaştırması Şekil 4.32’de gösterilmiştir.



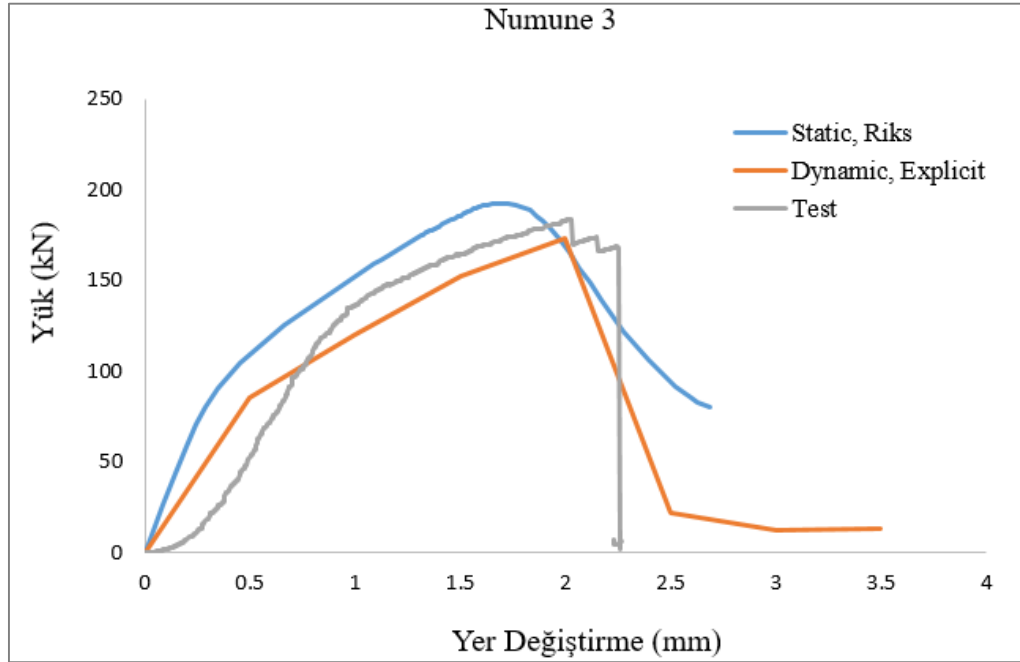
Şekil 4.32. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 1)

Çizelge 3.1'deki ikinci numuneye ait test sırasında alınan yük – yer değiştirme verileri ile sonlu eleman yaklaşımıyla hesaplanan yük – yer değiştirme verilerinin karşılaştırması Şekil 4.33'te gösterilmiştir.



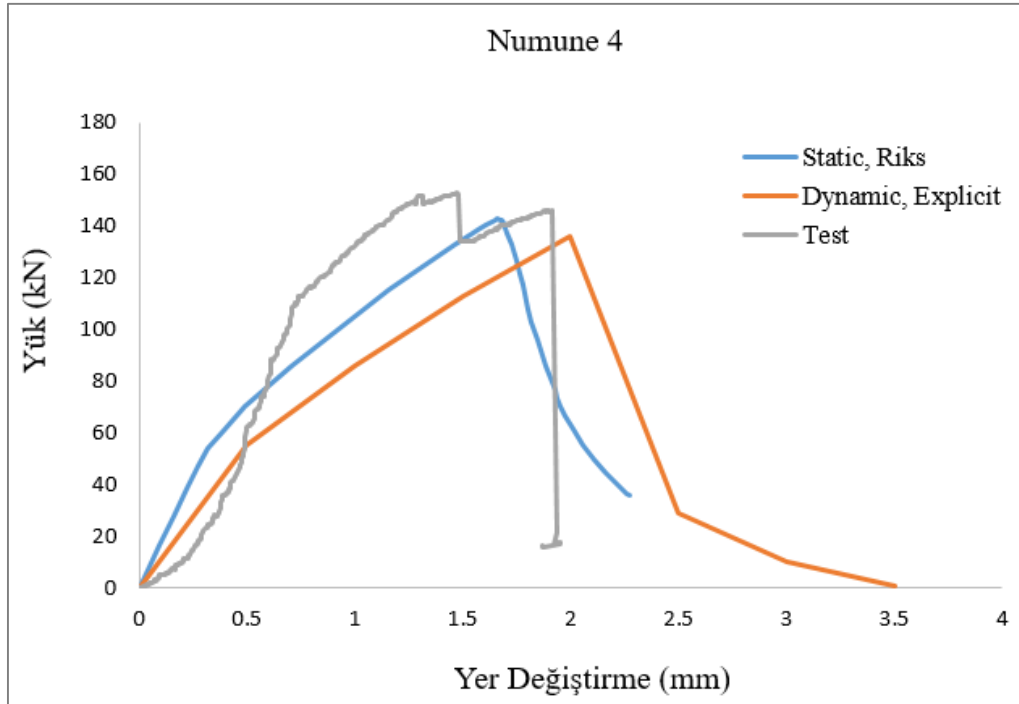
Şekil 4.33. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 2)

Çizelge 3.1'deki üçüncü numuneye ait test sırasında alınan yük – yer değiştirme verileri ile sonlu eleman yaklaşımıyla hesaplanan yük – yer değiştirme verilerinin karşılaştırması Şekil 4.34'te gösterilmiştir.



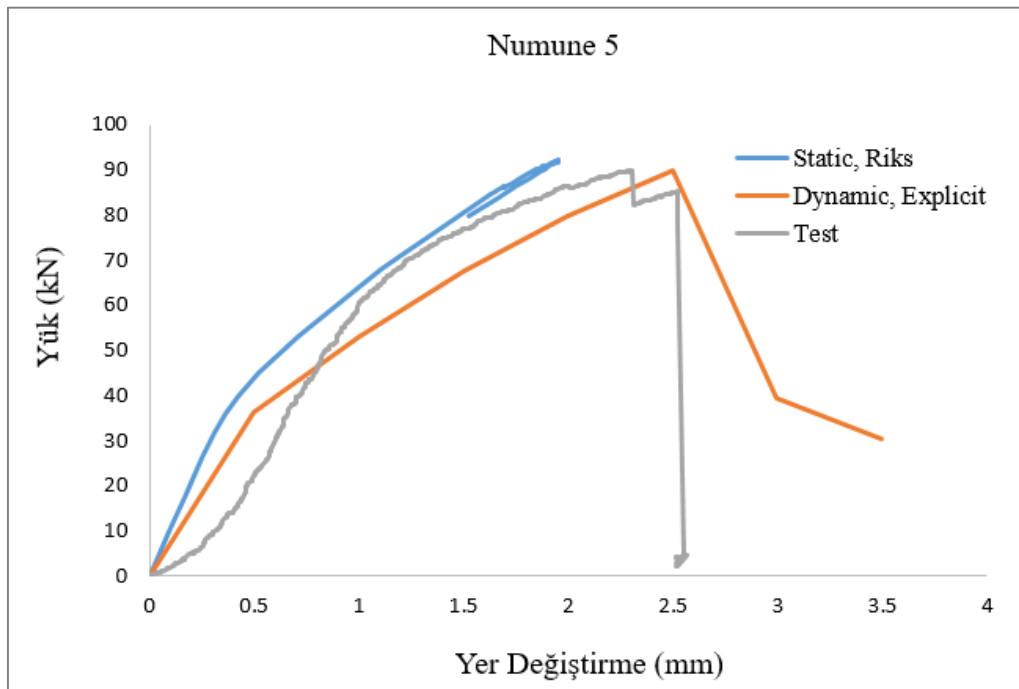
Şekil 4.34. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 3)

Çizelge 3.1'deki dördüncü numuneye test sırasında alınan yük – yer değiştirme verileri ile sonlu eleman yaklaşımıyla hesaplanan yük – yer değiştirme verilerinin karşılaştırması Şekil 4.35'te gösterilmiştir.



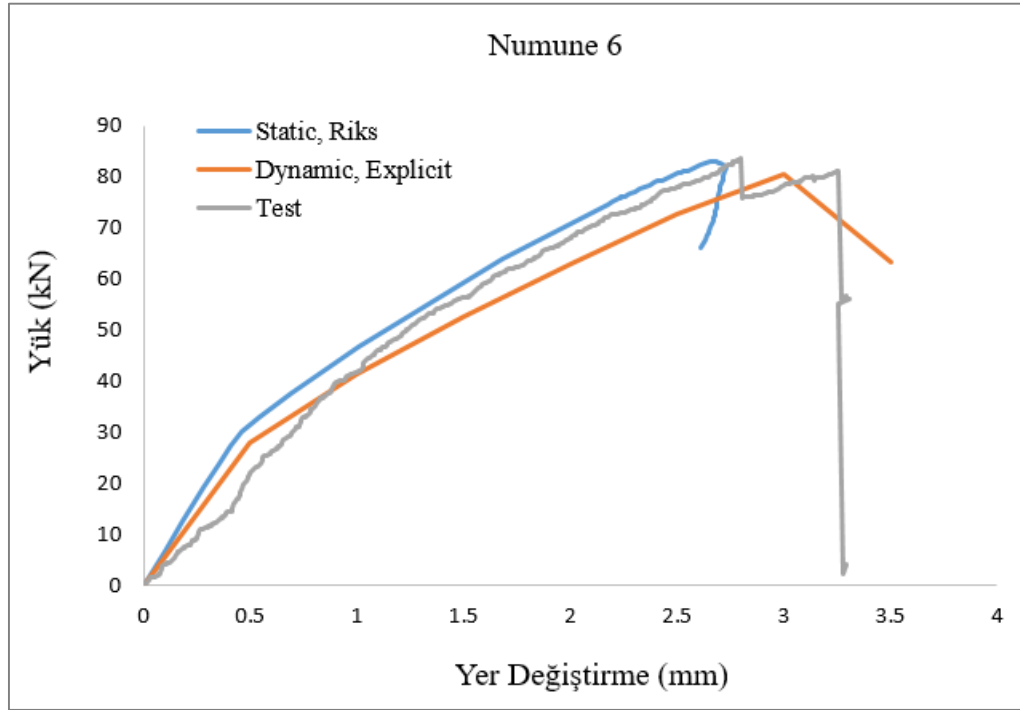
Şekil 4.35. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 4)

Çizelge 3.1'deki beşinci numuneye ait test sırasında alınan yük – yer değiştirme verileri ile sonlu eleman yaklaşımıyla hesaplanan yük – yer değiştirme verilerinin karşılaştırması Şekil 4.36'da gösterilmiştir.



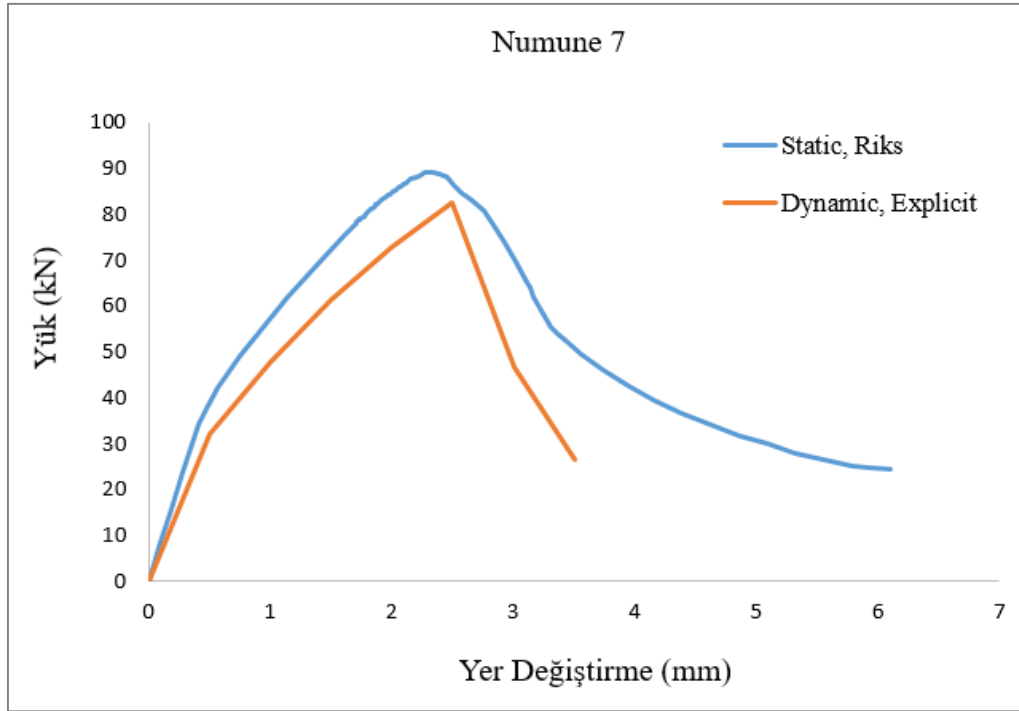
Şekil 4.36. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 5)

Çizelge 3.1'deki altıncı numuneye ait test sırasında alınan yük – yer değiştirme verileri ile sonlu eleman yaklaşımıyla hesaplanan yük – yer değiştirme verilerinin karşılaştırması Şekil 4.37'de gösterilmiştir.



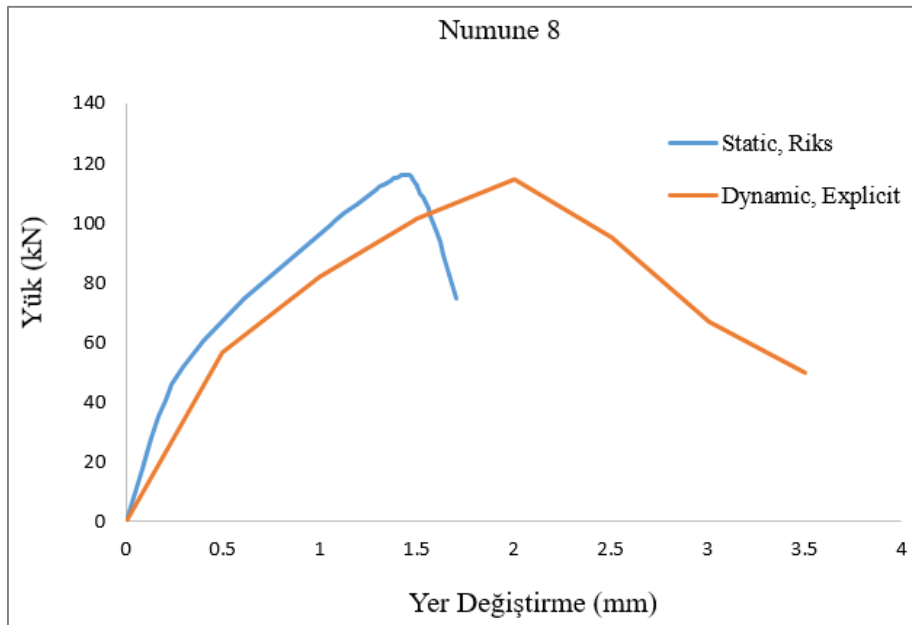
Şekil 4.37. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 6)

Çizelge 3.1'deki yedinci numuneye ait test sırasında alınan yük – yer değiştirme verileri ile sonlu eleman yaklaşımıyla hesaplanan yük – yer değiştirme verilerinin karşılaştırması Şekil 4.38'de gösterilmiştir.



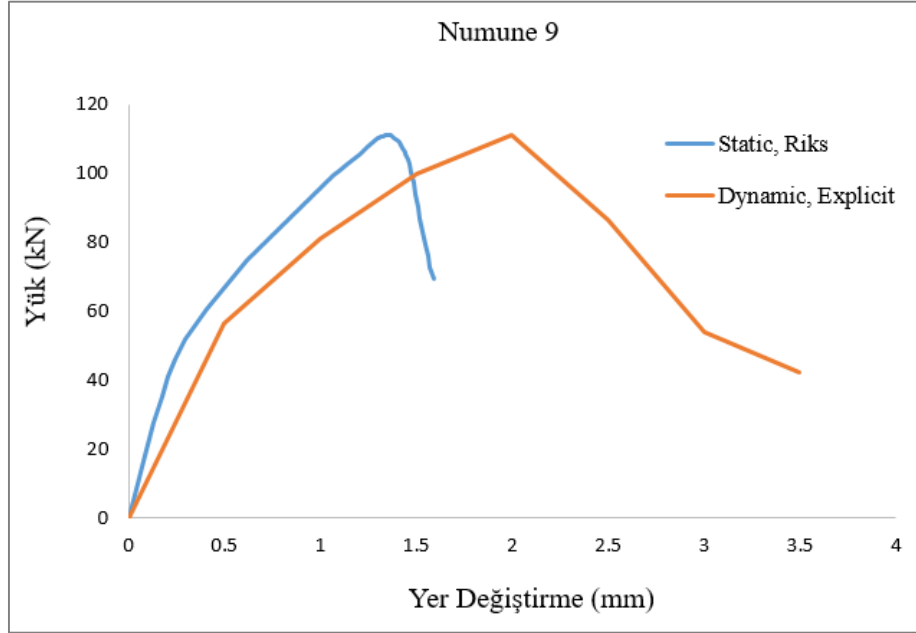
Şekil 4.38. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 7)

Çizelge 3.1'deki sekizinci numuneye ait test sırasında alınan yük – yer değiştirme verileri ile sonlu eleman yaklaşımıyla hesaplanan yük – yer değiştirme verilerinin karşılaştırması Şekil 4.39'da gösterilmiştir.



Şekil 4.39. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 8)

Çizelge 3.1'deki dokuzuncu numuneye ait test sırasında alınan yük – yer değiştirme verileri ile sonlu eleman yaklaşımıyla hesaplanan yük – yer değiştirme verilerinin karşılaştırması Şekil 4.40'ta gösterilmiştir.



Şekil 4.40. Yük – yer değiştirme karşılaştırması (Numune 9)

Test sonuçlarının, sonlu eleman modellerinden ve analitik yaklaşımlardan elde edilen sonuçlarla karşılaştırması Çizelge 4.5'te verilmiştir.

Çizelge 4.5. Test, sonlu eleman ve analitik yaklaşımların karşılaştırılması

	Test	Sonlu Eleman Analizi				Yarı Ampirik Analitik Formül			
	Son Burkulma Dayanımı (MPa)	1.tür model (MPa)	Hata (1. tür model)	2.tür model (MPa)	Hata (2. tür model)	Mevcut Formül (MPa)	Hata (Mevcut Formül)	EGY Formülü (MPa)	Hata (EGY Formülü)
L1	170.84	167.81	1.78%	152.55	10.71%	272.86	-59.72%	170.79	0.03%
L2	243.78	224.70	7.83%	207.74	14.78%	395.81	-62.36%	243.73	0.02%
L3	205.65	214.82	-4.46%	193.34	5.99%	324.37	-57.73%	205.61	0.02%
L4	289.70	270.61	6.59%	258.53	10.76%	464.49	-60.33%	289.66	0.02%
L5	175.01	179.70	-2.68%	174.86	0.08%	347.31	-98.45%	174.96	0.03%
L6	197.38	195.77	0.82%	189.61	3.94%	395.81	-100.53%	189.50	3.99%
L7	-	209.98	-	194.45	-	395.81	-	189.50	-
L8	-	160.92	-	158.96	-	272.86	-	170.79	-
L9	-	155.31	-	155.08	-	272.86	-	170.79	-
R ²			0.960		0.941		0.729		0.995

Çizelge 3.1 ve Çizelge 4.5 birlikte değerlendirilmelidir. Çizelge 3.1’de, üzerinde çalışılan dokuz numunenin malzeme dizilimleri ve geometrik bilgileri bulunmaktadır. Çizelge 4.5’de de bu numunelerin son burkulma dayanımlarına dair deneysel ve teorik sonuçlar yer almaktadır. Elde edilen veriler doğrultusunda şu değerlendirmeleri yapmak mümkündür:

- Numune 1 ve Numune 2 dikkate alındığında, sadece kulakçık genişliğinde bir farklılık söz konusudur. Sonuç olarak kulakçık genişliğinin azalması ile son burkulma dayanımının arttığını söylemek mümkündür.
- Numune 1, Numune 8 ve Numune 9 için de sadece köşe bölgesinde bulunan yarıçap değerlerinde bir farklılık söz konusudur. Ancak köşe yarıçaplarındaki farklılık, son burkulma dayanım sonuçlarında “anlamlı” olarak nitelendirilebilecek bir değişiklik yapmamıştır. Bu, aynı zamanda beklenen bir sonuçtur. Çünkü numuneler L kesit alanına sahiptir. Köşe yarıçapının son burkulma dayanımına etki etmesi için I, T gibi bağlantı bölgesinde boşluk olan ve doldurulması gereken bir geometrinin olması gerekirdi. Dolayısıyla L kesit alanına sahip katmanlı kompozit yapılarda köşe yarıçapının son burkulma dayanımına etkisinin olmadığını söylemek mümkündür.
- Numune 6 ve Numune 7 arasındaki tek fark ise uzunluktur. Bu iki numunenin son burkulma dayanımları kıyaslandığında sonuçların beklendiği birbirine çok yakın olduğu gözlemlenmiştir. Çünkü literatür araştırmalarında, uzunluğun son burkulma dayanımına etki eden bir etmen olmadığı öne çıkmaktadır.
- Numune 2 ve Numune 4 arasındaki farklılıklar ise hem kalınlıkta hem de dizilimdedir. Katmanlı kompozit malzemeden üretilmiş iki numune arasında kalınlık farkı değerlendirilmek istendiğinde, dizilimde de doğrudan bir farklılık olmak zorundadır. Dolayısıyla kalınlık farkı etkisi, katmanlı kompozit malzemelerde tek başına ele alınamaz. Ancak yine de kalınlık artırmanın son burkulma dayanımını artırdığını söylemek mümkündür.
- Numune 2, Numune 4 ve Numune 6 da dizilim etkisini görmek için kullanılabilir. 0°’lik katman sayısı, bu üç örnek arasında en yüksek olan Numune 4’tür. Benzer şekilde 45°’lik katman sayısı da bu üçü arasında en düşük olan Numune 4’tür. Buna karşılık Numune 4, en yüksek son burkulma dayanımı değerine sahiptir. Bu sonuca göre eksenel yüklerin en çok 0°’lik elyaflar tarafından taşındığı ve son burkulma dayanımına 0°’lik katmanların da etki ettiğini söylemek mümkündür.

Çizelge 4.5'deki test sonuçları ile sonlu eleman analiz sonuçları kıyaslandığında ise şu değerlendirmeleri yapmak mümkündür:

- 1. tür modelin hata oranının daha düşük olduğu görülmektedir.
- 2. tür modelin hata oranı daha yüksek olsa da detaylı bir inceleme yapıldığında 2. tür modelin sonuçlarının daha güvenli alanda olduğu söylenebilir. Dolayısıyla tasarım yaparken eğer test sonucu yok ise güvenli olmayan yaklaşımlara dikkat edilmelidir.
- 2. tür modelin testi daha doğru bir şekilde simüle ettiğini ileri sürmek de mümkündür. Çünkü test numuneleri de 2. tür modeldeki gibi dikdörtgen levhalar arasında sıkıştırılmıştır (Bkz. Şekil 3.5 ve Şekil 3.6). Bir de 2. tür modelde levhalar ve numune arasında sürtünme katsayısı tanımlanmıştır. Testte de yükleme levhaları ve numunelerin yerleştirildiği epoksi saksı arasında bir sürtünme söz konusudur. Yine de bu durum 1. tür modelin yanlış olduğu anlamına gelmemektedir.
- Sonlu eleman analizleri kapsamında hazırlanan her iki tür modelin sonuçları da test sonuçları ile oldukça iyi bir uyum göstermiştir. Diğer bir deyişle, test sonuçları ve sonlu eleman analiz sonuçları arasındaki hata oranları düşüktür. Nitekim ilk altı numunenin hata sonuçları ile her iki tür model için $R - \text{kare}$ değerleri de hesaplanmış ve 1'e çok yakın sonuçlar elde edilmiştir. Hesaplanan $R - \text{kare}$ değerleri incelendiğinde sonlu eleman modellerinin her ikisinin de kabul edilebilir şekilde olduğu söylenebilir. Zira $R - \text{kare}$ değerinin 1'e yakın olması, sonlu eleman analizi sonuçlarının yüksek bir doğrulama ile test sonuçlarına yakın olduğu anlamına gelmektedir. Diğer bir deyişle hazırlanan modeller son burkulma dayanımını hesaplamak için kullanılabilir durumdadır. Bu sâyede test sonuçları olmasa bile geometrik uzunlukları, katman dizilimleri ve sınır koşulları farklı olan modellerin son burkulma dayanımlarını, sonlu eleman yaklaşımı ile hesaplayabilmek mümkündür. Buradan hareketle test sonuçları olmayan L7, L8 ve L9 örnekleri için gerek sonlu eleman yaklaşımıyla gerekse de EGY formülü kullanılarak hesaplanan son burkulma dayanım değerleri kabul edilebilir durumdadır.

Çizelge 4.5'deki test sonuçları ile analitik hesaplamaların sonuçları kıyaslandığında ise şu değerlendirmeleri yapmak mümkündür

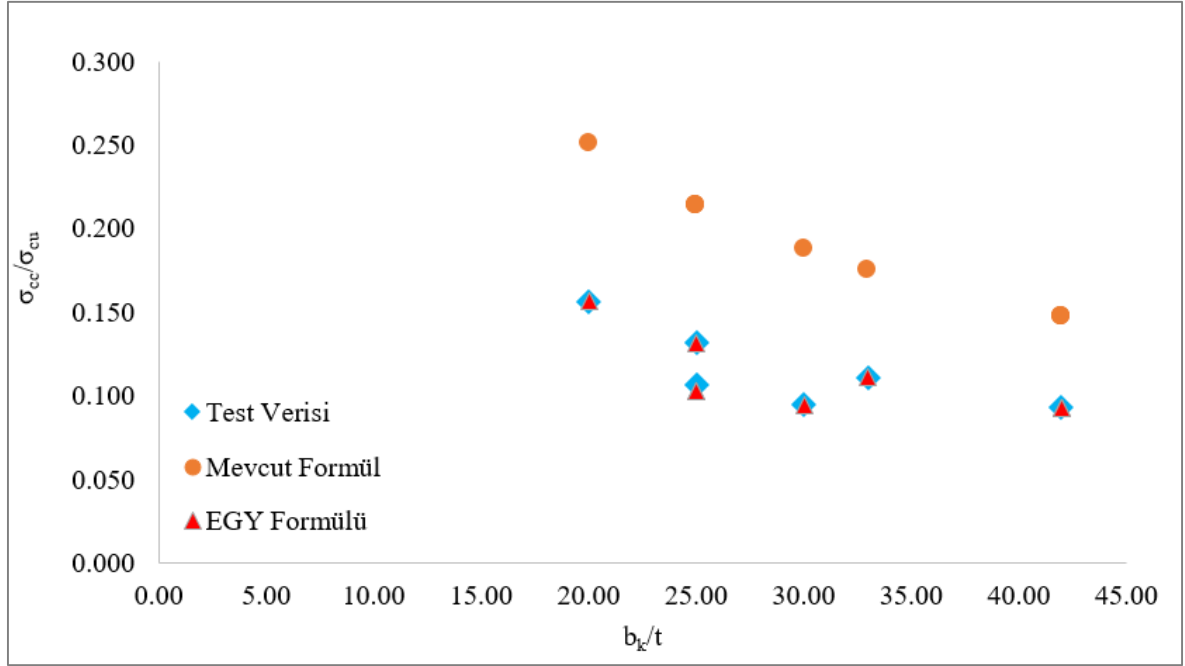
- ❖ Literatürdeki mevcut formül (Eşitlik (2.57)) ile yapılan hesaplamaların sonuçları test sonuçlarından oldukça uzaktır. Bu sebeple $R - \text{kare}$ değeri de her ne kadar 0.73 civarında olsa da diğer hesaplama yöntemlerine göre oldukça düşüktür.

- ❖ Literatürdeki mevcut formül (Eşitlik (2.57)) ile bulunan son burkulma dayanımı hesaplamaları, test sonuçlarından oldukça yüksektir. Yani mevcut formül ile parçaların aslında taşıyamayacağı burkulma yüklerinde tasarım yapma tehlikesi vardır. Dolayısıyla, güvenli olmayan sonuçlardan ötürü, bu formülün kullanılması pek tavsiye edilmez.
- ❖ EGY formülü Çizelge 4.5'deki ilk beş numunenin sonucu kullanılarak geliştirilmiştir. Altıncı test sonucu ise geliştirilen EGY formülünü doğrulamak için kullanılmıştır. EGY formülü (Eşitlik (4.9)) kullanılarak yapılan hesaplamalar, test sonuçları ile oldukça yüksek bir uyum içerisindedir. Nitekim $R - \text{kare}$ değeri de 1'e oldukça yakındır.
- ❖ Sonuçlara bakıldığında EGY sayısı arttıkça son burkulma dayanımı da azalmaktadır. Bu durum, 0° 'lik katmanların burkulma sonrası mukavemet üzerindeki etkisinin 45° 'lik katmanlardan daha yüksek olduğunu göstermektedir. Çünkü 0° katmanlar ve yükleme yönü aynı olduğundan, son burkulma mukavemetine anlamlı bir artış sağlamıştır.
- ❖ EGY formülünün başka bir faydası da kulakçık – kalınlık oranı ve dizilim sırası bilinen bir L kolonundaki son burkulma dayanımını analitik olarak kolayca gerçeğe en yakın şekilde hesaplama imkânıdır. Yalnız bu formülü uygulayabilmek için katmanlı kompozit yapının diziliminde hem 0° 'lik hem de 45° 'lik katmanların her ikisi de olmalıdır.

Şekil 4.41'de son burkulma mukavemetinin test sonuçları ile analitik hesaplamaların karşılaştırılmasını gösterilmiştir. Bu grafikte x eksenini kulakçık genişliğinin (b_k) kolon kalınlığına oranını (t), y eksenini ise son burkulma mukavemetinin (σ_{cc}), malzeme basma mukavemetine (σ_{cu}) oranını temsil etmektedir. Grafikte, turuncu, mavi ve kırmızı noktalar ile gösterilen üç tür veri bulunmaktadır. Turuncu noktalar, Eşitlik (2.57)'de verilen mevcut formül ile Çizelge 3.1'deki dokuz numune için yapılan hesaplamaları göstermektedir. Kırmızı noktalar, Eşitlik (4.9)'da verilen ve bu çalışma kapsamında geliştirilen yarı ampirik EGY denklemi ile Çizelge 3.1'deki dokuz numune için yapılan hesaplamaları temsil etmektedir. Mavi noktalar ise Çizelge 3.1'deki ilk altı numuneden elde edilen test verileridir. Grafiğe dikkatle bakıldığında turuncu noktalardan beş tane, kırmızı ve mavi noktalardan da altışar tane olduğu görülmektedir. Oysa Çizelge 3.1'de dokuz tane numune bulunmaktadır ve bu dokuz numunenin ilk altı tanesi için test çalışması yapılmıştır. Normalde dokuz numunenin tamamı için hem mevcut formül ile hem de EGY formülü ile hesaplama yapılmıştır. Ancak mevcut formül, deneysel sabit bir katsayıya ve b_k/t oranına bağlıdır. Dolayısıyla aynı b_k/t oranına sahip olan Numune 1, Numune 8 ve Numune 9'un σ_{cc}/σ_{cu} oranları birbirine eşit olarak hesaplanmıştır. Benzer şekilde aynı b_k/t oranına sahip olan Numune 2, Numune 6 ve Numune 7'nin σ_{cc}/σ_{cu} oranları da birbirine eşit olarak

hesaplanmıştır. Bu sebeple grafikte aslında dokuz turuncu nokta var iken beş tane varmış gibi gözükmemektedir. Diğer bir deyişle, mevcut formül ile yapılan hesaplamalarda, farklı dizilimi olan aynı b_k/t oranına sahip numunelerin sonuçları eşit çıkmaktadır. Oysa test verileri incelendiğinde Numune 2 ve Numune 6 aynı b_k/t oranına sahip olsa bile farklı dizilimleri olduğu için σ_{cc}/σ_{cu} oranları farklıdır. Ancak mevcut formül ile dizilim farklılığını sonuca yansıtmak mümkün gözükmemektedir. EGY formülü ile hesaplanan sonuçlar için durum farklıdır. Çizelge 3.1'deki dokuz numunenin tamamı için EGY formülü ile hesaplama yapılmasına rağmen Şekil 4.41'e bakıldığında altı adet mavi renkli veri sayılmaktadır. Çünkü EGY formülü, dizilim farklılığı ve b_k/t oranını dikkate alan iki değişkenden oluşmaktadır. Başka bir ifadeyle EGY formülü, sadece uzunluğun veya köşe yarıçapının farklı olduğu yapılarda aynı son burkulma dayanımını hesaplamaktadır. Çünkü uzunluk farklılığının ve L kesitli yapılardaki köşe yarıçapı farklılığının son burkulma dayanımına etki etmediği daha önce ispatlanmıştı. Dolayısıyla uzunluk ve köşe yarıçapı, L kesit alanına sahip katmanlı kompozit yapılarda son burkulma dayanımı açısından etken parametreler olarak düşünülmemelidir. Öte yandan EGY formülü ile yapılan hesaplamalarda, farklı dizilimi olan aynı b_k/t oranına sahip Numune 2 ve Numune 6, test verileri ile yakın sonuçlar vermiştir. Başka bir ifadeyle dizilim farkından kaynaklanan son burkulma dayanımlarındaki farklılık, hesaplamalara yansıtılabilmektedir. Kısacası mevcut formül ile dizilim farklılığını göstermek mümkün değil iken aynı b_k/t oranına sahip farklı dizilimlerdeki sonuçlar EGY formülü kullanıldığında teste çok yakın bir şekilde farklı sonuç vermektedir.

Eşitlik (2.57)'de son burkulma dayanımı, deneysel sabit bir katsayı ve b_k/t oranına bağlı olarak ifade edilmiştir. Şekil 4.41'den de anlaşılacağı üzere mevcut formül ile hesaplanan, aynı b_k / t oranına sahip parçalarda son burkulma dayanımı aynıdır. Bunun yanında mevcut formüldeki deneysel katsayının malzeme, sınır koşulları ve/veya üretimden kaynaklı farklılıklar gibi etkileri içerdiği düşünülebilir. Ancak bu tür etkilerin mümkün mertebe farklı katsayı ve/veya farklı parametrelerle temsil edilmesi gerçek sonuca ulaşabilmek adına önemlidir. Zira Şekil 4.41 dikkatle incelendiğinde farklı b_k/t oranına sahip kolonlarda da test sonuçlarının, mevcut formülle yapılan hesaplamalardan oldukça uzak olduğu görülmektedir. Diğer bir deyişle, mevcut formül son burkulma dayanımını hesaplamada yetersiz kalmaktadır. Öte taraftan Eşitlik (4.9)'da verilen EGY formülü test sonuçları ile oldukça iyi durumdadır. EGY formülü ile yapılan hesaplamaların en önemli özelliği dizilimlerdeki farklılığın sonuca yansıyabilmesidir.



Şekil 4.41. Son burkulma mukavemeti karşılaştırması



5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu bölümde doktora tezi kapsamında yapılan çalışmanın genel bir özeti verilerek gelecek araştırmalara ışık olması açısından öneriler sunulacaktır.

5.1. Sonuçlar

Bu doktora tezi çalışmasında, katmanlı kompozit malzemeden üretilmiş L kesit alanına sahip kolonların burkulma davranışı incelenmiştir. Her ne kadar burkulma davranışı genel olarak ele alınmış olsa da özellikle katmanlı kompozit malzemelerin son burkulma dayanımı üzerinde durulmuştur. Yapılan araştırma test, sonlu eleman analizi ve analitik yaklaşım olmak üzere üç ana kısımda ele alınmıştır.

Son burkulma dayanımı ile ilgili olarak ilk önce literatürde günümüze değin yapılan çalışmalar dikkatlice incelenmiştir. İncelemeler neticesinde katmanlı kompozit yapılardaki son burkulma dayanımına etki eden etmenler belirlenmiştir. Bu kapsamdaki çalışmaların, deneysel ve teorik olarak nasıl yapıldığı incelenmiştir. Özellikle teorik alandaki hesaplamaların, analitik formüller yerine genellikle sonlu eleman analizine dayanmakta olduğu tespit edilmiştir. Yine mevcut analitik yaklaşımın da katmanlı kompozit malzemelerin son burkulma dayanımı hesabını yeteri kadar karşılamadığı görülmüştür. Bu doğrultuda son burkulma dayanımına etki eden etmenler üzerinden yeni bir yarı ampirik formül geliştirip farklı bir pencere açılmasına katkı sunulması amaçlanmıştır.

Katmanlı kompozit plakalardaki son burkulma mukavemetini analitik olarak hesaplamak için geliştirilen bir yarı ampirik formül mevcut idi. Ancak kulakçık genişliğinin (b_k) plaka kalınlığına (t) oranı bu formüldeki bağımsız tek değişken olarak yer alıyordu. Böylece dizilimi farklı olsa bile aynı b_k/t oranına sahip plakalarda son burkulma mukavemeti değişmiyordu. Oysa katmanlı kompozit malzemelerin en önemli unsurlarından biri malzeme dizilim etkisidir. Üstelik 0°'lik ve 45°'lik katmanların dizilimdeki konumlarının son burkulma mukavemetine etki ettiği gerek test, gerekse de sayısal çalışmalarla ortaya konmuştur. Buradan hareketle yapılan çalışmalar şu şekilde sıralanabilir:

- Farklı dizilimleri ve çeşitli b_k/t oranlarına sahip L kolonların burkulma dayanımı için bir test çalışması yapılmıştır. Bu doğrultuda toplamda altı test icrâ edilmiştir.

- Burkulma yükleri etkisi altındaki plakaların kararlılığını anlamaya yönelik yeni bir EGY sayısı geliştirilmiştir. EGY sayısı, 45° 'lik katmanların orta düzleme olan mesafelerinin toplamının 0° 'lik katmanların orta düzleme olan mesafelerinin toplamına eşit olacak şekilde tanımlanmıştır.
- Testleri yapılan numunelerin sonlu eleman analizleriyle doğrulaması yapılmıştır. Bu amaçla iki farklı türde model hazırlanmış ve doğrusal olmayan çözümler için de Abaqus programında bulunan Static, Riks ve Dynamic, Explicit yöntemleri kullanılmıştır. Her iki sonlu eleman model türü de test ile oldukça uyumlu sonuçlar vermiştir. Static, Riks ile alınan çözümler test sonuçlarıyla Dynamic, Explicit'e göre daha uyumludur. Ancak Dynamic, Explicit ile alınan çözümler de daha güvenli taraftadır. Böylece Static, Riks ve Dynamic, Explicit çözümleri de karşılaştırılmıştır.
- Elde edilen test sonuçları kullanılarak, EGY sayısı ve b_k/t oranı olmak üzere iki bağımsız değişkenden oluşan yeni bir yarı ampirik formül geliştirilmiştir. Yapılan testlerden beş tanesi yeni EGY denkleminin geliştirilmesinde kullanılmıştır. Ayrılmış olan bir test ile de yeni geliştirilen bu yarı ampirik formülün doğrulaması yapılmıştır.
- Eski yaklaşım ile göz önüne alınamayan dizilim etkisi, EGY denklemi ile son burkulma dayanımında gösterilebilmiştir.
- 0° 'lik ve 45° 'lik katmanları olan L kesit alanına sahip karbon – elyaf takviyeli polimer yapıların son burkulma dayanımını öncül tasarım çalışmalarında hesaplamak için EGY formülünün kullanılması tavsiye edilmektedir. Böylece sonlu eleman analizi gibi vakit alacak yöntemler yerine çok daha kısa sürede ve kolayca katmanlı kompozit yapılardaki son burkulma mukavemeti hesaplanabilecektir.

5.2. Öneriler

Katmanlı kompozit malzemeden üretilmiş yapıların son burkulma dayanımına dair yapılacak yeni araştırmalar şu doğrultularda ele alınabilir:

- Geliştirilen EGY sayısı ile dizilim etkisi ele alınmıştır. Kullanılan katmanların kompozit içerisindeki dağılımını ele alan çalışmalar da gelecek araştırmalarda ele alınabilir.
- Bu çalışmada karbon elyaf takviyeli malzeme kullanılmıştır. Cam elyaf takviyeli malzeme ile de benzer bir çalışma yürütülerek malzeme etkisi ortaya konabilir.

- Bu çalışma, bir kenarı serbest olan L kesitli yapılar için yapılmıştır. Gelecek çalışmalarda U ve/veya Z kesitli kenarları serbest olmayan yapılar da ele alınarak sınır koşulu etkisi incelenebilir.
- Katmanlı kompozit malzemeden üretilmiş L kesitli yapılarda köşe yarıçapının son burkulma dayanımına etkisi bulunmamaktadır. Ancak I, T gibi kesit alanı olan yapılarda köşe yarıçapı önemli bir etmendir. Dolayısıyla I, T gibi kesit alanı olan yapılarda köşe yarıçapı etkisi de ele alınarak yeni bir yarı ampirik formül çalışması yapılabilir.
- Katmanlı kompozit yapılar için sıcaklık önemli bir etmendir. Her ne kadar bu çalışmada 23°C'lik bir ortam kullanılmışsa da sıcaklık etkileri göz önüne alınarak yapılacak olan yeni araştırmalar çok önemli olacaktır.





KAYNAKLAR

1. Meng, M., Le, H. R., Rizvi, M. J., and Grove, S. M. (2015). The effects of unequal compressive/tensile moduli of composites. *Composite Structures*, 126, 207-215.
2. Feng, Y., Wang, W., Lu, S., Liu, S., and Ma, B. (2023). Axial compressive performances of stiffened composite panels: Experimental and numerical study. *Alexandria Engineering Journal*, 71, 115-130.
3. Riccio, A., Sellitto, A., Garofano, A., Ingenito, G., and Zarrelli, M. (2023). Numerical-experimental study on the compressive behaviour of repaired composite panels. *Composites Part B: Engineering*, 251, 110466.
4. Wu, X., and Wisnom, M. R. (2023). Compressive failure strain of unidirectional carbon fibre composites from bending tests. *Composite Structures*, 304, 116467.
5. Wysmulski, P. (2023). Non-linear analysis of the postbuckling behaviour of eccentrically compressed composite channel-section columns. *Composite Structures*, 305, 116446.
6. Niu, M. C. (1999). *Airframe stress analysis and sizing* (2nd edition). California: Hong Kong Conmilit Press Ltd., 394-450.
7. İnternet: Spier, E. E., and Klouman, F. L. (1977, January). *Empirical crippling analysis of graphite/epoxy laminated plates*. In Composite Materials: Testing and Design (Fourth Conference) ASTM International, 255-271. Web: <https://www.astm.org/stp26948s.html>, Son Erişim tarihi:19.03.2018.
8. Kweon, J. H. (2002). Crippling analysis of composite stringers based on complete unloading method. *Computers and Structures*, 80(27-30), 2167-2175.
9. Kassapoglou, C. (2010). *Design and analysis of composite structures: With applications to aerospace structures* (1st edition). West Sussex: John Wiley and Sons, 55-258.
10. Radebe, I. S., Drosopoulos, G. A., and Adali, S. (2019). Buckling of non-uniformly distributed graphene and fibre reinforced multiscale angle-ply laminates. *Meccanica*, 54, 2263-2279.
11. Yidris, N., Osman, I. S., and Gires, E. (2022). Influence of shear direction on the buckling of CFRP composite perforated plate. *Forces in Mechanics*, 9, 100146.
12. Ragheb, W. F. (2010). Local buckling analysis of pultruded FRP structural shapes subjected to eccentric compression. *Thin-Walled Structures*, 48(9), 709-717.
13. Kolanu, N. R., Raju, G., and Ramji, M. (2020). A unified numerical approach for the simulation of intra and inter laminar damage evolution in stiffened CFRP panels under compression. *Composites Part B: Engineering*, 190, 107931.
14. Campbell, F. C. (2010). *Structural composite materials*. Ohio: ASM international, 4-5.

15. Kaw, A.K. (2006). *Mechanics of composite materials* (2nd. Ed.). Florida: CRC Press, Taylor and Francis Group, LLC., 203-314.
16. Yalçın, B., and Ergene, B. (2018). Farklı malzemelere sahip hibrid kompozitlerde çatlağın mekanik davranışlara etkisinin analizi. *Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 24(4), 616–625.
17. Callister Jr, W. D., and Rethwisch, D. G. (2018). *Material Science and Engineering An Introduction* (10th ed.). New Jersey: Wiley, 564-606.
18. Tsai, S. W. (1966). Mechanics of composite materials part I – Introduction. *Report AFML-TR-66-149, Part I Air Force Materials Laboratory Research and Technology Division*, Ohio, 1-38.
19. Tsai, S. W. (1966). Mechanics of composite materials, Part II - Theoretical aspects. *Report AFML-TR-66-149, Part II Air Force Materials Laboratory Research and Technology Division*, Ohio, 1-62.
20. Tsai, S. W., and Hahn, H. T. (1980). *Introduction to composite materials*. Westport, Connecticut: Technomic Publishing Company, 277-329.
21. Jones, R. M. (1998). *Mechanics of composites materials*. Philadelphia: Taylor & Francis, 190-202.
22. Azzi, V. D., and Tsai, S. W. (1965). Anisotropic strength of composites. *Experimental Mechanics*, 5, 283-288.
23. İnternet: Wang, C. H., and Duong, C. N. (2016). “Failure criteria,” in *bonded joints and repairs to composite airframe structures*. 21–45. Web: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780124171534000025>, Son Erişim Tarihi: 11.10.2020.
24. Tsai, S. W., and Wu, E. M. (1971). A general theory of strength for anisotropic materials. *Journal of Composite Materials*, 5(1), 58-80.
25. Yıldırım, E. G., and Ünal, R. (2024). A review on post – buckling behaviors of composites : crippling phenomenon. *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, 17(1), 1-28.
26. Kubiak, T. (2013). *Static and dynamic buckling of thin-walled plate structures* (1st edition). Heidelberg New York Dordrecht London: Springer Cham, 3-5.
27. Huang, Z., Li, D., Uy, B., Thai, H. T., and Hou, C. (2019). Local and post-local buckling of fabricated high-strength steel and composite columns. *Journal of Constructional Steel Research*, 154, 235-249.
28. Sun, L., Liu, Y., Wang, H., and Shi, F. (2023). Local and post-local buckling behavior of welded square high-strength steel tubes with concrete-infilled restraints. *Thin-Walled Structures*, 183, 110381.
29. Gerard, G. (1957). Handbook of structural stability part IV: failure of plates and composite elements. *NACA-TN-3784 Report*, Washington, 1-61.

30. Spier, E. (1975). *Crippling/column buckling analysis and test of graphite/epoxy-stiffened panels*. In 16th Structural Dynamics, and Materials Conference, New York, 1-16.
31. Spier, E. E. (1978). Stability of graphite/epoxy structures with arbitrary symmetrical laminates. *Experimental Mechanics*, 18(11), 401-408.
32. Barbero, E., and Tomblin, J. (1993). Euler buckling of thin-walled composite columns. *Thin-Walled Structures*, 17(4), 237-258.
33. Verolme, K. (1994). *Crippling and short-column buckling of fiber metal laminates*. Delft: Delft University of Technology, 1-35.
34. Hashem, Z. A., and Yuan, R. L. (2001). Short vs. long column behavior of pultruded glass-fiber reinforced polymer composites. *Construction and Building Materials*, 15(8), 369-378.
35. Huang, L., Chen, L., Yan, L., Kasal, B., Jiang, Y., and Liu, C. (2017). Behavior of polyester FRP tube encased recycled aggregate concrete with recycled clay brick aggregate: Size and slenderness ratio effects. *Construction and Building Materials*, 154, 123-136.
36. Zhang, C., and Tan, K. T. (2023). Experimental and numerical investigation of large-scale effect on buckling and post-buckling behavior of tubular structures. *Thin-Walled Structures*, 186, 110708.
37. Liu, Y., Zhang, H. T., Tafsirojjaman, T., Dogar, A. U. R., Yue, Q. R., and Manalo, A. (2023). Compressive behaviour and prediction model for short and slender FRP-confined GFRP bars. *Construction and Building Materials*, 376, 131059.
38. Spier, E. E., and Wang, G. (1975). On buckling of unidirectional boron/aluminum stiffeners—a caution to designers. *Journal of Composite Materials*, 9(4), 347-360.
39. Spier, E. (1980, May). *On experimental versus theoretical incipient buckling of narrow graphite/epoxy plates in compression*. In 21st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, San Diego, California, 686.
40. Spier, E. (1982). *Postbuckling fatigue behavior of graphite-epoxy stiffeners*. In 23rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, New Orleans, LA, 511–527.
41. Fogarty, J. H. (1992). Crippling of titanium matrix composite stiffeners. *Journal of Composite Materials*, 26(7), 991-1008.
42. White, S. C., Weaver, P. M., and Wu, K. C. (2015). Post-buckling analyses of variable-stiffness composite cylinders in axial compression. *Composite Structures*, 123, 190-203.
43. Debski, H., Teter, A., Kubiak, T., and Samborski, S. (2016). Local buckling, post-buckling and collapse of thin-walled channel section composite columns subjected to quasi-static compression. *Composite Structures*, 136, 593-601.

44. Pagani, A., and Carrera, E. (2017). Large-deflection and post-buckling analyses of laminated composite beams by carrera unified formulation. *Composite Structures*, 170, 40-52.
45. Wu, B., Pagani, A., Filippi, M., Chen, W. Q., and Carrera, E. (2019). Accurate stress fields of post-buckled laminated composite beams accounting for various kinematics. *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 111, 60-71.
46. Akbaş, Ş. D. (2019). Post-buckling analysis of a fiber reinforced composite beam with crack. *Engineering Fracture Mechanics*, 212, 70-80.
47. Wu, C., Zhang, L. T., Tam, L. H., Yan, L., and He, L. (2020). Effect of bearing length on web crippling behavior of pultruded GFRP channel section. *Composite Structures*, 253, 112810.
48. Moors, G., Kassapoglou, C., de Almeida, S. F. M., and Ferreira, C. A. E. (2019). Weight trades in the design of a composite wing box: effect of various design choices. *CEAS Aeronautical Journal*, 10, 403-417.
49. Teter, A., and Kolakowski, Z. (2019). On using load-axial shortening plots to determine the approximate buckling load of short, real angle columns under compression. *Composite Structures*, 212, 175-183.
50. Butler, R. (2020). Buckling and compressive strength of laminates with optimized fibre-steering and layer-stacking for aerospace applications. In P. Irving, Constantinos Soutis (Eds.), *Polymer composites in the aerospace industry* (2nd edition). Duxford: Woodhead Publishing, 101–121.
51. Huang, S., and Qiao, P. (2021). Buckling of partially-compressed laminated composite plates. *Thin-Walled Structures*, 169, 108385.
52. Różyło, P., and Dębski, H. (2022). The influence of composite lay-up on the stability of a structure with closed section. *Advances in Science and Technology. Research Journal*, 16(1), 260–265.
53. Czajka, B., and Różyło, P. (2022). The influence of composite lay-up and the shape of the closed section on the stability of the structure. *Advances in Science and Technology. Research Journal*, 16(2), 216–224.
54. Falkowicz, K., and Valvo, P. S. (2023). Influence of composite lay-up on the stability of channel-section profiles weakened by cut-outs—a numerical investigation. *Advances in Science and Technology. Research Journal*, 17(1), 108–115.
55. Rozylo, P. (2023). Failure phenomenon of compressed thin-walled composite columns with top-hat cross-section for three laminate lay-ups. *Composite Structures*, 304, 116381.
56. Adabaşı, G. (2020). *Stacking sequences optimization of laminated composites for maximum buckling strength by stochastic search methods*. Yüksek Lisans Tezi, İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü Mühendislik ve Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir, 1–76.

57. Berbinau, P., Soutis, C., Goutas, P., and Curtis, P. T. (1999). Effect of off-axis ply orientation on 0-fibre microbuckling. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 30(10), 1197-1207.
58. Podolak, P., Drożdziel, M., Czapski, P., Kubiak, T., and Bieniaś, J. (2021). The failure mode variation in post-buckled GFRP columns with different stacking sequences-Experimental damage analysis and numerical prediction. *International Journal of Mechanical Sciences*, 210, 106747.
59. Wysmulski, P., Debski, H., and Falkowicz, K. (2022). Sensitivity of compressed composite channel columns to eccentric loading. *Materials*, 15(19), 6938.
60. Dindar, B. (2019). *Elyaf takviyeli kompozitlerde nanopartikül katkısının yorulma, burkulma ve darbe davranışına etkisinin deneysel olarak incelenmesi*. Doktora Tezi, Pamukkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Denizli, 1–84.
61. Özbek, Ö. (2021). Axial and lateral buckling analysis of kevlar/epoxy fiber-reinforced composite laminates incorporating silica nanoparticles. *Polymer Composites*, 42(3), 1109-1122.
62. Frostig, Y., Siton, G., Segal, A., Sheinman, I., and Weller, T. (1991). Postbuckling behavior of laminated composite stiffeners and stiffened panels under cyclic loading. *Journal of Aircraft*, 28(7), 471-480.
63. Yıldırım, E. G., and Ünal, R. (2023). *The effects of thickness and stacking sequence on crippling phenomenon for laminated composite structures*. In Proceedings of 10th International Conference on Recent Advances in Air and Space Technologies, İstanbul, 1–4.
64. Öztürk, M. E. (2015). *İnce cidarlı silindirik kompozit yapıların yanal basınç altında burkulma davranışlarının analitik ve sonlu eleman yöntemleriyle incelenmesi*. Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 1–109.
65. İnternet: Department of Defense Washington DC. (2002). *Department of defense handbook composite materials handbook, polymer matrix composites*, vol. 3F. Web: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA426516>, Son Erişim Tarihi: 09.05.2022.
66. Rhee, K. Y., and O, J. (1997). Effects of flange/web on the buckling behavior of fiber-reinforced composite channel section column under axial compression. *Polymer Composites*, 18(4), 453-459.
67. Bruhn, E. F. (1973). *Analysis and design of flight vehicle structures* (1965th ed.). Ohio: TriState Offset, C6.1-C7.6.
68. Nguyen, H. T., and Kim, S. E. (2009). Buckling of composite columns of lipped-channel and hat sections with web stiffener. *Thin-Walled Structures*, 47(11), 1149-1160.
69. SudhirSastry, Y. B., Krishna, Y., and Budarapu, P. R. (2015). Parametric studies on buckling of thin walled channel beams. *Computational Materials Science*, 96, 416-424.

70. Mousavi, H., Azhari, M., Saadatpour, M. M., and Sarrami-Foroushani, S. (2020). Application of improved element-free Galerkin combining with finite strip method for buckling analysis of channel-section beams with openings. *Engineering with Computers*, 38, 739–755.
71. Jasion, P., Pawlak, A., and Paczos, P. (2021). Buckling and post-buckling behaviour of selected cold-formed C-beams with atypical flanges. *Engineering Structures*, 244, 112693.
72. Staszak, N., Gajewski, T., and Garbowski, T. (2022). Effective Stiffness of Thin-Walled Beams with Local Imperfections. *Materials*, 15(21), 7665.
73. Yao, X., Yang, J., and Guo, Y. (2023). Study on restoring force model of cold-formed thin-walled steel lipped channel beam-columns under cyclic load. *Buildings*, 13(1), 114.
74. Bonanni, D. L., Johnson, E. R., and Starnes Jr, J. H. (1991). Local crippling of thin-walled graphite-epoxy stiffeners. *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 29(11), 1951-1959.
75. Gan, L. H., Ye, L., and Mai, Y. W. (1999). Simulations of mechanical performance of pultruded I-beams with various flange-web conjunctions. *Composites Part B: Engineering*, 30(4), 423-429.
76. Sapi, Z., Butler, R., and Rhead, A. (2019). Filler materials in composite out-of-plane joints—A review. *Composite Structures*, 207, 787-800.
77. Gilchrist, M. D., Kinloch, A. J., Matthews, F. L., and Osiyemi, S. O. (1996). Mechanical performance of carbon-fibre-and glass-fibre-reinforced epoxy I-beams: I. Mechanical behaviour. *Composites Science and Technology*, 56(1), 37-53.
78. Gilchrist, M. D., Kinloch, A. J., and Matthews, F. L. (1996). Mechanical performance of carbon-fibre and glass-fibre-reinforced epoxy I-beams: II. Fractographic failure observations. *Composites Science and Technology*, 56(9), 1031-1045.
79. İnternet: Oefner, W., and Otto, H. (2016). A composite radius filler for filling a void space in a skin - stiffener transition assembly. EP 3 081 370 B1 Report. Web: <https://data.epo.org/publication-server/document?iDocId=5176239&iFormat=0>, Son Erişim Tarihi: 12.09.2021.
80. Heimbs, S., Jurgens, M., Breu, C., Ganzenmuller, G., and Wolfrum, J. (2017). *Investigation and improvement of composite T-joints with metallic arrow-pin reinforcement*. In Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series, Cham, 33-40.
81. Yang, Q. D., Rugg, K. L., Cox, B. N., and Shaw, M. C. (2003). Failure in the junction region of T-stiffeners: 3D-braided vs. 2D tape laminate stiffeners. *International Journal of Solids and Structures*, 40(7), 1653-1668.

82. Krajca, S. E., Sweetin, J. L., Harris, C. G., Kline, W. T., and Forston, G. Z. (2016). *Variable-radius laminated radius filler and system and method for manufacturing same*. Washington: U.S. Patent and Trademark Office, 9327470 B1.
83. McCarville, D. A., Birkland, J. O., Tidwell, R. S., and Guzman, J. C. (2016). *Radius filler containing vertical ply stacks and thin plies, unified patents*. Washington: U.S. Patent and Trademark Office, 9463864 B1.
84. Dharmawan, F., Thomson, R. S., Li, H., Herszberg, I., and Gellert, E. (2004). Geometry and damage effects in a composite marine T-joint. *Composite Structures*, 66(1-4), 181-187.
85. Feih, S., and Shercliff, H. R. (2005). Adhesive and composite failure prediction of single-L joint structures under tensile loading. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 25(1), 47-59.
86. Sheno, R. A., and Violette, F. L. M. (1990). A study of structural composite tee joints in small boats. *Journal of Composite Materials*, 24(6), 644-666.
87. Kumari, S., and Sinha, P. K. (2002). Finite element analysis of composite wing T-joints. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 21(17), 1561-1585.
88. Feih, S., and Shercliff, H. R. (2005). Composite failure prediction of single-L joint structures under bending. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 36(3), 381-395.
89. Fu, Y., Zhang, J., and Zhao, L. (2013). Strength prediction of composite π joint under bending load and study of geometric and material variations effects. *Journal of Composite Materials*, 47(8), 1029-1038.
90. Sandoval Murillo, J. L., Ganzenmüller, G. C., Heimbs, S., and May, M. (2016, June). *Design parameter study of a CFRP T-joint under overpressure conditions due to ballistic impact*. In Proceedings of the 17th European Conference on Composite Materials, Munich, Germany, 26-30.
91. Sheno, R. A., and Hawkins, G. L. (1992). Influence of material and geometry variations on the behaviour of bonded tee connections in FRP ships. *Composites*, 23(5), 335-345.
92. Read, P. J. C. L., and Sheno, R. A. (1999). Fatigue behaviour of single skin FRP tee joints. *International Journal of Fatigue*, 21(3), 281-296.
93. Justo, J., Reinoso, J., and Blázquez, A. (2017). Experimental failure investigation of pull-off tests of single T-stiffened composite specimens. *Composite Structures*, 177, 13-27.
94. Marcadon, V., Nadot, Y., Roy, A., and Gacougnolle, J. L. (2006). Fatigue behaviour of T-joints for marine applications. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 26(7), 481-489.

95. Panigrahi, S. K., and Pradhan, B. (2008). Delamination damage analyses of FRP composite spar wingskin joints with modified elliptical adhesive load coupler profile. *Applied Composite Materials*, 15, 189-205.
96. Masood, S. N., Viswamurthy, S. R., and Gaddikeri, K. M. (2020). Composites airframe panel design for post-buckling—An experimental investigation. *Composite Structures*, 241, 112104.
97. Alhawamdeh, M., Alajarmeh, O., Aravinthan, T., Shelley, T., Schubel, P., Kemp, M., and Zeng, X. (2021). Modelling hollow pultruded FRP profiles under axial compression: Local buckling and progressive failure. *Composite Structures*, 262, 113650.
98. Aydın, E. (2018). *Post-buckling behaviour of metallic skin-stringer assemblies and buckling of composite flat panels*. Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 1–246.
99. Almeida-Fernandes, L., Correia, J. R., and Silvestre, N. (2021). Effect of fibre layup and bearing length on the web-crippling behaviour of pultruded GFRP profiles. *Composite Structures*, 267, 113884.
100. Borowicz, D. T., and Bank, L. C. (2011). Behavior of pultruded fiber-reinforced polymer beams subjected to concentrated loads in the plane of the web. *Journal of Composites for Construction*, 15(2), 229-238.
101. Wu, C., and Bai, Y. (2014). Web crippling behaviour of pultruded glass fibre reinforced polymer sections. *Composite Structures*, 108, 789-800.
102. Chen, Y. and Wang, C. (2015). Test on pultruded GFRP I-section under web crippling. *Composites Part B: Engineering*, 77, 27-37.
103. Chen, Y., and Wang, C. (2015). Web crippling behavior of pultruded GFRP rectangular hollow sections. *Composites Part B: Engineering*, 77, 112-121.
104. Dos Santos, G. B., and Gardner, L. (2020). Design recommendations for stainless steel I-sections under concentrated transverse loading. *Engineering Structures*, 204, 1-11.
105. Wu, C., Bai, Y., and Zhao, X. L. (2015). Improved bearing capacities of pultruded glass fibre reinforced polymer square hollow sections strengthened by thin-walled steel or CFRP. *Thin-Walled Structures*, 89, 67-75.
106. Fernandes, L. A., Gonilha, J., Correia, J. R., Silvestre, N., and Nunes, F. (2015). Web-crippling of GFRP pultruded profiles. Part 1: Experimental study. *Composite Structures*, 120, 565-577.
107. Fernandes, L. A., Nunes, F., Silvestre, N., Correia, J. R., and Gonilha, J. (2015). Web-crippling of GFRP pultruded profiles. Part 2: Numerical analysis and design. *Composite Structures*, 120, 578-590.

108. Chen, X., Chen, Y., He, K., and Galarza, F. P. (2018). Experimental investigations on web crippling failure modes of aluminum hollow and composite tubes. *Structural Durability & Health Monitoring*, 12(4), 299.
109. Wu, C., Zhang, L. T., Bai, Y., and Zhao, X. L. (2019). Web crippling behavior of pultruded GFRP channel sections under transverse bearing load. *Composite Structures*, 209, 129-142.
110. Wysmulski, P. (2022). The effect of load eccentricity on the compressed CFRP Z-shaped columns in the weak post-critical state. *Composite Structures*, 301, 116184.
111. Wang, X. M., Cao, W., Deng, C. H., Wang, P. Y., and Yue, Z. F. (2015). Experimental and numerical analysis for the post-buckling behavior of stiffened composite panels with impact damage. *Composite Structures*, 133, 840-846.
112. Chagraoui, H., Lazghab, T., and Soula, M. (2023). Buckling optimization and post-buckling analysis of omega sub-stiffened composite panels using different cohesive interface properties. *Thin-Walled Structures*, 189, 110944.
113. Minguet, P. J. A. (1994). Postbuckling behavior and crippling failure of laminated composite stiffeners. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 1, 458–465.
114. Liu, H., Falzon, B. G., and Dear, J. P. (2019). An experimental and numerical study on the crush behaviour of hybrid unidirectional/woven carbon-fibre reinforced composite laminates. *International Journal of Mechanical Sciences*, 164, 105160.
115. Wang, Z., Chen, X., Li, X., Zou, P., Yang, J., and Bi, X. (2022, September). An improved engineering method for bearing capacity calculation of stiffened curved composite panels. *Journal of Physics: Conference Series*, 2338(1), 012005.
116. Ghannadpour, S. A. M., and Barekati, M. (2019). Post-buckling response in composite plates under end-shortening strain using chebyshev techniques. *Journal of Aerospace Science and Technology*, 12, 15–26.
117. Altunsaray, E., and Bayer, I. (2021). Buckling analysis of symmetrically laminated rectangular thin plates under biaxial compression. *Teknik Dergi*, 32(6), 11287-11314.
118. Zhou, X., You, Q., Gao, Y., Hua, F., Fu, W., Huang, Q., and Wang, Y. (2023). Buckling analysis on resin base laminated plate reinforced with uniform and functional gradient distribution of carbon fiber in thermal environment. *Polymers*, 15(9), 2086.
119. Heidari-Rarani, M., Khalkhali-Sharifi, S. S., and Shokrieh, M. M. (2014). Effect of ply stacking sequence on buckling behavior of E-glass/epoxy laminated composites. *Computational Materials Science*, 89, 89-96.
120. Akay, E. (2015). *Numerical investigation of stiffened composite panel into buckling and post buckling under combined loading*. Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 1–127.

121. Rahmzadeh, A., Alam, M. S., and Tremblay, R. (2018). Analytical prediction and finite-element simulation of the lateral response of rocking steel bridge piers with energy-dissipating steel bars. *Journal of Structural Engineering*, 144(11), 04018210.
122. Hassan, A. H. A., and Kurgan, N. (2019). Modeling and buckling analysis of rectangular plates in ansys. *International Journal of Engineering and Applied Sciences*, 11(1), 310-329.
123. Shahmardani, M., Stähle, P., Islam, M. S., and Kao-Walter, S. (2020). Numerical simulation of buckling and post-buckling behavior of a central notched thin aluminum foil with nonlinearity in consideration. *Metals*, 10(5), 582.
124. Doğan, B. (2021). *Farklı geometriye sahip karbon nanotüp takviyeli plakların burkulma analizi*. Yüksek Lisans Tezi, Akdeniz Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Antalya, 1–39.
125. Kim, D. K., Ban, I., Poh, B. Y., and Shin, S. C. (2022). A useful guide of effective mesh-size decision in predicting the ultimate strength of flat-and curved plates in compression. *Journal of Ocean Engineering and Science*, 8(4), 401-417.
126. Li, S., and Kim, D. K. (2022). Ultimate strength characteristics of unstiffened cylindrical shell in axial compression. *Ocean Engineering*, 243, 110253.
127. Prabowo, A. R., Ridwan, R., and Muttaqie, T. (2022). On the resistance to buckling loads of idealized hull structures: FE analysis on designed-stiffened plates. *Designs*, 6(3), 46.
128. Ma, W., Sun, Z., Wu, H., Xu, L., Zeng, Y., Wang, Y., and Huang, G. (2023). Buckling Analysis of Thin-Walled Circular Shells under Local Axial Compression using Vector Form Intrinsic Finite Element Method. *Metals*, 13(3), 564.
129. Kubiak, T., Kolakowski, Z., Swiniarski, J., Urbaniak, M., and Gliszczyński, A. (2016). Local buckling and post-buckling of composite channel-section beams—Numerical and experimental investigations. *Composites Part B: Engineering*, 91, 176-188.
130. Debski, H. (2019). Numerical and experimental analysis of stability of thin-walled composite structures subjected to eccentric load. *Archives of Civil and Mechanical Engineering*, 19, 792-802.
131. Tu, T. M., Hoa, L. K., Hung, D. X., and Hai, L. T. (2020). Nonlinear buckling and post-buckling analysis of imperfect porous plates under mechanical loads. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, 22(6), 1910-1930.
132. Xu, X., Carrera, E., Yang, H., Daneshkhah, E., and Augello, R. (2022). Evaluation of stiffeners effects on buckling and post-buckling of laminated panels. *Aerospace Science and Technology*, 123, 107431.
133. Mania, R. J., Madeo, A., Zucco, G., and Kubiak, T. (2017). Imperfection sensitivity of post-buckling of FML channel section column. *Thin-Walled Structures*, 114, 32-38.

134. Li, S., and Benson, S. (2021). The influence of residual stress on the ultimate strength of longitudinally compressed stiffened panels. *Ocean Engineering*, 231, 108839.
135. Li, S., Georgiadis, D. G., Kim, D. K., and Samuelides, M. S. (2022). A comparison of geometric imperfection models for collapse analysis of ship-type stiffened plated grillages. *Engineering Structures*, 250, 113480.
136. Prato, A., Al-Saymaree, M. S. M., Featherston, C. A., and Kennedy, D. (2022). Buckling and post-buckling of thin-walled stiffened panels: Modelling imperfections and joints. *Thin-Walled Structures*, 172, 108938.
137. Rzeszut, K. (2022). Post-Buckling Behaviour of Steel Structures with Different Types of Imperfections. *Applied Sciences*, 12(18), 9018.
138. Einafshar, N., Lezgy-Nazargah, M., and Beheshti-Aval, S. B. (2021). Buckling, post-buckling and geometrically nonlinear analysis of thin-walled beams using a hypothetical layered composite cross-sectional model. *Acta Mechanica*, 232(7), 2733-2750.
139. Pouladkhan, A. R., Emadi, J., and Safamehr, M. (2011). Numerical study of buckling of thin plates. *World Academy of Science, Engineering and Technology*, 78, 152–157.
140. Boni, L., Fanteria, D., and Lanciotti, A. (2012). Post-buckling behaviour of flat stiffened composite panels: Experiments vs. analysis. *Composite Structures*, 94(12), 3421-3433.
141. Wang, P., Augustyn, K., Gomez, A., Quiel, S., and Garlock, M. (2019, January). *Influence of boundary conditions on the shear post-buckling behavior of thin web plates*. In Conference Proceedings of the 2019 SSRC Annual Stability Conference, St. Louis, MO, 1–19.
142. Krishna, G. V., Narayanamurthy, V., and Viswanath, C. (2022). Buckling behaviour of FRP strengthened cylindrical metallic shells with cut-outs. *Composite Structures*, 300, 116176.
143. Bölükbaşı, T. (2022). *Eliptik delikli ince cidarlı kolonların burkulma davranışının nümerik ve deneysel olarak incelenmesi*. Doktora Tezi, Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Sakarya, 1–63.
144. Debski, H., Kubiak, T., and Teter, A. (2013). Experimental investigation of channel-section composite profiles' behavior with various sequences of plies subjected to static compression. *Thin-Walled Structures*, 71, 147-154.
145. Wysmulski, P., and Debski, H. (2020). Post-buckling and limit states of composite channel-section profiles under eccentric compression. *Composite Structures*, 245, 112356.
146. Yıldırım, E. G., and Ünal, R. (2024). A new parameter to describe crippling strength: Experimental and theoretical investigations for post-buckling behaviors of the composite structures. *Polymer Composites*, 45(2) 1585–1599.

147. Lapczyk, I., and Hurtado, J. A. (2007). Progressive damage modeling in fiber-reinforced materials. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 38(11), 2333-2341.
148. Camanho, P. P., and Dávila, C. G. (2002). Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials. *NASA Technical Paper*, 211737, 1–37.





Gazili olmak ayrıcalıktır