



T.C.
BATMAN ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**Ortasında Eliptik Yarık Bulunan Cam-
Karbon/Epoksi Hibrit Kompozit Plakların
Burkulma Davranışının İncelenmesi**

Ramazan BARDAKÇI

YÜKSEK LİSANS

Makine Mühendisliği Anabilim Dalını

Eylül-2020
BATMAN
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Ramazan BARDAKÇI tarafından hazırlanan “Ortasında Eliptik Yarık Bulunan Cam-Karbon/Epoksi Hibrit Kompozit Plakların Burkulma Davranışının İncelenmesi” adlı tez çalışması 14/09/2020 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Batman Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı’nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Başkan

Prof. Dr. Erol KILIÇKAP

Danışman

Doç. Dr. Mehmet Emin DENİZ

Üye

Doç. Dr. Hamit ADİN

İmza



.....

.....

Yukarıdaki sonucu onaylarım.

Prof. Dr. Şahnaz TİĞREK
FBE Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

Ramazan BARDAKÇI

Tarih: 14.09.2020

ÖZET

YÜKSEK LİSANS

Ortasında Eliptik Yarık Bulunan Cam-Karbon/Epoksi Hibrit Kompozit Plakların Burkulma Davranışının İncelenmesi

Ramazan BARDAKÇI

**Batman Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

Danışman: Doç. Dr. Mehmet Emin DENİZ

2020, 83 Sayfa

Jüri

Prof. Dr. Erol KILIÇKAP

Doç. Dr. Hamit ADİN

Doç. Dr. Mehmet Emin DENİZ

Her geçen gün endüstride kompozit malzemelerin kullanımının önemi artmaktadır. Bu sebeple, üstün ve istenen özelliklere sahip farklı matrisler ve takviye elemanları kullanılarak kompozitler geliştirilmektedir. Bu tez çalışmasında takviye elemanı olarak dimi (twill) ile düz (plain) dokuma E-cam kumaş ile karbon kumaş fiberler ve matris olarak da (F-RES21/F-HARD22) epoksi reçine sistemi kullanılarak sekiz tabakalı hibrit kompozit plakalar üretilmiştir. Çentiksiz, 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90° çentik açısı, $[(0^\circ/90^\circ)_2]_s$ tabakalama dizilimi, (0°/90°) oryantasyon açısı, düz (Plain) ve dimi (Twill) farklı iki elyaf örgü tipinde cam-karbon/epoksi hibrit tabakalı kompozit plakalar hazırlanmıştır. Tüm bunlar dikkate alınarak 8 farklı tipolojideki kompozit tabakalar için sınıflandırma yapılmıştır. Tüm bu numunelerin bütün grup tipleri için burkulma testleri yapılmıştır. Birbirleri ile mukayese edilmek üzere bu testlerde burkulma davranışının tespiti yapılmıştır. Kumaş tipi, tabakalama dizilimi, çentik ve oryantasyon açılarının burkulma davranışı üzerinde nasıl etki ettiği araştırılmıştır. Yapılan tüm deneylerde burkulma davranışının kumaş bakımından ikinci grupta bulunan dimi (Twill) örgülü karbon kumaşının daha iyi olduğu sonucuna varılmıştır. Bununla birlikte fiber olarak karbon fiberin cam fibere göre daha iyi olduğu da tespit edilmiştir. Çentik açısı bakımından ise çentiksiz olan açılarda daha iyi olduğu anlaşılmıştır. Tabakalama dizilimi açısından ise $[0c/90c/0c/90c/90c/0c/90c/0c]$ dizilimin daha iyi olduğu görülmüştür. Ayrıca genel olarak Twill örgü tipinin Plain örgü tipinden daha iyi olduğu sonucuna varılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Kumaş Tipi, Çentik Açısı, Tabakalı Hibrit Kompozitler, Burkulma Davranışı

ABSTRACT

MS THESIS

Investigation of Buckling Behavior of Glass-Carbon / Epoxy Hybrid Composite Plates with Elliptical Slit in the Middle

Ramazan BARDAKÇI

**THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCE OF
BATMAN UNIVERSITY
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE IN MECHANICAL ENGINEERING**

**Advisor: Assoc. Prof. Dr. Mehmet Emin DENİZ
2020, 83 Pages**

**Jury
Prof. Dr. Erol KILIÇKAP
Assoc. Prof. Dr. Hamit ADİN
Assoc. Prof. Dr. Mehmet Emin DENİZ**

The importance of using composite materials in industry is increasing day by day. For this reason, composites are developed by using different matrices and reinforcement elements with superior and desired properties. In this thesis, eight-layer hybrid composite plates were produced using twill (twill) and plain woven E-glass fabric and carbon fabric fibers as a reinforcement element and an epoxy resin system (F - RES21 / F - HARD22) as a matrix. Notchless, 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90° notch angle, [(0°/90°)₂]_s layering arrangement, (0°/90°) orientation angle, straight and twill two different fibers glass-carbon / epoxy hybrid laminated composite plates in mesh type were prepared. Considering all these, classification was made for composite layers in 8 different typologies. Buckling tests were performed for all group types of all these samples. Buckling motions were determined in these tests to be compared with each other. It was investigated how the fabric type, layering arrangement, notch, and orientation angles affect the buckling motions. In all experiments, it was concluded that the buckling motions of twill knitted carbon fabric in the second group in terms of fabric is better. However, it has been determined that the buckling motions of carbon fiber as fiber is better than glass fiber. In terms of notch angle, it is understood that angles without notch are better. [0c/90c/0c/90c/90c/0c/90c/0c] sequence has been found to be more durable in terms of stratification sequence. It is also concluded that the Twill knitting type is generally better than the Plain knitting type.

Keywords: Fabric type, Notch angle, Layered hybrid composites, Buckling behavior

ÖNSÖZ

Yüksek lisans tezi olarak sunulmakta olan “Ortasında Eliptik Yarık Bulunan Cam-Karbon/Epoksi Hibrit Kompozit Plakların Burkulma Davranışının İncelenmesi” adlı tez çalışmamda deneyler sonucunda elde edilen veriler ve grafikler yardımıyla burkulma davranışları incelenmiştir.

Yüksek lisans çalışmalarındaki deneyler, araştırmalar ve incelemeler zaman alabilmektedir. Bu nedenle sıkıntılar ve aksilikler de yaşanabilmektedir. Tüm bu süreçte ilk olarak bana bilgisi ve tecrübesiyle yol gösteren çok değerli hocam Doç. Dr. Mehmet Emin DENİZ’ e ve yaşadığım aksiliklerde sürekli bilgisine başvurduğum kıymetli ağabeyim Mak. Yük. Müh. Fırat AYDIN’ a teşekkür ederim.

Manevi desteğini hep hissettiğim rahmetli ağabeyim Abdürrahim BARDAKÇI ile rahmetli kardeşim Hüseyin ÖZAY’ a, iki yıl boyunca İngiltere’ de kaldığım zor zamanlarda bu çalışmayı tamamlayabilmek için desteklerini esirgemeyen, her zaman başarılı olacağıma inanan başta annem ve babam olmak üzere tüm aileme en içten dileklerle teşekkür ederim.

Ramazan BARDAKÇI

BATMAN-2020

İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT	v
ÖNSÖZ	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	ix
TABLolar LİSTESİ.....	xiii
1.GİRİŞ.....	1
1.1. Literatür Araştırması	1
2. KOMPOZİT MALZEMELER.....	7
2.1. Kompozit Malzemelerin Genel Tanımı.....	7
2.2. Kompozit Malzemelerin Takviye Elemanına Göre Sınıflandırılması	9
2.2.1. Cam Elyafı.....	9
2.2.2. Karbon (Grafit) Elyafı.....	10
2.2.3. Aramid (Kevlar) Elyafı	12
2.2.4. Bor Elyafı	12
2.2.5. Seramik Fiberler	14
2.3. Kompozit Malzemelerin Matris Malzemesine Göre Sınıflandırılması	14
2.3.1. Polyester Reçine Matrisleri.....	14
2.3.2. Epoksi Reçine Matrisleri	15
2.3.3. Poliimid Reçine Matrisleri.....	16
2.4. Kompozit Malzemelerin Takviye Elemanının Şekil ve Yerleştirme Biçimine Göre Sınıflandırılması	17
2.4.1. Elyafı (Fiber) Kompozitler	17
2.4.2. Parçacıklı (Partikül) Kompozitler	18
2.4.3. Tabakalı Kompozitler.....	18
2.4.4. Karma (Hibrit) Kompozitler	19
2.4.4.1. Hibrit Kompozit Çeşitleri.....	20
2.4.4.2. Hibrit Kompozit Kullanım Alanları.....	21
2.5. Kompozit Malzemelerin Üretim Teknikleri	21
2.5.1. Elle Tabakalama Tekniği ile Üretim.....	21
2.5.2. Sprey Kalıplama – Püskürtme Tekniği ile Üretim.....	22
2.5.3. Flaman – İplik Sarma Tekniği ile Üretim	23
2.5.4. Vakum Paketleme ve Vakum Destekli İnfüzyon Tekniği ile Üretim	24
2.5.5. Reçine Transfer Kalıplama (RTM) Tekniği ile Üretim.....	24
2.5.6. Reçine Film İnfüzyon Tekniği ile Üretim	26
2.5.7. Otoklav Pişirme Tekniği ile Üretim	26
2.5.8. Pre-İmpregnated/ Önceden Emdirilmiş (Prepreg)	28
3. BURKULMA.....	31

3.1. Burkulma Olayı	31
3.2. Burkulma Testi	32
3.3. Kompozit Malzemelerde Burkulma Davranışları	37
3.3.1. Fiber Takviyeli Kompozitlerin Burkulma Davranışını Etkileyen Faktörler	37
3.3.1.1. Fiber Tipi	37
3.3.1.2. Matris Malzemesi ve Çevre Şartları	37
4. MATERYAL ve METOT	39
4.1. Numunelerin Hazırlanması	39
4.2. Numunelerin Detaylandırılması	43
4.3 Kullanılan Malzemelerin Mekanik Özellikleri	45
4.4 Hibrit Kompozit Numunelerin Burkulma Testleri	47
5. DENEYSEL SONUÇLAR	50
5.1 Deneyisel Çalışma	50
5.1.1 Burkulma Test Sonuçları	50
5.1.1.1 Birinci Grup (8C_P) Numunelerinin Burkulma Davranışı	52
5.1.1.2 İkinci Grup (8C_T) Numunelerinin Burkulma Davranışı	53
5.1.1.3 Üçüncü Grup (2C+4G+2C_PP) Numunelerinin Burkulma Davranışı	54
5.1.1.4 Dördüncü Grup (2C+4G+2C_TT) Numunelerinin Burkulma Davranışı	55
5.1.1.5 Beşinci Grup (2G+4C+2G_PT) Numunelerinin Burkulma Davranışı	56
5.1.1.6 Altıncı Grup (2G+4C+2G_TT) Numunelerinin Burkulma Davranışı	57
5.1.1.7 Yedinci Grup (8G_P) Numunelerinin Burkulma Davranışı	58
5.1.1.8 Sekizinci Grup (8G_T) Numunelerinin Burkulma Davranışı	59
5.1.1.9 Tüm Grup Numunelerin Burkulma Davranışının Mukayese Edilmesi	60
5.1.2. Hibrit Kompozitlerin Burkulma Test Sonrası Hasar Görselleri	62
6. GENEL SONUÇLAR	77
KAYNAKLAR	79
ÖZGEÇMİŞ	83

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2.1. Uygulamada kullanılan bazı kompozit malzeme resimleri	8
Şekil 2.2. Cam – aramid – karbon elyaf resimleri	14
Şekil 2.3. Cam-aramid-karbon-boron-grafit elyafları gerilme/yüzde uzama grafiği	14
Şekil 2.4. Kompozit malzemelerin takviye elemanının şekil ve yerleştirme biçimine göre gruplandırılması	18
Şekil 2.5. Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin üç boyutlu gösterimi.....	19
Şekil 2.6. Parçacık - partikül takviyeli kompozit malzemelerin üç boyutlu gösterimi ...	19
Şekil 2.7. Tabakalı kompozit malzemelerin üç boyutlu gösterimi.....	20
Şekil 2.8. Hibrit kompozit malzemelerin üç boyutlu gösterimi	21
Şekil 2.9. Elle tabakalama tekniği ile üretim aşamaları	23
Şekil 2.10. Sprey kalıplama - püskürtme tekniği ile üretim şeması	24
Şekil 2.11. Flaman – İplik sarma tekniği ile üretim şeması.....	25
Şekil 2.12. Vakum paketlenme ve vakum destekli infüzyon tekniği ile üretim şeması....	25
Şekil 2.13. Reçine transfer kalıplama (RTM) tekniği ile üretim şeması	26
Şekil 2.14. Reçine film infüzyon tekniği ile üretim şeması.....	27
Şekil 2.15. Otoklav fırın görseli.....	28
Şekil 2.16. Prepreg üretim prosesinin şematik gösterimi	30
Şekil 3.1. Burkulan çubuk örnek gösterimi.....	33
Şekil 3.2. Burkulan çubukların destek sayısına göre örnek gösterimi.....	33
Şekil 3.3. Çeşitli çubuklarda mesnetleme durumları ve etkili burkulma boyları	35
Şekil 3.4. Burkulmada elastik ve plastik deformasyon bölgeleri.....	36
Şekil 4.1. Hibrit kompozit plakaların oryantasyon açılarına göre dizilimi	40
Şekil 4.2. $\theta = 0^\circ$ için hibrit kompozit plakanın numune ölçüleri	41
Şekil 4.3. Elyaf tabakalarının tezgâha yatırıldığı soğumaya bırakıldığı görselleri.....	41
Şekil 4.4. Vakum infüzyon anındaki üretim görseli	42
Şekil 4.5. Çentik açılarının belirlenip kesilme anındaki görselleri	42

Şekil 4.6. 1.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel.....	43
Şekil 4.7. 2.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel	43
Şekil 4.8. 3.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel.....	43
Şekil 4.9. 4.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel.....	43
Şekil 4.10. 5.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel.....	43
Şekil 4.11. 6.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel.....	44
Şekil 4.12. 7.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel.....	44
Şekil 4.13. 8.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel.....	44
Şekil 4.14. Tüm numunelerin bir arada sunulduğu görsel.....	44
Şekil 4.15. 250 kN yük kapasiteli Shimadzu marka universal test cihazı.....	49
Şekil 4.16. İki ucu ankastre mesnet numunenin görüntüsü	49
Şekil 4.17. Kritik burkulma yükünün tespit edilmesi için yararlanılan örnek grafik.....	50
Şekil 5.1. Birinci grup (8C_P) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri.....	53
Şekil 5.2. İkinci grup (8C_T) numunelerinin kritik burkulma yükü–çentik açısı verileri .	54
Şekil 5.3. Üçüncü grup (2C+4G+2C_PP) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri	55
Şekil 5.4. Dördüncü grup (2C+4G+2C_TT) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri	56
Şekil 5.5. Beşinci grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri	57
Şekil 5.6. Altıncı grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri.....	58
Şekil 5.7. Yedinci grup (8G_P) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri.....	59
Şekil 5.8. Sekizinci grup (8G_T) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri.....	60
Şekil 5.9. Tüm grup numunelerinin kritik burkulma yükü – grup tipleri verileri.....	61
Şekil 5.10. 1.Grup (8C_P) çentiksiz ve 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90° çentik açılı numunelerin hasar sonrası görselleri	64

Şekil 5.11. 2.Grup (8C_T) çentiksiz ve 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90° çentik açılı numunelerin hasar sonrası görselleri	65
Şekil 5.12. 3.Grup (2C+4G+2C_PP) çentiksiz ve 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90° çentik açılı numunelerin hasar sonrası görselleri	65
Şekil 5.13. 4.Grup (2C+4G+2C_TT) çentiksiz ve 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90° çentik açılı numunelerin hasar sonrası görselleri.....	66
Şekil 5.14. 5.Grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinden 0° çentik açılı numunenin hasar anındaki görselleri.....	66
Şekil 5.15. 5.Grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinden 45° çentik açılı numunenin hasar anındaki görselleri.....	67
Şekil 5.16. 5.Grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinden 75° çentik açılı numunenin hasar anındaki görselleri.....	67
Şekil 5.17. 5.Grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinden 90° çentik açılı numunenin hasar anındaki görselleri.....	68
Şekil 5.18. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 0° çentik açılı numunenin hasar anındaki görselleri.....	69
Şekil 5.19. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 15° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri.....	69
Şekil 5.20. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 30° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri.....	69
Şekil 5.21. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 45° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri.....	70
Şekil 5.22. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 60° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri.....	70
Şekil 5.23. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 75° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri.....	71
Şekil 5.24. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 90° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri.....	71
Şekil 5.25. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden çentiksiz numunenin hasar anı görselleri	72
Şekil 5.26. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 0° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	72
Şekil 5.27. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 15° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	73

Şekil 5.28. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 30° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	73
Şekil 5.29. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 45° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	73
Şekil 5.30. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 60° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	74
Şekil 5.31. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 75° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	74
Şekil 5.32. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 90° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	74
Şekil 5.33. 7.Grup (8G_P) numunelerinden çentiksiz numunenin hasar anı görselleri ..	75
Şekil 5.34. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 0° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	75
Şekil 5.35. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 15° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	76
Şekil 5.36. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 30° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	76
Şekil 5.37. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 45° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	76
Şekil 5.38. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 60° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	77
Şekil 5.39. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 75° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	77
Şekil 5.40. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 90° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri	77

TABLÖLAR LİSTESİ

Tablo 2.1. Takviye elemanları (elyaf) mekanik özellikleri	14
Tablo 2.2. Epoksi, Polyester ve Poliimid gibi bazı reçinelerin özellikleri.....	17
Tablo 3.1. Farklı tipteki çubuklarda mesnet çeşitleri ve Fkr yükünün belirlenmesi.....	37
Tablo 4.1. Üretilen Hibrit kompozit plakların istifleme dizilimleri ve dizilim açıları....	45
Tablo 4.2. Numunelerin numaralandırılma kodlarının gösterimi	46
Tablo 4.3. Üretilen Kumaş Özelliklerinin Tablosu.....	47
Tablo 4.4. Kullanılan reçine ve sertleştirici malzemesinin özellikleri	48
Tablo 4.5. F-RES21 reçine ve F-HARD22 sertleştirici malzemelerinin karışımının ve malzemenin mekanik özellikleri	48
Tablo 5.1. Kritik burkulma yükünün tüm grup numuneleri için veri tablosu	51

1.GİRİŞ

Günümüz dünyasında birçok ülke gelişen teknolojileri takip etmek, küresel ekonomi içindeki pazar paylarını korumak ve sürdürebilmek için belirli aralıklarla bilim ve teknoloji stratejileri hazırlamaktadır. Bu gelişen teknoloji içinde kompozit malzemelerde şüphesiz çok önemli bir yer tutar. Çünkü kompozit malzemeler birçok avantaja sahiptirler. Bunlar; hafiflik, yüksek performans, mükemmel mukavemet ve sertlik, korozyon direnci, yorulma direnci ve kolay üretim gibi sayılabilirler. Günümüzde alışlagelmiş metal ve metal alaşımlarının yerine artık çeşitli yapılara sahip kompozit malzemeler kullanılmaya başlanmıştır. Bunun da doğal bir sonucu olarak, endüstride kompozit malzemelerin kullanımının önemi artmıştır. Bu sebeple, üstün ve istenen özelliklere sahip farklı matrislere ve takviye elemanlarına sahip kompozitler geliştirilmektedir. Elyaf takviyeli hibrit kompozitler, mükemmel rijitlik ve yüksek mukavemet özelliklerine sahip olmalarından dolayı hafiflik gerektiren uzay, havacılık, denizcilik, savunma sanayisi ve otomotiv endüstrisi başta olmak üzere pek çok uygulama alanına sahiptirler. Elyaf takviyeli hibrit kompozit malzemelerde bileşen malzemeler, moleküler boyutta birbirinden farklıdırlar ve mekanik olarak birbirinden ayrılabilirler. Takviye lifleri uzun lifler, dokuma kumaş, kısa kesilmiş lifler vb. gibi değişik formlarda olabilirler. Herbiri ayrı ayrı özelliklere sahiptir. Kompozit yapıları malzemenin özellikleri ise liflerin kompozit içerisinde nasıl uzandığına bağlıdır. Kompozit yapıları malzemeler, enine yönde takviye elemanı olmadığı için bu yönden gelen statik ve dinamik yüklemelere karşı dayanıksızdırlar. Dolayısıyla bu yönden gelen yüklemelerden kaynaklı kompozitin dayanımında önemli bir düşüş meydana gelir. Bu nedenle hibrit kompozit yapıların kuvvetler altında burkulma deneyi sırasında malzeme meydana gelen hasarlar son zamanlarda pek çok araştırmacının dikkatini çekmiştir. Genellikle çalışmalarda, malzeme bir bütün olarak ele alınarak deneylere tabii tutulur.

Bahsedilen bu sebeplerden dolayı araştırmacılar kompozit plakalar üzerinde benzer çalışmalar yapmışlardır.

1.1. Literatür Araştırması

Hibrit kompozitler, bir veya birden fazla farklı fiberin aynı matris içinde yer aldığı ve dayanımları yüksek olan malzemelerdir. Bu malzemeler, günümüzde ileri teknolojinin kullanıldığı uzay, savunma sanayi ve benzeri alanlarda sahip oldukları

hafiflik ve yüksek dayanım özellikleri nedeniyle yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Bu alan, günümüz şartlarında kompozit malzemelerin geliştirilmesine ve yeni tür kompozitlerin üretilmesine çok uygun bir alandır. Bu nedenle hem kompozit malzemeler ile ilgili hem de kompozit malzemelerde burkulma ile ilgili literatürde çalışmalar yapılmıştır. Callister ve Rethwisch (2014), yaptıkları çalışmada çeşitli tiplerde matris ve fiber kombinasyonlarının kullanıldığı, hibrit kompozit malzemelerin üretiminde daha çok kevlar, E-cam, S-cam gibi elastisite modülü düşük olan fiberler ile karbon, grafit gibi yüksek dayanım ve elastisite modülü olan takviye elemanlarının kullanıldığını yazmışlardır. Sudhir ve Shivukumar (2015), yaptıkları çalışmada, 3 tip matris malzemesi dikkate alarak E-cam fiber takviyeli kompozitlerine çekme, basma ve eğilme deneyi uygulayarak elde ettikleri verileri nümerik sonuçlar ile karşılaştırmışlardır. Çelik ve Turan (2015), kompozit malzemeler üzerine yaptıkları çalışmalarda çentikli levhaların hasar davranışlarını statik çekme testleri ile deneysel olarak incelemişlerdir. Sekiz tabakalı örgülü cam elyaf takviyeli epoksi reçine matrisli kompozit özellikteki levhaları kullanarak levhaların kenarlarından ve ortasından açılan çentiklerin ve fiber takviye açılarının değişiminin bu kompozit levhaların çekme mukavemeti üzerine etkisini detaylı bir biçimde ele almışlardır. Çentik türü değişimini ise levhanın ortasından radyal delik açarak levha kenarında yarım daire çentik açarak, kompozit levhanın merkezinde dairesel delik ve kompozit levhanın kenarında çentik olmak suretiyle dört değişik çentik cinsini incelemişlerdir. Bunlarla beraber çentik türlerindeki değişimlerin hasar yükleri üzerinde oluşturdukları etkiyi de deneysel çalışmaların sonuçlarında elde etmişlerdir. Ataş (2007), tez çalışmasında iki paralel delikli tabakalı cam elyaf-polyester kompozit plaktaki hasar yükünü ve yataklama mukavemetini tespit etmek için iki adet paralel rijit pim ile değişken yayılı yüke maruz bırakmıştır. Öndürücü ve Karacan (2018), farklı oryantasyon açılarına sahip cam elyaf epoksi kompozit numunelerinin darbe davranışlarını deneysel olarak araştırmak için ele almışlardır. Kessler ve Bledzki (1999), düşük hızlı darbe testleri uygulayarak çapraz takviyeli tabakalı cam/ epoksi tabakaları darbe davranışına fiber/ matriks yapışma niteliğinin tesirini incelemişlerdir. Fiber/ matriks oluşumundan meydana gelen sağlam yapışma özelliğindeki plakaların hasar direncinin sağlam yapışma göstermeyen plakalara nazaran daha fazla arttığını ve daha gevrek bir özellik gösteren matriks sistemlerinin daha az hasar direnci oluşturduklarını yaptıkları analizler sonucunda elde etmişlerdir. Reis ve Freitas (1997), uçak, uzay ve havacılık sektörlerinde tabakalı karbon/ epoksi kompozit malzemelerin üzerine gelen düşük hızda bir darbe sonucunda

oluşan hasarı araştırmışlardır. İlk olarak matris kısımlarında çatlak meydana gelir ve sonrasında tabakaların birbirleri ile arasında hasar oluşur. Daha sonra yüksek hızdakiler için ise fiber kırılması ortaya çıkar. Ortaya çıkan bu hasar belirtileri kompozit malzemelerin mukavemetlerinin ve mekanik özelliklerinin düşmesine neden olur. Bunların yanı sıra delemantasyon bölgelerinde kompozit tabakalarda burkulmadan sonra ortaya çıkan bası yüklemelerine karşı kompozit malzeme direncinde bir düşüş meydana gelir. Sayer (2009), yaptığı deneyler sonucunda farklı takviye açılarına sahip aramid-cam ve aramid-karbon hibrit kompozit malzemelerden oda sıcaklığında elde ettiği çeşitli değerlerin sonucunda -20°C ve 60°C ' deki delinme sınır değerlerinin diğerlerinden daha büyük olduğunun verisini elde etmiştir. Bu çalışmanın sonucunda elde ettiği verilere göre kompozit malzemelerde oda sıcaklığının dışındaki farklı sıcaklık değerlerinde daha gevrek özellik gösterdiği sonucuna varmıştır.

Kompozit malzemelerin matris ve takviye elemanlarıyla çeşitli fiber kombinasyonlarında birçok araştırma yapılmıştır. Ayrıca bu tez çalışmasında, burkulma davranışları araştırıldığı için kompozit malzemelerde burkulma analizi yapan bilim insanlarının çalışmaları da incelenmiştir.

Mohtaram, Kahnamouei, Shariati ve Behjat (2012), yaptıkları çalışmalarında kompozit plakalar ile yaptıkları deneylerde bu plakaları eksenel basma yüküne maruz bırakmışlardır. Oluklu yapıdaki burkulma ve burkulmadan sonra tabakalı kompozit plakaların gösterdiği davranışlarını inceleyip araştırma yapmışlardır. Daha sonra sonlu elemanlar yöntemini kullanarak analiz yapmışlardır. Bunlarla birlikte elde ettikleri sayısal ve deneysel değerleri birbirleriyle mukayese etmişlerdir. Bu deneysel verileri baz alarak burkulma yükleriyle beraber formülize etmişlerdir. Juhasz ve Szekrenyes (2017), çalışmalarında tabakalı hibrit kompozit malzemelerde ortaya çıkan delemantasyonun kompozit yapının kritik burkulma yüklerine ne kadar etkisi olup olmadığını incelemişlerdir. Burkulma kompozit yapıların en temel sorunlarının bir tanesi olduğundan araştırmalarında ortotropik oluklu delemantasyonlu kompozit yapıları sonlu elemanlar yönteminden yararlanarak modelleme yapıp elde ettikleri verileri kullanarak hem analitik hem de nümerik sonuçları üzerinde literatürde yararlanılan başka çalışmalarla mukayese etmişlerdir. Lee ve Hyer (1993), burkulma sonrasında yaşanacak problemleri dairesel kesitli kompozitlerden yararlanarak araştırmışlardır. Çalışmanın sonunda; kompozit malzemelerde meydana gelen burkulma probleminin

fiberlere bağı olduğunu ve farklı dizilime sahip iki kompozit malzemenin burkulma davranışlarının da farklı olduğu sonucuna varmışlardır. Dawe ve Ge (2000) yaptıkları çalışmada, belirlenmiş farklı sıcaklıklarda farklı sınır koşulları olan dikdörtgen kompozit plakların kritik burkulma yüklerini tespit etmeye çalışmışlardır. Solmaz, Şanlıtürk ve Özben (2010), yaptıkları çalışmaların neticesinde, bal petekli sandviç kompozitlerin petekleri ve hücre boşluklarına ilave edilen köpüğün kritik burkulma yüküne yaptığı tesiri sayısal olarak elde edebilmek için araştırmalar yapmışlardır. Yapmış oldukları bu çalışmada Solidworks 2010 paket programından yararlanarak dört farklı hücre boyutu ve duvarı kalınlığında köpüklü-köpüksüz olmak üzere iki farklı bal peteği sandviç deney numunelerini modelleme yaparak daha sonra elde ettikleri bu modelleme sayesinde ANSYS Workbench paket programıyla sayısal olarak kritik burkulma yüklerini elde etmişlerdir. Tespit ettikleri bu sayısal verileri literatürde yapılan deneysel verilerle mukayese etmişlerdir. Bu karşılaştırmada deneysel ve sayısal verilerin birbirleri ile olan benzerliklerini tespit etmişlerdir. Hwang ve Mao (2001) ise çalışmalarında, delaminasyonlu tabakalar arası karbon-epoksi ve E-cam/epoksi' den oluşan hibrit kompozitler için burkulma karakteristiklerini incelemişlerdir. Lineer olmayan (Non-linear) burkulma analizinde elde ettikleri deney verileri birbirine yakın olmuştur. Tabakalar arası hibrit kompozitlerde cam fiber tabaka miktarı artırıldığında burkulma yükü ile delaminasyon hasar yükünün azaldığı görülmüştür. Shukla ve Nath (2002) ise, kompozit plakalara mekanik ve termal yüklemeler yapmak suretiyle burkulma analizi yapmaya çalışmışlardır. Chakrabarti ve Sheikh (2006), tabakalı kompozit plakaların burkulma davranışlarını araştırmışlardır. Burkulma olayını analiz ettikleri zaman ince plaka teorisini kullanmışlardır. Günyar, Öztürk ve Sabuncu (2012), bilimsel araştırmalarında, kompozit tabakadaki düzlemin içinde belirli bir açıda eğrilği olan bu tabakalı kompozitin dairesel merkez açısını eğrilik yarıçapında meydana gelen değişikliğin ve bu tabakalardaki fiber açı oryantasyonlarında doğal frekans ve burkulma yüküne etkisini sonlu elemanlar yönteminden faydalanarak incelemişlerdir. Bunların sonucunda, kullanmış oldukları sonlu elemanlar modelinde Sabir ve Ashwell'in yer değiştirme formüllerinden yararlanmışlardır. Geliştirmiş oldukları bu sonlu elemanlar modeliyle elde ettikleri verileri ANSYS Workbench paket programı ile kıyaslamışlardır. Kharazi, Ovesy ve Taghizadeh (2010) yaptıkları çalışmada, tabakalı kompozitlerin delaminasyon ve burkulma davranışlarını farklı farklı teoriler kullanarak analiz etmişlerdir. Rayleigh–Ritz yöntemi ile basit polinom serileri türeterek, üç boyutlu sonlu eleman metodu analiz tekniği ile elde edilen verileri analitik sonuçlarla mukayese

etmişlerdir. Elde ettikleri verilerin birbirine yakın olduğunu tespit etmişlerdir. Moon ve ark (2010), hidrostatik basınca maruz bırakılan su altı araçlarında kullanılan filaman sarımlı kompozit silindirlerin burkulma davranışlarını araştırmışlardır. Schnabl ve Planinc (2011), yaptıkları çalışmada, elastik özelliği çok iyi olan tabakalı kompozit kolonların burkulma karakteristiklerini matematiksel bir model geliştirerek çalışmışlardır. Geliştirdikleri bu modelde denge teorisinden yararlanarak malzemenin kritik burkulma yüklerini hesaplamalar yaparak tespit etmişlerdir. Öndürücü ve Kaykiran (2018), hibrit kompozit kirişlerin yanal burkulma davranışlarına soğuk ortam ile çeşitli fiber kombinasyonlarının tesirlerini deneysel bir yöntemle incelemişlerdir. Hamani ve ark. (2013), birlikte yaptıkları çalışmada kompozit tabakalı plakaların kritik burkulma yükü üzerine fiber oryantasyonun etkisini incelemişlerdir. Çalışmada burkulma analizini, tekli ve çiftli dairesel delikli dikdörtgen kompozit plakalar için sonlu elemanlar tekniğinden yararlanarak tespit etmeye çalışmışlardır. Tek eksenli bası yüküne maruz bırakılmış simetrik tabakalı kompozit plakaların burkulma dayanımının liflerin yönelimlerinin bir fonksiyonu olduğu sonucuna varmışlardır. Çentik yarıçapına bakılmaksızın, burkulma yükünün hemen hemen aynı olduğu gözlemlenmiştir. Julias, Mohmeed ve Murali (2014), tek yönlü cam-karbon tabakalı hibrit kompozit malzemelerin burkulma davranışına delaminasyon etkisini irdelemişlerdir. Simetrik ve antisimetrik diziliimli kompozitlerin kritik burkulma yükleri bulunarak delaminasyon uzunluğunun arttığı zaman kritik burkulma yükünün azaldığı görülmüştür. Bununla birlikte delaminasyon yüzeye yakın olduğunda da kritik burkulma yükünün azalma yönünde olduğu tespit edilmiştir. Gencoğlu (2011), araştırmalarının neticesinde, burkulmanın farklı boyut ve oryantasyonlarda, delik geometrileri olan hem simetrik hem de anti simetrik tabakalardan meydana gelen karbon fiber, grafit fiber ile karbon/grafit fiber ürünlerinde incelemelerde bulunmuştur. Bu incelemeleri ANSYS Workbench paket programını kullanarak elde edip literatüre katkıda bulunmuşlardır. Lee ve Park (2007), yapmış oldukları bir araştırmada, tabakalı kompozit plakaların burkulmaya göstermiş oldukları direnci ve davranışları araştırmışlardır. Sonlu elemanlar yönteminden yararlanarak bu yapıların genişlik/kalınlık oranı delaminasyonun bölgesi ile tabaka açısının oryantasyonlarından yararlanarak burkulma mukavemetlerini elde etmek için çalışmalar yapmışlardır. Nemeth, M. P. (1998), delik-oluk açılmış tabakalı kompozit bir plakadaki burkulma analizini araştırmışlardır. Merkezi olarak yerleştirilmiş dairesel bir kesime sahip basma yüklü yarı-izotropik kavisli panellerin tepkisini sayısal ve deneysel çalışmalar yaparak verileri analiz etmiştir. Bu verilerin

sayısal sonuçlarını, geometrik olarak doğrusal olmayan bir sonlu elemanlar metodundan analiz kodunu kullanıp bu sonuçları elde etmiştir. Kesme boyutu, panel eğriliği ve ilk geometrik kusurların sıkıştırma yüklü panellerin genel sonuçları üzerindeki etkilerini açıklamıştır. Bu çalışmalara ek olarak, elastik çevresel kenar sınırlamalarını seçip bir panelin ön-kıvrılma ve burkulma tepkisi üzerindeki etkilerini gösteren sayısal bir parametrik çalışmadan elde edilen sonuçları ve bu sayısal sonuçların deneysel olarak ölçülen sonuçlar ile kıyaslamıştır. Gaudenzi (1997), bilimsel çalışmasında, dairesel şekilde delemineasyonlu kare bir kompozit plakada meydana gelen delemineasyonlardaki derinliğin ve yarıçapının burkulma üstündeki etkisini incelemiştir. Günay ve Sivri (2006), çalışmalarında çok katlı fiber kompozit silindirlerin denge denklemlerine, aynı anda etkiyen burulma, eksenel yük ve dış basınç yüklemeleri altında burkulma analizi yapmışlardır.

Bu çalışmada, literatür çalışmalarına katkı vermek amacıyla düz (Plain) ve dimi (Twill) gibi iki farklı örgü tipine sahip cam-karbon/epoksi tabakalı hibrit kompozit plakaları çentik olmadan, 0° , 15° , 30° , 45° , 60° , 75° , 90° çentik açılı 8 farklı grup tipolojisinde her biri için ayrı ayrı 32 adet toplamda da 256 adet kompozit numunenin burkulma davranışları üzerine çentik açıları, oryantasyon açıları ve kumaş özelliklerinin etkileri incelenmiştir. Çalışmanın ilerleyen kısımları da aşağıda belirtildiği şekilde olacaktır:

- I. Kompozit malzemeler ve burkulma hakkında bilgiler verilmiştir.
- II. Materyal ve metot bölümünde kompozit plaka üretimi ve deney bilgileri verilmiştir.
- III. Sonuçlar bölümünde her bir oryantasyon, 0° , 15° , 30° , 45° , 60° , 75° , 90° çentik açısı, $(0^\circ/90^\circ)$ oryantasyon açısı, $[(0^\circ/90^\circ)_2]_s$ istifleme dizilimi, düz (Plain) ve dimi (Twill) gibi iki farklı elyaf örgü tipine sahip sekiz tabakalı kompozit plakaların, burkulma yükleri altındaki davranışlarının incelenmesi için elde edilen sonuçlar grafikler ve tablolar yardımıyla verilmiştir.
- IV. Değerlendirme bölümünde ise çalışmadan elde edilen veriler ve sonuçlar özetlenerek karşılaştırılmıştır.

ağırlık istenmeyip ve yüksek mukavemet istenen zamanlarda metaller yerine kompozit malzemeler tercih edilmektedir. Kompozit malzemeler; daha yüksek mukavemet gücü, daha iyi bir rijitlik, daha iyi korozyon ve aşınma direnci, hafiflik, yüksek yorulma ömrü, ısıya dayanıklılık, iletkenlik, ses tutuculuğu veya ses yutuculuğu gibi özellikleri sağlamak için üretilmek istenirler. Ayrıca bununla beraber kırılma tokluğu, elektrik iletkenliği veya elektriksel direnç, ısı iletkenliği veya ısıl direnç, mekanik dayanım, basınç – çekme ve eğilme – çarpma dayanımı gibi özellikler içinden üretimi istenen nitelikleri sağlayacak şekilde üretilmektedirler. Gerçekte tüm bu saydığımız özellikler aynı anda sağlanamayabilir. Kullanım alanlarına ve bölgelerine göre hangi özellik istenecek ise o özellik arttırılarak kompozit malzeme üretilir. Buradan anlaşılacağı üzere çok sayıda kompozit üretim tekniği mevcuttur. Bu kompozit üretim teknikleri ilerleyen bölümlerde daha detaylı bir biçimde açıklanmıştır. Kompozit malzemeler temel olarak birbirini oluşturan bileşenlerin hiçbirinin tek başına sahip olmadığı özellikleri taşıması, farklı malzemelerin üç boyutlu bir şekilde bir araya getirilebilmiş olması ve kimyasal bileşimleri birbirinden ayrı olan belirlenmiş ara yüzeyler ile en az iki malzemenin birleştirilmiş olması gibi koşulları sağladığı için çok sık tercih edilmektedirler.

Geçmişte ve günümüzde denizcilik faaliyetlerinde, ev aletleri üretiminde, uzay teknolojisinde, uçak sanayisinde, elektriksel komponentlerde ve otomotiv sanayisi gibi alanlarda yukarıda belirttiğimiz faydaları göz önünde bulundurularak yaygın bir biçimde kullanılmaktadır. Havacılık sektöründe ilk olarak ağırlıkça % 2 gibi bir oranla Amerikan Boeing firmasının Boeing 707 model uçağında kullanılmıştır. Daha sonra üretilen Boeing 707 model uçağında ağırlıkça %10 gibi bir oranla kullanımı artmıştır. Ağırlıkça bu oran ilerleyen yıllarda %65 gibi önemli bir seviyeye yükselmiştir. Günümüzde kompozit malzemeler uzay ve uçak sanayi, yapı inşaat sektörü, otomotiv sanayi, elektrik ve elektronik sanayi, spor ve biyomedikal sektörü gibi dallarda çok yaygın bir biçimde kendisine yer bulmaktadır. Bu alanların hepsinde yer bulmasının temel nedenlerinin başında gelen özelliği ise yüksek dayanım, mukavemet gücü ve düşük ağırlık gerektiren alanlarda kullanılmak istenmesi bu alanlarda kendisine yer bulma ve tercih edilme sebebidir. Kompozit malzemeler tek bir özelliği olan malzemelere göre yüksek mukavemet, hafiflik, yorulma dayanımı, korozyon dayanımı, ısı ve sıcaklığa karşı direnç, elektriksel direnç veya elektrik iletkenliği gibi özelliklere sahiptir. Bunun yanı sıra üretim maliyetinin yüksek olması, kompozit malzemeyi

işlemenin zorluğu, seri üretime elverişli olmaması, geri dönüşümünün son derece zor ve zahmetli olması ise kompozit malzemelerin tercih edilme oranını düşürmektedir.

Kompozit malzemelerin oluşturulması yukarıda da belirtildiği üzere oluşum seçenekleri sonsuz denebilecek kadar fazla olduğundan dolayı sınıf ve gruplara ayrıştırılması oldukça zordur. Ancak burada yaygın sınıflandırmalar üzerinde araştırma yapılmıştır.

2.2. Kompozit Malzemelerin Takviye Elemanına Göre Sınıflandırılması

Kompozit malzemelerde takviye elemanlarının fiziki kabiliyetleri elde edilen kompozit malzemenin özellikleri üzerinde çok etkilidir. Takviye elemanlarını aşağıda belirtildiği gibi beş farklı başlık altında inceleyebiliriz.

2.2.1. Cam Elyafı

Cam elyafı; silika, kolemanit, alüminyum oksit, soda vb. maddelerden elde edilebilmektedir. Cam elyafı elyaf takviyeli kompozit malzemeleri arasında en fazla kullanılan elyaf çeşididir. Cam elyafı, camın eritilmiş halinin küçük deliklerden akıtılıp katılaştırılması sonucu üretilmektedir. Cam elyafına, üretim aşamasından geçtikten sonra yıpranma ve çevre şartlarına karşı direncinin artması için kaplama uygulaması yapılır. Burada kaplama malzemesi olarak genelde kompozitin üretim aşamasına girmeden önce su ile kolaylıkla çözünebilen polimerler kullanılır. Elyafın ve reçine malzemesinin sıkı bir şekilde birbirlerine yapışması önem arz etmektedir. Eğer iyi yapışmaz ise elde edilen kompozitte sertlik ve mukavemet istenilen seviyenin altında olur. Bunu engellemek için üretim esnasında elyaflar kimyasallarla kaplama işlemine tabi tutulur. Bu grupta cam elyaf takviyeli polimerler önemli bir yer tutar. CTP kompozit türlerinde malzemenin dayanımı ve direnci kullanılan cam elyafın miktarına, elyafın dizilişine ve CTP'nin ara yüzeyine göre belirlenir. Takviye elemanlarının içinde en fazla kullanılan elyaf çeşidi cam elyaftır. Neredeyse elyaf takviyeli kompozitlerin %70 – 75'i oranında kullanım yüzdesine sahiptirler. CTP'ler havacılık, uzay ve uçak sanayi, yapı sektörü, elektrik ve elektronik sektörü, tarım ve gıda, denizcilik, otomotiv, taşımacılık, askeri ve savunma sanayileri gibi birçok endüstriyel alanda kullanılmaktadır. Cam elyafının dört farklı çeşidi vardır.

- ✓ **A (Alkali) Camı:** pencerelerde ve şişe üretiminde çok fazla kullanılan cam çeşidi olmakla birlikte kompozit malzeme üretiminde pek fazla kullanılmazlar.
- ✓ **C (Korozyon) Camı:** Bu cam türünün kimyasal maddelere karşı direnci oldukça yüksektir. Bu nedenle yakıt borularında ve depolama tankları gibi yerlerde kullanılırlar.
- ✓ **E (Elektrik) Camı:** Takviye elyaflarının imalatında en fazla kullanılan cam çeşididir. Maliyetinin düşük olması, yalıtımının iyi olması, su emiş oranının düşük olması ve korozyon direncinin yüksek olması bilinen özelliklerindendir.
- ✓ **S ve R (Mukavemet) Camı:** Bu cam türleri E camının mukavemet özelliklerinin artırılması ile üretilmiştir. Bu nedenle maliyeti yüksek bir cam çeşidi olmakla beraber yüksek performanslı bir cam türüdür. Özellikle uzay ve havacılık sanayisinde yaygın bir şekilde kullanılmaktadır (SP Systems, 1998). Elyaf malzemesinin içindeki tel çaplarının büyüklüğü, diğer cam türlerine göre daha küçük olduğu için lif sayısı artmış olur. Bu sebeptendir ki imal edilen kompozitin özellikleri hem çok iyi olur hem de daha sert bir yüzeye sahip olurlar.

2.2.2. Karbon (Grafit) Elyafı

1965 yılından sonra bilim insanları tarafından geliştirilmeye başlanan özellikle havacılık, uzay ve uçak sanayisinde kullanılmaya başlanan karbon elyafı kompozit malzemeler için çok büyük bir öneme sahiptir. Cam elyafın günümüzde en fazla kullanılan elyaf türü olmasına karşın gelişmiş kompozit malzemelerde karbon elyafı yaygın biçimde kullanılır. Karbon elyafı cam elyaf çeşidine göre ağırlıkça daha hafif ve mekanik özellikleri bakımından daha iyidir ancak ekonomik olarak üretim maliyetleri oldukça yüksektir. Uzay ve hava araçlarının gövdeleri ile spor araçlarında metallerin yerine tercih edilebilirler. Bu elyaf türüne yüksek ısı işlem uygulanır ise karbonlaşır ve oluşan yeni elyafa grafit elyafı denir. Günümüzde karbon elyafı ile grafit elyafı aynı ürünü tanımlamaktadır. Karbon elyafının; elastisite modülünün büyük olması, yoğunluğunun düşük olması, sıcaklık dayanımının yüksek olması gibi özelliklerinin yanında korozyon direncinin, sertliğinin, mukavemet ve yorulma dayanımının yüksek olması ile bütün reçine türleriyle kompozit oluşturabilmesi en önemli avantajlarından. Karbon elyafı sürekli geliştirilebildiği için çok fazla sayıda çeşidi

olup her zaman güncellenmektedir. Karbon elyaf üretiminin pahalı olması en büyük dezavantajıdır. Piyasada çok sayıda olmasına rağmen en çok bilinenler sürekli elyaf çeşitleridir. Sürekli elyaflar dokuma, örgü ve bobine sarılmış şekilde bulunmakla birlikte bantlarda ve prepreglerde kullanılmaktadırlar. Whichkers elyaflar ise genelde enjeksiyon kalıplarında, basınçlı kaplarda, makine ekipmanlarının üretiminde ve kimyasal ortamlarda kullanılmaktadırlar. Karbon elyafı, zift tabanlı karbon elyafı ve poli-akrilo-nitril (PAN) tabanlı karbon elyafı olarak iki malzemeden imal edilmektedir. Zift tabanlı karbon elyafının mekanik özellikleri düşük olduğu için yapısal alanlarda çok az kullanılır (Aricasoy, 2006). PAN karbon elyafı ise yüksek mukavemetli ve daha hafif olduğu için sürekli geliştirilip daha fazla kullanılır.

Bizim deneyimizde imal ettiğimiz (dimi) Plain ve (düz)Twill karbon ve cam elyaf kumaşları prepreg üretim prosesi ile elde edilmiştir. Materyal ve yöntem bölümünde daha detaylı bilgiler yer almaktadır.

Karbon fiber oldukça hafif ve güçlü bir malzemedir. Karbon elyafının moleküler yapısı %95 karbon atomundan oluşmaktadır. Bileşimindeki karbon atomları sayesinde çelikten 5 kat daha hafif ve aynı zamanda 2 kat daha sağlamdır. Karbon ipliğin bir demetinde 1000 ila 72000 adet filament bulunur. Karbon fiberin, metallere daha sağlam ve hafif olmasından dolayı endüstride birçok parçanın üretiminde kullanılmaktadır. Havacılık, otomotiv, rüzgâr türbinleri, sportif ekipmanlar ve özel tasarım parça imalatı bu uygulama alanlarından bazılarıdır (Carbomid Ürün Bilgileri). Özelliklerinden bazıları ise şöyledir;

- ✓ Yüksek sertlik
- ✓ Yüksek çekme mukavemeti
- ✓ Düşük ağırlık / mukavemet oranı
- ✓ Yüksek kimyasal dayanım
- ✓ Yüksek ısı dayanımı
- ✓ Düşük termal genleşme

Cam elyaf kumaşlar ise çok sayıda ince cam filamentlerinden oluşan malzemelerdir. Dokuma cam elyaf kumaşlar ve dokuma fitiller kompozit uygulamalar için en popüler malzemelerden bazılarıdır. E-cam veya S-cam olarak üretilen fiberlerden dokunmuş kumaşlar epoksi ile emprenye edilerek birçok parça imalatında kullanılmaktadır.

Özellikle tekne imalatı, rüzgâr türbinleri, otomotiv parça ve kalıp imalatında sıklıkla tercih edilirler. Başlıca özelliklerinden bazıları şöyledir;

- ✓ Korozyon dayanımı
- ✓ Ağırlık avantajı
- ✓ Yüksek mukavemet
- ✓ Yalıtkan özellik
- ✓ Maliyet uygunluğu

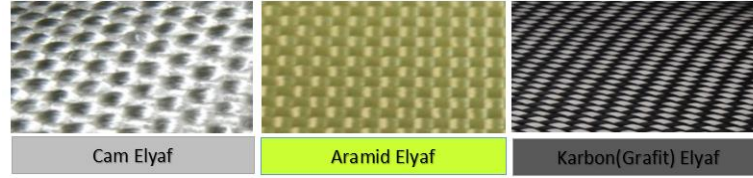
2.2.3. Aramid (Kevlar) Elyafı

Polimerler, matris olarak kullanılmalarının yanında elyaf olarak da kullanılabilirler. Örnek olarak kevlar, hafif bir polimer elyaf olup kompozit malzemeye yüksek mukavemet ve sertlik kazandırabilen bir malzemedir. Kevlar bir çeşit naylon olan aromatik poliamittir. Aramid elyafı piyasada daha çok kevlar ismiyle bilinir. En yaygın olan kevlar elyafları Kevlar 29 ve Kevlar 49'dur. Kevların doğal rengi genellikle sarıdır. Yoğunluğunun düşük olması, mukavemet ve yorulma direncinin yüksek olması, darbe ve aşınma dayanımının yüksek olması, basınç dayanımının E-Cam elyafına yakın olması ve cam elyaflı kompozitlere göre %35 oranında daha hafif olması önemli özelliklerindendir. Bazı türlerinin ultraviyole ışınlarına hassas olması, matris elemanı ile iyi birleşememeleri durumunda mikroskobik çatlaklar oluşturması negatif özelliklerindendir. Kevlar elyafı balistik koruma uygulamaları, askeri kasklar, kurşun geçirmez yelek üretimi, koruyucu eldiven, motosiklet giysileri, avcılık giysi ve yeleklerinde kullanılırlar. Bununla beraber yatlarda bulunan yelken direği, uçakların gövdeleri, teknelerin gövdeleri, fiber optik ve elektromekanik kabloları, otomotivlerdeki fren balataları, yüksek ısı ve basınçlarda kullandığımız conta ve benzeri ekipmanlarda da kullanılır.

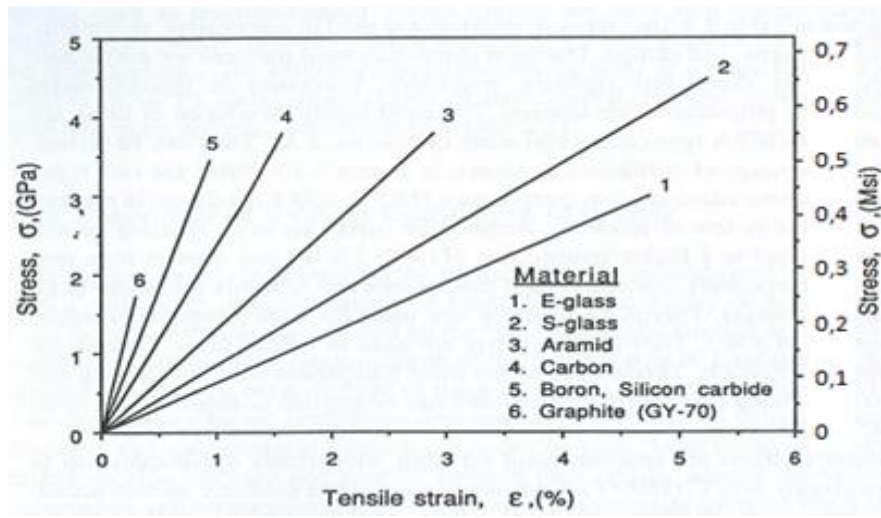
2.2.4. Bor Elyafı

Karbon elyafından daha güçlü ve bununla birlikte ekonomik olarak maliyeti daha yüksek elyaf çeşididir. Bor, oda sıcaklığında katı halde bulunan hafif bir elementtir. Genellikle Tungsten / Wolfram çekirdek olarak bilinen ince bir telin üzerinde bor kaplanarak üretilir. Bu sebeple bor elyafı tek başına bir kompozittir. Bor elyaflar farklı çaplarda imal edilirler. Havacılık sanayisinde kullanılma nedenleri mekanik özelliklerinin yüksek olmasıdır. Silisyum Karbür (SiC) veya Bor Klorür (B₄C) kaplaması yapılarak yüksek sıcaklık formlarına direnci artırılır. Bunun yanında Bor

Klorür (B_4C) ile kaplama yapıldığı zaman çekme mukavemeti de artar. Bor elyafının ekonomik olarak yüksek maliyetli olmasından dolayı karbon elyafı daha fazla tercih edilmektedir.



Şekil 2.2. Cam – aramid – karbon elyaf resimleri



Şekil 2.3. Cam – aramid – karbon – boron – grafit elyafları gerilme/yüzde uzama grafiği (Deniz, 2017)

Tablo 2.1. Takviye elemanları (elyaf) mekanik özellikleri (Deniz, 2017)

Özellik	A – Camı	C – Camı	E – Camı	S – Camı	Bor	Karbon	Kevlar 49
Yoğunluk (gr/cm^3)	2,50	2,49	2,54	2,49	2,68	1,85	1,44
Çekme Muk (MPa)	3033	3033	2000	4750	3450	2900	3750
Elastik Modül (GPa)	-	69	80	89	414	525	136
Lif çapı (μm)	2 – 13	2 – 13	3 – 200	3 – 13	100 – 1000	5 – 13	12
Kopma Uz. (%)	2 – 2,5	3 – 4	2,75	-	0,7	0,5 – 1,3	2,5

2.2.5. Seramik Fiberler

Bu malzemelere Al_2O_3 , Si_3N_4 , SiC , B_4C , TiC , TiB , TiN ve AlN örnek olarak gösterilebilirler. Bu bileşiklerin her biri doğada değişik yapılarda olup istenilen özelliğe göre bir ya da birkaçı birlikte kullanılarak seramik matrisli kompozit malzemeler meydana getirilmektedir. Seramik malzemeler aşırı sert ve kırılğan özelliktedir. Seramik fiberler ile karbon fiber, cam fiber ve metal fiber birlikte kullanılırlar. Zırhlar, çeşitli askeri malzeme ve teçhizatların imali ve uzay araç, gereçleri seramik matrisli fiberlerin kullanım alanlarına örnek olarak gösterilebilir. Seramik malzemelerin seramik fiberlerle bir araya getirilmesi sonucunda mukavemetiyle birlikte toklukları da artmaktadır. Seramik fiberler ile karbon fiber ve cam fiberler beraber kullanıldıkları zaman genellikle yüksek sıcaklığın istendiği üretimler için bir araya getirilmektedirler. Seramik fiberli polimer malzemelerinin alümina ve zirkonya bazlı olanlarının üzerinde yapılan araştırmalar bu ürünün yalnızca roket ön başlığı, uzay araç gereçleri gibi proseslerde değil bununla birlikte biyomedikal alanında ve insan vücudunda da kullanımına olanak sağlamıştır (Deniz, 2017).

2.3. Kompozit Malzemelerin Matris Malzemesine Göre Sınıflandırılması

Kompozit malzemelerde matris elemanlarının fiziki kabiliyetleri takviye elemanı gibi matris elemanında da elde edilen kompozit malzemenin özellikleri üzerinde etkisi bulunmaktadır. Kompozit bir malzemede kullanılan reçine sistemi bazı temel özellikler taşımalıdır. Mekanik özellikleri, yapışma özellikleri, dayanıklılığı (toughness) iyi olmalı, çevresel etkilere karşı yeterli dirence sahip olmalıdırlar (Beşergil, 2020). Matris elemanlarını aşağıda anlatıldığı gibi yedi farklı başlık altında detaylı bir biçimde inceleyebiliriz.

2.3.1. Polyester Reçine Matrisleri

- ✓ Kimyasal anlamda ester bağının zincirinden meydana gelirler. Tereftalik asit ve etilen glikolün polimerleşmesi ile oluşurlar.
- ✓ Ülkemizde ve dünyada CTP (Cam takviyeli polyester) yapımında en fazla kullanılan reçine türüdür.
- ✓ Polyester reçinelerin mekanik ve kimyasal dayanıklılıkları $100^{\circ}C$ sıcaklığa kadar oldukça iyidir.
- ✓ Başlıca kullanım alanlarına boyacılık, lastik sanayi, korozyona karşı direnç istenen metaller, neme karşı direnç istenen ahşap malzemeler, denizcilik alanı,

inşaat yapı malzemeleri ve boru, tank, otomotiv gövde parçalarının üretim aşamasında kullanımı örnek olarak gösterilebilirler.

- ✓ Sertleşme gerçekleşmeden önce düşük bir viskozitesi olduğu için ve cam elyafına iyi tutunduğu için cam elyaf ile kaliteli bir kompozit meydana getirirler.
- ✓ Oldukça kolay bir kullanıma sahip olup ekonomik olarak da gayet uygundur.
- ✓ Polyesterin formülü değiştirildiğinde reçineye farklı özellikler de katılabilir.
- ✓ Basit kalıplama yöntemlerinden en zor kalıplama yöntemlerine kadar neredeyse bütün yöntemlerde kullanımı uygundur.
- ✓ Sertleşme gerçekleştiğinde %5 ile %12 arasında fazla bir oranda çekme meydana gelir. Bu olay lifler arasında basma gerilmesine maruz bırakıldığında burkulmaya ve kırılmaya sebep olur. Bu da negatif özelliği olarak sayılabilir.
- ✓ Kaliteli bir yüzey elde edilmez. Zehirli gaz yaymalarının yanında raf ömürleri kısa olup bazik bir ortamda korozyon direnci düşüktür. Bünyelerine su katıldığı zaman bozunmaya uğrarlar (Deniz, 2016).

2.3.2. Epoksi Reçine Matrisleri

- ✓ Epoksi reçine termosetler sınıfında yapıştırıcı bir kimyasal reçinedir. Epoksit grubunun polimerleşmesi ile elde edilip farklı formüller kullanılarak özellikleri de değişime uğrayabilir.
- ✓ Kompozit bir malzemenin özellikleri, kullanılan sertleştirici cinsine bağlı olarak değişim gösterir.
- ✓ Üstün özelliklerinin başında su, asit, yağ ve kimyasallara karşı direncinin iyi olması ve zamanla bu özelliğini kaybetmemesi, mekanik dayanıklılığının çok iyi olması, 140 ile 220 °C arasında ısıl dayanımının olması, sürtünme ve aşınmaya karşı dayanıklı olması, dekor verilmek istenen yerlerde geniş bir renk çeşidine sahip olması, estetik olması, kolay temizlenebilir olması ve hijyenik olması gibi özellikleri gelmektedir.
- ✓ Birçok elyaf çeşidiyle çok iyi bir bağ meydana getirirler. Karbon elyafı ve cam elyaf ile son derece iyi mekanik özellikleri olan kompozit malzeme elde edilebilir. Elde edilen bu kompozitler denizcilik alanı, uzay ve havacılık sanayisinde yaygın biçimde kullanılırlar.
- ✓ Maliyetlerinin yüksek olması, insan cildine zararların olması ve karışım yapıldığı esnada son derece titiz davranılması gerekliliği bu reçinelerin dezavantajlarının başında gelir.

- ✓ Epoksi reçinenin sertleşmesi yaklaşık bir saat içinde ve $127 - 177^{\circ}\text{C}$ 'de belirli bir basınç altında meydana gelir. Genel itibariyle bu reçinelerin iki bileşeni olup diğer reçineler gibi belirli bir süreden sonra sıvı formdan katı forma geçer ve 10 – 15 gün içinde ulaşabileceği son sertliğe ulaşmaktadır.
- ✓ Epoksi reçinelerin yapı malzemelerinin çevresel faktörlere karşı dayanıklı olabilmesi her zaman yapı sektöründe kullanılan reçinelerin başında gelmesinin en temel sebebidir.
- ✓ İnşaat sektöründe çatlak, oyuk ve kırıkların tamiratında, yüzey koruyucu kaplama olarak boru ve astar kaplamalarında hem koruyucu hem dekoratif olarak kullanılırlar. Otomotiv sanayisinde ise kimyasal direnç, sertlik ve iyi yapışma kabiliyetinden dolayı tercih edilip elektrik elektronik sanayisinde de cihaz ve aksesuar üretiminde kullanılmaktadır (Deniz, 2016).

2.3.3. Poliimid Reçine Matrisleri

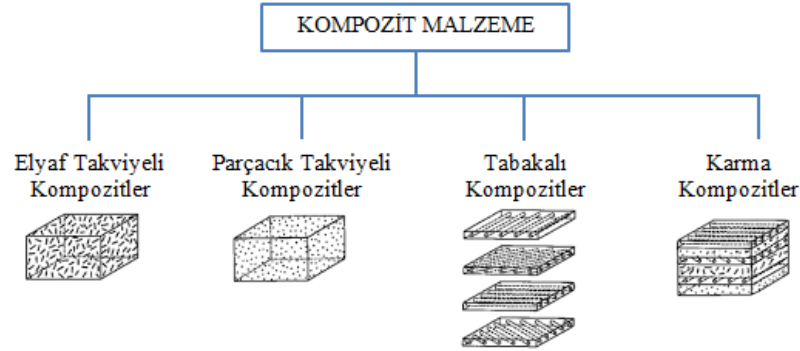
- ✓ Bu reçine türü yüksek sıcaklıklarda kullanıma uygun olup $127 - 316^{\circ}\text{C}$ 'ye kadar kullanılan reçinelerdir. Üretimlerinin oldukça zor ve zahmetli olmasıyla beraber ekonomik olarak maliyetlerinin de yüksek olması dezavantajlarıdır.

Tablo 2.2. Epoksi, Polyester ve Poliimid gibi bazı reçinelerin özellikleri (Deniz, 2017)

Özellik	Polyester	Epoksi	Poliimid
Yoğunluk (gr/cm^3)	1,1 – 1,4	1,1 – 1,2	1,43 – 1,9
Çekme Mod. (GPa)	1,2 – 4	2 – 5	3,1 – 4,9
Kayma Mod. (GPa)	1 – 2	1,5	-
Çekme Muk. (MPa)	45 – 90	55 – 120	70 – 110
Basma Muk. (MPa)	140 – 190	-	288
Poisson Oranı	0,35 – 0,36	0,25 – 0,39	-
Kopma Uzaması (%)	2 – 6	1,5 – 8,5	1,5 – 3

2.4. Kompozit Malzemelerin Takviye Elemanının Şekil ve Yerleştirme Biçimine Göre Sınıflandırılması

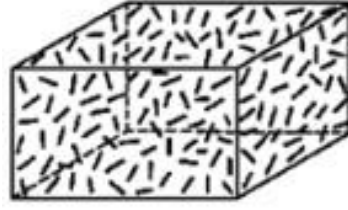
Kompozit malzemeler imal edildiklerinde birden çok ve farklı malzeme bir arada kullanıldığı için hangi çeşit kompozitin uygun olup olmadığı araştırılır. Bu nedenle kompozit malzemeler takviye elemanının şekil ve yerleştirme biçimine göre dört farklı şekilde sınıflandırılmaktadır.



Şekil 2.4. Kompozit malzemelerin takviye elemanının şekil ve yerleştirme biçimine göre gruplandırılması

2.4.1. Elyaflı (Fiber) Kompozitler

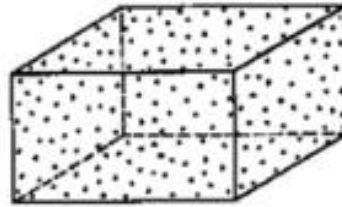
Bu kompozit çeşidi ince fiberlerin matris formunda yer almasıyla elde edilmiştir. Bu elyafların matrisin içinde yerleşim biçimi kompozit yapısının mukavemetini etkileyen oldukça önemli bir faktördür. Uzun olan elyafların matris içerisinde birbirleriyle paralel bir biçimde koyulmaları elyafların doğrultusunda mukavemeti yükseltir. Elyaflara dik bir şekilde geldiği zaman ise düşük bir mukavemet meydana gelir. İki boyutlu sıralanmış elyaf takviyelerde her iki yönde de mukavemet eşit olurken matris bileşeninde homojen formundaki kısa elyaflar tarafından izotrop bir malzeme oluşturulabilir. Elyaf takviyeli bir kompozit levhada matris ve fiber bileşenleri olup birbirleri içinde çözülmez ya da birbirlerine karışmazlar. Bu kompozitlerin yapısında kısa elyafların boy çap oranları büyük olup matrisin içinde tek yönde veya rastgele dağılmış şekilde olabilirler. En fazla kullanılan türleri grafit ve karbon fiberlerdir (Karabörk 2012 ve Korkut 2017).



Şekil 2.5. Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin üç boyutlu gösterimi (Anonim, 2020)

2.4.2. Parçacıklı (Partikül) Kompozitler

Matris malzemesinin içerisinde farklı bir malzemenin partikül şeklinde bulunmasına parçacıklı kompozitler denir. Yapılarının izotrop şeklinde olması tüm yönlerde malzeme davranışının aynı olduğunu gösterir. Partiküllerin sertliği kompozit yapısının mukavemet gücünü belirlemektedir. Makro düzeyde bağlandıkları için partikül ve matris malzemeleri birbirleri içerisinde çözünmezler. Plastik matris içerisinde bulunan metal partikül çeşitleri en yaygın türleridir. Metal partiküller ısı ve elektriksel iletkenlik gibi özellikleri yapıya kazandırır. Metal matris içerisinde seramik partiküller var ise yapıya sertlik ve yüksek sıcaklık direnci kazandırır (Karabörk, 2012). Özellikle uzay, havacılık ve uçak sanayisinde motor parçalarının imal edilmesinde kullanılmaktadırlar. Parçacıkların boyutu nanometre seviyelerinde olursa bu çeşitlerine nano kompozitler denilir.

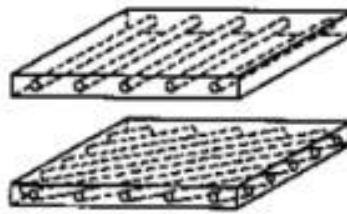


Şekil 2.6. Parçacık – partikül takviyeli kompozit malzemelerin üç boyutlu gösterimi (Anonim, 2020)

2.4.3. Tabakalı Kompozitler

Tabakalı kompozit yapıları çok eski yıllardan beri yaygın bir şekilde kullanılan kompozit çeşididir. Değişik elyaf yönleri olan tabakaların bir araya getirilmesi ile mukavemetleri çok yüksek tabakalar oluşturulabilir. Isı ve nem için dirençleri iyidir. Metallere göre tercih edilmelerinin sebebi hafif olmaları ve mukavemet değerlerinin yüksek olmasıdır. Sürekli elyaf takviyeli tabakalı kompozitler genellikle havacılık ve uzay sanayisinde kanat bölgeleri ile kuyruk kısmında yüzey kaplama için yaygın bir biçimde kullanılırlar. Bununla beraber uçak bileşenlerinde sık bir şekilde kullanılan sandviç tabakalı kompozit malzemeler de bu gruba örnek verilebilir. Sandviç tabakalı

kompozit yapılar yük taşımalarıyla beraber izolasyon özelliği olan yoğunluğu düşük bir çekirdek malzemesinin alt ve üst yüzlerine mukavemet gücü olan levhaların yapıştırılması ile meydana gelir. Matris malzemeleri daha mukavemetli elyaf malzemeler ile bir araya getirilerek lamina yani kompozit bir tabaka meydana getirir. Bundan sonra daha fazla tabakanın birleştirilmesiyle tabakalı kompozit malzemeler üretilir. Elde edilen bu tabakalar metal, cam, plastik veya ahşap olabilirler. Bu malzemelere matris ve fiber malzeme çeşidine veya fiber örgü türüne göre isim verilebilir. Elyafların yani fiberlerin dizilişleri, yönleri (Q) tabakalar arasında değişiklikler gösterebilir. Fiber takviyeli tabakalı kompozitler sanayide geniş bir uygulama alanına sahiptir. Tabakalı kompozitler bölümünde sandviç kompozitler de incelenebilir. İki tabakanın arasına farklı bir formda farklı bir malzemenin koyulmasıyla oluşan yapılara sandviç kompozitler denilir. Sandviç kompozitlerdeki tabakaların her biri izotropik malzeme olabileceği gibi takviyeli tabaka da olmaları mümkündür. Dış cephe kaplamalarında sandviç kompozitli paneller kullanılabilir. Bununla beraber bal peteği formunda da sandviç kompozitler vardır. Tabakalı kompozitler havacılık ve uçak sanayisinde uçaklardaki kanat ve kuyruk kısımlarında yüzey kaplama amacıyla sıklıkla kullanılırlar. Tabakalı kompozitlerin kullanılmasındaki temel sebeplerden biri kompozitlerin maruz kalacağı çevresel ve yükleme şartlarına göre tasarlanabilir olmasıdır. Çünkü bir araya getirilen her tabakanın malzeme yönü ve doğrultusu seçilip kullanılabilir. Bu tabakalama türünün temel mantığında seçilen açı, malzeme ile tabakanın et kalınlığında var olan farklılıklardır (Deniz, 2016).

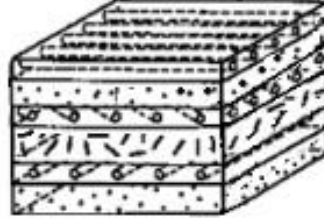


Şekil 2.7. Tabakalı kompozit malzemelerin üç boyutlu gösterimi (Anonim, 2020)

2.4.4. Karma (Hibrit) Kompozitler

Hibrit kompozitler aynı kompozit yapıda iki veya ikiden fazla fiber çeşidinin bulunması ile elde edilirler. Hibrit kompozitler bölümü genel olarak kompozitlerin geliştirilmesine uygun bir bölümdür. Örnek olarak kevlar elyafı ucuz ve tok bir elyaf çeşidi olup basma mukavemeti ise düşüktür. Grafit elyafı ise tokluğu düşük, pahalı bir malzeme olup basma mukavemeti ise yüksek olan bir elyaf türüdür. Kevlar ve grafit

elyaflarının oluşturduğu hibrit kompozit yapıdaki kompozit grafitli kompozite göre tokluğu yüksek, maliyeti ise daha düşük olup kevlar elyafına göre ise basma mukavemeti oldukça yüksek olmaktadır. Cam ve karbon elyaflarından üretilen hibrit kompozitler maliyetine ve performansına göre en çok tercih edilen elyaf çeşitlerindendir (Korkut, 2017).



Şekil 2.8. Hibrit kompozit malzemelerin üç boyutlu gösterimi (Anonim, 2020)

Hibrit kompozit malzemeler içinde olan yüksek modüllü fiberler hibrit kompozite sertlik ile yük taşıma kabiliyeti gibi özellikler katarken, düşük modüllü fiberler ise ekonomik olarak kompozitin maliyetini azaltır ve meydana gelecek hasarlara karşı dirençli olmasını sağlar.

Hibrit kompozitlerin diğer kompozitlere göre daha avantajlı olmasının sebeplerinden bazıları aşağıdaki gibidir;

- ✓ Sertlik ve mukavemetinin dengeli olması
- ✓ Ekonomik olarak maliyetinin düşük olması
- ✓ Yorulma direncinin iyi olması
- ✓ Kırılma tokluğunun iyi olması
- ✓ Darbe direncinin iyi olması

Hibrit bir kompozitin farklı tabakalarının hacimsel oranının ve istiflenme şeklinin değiştirilmesi ile mekanik özellikleri değişebilir. MMK ve PMK'ler farklı yapıştırma yöntemleri ile birleştirilerek süper hibritleri meydana getirirler.

2.4.4.1. Hibrit Kompozit Çeşitleri

Hibrit kompozitler üretildiklerinde fiber dizilişlerine ve istiflenme biçimlerine göre farklılıklar gösterebilirler. Aşağıda hibrit kompozitlerin çeşitleri sınıflandırılmıştır (Korkut, 2017).

- I. Fiber – fiber karışımı (İntimate)
- II. Kısa fiber karışımı (Zebra)
- III. Katman – katman karışımı
- IV. Çekirdek yüzey yapılı (Sandviç)
- V. İç ve dış kılcal kristalli (Whickhers)

2.4.4.2. Hibrit Kompozit Kullanım Alanları

Hibrit kompozitlerin başlıca uygulama ve kullanım alanları aşağıda sıralanmıştır.

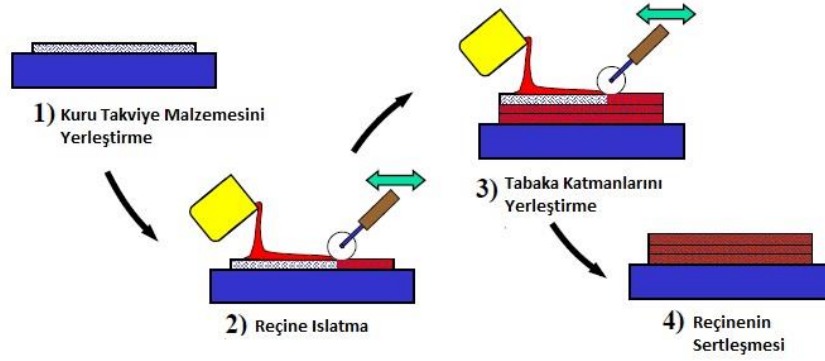
- ✓ Medikal ve sağlık sektöründeki bazı ürünler ve diş implant ürünleri
- ✓ Otomotiv, yapı, inşaat ve savunma sanayinde kullanılan algılayıcı ürünleri
- ✓ Uzay ve havacılık sanayinde uçak gövde ve motorları
- ✓ Rüzgâr türbin ve gövde komponentleri
- ✓ Isıl çevrim güneş kolektörleri
- ✓ Tekstil – kumaş sanayisi

2.5. Kompozit Malzemelerin Üretim Teknikleri

Kompozit malzemelerin imal edilmesinde avantajlarının olmasına rağmen üretim süreçleri hayli zor ve riskli olmaktadır. Bundan dolayı kompozitlerin üretilmeleri ekonomik olarak pahalı olabilmektedir. Kompozit bir yapının matris ve takviye elemanın yanında imal yöntemleri de istenilen özellikleri belirlemede önemli bir faktördür. Kompozitlerin üretim yöntemleri aşağıdaki başlıklarda detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

2.5.1. Elle Tabakalama Tekniği ile Üretim

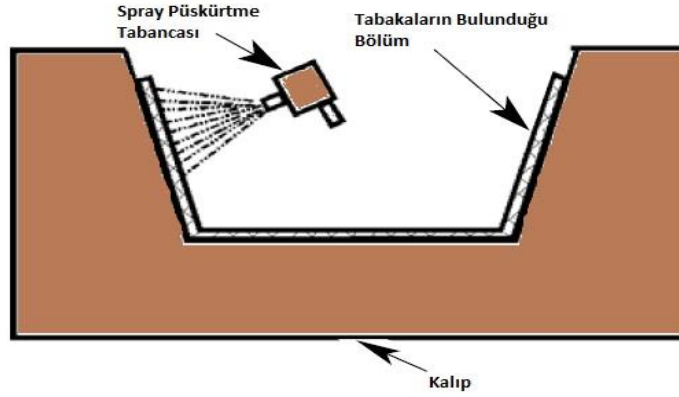
Kullanılan en eski ve en basit usullerden biri olan elle tabakalama tekniği ile üretimde, uygulama yapılacak kalıbın üstüne takviye malzeme bırakılmakta ve fırça ya da yahut döner rulo ile reçine uygulanmaktadır. En çok tercih edilen takviye malzemeler keçe ve dokuma parçaları şeklindeki liflerden oluşmaktadır. Uygulanan bu yöntemde, donan reçineyi kalıptan ayırabilmek için alkol, silikon veya benzeri ayrıştırıcı malzemeler uygulamaya geçmeden önce kalıba sürülmektedir. Bu şekil ve usulle üretilen parçalarda elyaf dağılımı düzenli olmadığından ve tabakalar arası birleşme de pek fazla iyi düzeyde gerçekleşmediğinden ötürü genellikle bu teknik kullanılarak üretilen parçalar düşük kalitedeki parçalardır (Ataş, 2009).



Şekil 2.9. Elle tabakalama tekniği ile üretim aşamaları

2.5.2. Sprey Kalıplama – Püskürtme Tekniği ile Üretim

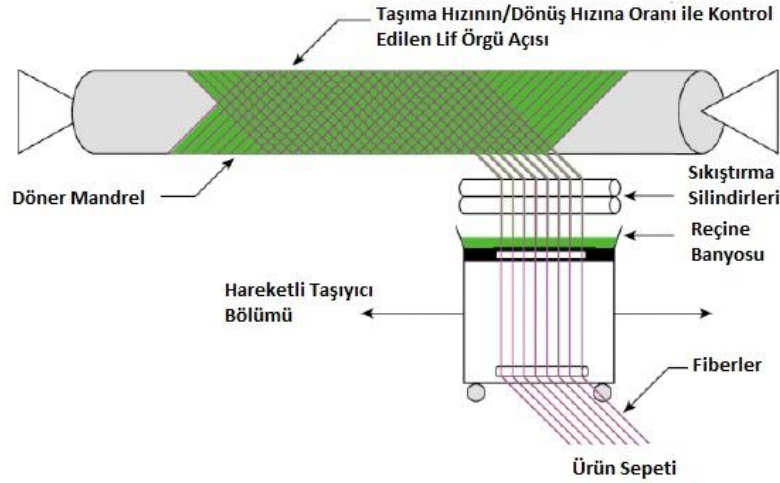
Püskürtme tekniği ile üretim elle tabakalama tekniğiyle üretime benzemekte olup uygulaması basittir. Kalıbın yüzeyi bir ayırıcı madde ile kaplandıktan sonra yüzeye jel kaplama uygulanır ve sertleşmesi için bekletilir. Fiberler el tabancası yardımıyla kısa elyaflar haline dönüştürülür. Bir tanktan emilen sertleştirici ile karıştırılan bu kısa elyaflar yapılmak istenen parçanın kalıbına püskürtülerek üretim gerçekleştirilmektedir. Belli bir et kalınlığına ulaştıktan sonra ortam şartlarında pışmesi için bekletilmektedir. Reçine yani sertleştirici olarak polyester kullanılırken takviye elemanı olarak da demet şeklindeki lifler kullanılmaktadır. Bu üretim tekniğinin düşük maliyetle kısa sürede üretilmesi, karmaşık parçalarda kullanılabilmesi, uygulanmasının kolay olması gibi avantajlı özellikleri tercih edilmesini sağlamaktadır. Bunlara karşın imal edilen üründe reçine miktarının fazla olmasından dolayı kompozitin ağır bir yapı haline gelmesi, kısa lifler kullanıldığı için istenilen nihai özelliklerin kısıtlı olması ve ortaya çıkan kimyasal stiren bileşeninin belli bir sınırdan sonra sağlık açısından zararlı olması gibi nedenler ise bu üretim tekniğinin sahip olduğu dezavantajları oluşturmaktadır. Çeper türü basit yapılarda, temelde yük taşıma işleminin yapılmadığı yerlerde, bazı banyo küvetlerinde ve karavanların gövde kısımlarının üretiminde bu teknik kullanılmaktadır (Ataş, 2009).



Şekil 2.10. Sprey kalıplama – püskürtme tekniği ile üretim şeması

2.5.3. Flaman – İplik Sarma Tekniği ile Üretim

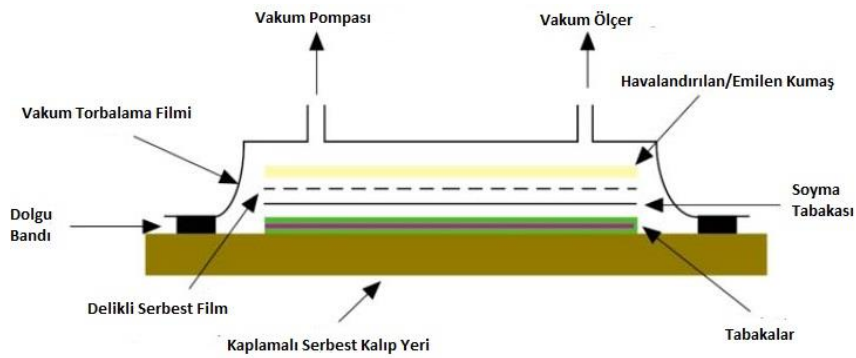
İplik sarma tekniği ile özel üretim şekilleri olan ürünlerin seri üretim halinde üretilmeleri uygundur. Genellikle silindirik boru ve tankların üretiminde kullanılmaktadır. Bu yöntemin işlem proseslerini kısaca anlatacak olursak bobinlerdeki elyaflar reçine edilmek için bir banyodan geçirildikten sonra reçinelendirilmiş elyaflar istenilen oryantasyonlarda dönen bir mandrele sarılmak suretiyle istenen kalınlık ya da tabakaya göre üretim gerçekleştirilmektedir. Elde edilen ürünün kurutma işlemi ortam şartlarında ve fırında gerçekleştirilmektedir. Bu yöntemde epoksi, polyester, vinilester ve fenolik gibi termoset reçinelerden herhangi biri kullanılabilir. Takviye elemanı ise bobinde bulunan sürekli liflerdir. Bu teknikte kumaş biçimindeki elyafların kullanılması uygun değildir. Bu yöntemin hızlı ve ekonomik olması, reçine oranının elle tabakalama tekniğine göre ayarlanmasının kolay olması, bobindeki liflerin kumaş haline getirilmeden kullanılabilmesi, her katta farklı yön ve oryantasyonlarda sarım yapmanın mümkün olması gibi özellikler tercih edilmesindeki avantajlarıdır. Bazı mandrel yapılarının maliyetli olması ve kaliteli bir yüzey elde edebilmek için numune pişirildikten sonra işlenmeye ihtiyaç duyabilmesi gibi dezavantajlı özellikleri de mevcuttur (Ataş, 2009).



Şekil 2.11. Flaman – İplik sarma tekniği ile üretim şeması

2.5.4. Vakum Paketleme ve Vakum Destekli İnfüzyon Tekniği ile Üretim

Bu üretim tekniğinde geniş yapılı sandviç kompozitler ilk olarak bir kalıba koyulduktan sonra en üst katmana vakum torbası yerleştirilir. Vakum naylonu ile çift taraflı yapışkan macunlar kullanılarak yerleştirilen kumaşlar izole edilerek vakum yardımıyla reçinenin her yere nüfuz etmesi sağlanmaktadır. Daha sonra tüm bileşim bir fırın yardımı ile reçinenin kürleşmesi için ısıtılır. Bu teknik genelde elyaf tabakalama ve yatırma yöntemleri ile bağlantılı bir şekilde uygulanmaktadır (Ataş, 2009).

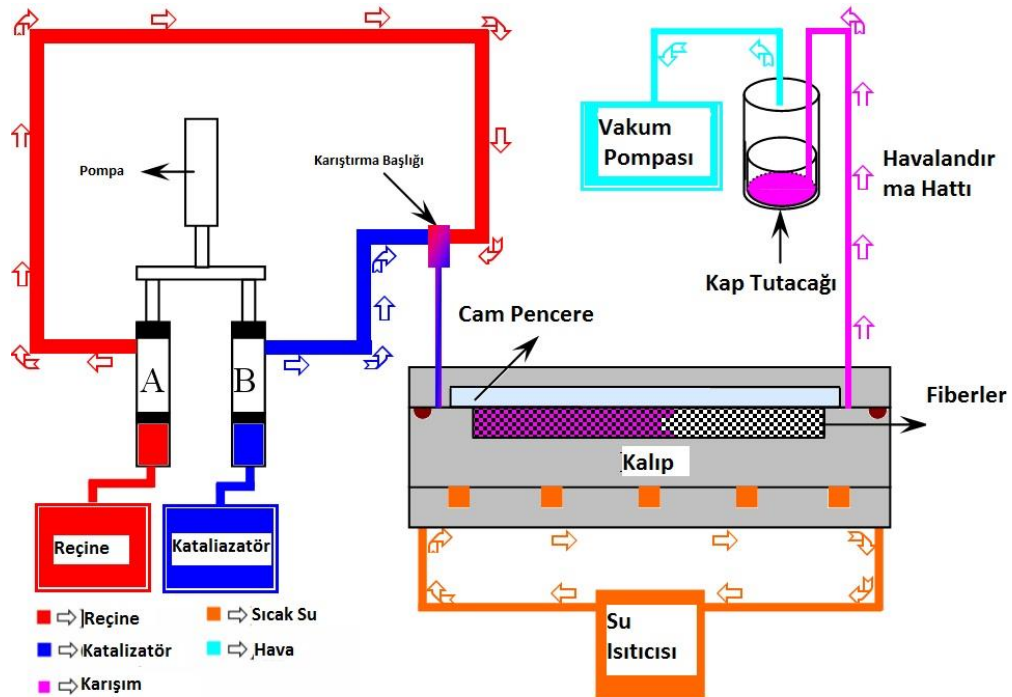


Şekil 2.12. Vakum paketleme ve vakum destekli infüzyon tekniği ile üretim şeması

2.5.5. Reçine Transfer Kalıplama (RTM) Tekniği ile Üretim

Bu üretim tekniğinde, kalıba önceden kalıp boşluğunu doldurmak maksadıyla takviye malzemesi koyularak kalıp kapatılır ve elyafların kalıp içerisinde hareket etmesini engellemek için çözünmesi zor reçinelerle kaplanır. Basınç yardımıyla reçine kalıba pompalanır. Bu işlemler biraz zaman almaktadır. En fazla 80 dereceye kadar

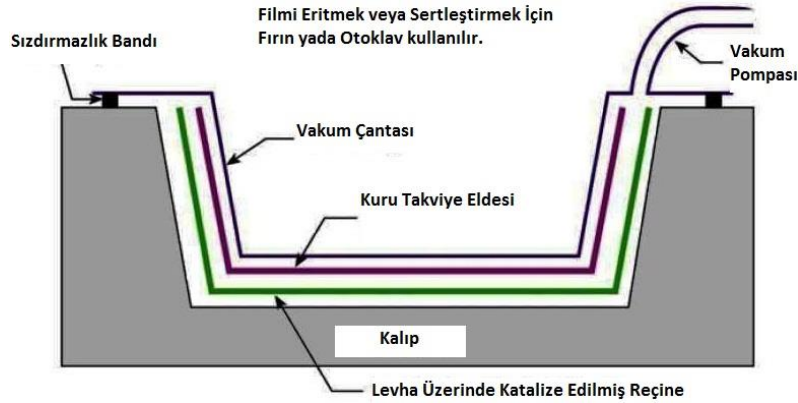
ısıtılmış kaplarda matris enjeksiyonu uygulanabilmektedir. Bu teknik ile içerde biriken havayı dışarı çıkarmak için ve reçinenin elyafın tamamına nüfuz etmesi için vakumlama yapılmaktadır. Genelde reçine olarak epoksi, polyester, vinilester ve fenolik reçineler kullanılır fakat yüksek sıcaklık reçineleri de yüksek sıcaklık gerektiren durumlarda kullanılabilir. Fiber olarak ise bütün elyaflar kullanılabilir ama dikilmiş elyaflar reçinenin taşınması için daha uygun olabilirler. Bal petekli kompozitlerin yapımı için ise uygun değildir. Bu üretim tekniğinin; üretim hızının yüksek olması, elyaf ve reçine oranının son derece başarılı bir şekilde kontrol edilebilir olması, karmaşık parçaların tolerans değerlerinin iyi ayarlanabilmesi, hemen hemen tüm parçalarda kalitenin aynı olması, sağlık ve güvenlik açısından iyi olması ve malzemede iki yüzeyin de kaliteli olması gibi avantajlı özellikleri vardır. Bu özelliklerinin yanında çift kalıp yapmanın maliyetli olmasıyla beraber basınca karşı dirençli rijitlikte olmasının ağırlığı artırması, genellikle küçük parçaların üretiminin yapılması ile kalıp maliyetinin yüksek, tasarımının zor olması ve üretimden sonra oluşacak atıkların pahalı olması gibi hususlar ise dezavantajları olarak kabul edilebilirler. Küçük ve karmaşık uçak parçaları, yarış araçlarının birçok parçası, tren iskemle ve sandalyeleri gibi yerlerde bu yöntem kullanılmaktadır (Ataş, 2009).



Şekil 2.13. Reçine transfer kalıplama (RTM) tekniği ile üretim şeması

2.5.6. Reçine Film İnfüzyon Tekniği ile Üretim

Bu teknikte ilk önce yarı katı formda reçine filmi kalıba yerleştirilir ve kumaşlar da içerisine istiflenir. Vakum paketlemedeki işlem basamakları uygulanarak vakumlama yapılmış olur. Daha sonra elde edilen parçaya ısı verilerek veya bir fırının içine konularak reçinenin eriyip her yere nüfuz etmesi sağlanmaktadır. Epoksi reçineler sık bir şekilde bu teknikte kullanılırlar. Takviye elemanı olarak hemen hemen her kumaşın kullanımı uygundur ancak bu teknikte yüksek sıcaklık gerektiği için bazı malzemeler kullanılırken bir takım özel teknikler kullanılmaktadır. Bu teknikte; hacimsel fiber oranı yüksek, boşlukların ise düşük olduğu ürünler elde edilmesi, sağlıklı, hijyenik ve güvenli olması, prepreg üretim tekniğine nazaran maliyetinin daha düşük olması, reçinenin diğer tekniklere göre hemen hemen her yere nüfuz etmesi gibi özellikler avantaj sağlamaktadır. Günümüzde havacılık sanayisi dışında kullanım alanının olmaması, her zaman bir firm ve vakum paketine ihtiyaç olması, yüksek işlem sıcaklıklarına direnç gerekliliği gibi özellikler ise bu tekniğin dezavantajları olarak sayılabilmektedir (Ataş, 2009).



Şekil 2.14. Reçine film infüzyon tekniği ile üretim şeması

2.5.7. Otoklav Pişirme Tekniği ile Üretim

Otoklav pişirme tekniği, termoset grubundaki kompozit malzemelerde daha iyi bir çalışma verimliliği elde etmek için fiber/ reçine miktarını artırmak ve malzemede oluşabilecek hava boşluğunu ortadan kaldırmak için malzemeye yüksek ısı ve basınç uygulanıldığı bir üretim yöntemidir. Bu yöntem kompozit malzemelerin katmanlar arasında birleşmesi ve kalitesini yükseltmek için uygulanan en iyi yöntemlerden biridir. Otoklav pişirme tekniğiyle üretimde, elde edilecek parça için tabakalama şemasına uygun olacak şekilde vakum paketlemesi ve prepreg metodu uygulandıktan sonra ise

elde edilen bu parça otoklav fırınına koyularak sıcaklık ve basınca maruz bırakılıp pişmesi ve katılaşması sağlanır. İstenilen en iyi pişme ve katılaşma; reçine-sertleştiricinin çeşidi, imal edilecek parçanın kalınlığı ve geometrisi ile belirlenmektedir. Otoklav metodunda hem iç hem de dış basınç olmak üzere iki tür meydana gelmekte olup bu basınçlar ayarlanabilmektedir. Sıcaklık için de basınçta olduğu gibi istenilen seviyeye ayarlanabilmektedir. Böylece otoklav pişirme metodunda hem sıcaklık hem de basınç değerleri kurulacak oto-kontrol sistemi ile kontrol edilebilmektedir. Bu üretim tekniğinin hacimsel fiber yoğunluğunun yüksek olması, büyük bir parçayı imal edebilmesinin yanında birçok küçük parçayı da beraberinde imal edebilme özelliğinin olması, basınç-sıcaklık kontrolünün çok iyi olması ve basınç kullanılarak iyi bir pişme ile düşük hava kabarcıklarıyla kaliteli ürün elde edilmesi gibi avantajları bulunmaktadır. Bunun yanında, bu üretim metodunun ilk yatırım maliyetinin mali açıdan yüksek olması ve genel termosetlere göre prepreg sisteminde kullanılan termosetlerin çok yüksek değerlerde basınç ve ısı ile işlem görmesi gibi dezavantajlı özellikleri de bulunmaktadır. Otoklav pişirme tekniği genellikle hava-uzay araçlarının parçalarında, çok hassas pişme ve katılaşmaya ihtiyaç duyulan parçaların imalatında ve elektrik-elektronik sanayisi gibi endüstriyel alanlarda kullanılmaktadır (Ataş, 2009).



Şekil 2.15. Otoklav firm görseli

2.5.8. Pre-İmpregnated/ Önceden Emdirilmiş (Prepreg)

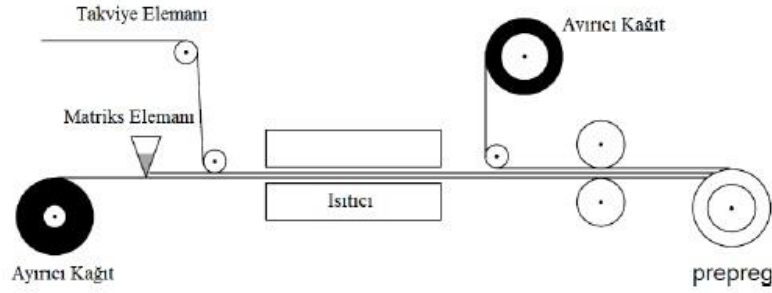
I. Pre-İmpregnated/ Önceden Emdirilmiş (Prepreg) Genel Bilgiler:

Bu bir üretim tekniği olmayıp üretim prosesi sayılabilmektedir. Prepreg, karbon, cam veya aramid elyaflarından herhangi biri ile önceden emdirilmiş yani emprenye edilmiş bir lifli polimer takviyesidir. Prepreglerin belirli bir basınç ve sıcaklığa maruz bırakılarak kürleşmesi gerçekleşir. Kürleşmenin sonunda reçine sertleşip yüksek ısı ve kimyasal direnci olan, ağır olmayan ve mukavemeti yüksek bir kompozit yapı elde edilir. Prepreg tabakaların bir rulodan kalıp yardımı ile kesilir. Uygun fiber açı ve oryantasyonlarda üst üste gelecek şekilde yerleştirilerek reçinenin son işlemlerinin tamamlanabilmesi için kürleşmeye bırakılır. Daha sonra kesme, delme, birleştirme ve montajı yapılmasıyla işlem basamakları tamamlanmaktadır. İki tip prepreg imalatı olmakla birlikte bunlar tek yönlü ve örgü yapıları diye çeşitlendirilmektedir. Tek yönlü prepregler tüm açı dağılımlarına uygulanabilmesi ve mukavemeti yüksek kompozit üretimine elverişli olması gibi avantajları sayesinde tercih edilmektedir. Buna karşın en büyük dezavantajı ise işçilik maliyetinin ve süresinin örgü prepreg'e göre daha fazla olmasıdır. Örgü yapıları prepreglerde ise tek seferde iki adet tabaka yerleştirilebilmesi gibi çalışma kolaylığının olması, işçilik maliyeti ve süresinin kısa olması gibi avantajlar mevcuttur. Buna karşın örgü yapıları prepreglerin sadece 0/90 ve 0/0 açıları için kullanılabilmesi de dezavantajları olarak sayılabilir (Reyne, 1990).

Prepregler teknik açıdan her birinin özellikleri ayrı olan termoset ve termoplastik olacak şekilde kategorize edilebilmektedir. Prepreg kompozit üretiminde daha çok termoset prepregleri kullanılmaktadır. En fazla kullanılan reçine matrisi ise epoksidir. Diğer termoset reçineler ve fenolik reçineler az da olsa kullanılabilirler. Prepreglerde fazla gelen reçine, takviye malzemesinden tam olarak çıkarılırken kullanılan reçine çok az da olsa bir kürleşmeye maruz kalır ve reçine sıvı fazdan katı faza geçebilir. Bu olayın yaşandığı bölüme “B – aşaması” denmektedir. Bu aşamada reçine az da olsa iyileştirilip yapışkan bir hal alır. Reçine yüksek sıcaklıklara gelindiğinde sertleşme gerçekleşmeden kısa süreliğine sıvı fazda kalır. Bir kere iyileştirilme yapılan reçine bu aşamada çapraz bir şekilde tamamen bağlanarak üretim yapılmaktadır. Termoplastik prepregler ise reçinesi önceden aşılınmış yani emdirilmiş kompozit takviyelerdir. Bunlar camfiber, karbonfiber ve aramidfiber gibi takviye

elemanlarıdır. Yaygın olarak kullanılan reçineler ise PP, PET, PE, PPS gibi reçinelerdir (Kayrak, 1999).

Termoplastik ve termoset prepregler arasındaki en belirgin farklılık termoplastik prepreglerin raf ömürlerinin daha uzun olması ve ortam şartlarında daha dengeli olması gibi özelliklerdir.



Şekil 2.16. Prepreg üretim prosesinin şematik gösterimi (Composite Material, 2005)

II. Pre-İmpregnated/ Önceden Emdirilmiş (Prepreg) Avantaj – Dezavantajlar:

Ön ve arka yüzeylerinin reçine ile temas ettiğinden ve ikinci kez hafif bir şekilde kürleşme geçirdiği için prepreglerin yüzeyleri yapışkan özellikte olup koruyucu kağıtlarla beraber korunmaktadırlar. Bu durumda prepregler stoklama için uygun özellikler kazanmış olur ve rulo şeklinde sarılabilmektedir. Stoklama şartları yerine getirildiği takdirde son kullanma tarihi bitene kadar stoklama yapılabilmektedir.

Bir prepreg kısaca, fiber ve kürlenmiş fiberlerle oluşturulmuş reçineden meydana gelmektedir. En önemli avantajlarından biri yüksek fiberli kompozitlerin imal edilmesinde ham madde olarak kullanılmasıdır. Üretilen kompozit malzemenin et kalınlığı, fiber ve matris değerleri homojen olmaktadır. Bunun yanında; üretimi pratik olduğundan ekstra reçine ve sertleştiriciye ihtiyaç duymaması, reçine aşılammış fiberlere göre yapışkanlığı iyi olduğundan serim işlemimin daha kolay yapılması gibi birçok avantajlı özelliği bulunmaktadır. Kürleşme zamanı olarak da vakum paketlenme, el ile tabakalama ve vakum infüzyon yöntemlerine göre de kısadır. Reçinenin işleme önceden verilmesi ve reçine oranının ayarlanabilmesi mukavemet kaybı yapmadan standart özellikte ürünler elde etmemizi sağlamaktadır. Bu saydığımız avantajlı özelliklerinin yanında negatif özellikleri de vardır. Kendisinin ve üretim tekniklerinin

diğer tekniklere göre oldukça pahalı olması, birim fiyatlarının yüksek olması hem elyaf hem matris malzemesini birlikte seçme zorunluluğu, muhafaza etme şartlarının zor olması, genelde çeşitlerinin -20°C 'de dondurucuda muhafaza edilip kullanılmak istendiğinde çıkarılıp hemen kullanılmaları zorunluluğu gibi özellikler bu negatif özelliklere örnek olarak gösterilebilmektedir.

III. Pre-İmpregnated/ Önceden Emdirilmiş (Prepreg) Uygulama Alanları:

Prepreg tekniği genelde havacılık – uzay endüstrisinde kullanılmaktadır. Son ürün özellikleri olan yüzey kalitesi, kalınlık, ağırlık gibi değerlerin diğer yöntemlere göre daha kaliteli ürünler elde edilip fire oranı ise daha asgari düzeyde tutulmaktadır. Reçinenin ayarlanabiliyor olması reçinenin zengin ve kuru bölgesi ile reçinenin hava boşlukları gibi sorunları yok ettiği için proses verimlilik oranının artmasını sağlar. 90'lı senelerin başlarında prepregler önemli bir malzeme olmaya başlamışlardı. Uçak tasarımlarında ve yan parçalarda %5 gibi bir oranla kullanılmışlardır. Günümüzde ise havacılık ve uzay sanayisinin ana parçaları haline gelmişlerdir. Airbus ve Boeing uçak firmalarında üretilen uçak ekipmanlarının hemen hemen %50 oranında kullanılmaktadırlar. Bunların yanında uzay teknolojisinde, rüzgâr enerjisinde, bazı otomobil parçalarında, spor salonlarındaki alet ve ekipmanlarda da kullanılmaya başlanmıştır. Son olarak prepreg tekniğinden faydalanarak petrol ve gazların boru hatlarında ve yüksek basınçlı tankların imal edilmesinde kullanılmakla birlikte kompozit malzemelerin üretilmesinde de yüksek güç ve mukavemet ile kendine has tasarımlar elde edilebilmektedir (Kayrak, 1999).

3. BURKULMA

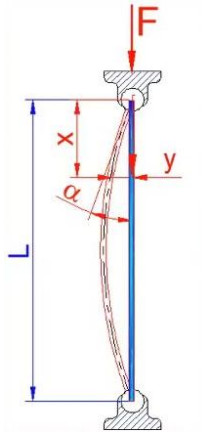
Bir yapının mekanik olarak aniden hasar almasına ya da hasara uğramasına neden olan iki temel unsur vardır. Bunlar malzeme hasarı ve yapısal kararlılık olarak da bilinen, stabilitenin bir problemi olan burkulma olayıdır.

3.1. Burkulma Olayı

Burkulma, bir denge problemidir. Denge konumu eğer kararlı formda değil ise sistemde doğabilecek küçük farklılıklar bile sistemin içinde büyük şekil değiştirmelere neden olup sistemin tekrar eski forma geri gelmesi imkânsızlaşır. Bunun gibi oluşan problemlere özetle denge problemi denilmektedir. Burkulma olayında mukayese yapabilmenin kriteri ise kritik burkulma yüküdür.

Burkulma, başka bir deyişle bası zorlaması altında meydana gelen hasar şeklidir diyebiliriz. Bir cisim basma yüküne maruz bırakıldığında üzerinde bası gerilmesi oluşur ve bu bası gerilmesi malzemenin sünek ise akma sınırı ile sınırlıdır. Yani malzeme akma sınırını geçmez ise malzeme hasara uğramaz şeklinde kabul edilir. Fakat narin çubuk adını verdiğimiz malzemede basıya zorlanan çubuğun boyu uzunsa işte o zaman malzeme akma sınırın altında zorlansa bile burkulma dediğimiz malzemenin esnemesi, eğilmesi olayı gerçekleşebilmektedir. Bu olaya da burkulma (flambaj) denilmektedir (Adin, 2017). Başka bir deyişle basma yüküyle zorlanan ince bir sütun kesitinin boyuna oranı küçük ise bu malzemede burkulma meydana gelebilir. Burkulmanın oluştuğu yük, malzemenin dayanımına bağlı olmayıp malzemenin rijitliğine bağlıdır. Bu anlatılan olay bir yapısal kararlılık yani stabilite problemidir. Burkulma olayının meydana gelmesi için malzemede hesaplanan gerilmenin kesinlikle gerilme sınırlarının üstünde olması ya da gerilme sınırlarına yaklaşması zorunlu değildir. Bu nedenle gerçekleşebilecek burkulma, emniyetli mukavemetin çok çok altında dahi oluşabilmektedir. Kullandığımız malzemenin ya da parçanın geometrik yapısı hiçbir zaman uygulamadaki gerçek değerleri net vermeyeceğinden ve oluşabilecek kuvvet de tam olarak ağırlık merkezinden uygulanmayacağı için basmaya maruz kalan malzeme veya parçada her zaman için burkulma meydana gelebilmektedir (Koç ve Keleş, 2012).

3.2. Burkulma Testi



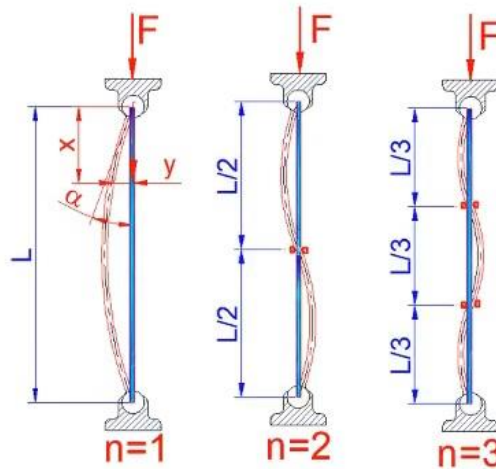
Şekil 3.1. Burkulan çubuğun örnek gösterimi (Çetin, 2020)

Bütün burkulma hesaplamaları uygulanan yük miktarı dikkate alınarak yapılabilmekte olup bu hesaplamalar yapıldığı zaman gerilme değerleri üzerinden işlem ve hesaplama yapılmamaktadır. Statik metod yardımı ile gerekli diferansiyel denklemler çözümlenerek F_{kr} bağıntısı bulunabilmektedir. F_{kr} kuvveti, Şekil 3.1’ de verilen çubuğun düz formdan eğik bir forma geçtiği andaki kuvvet olarak adlandırılmaktadır (Koç ve Keleş, 2012).

$$F_{kr} = n^2 \cdot \frac{EI \cdot \pi^2}{L^2} \quad (3.1)$$

$$F \leq F_{kr} \quad (3.2)$$

$$F \geq F_{kr} \quad (3.3)$$



Şekil 3.2. Burkulan çubukların destek (mod) sayısına göre örnek gösterimi (Çetin, 2020)

Burada elde edilen (3.1) denkleminde;

F_{kr} = Kritik burkulma kuvveti,

n = Destek sayısı,

E = Elatisite modulu,

I = Atalet momenti,

L = Çubuğun eşdeğer boy uzunluğu, gibi değerler elde edilmiştir.

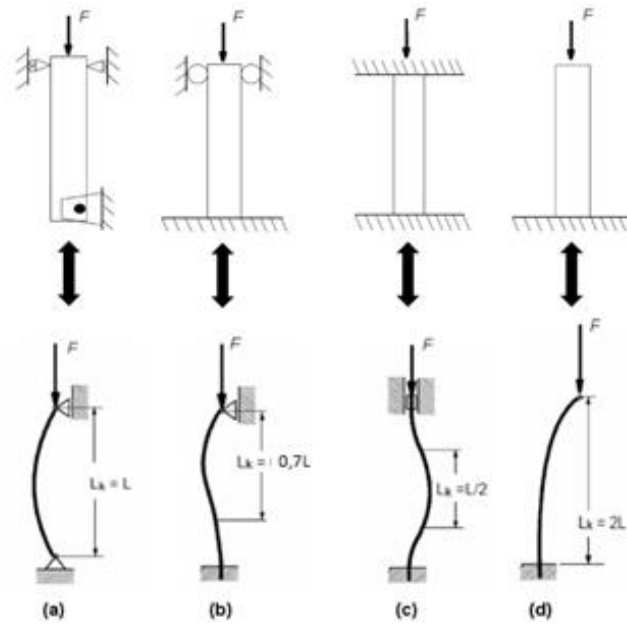
Yapacağımız hesaplamalar ve elde edeceğimiz değerler için Denklem 3.2' deki şartı sağlaması gerekmektedir. $n = 1$ ise malzeme kritik durumdadır ve bu durumda eğer Denklem 3.2' deki gibi olursa malzeme kararlı bir hal alır ve burkulma oluşmaz ama Denklem 3.3' deki gibi olursa malzeme kararsız bir formda olur ve burkulma meydana geldiği anlaşılmaktadır. Şekil 3.2' de malzemenin kararlı mı kararsız mı olduğunu belirleyebileceğimiz $n = \text{destek sayısı}$ gösterilmektedir.

Euler burkulma metodu kullanılarak ve mesnetleme şekillerine göre kritik burkulma kuvvetlerinin ve gerilmelerinin belirlenerek malzemenin emniyet kontrolü de dikkate alınarak hangi yollar izleneceği kısaca anlatılmaktadır.

Uzun ince çubuk formundaki makina elemanlarında, eksen doğrultusunda etki eden basma kuvvetleri vasıtasıyla boyca kısalmanın meydana geldiği görülmektedir. Kuvvet daha da artırılırsa uzun ince çubuk kararsız bir hale gelip yeterli miktarda rijitliğin olmaması sebebiyle eski şekline dönemediği ve basma kuvvetinin çubuğun orta bölgelerinde meydana getirdiği moment etkisi ile çubuktaki dislokasyonların başlamasıyla deformasyona yani burkulmaya uğradığı gözlemlenmektedir. Burkulma sonucu meydana gelen şekil değişimi ya da deformasyon, çubuğun mesnetleme biçimlerine bağlı olacak şekilde değişik biçimlerde görülmektedir. Çubuğu burkulmaya maruz bırakan kritik yük, malzemenin rijit olması veya elastisite modülü ile çubuk geometrik boyutlarına bağlı olmaktadır (Koç, 2010).

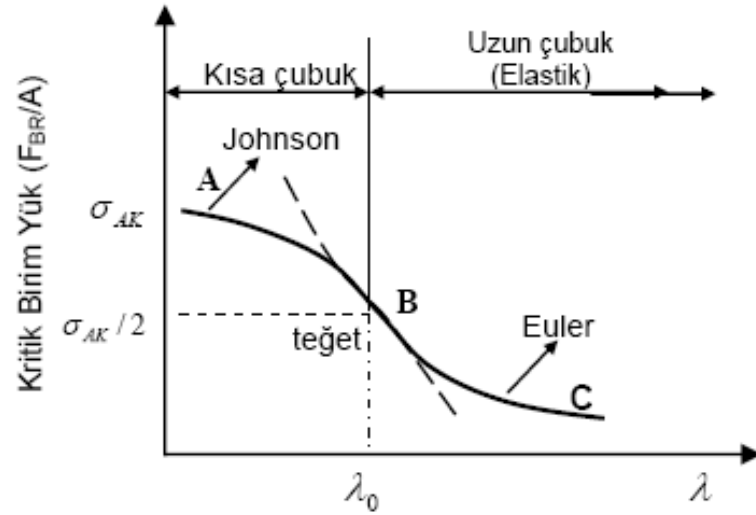
Şekil 3.3' te uygulamada karşılaşılabilen burkulmaya çalışan çubuklar ve mesnetleme tipleri ile eksenel yükleme halinde meydana gelen flambaj yani burkulma çeşitleri verilmiştir. Ayrıca, Şekil 3.3' ten da anlaşıldığı üzere her mesnetleme

biçiminde etkili veya serbest burkulma boyu L_k , burkulma öncesi çubuk boyu L , olacak şekilde dört mesnetleme tipine göre bu değerler farklılık göstermektedir. Şekil 3.3a’ da alt ve üst ucundan mafsallı olan çubuğun burkulma olayı gösterilmiştir. Şekil 3.3b’ de burkulmaya çalışan bir ucu ankastre diğer ucu mafsallı olan çubuğun eksenel yükleme durumu gösterilmiştir. Şekil 3.3c’ de burkulmaya çalışan iki ucu ankastre çubuk olan mesnetleme hali için gösterilmiştir. Şekil 3.3d’ de ise bir ucu ankastre diğer ucu da serbest olan çubuğun eksenel yükleme biçiminde meydana gelebilen, burkulma tipi ve burkulma uzunluğu gösterilmektedir (Koç ve Keleş, 2012).



Şekil 3.3. Çeşitli çubuklarda mesnetleme durumları ve etkili burkulma boyları

Eksenel yüklenmiş makine elemanlarının kritik yük durumu ve burkulma için sınır değerleri açık bir şekilde Şekil 3.4’ de gösterilmiştir. Bu gösterilen şekilde narinlik katsayısı “ λ ” diye bilinmektedir. Şekil 3.4 incelendiği vakit BC eğrisinin elastik bölgedeki uzun çubuklar için kullanılan Euler eğrisi olarak bilinmektedir. Burada “ λ_0 ” ise sınır narinlik katsayısı olarak bilinmekte olup narinlik katsayısından küçük olduğu durumlarda ($\lambda_0 < \lambda$) Euler formülleri geçerlidirler. AB eğrisi ise plastik bölgedeki kısa çubuklar için kullanılan Johnson eğrisi olarak bilinmekte olup sınır narinlik katsayısının narinlik katsayısından büyük olduğu ($\lambda_0 > \lambda$) durumlarda Tatmajer ya da J.B. Johnson formülleri kullanılmaktadır (Koç ve Keleş, 2012).



Şekil 3.4. Burkulmada elastik ve plastik deformasyon bölgeleri (Koç, 2010)

Narinlik (incelik) katsayısı (λ) Denklem 3.4' deki formül ile hesaplanabilmektedir;

$$\lambda = \frac{L_{kr}}{k} \quad (3.4)$$

Denklem 3.4' deki L_{kr} Şekil 3.3' te gösterilen mesnetleme tiplerine bakılarak belirlenir ve k ise atalet yarıçapı olup Denklem 3.5' deki bağıntı ile hesaplanmaktadır.

$$k = \sqrt{\frac{I_y}{A}} \quad (3.5)$$

Burada A ise çubuğun kesit alanı olup $A = b \times h$, I_y ise çubuğun y eksenindeki atalet momenti olmakla beraber Denklem 3.6' da olduğu gibi hesaplanmaktadır.

$$I_y = \frac{b \cdot h^3}{12} \quad (3.6)$$

Sınır narinlik katsayısı (λ_0) ise Denklem 3.7' de olduğu gibi hesaplanmaktadır.

$$\lambda_0 = \pi \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot E}{\sigma_{AK}}} \quad (3.7)$$

Eğer araştırması yani incelemesi yapılan çubukta yükleme durumunda gerilmeler elastiklik sınırının altında kalır ise Euler formülleri geçerli olmaktadır ve

çubuğu kararsız bir forma dönüştüren burkulma kuvveti ya da kritik kuvvet de Denklem 3.8’ de verilen bağıntı ile hesaplanmaktadır.

$$F_{kr} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I_y}{L_k^2} \quad (3.8)$$

Burada çubuğun kesit atalet momenti I_y ve kritik burkulma boyu ise L_k diye bilinmektedir. Kritik burkulma kuvveti de Denklem 3.9’ da verilen bağıntıdan hesaplanmaktadır.

$$\sigma_{kr} = \frac{F_{kr}}{A} \quad (3.9)$$

Tablo 3.1’ de farklı mesnetleme tipleri için burkulma olayında kritik yüklerin hangi bağıntılarla hesaplanacağı toplu olarak gösterilmektedir. Bu tabloda iki ucu ankastre olan çubuğun iki ucu mafsallı olana göre dört kat daha fazla yük taşıdığını görmekteyiz. Bunun yanında bir ucu serbest bir ucu ankastre çubuk da iki ucu mafsallı çubuğa göre de tam tersi dörtte biri kadar yük taşıyabildiği görülmektedir.

Tablo 3.1. Farklı tipteki çubuklarda mesnetleme çeşitleri ve F_{kr} yükünün belirlenmesi (Gunt, 2010)

Mesnetleme Tipleri	Kritik Yük (N)
İki ucundan mafsallı çubuk	$F_{kr} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I_y}{L^2}$
Bir ucu ankastre bir ucu mafsallı çubuk	$F_{kr} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I_y}{(0,7L)^2}$
İki ucu ankastre çubuk	$F_{kr} = \frac{4\pi^2 \cdot E \cdot I_y}{L^2}$
Bir ucu ankastre bir ucu serbest çubuk	$F_{kr} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I_y}{4L^2}$

Genel burkulma teorisine göre k , λ , λ_0 , L_k değerleri bulunarak Euler formülünün geçerli olup olmadığı tespit edilir. Teorik olarak Euler burkulma tiplerine göre kritik yükler hesaplanır. Bu hesaplanan kritik yüklere göre kritik burkulma

gerilmeleri hesaplanır ve sistemin burkulma açısından emniyetli olup olmadığı kontrol edilir. Pratikte hesaplamalar yapmak için aşağıdaki yol takip edilebilir.

- a) Çubuğun kesit alanı bilindiği takdirde atalet momenti I_y ve k atalet yarıçapı belirlenir.
- b) Yükleme ve mesnetleme durumuna göre etkili veya kritik çubuk boyunun uzunluğu seçilip Denklem 3.4 eşitliğinden narinlik katsayısı λ bulunur.
- c) Sınır narinlik katsayısı λ_0 , ise Denklem 3.7 eşitliğinden hesaplanır ve $(\lambda_0 < \lambda)$ ise Euler formülleri, $(\lambda_0 > \lambda)$ ise Johnson veya Tetmajer bağıntıları kullanılarak Denklem 3.9 eşitliği çözümlenerek kritik burkulma gerilmesi de belirlenmiş olur.

3.3. Kompozit Malzemelerde Burkulma Davranışları

Burkulma olayında basma yükü altında kompozit malzemeler, matris ve elyaf elemanlarının özelliklerine bağlı olarak hasara uğramaktadırlar. Kompozit malzemelerin burkulması sırasında kullanılan fiber tipi ve matris çeşidinin mekanik özellikleriyle birlikte çevresel faktörler de önemli bir yer tutar. Yapılan deneysel çalışmada kompozit malzemenin burkulma sırasındaki davranışları incelenmiştir.

3.3.1. Fiber Takviyeli Kompozitlerin Burkulma Davranışını Etkileyen Faktörler

Fiber takviyeli kompozitlerde burkulma davranışını etkileyen en önemli faktör fiberin tipi, matris malzemesinin tipi ve çevre şartları olarak gösterilebilir.

3.3.1.1. Fiber Tipi

Kompozit malzemelerde malzemeye, geometriye, tabaka takviye açısına ve uygulanan yükleme şekline bağlı olarak öncelikle mukavemet açısından zayıf tabakalarda matris yapıda kırılma meydana gelir. Bu durumda matris yük taşıyamaz ve tüm yük fiber malzemeye aktarılır. Bu nedenle de fiber malzemesinin burkulmaya karşı ne derece önemli olduğu görülebilmektedir. Yapılan deneysel çalışmamızda dimi (twill) ve düz (plain) örgü tipleri ile cam ve karbon fiber kumaşlar kullanılmıştır. Bu fiber tiplerinin özellikleri materyal ve yöntem bölümünde detaylı olarak verilmektedir.

3.3.1.2. Matris Malzemesi ve Çevre Şartları

Fiber tipinin önemli olduğu gibi matris malzemesi olarak kullanılan reçinenin de dikkate alınması gerekmektedir. Bu çalışmamızda fiber takviyeli kompozit malzeme kullandığımızdan dolayı fiber tipinin etkisi matris malzemesinin etkisinden daha fazla

önem arz etmektedir. Fiber tipinde olduğu gibi yapılan çalışmada kullanılan matris malzemesinin de detayları materyal ve yöntem kısmında açıklayıcı bir şekilde verilmektedir. Çevresel şartlarda ise test cihazı ekipmanlarının ve kendisinin temiz ve deney yapılacak kalite standartlarında olması, oda sıcaklığının dikkate alınması ve numunelerin deney yapılmadan önce temizlenip cihaza düzgün ve dikkatli bir şekilde bağlanması gibi etkilerinin deney verilerinin sağlıklı bir şekilde elde edilmesinde önemli bir yeri vardır.

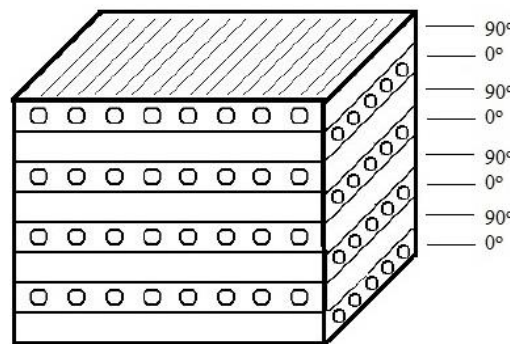
4. MATERYAL ve METOT

4.1. Numunelerin Hazırlanması

Bu tez çalışmasında, takviye elemanı olarak dimi (twill) ile düz (plain) dokuma E-cam kumaş ve dimi (twill) ile düz (plain) karbon kumaş fiberler ve matris olarak da (F-RES21/F-HARD22) epoksi reçine sistemi kullanılarak 8 tabakalı hibrit kompozit plakalar üretilmiştir. Hibrit kompozit malzemelerin burkulma davranışları üzerine 0° , 15° , 30° , 45° , 60° , 75° , 90° delik açısının ve tabakalama biçiminin etkileri incelenmiştir. Bu tez çalışması için kullanılan tüm tabakalı hibrit kompozit plakaların üretimi ve numunelerin hazırlanması Fibermak Mühendislik Makina Kalıp Kompozit Sanayi ve Tic. Ltd. Şti. firmasına yaptırılmıştır. Hibrit kompozitler, simetrik $[(0/90)_2]_s$ oryantasyon açılarında tasarlanarak 400-mm x 400-mm boyutunda plakalar, prepreg şeklinde sıcak presleme tekniği kullanılarak üretilmiştir.

Üretimi gerçekleştirilen hibrit kompozit plakalardan burkulma deneyinde kullanmak için 75 mm x 50 mm boyutunda Rubi Diamant DS-3001500 profesyonel kesme makinesi (sulu kesim) yardımıyla numune kesimi gerçekleştirilmiştir. Numunelerin kalınlıkları ise 1,4 mm ile 1,84 mm arasında değişebilmektedir. Hibrit kompozit plakaların burkulma davranışlarına farklı tabakalama etkisini araştırmak için numuneler gruplara ayrılmıştır.

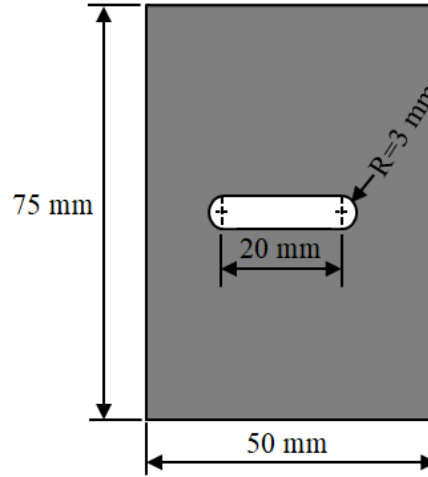
Numunelerin kesilme işlemine maruz bırakılmadan önce kullanılan 8 elyaf kumaş tabakasının nasıl istiflendiği hibrit kompozit plaka haline getirildiğinin şematik olarak da resmi aşağıda Şekil 4.1' de gösterilmektedir.



Şekil 4.1. Hibrit kompozit plakaların oryantasyon açılarına göre dizilimi

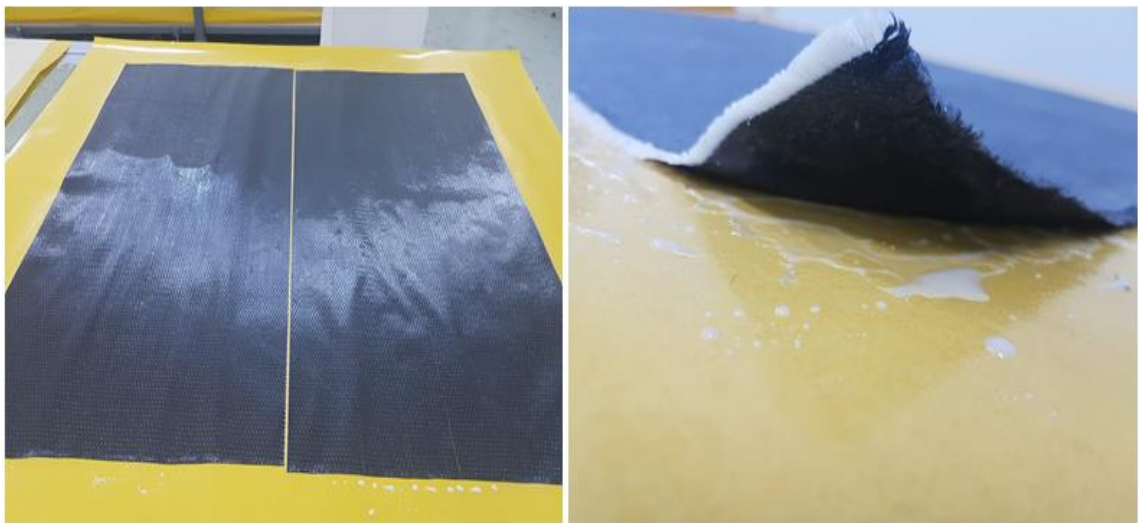
Çentiksiz ve $\theta = 0^\circ$, 15° , 30° , 45° , 60° , 75° ve 90° gibi toplamda 8 farklı çentik açısına sahip hibrit kompozit plakalardan numune boyutları Şekil 3.2' de örnek olarak

verilen $\theta = 0^\circ$ için numunelerin çentikler verilmek suretiyle kalan diğer açılarda bunun gibi olacak biçimde kesilme işlemi yapılmıştır. Çentiksiz ile $\theta = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ$ ve 90° açılarından her bir kumaş tipinden 4 adet ve her birinden 32 adet toplamda da 256 adet olacak şekilde numuneler üretilmiştir. Numunelerin boyutları, kumaş karışımları, ölçüleri ve deney aşaması aşağıdaki bölümlerde verilmiş olmakla beraber farklı bazı görseller ile detaylandırılmıştır.



Şekil 4.2. $\theta = 0^\circ$ için hibrit kompozit plakanın numune ölçüleri

Şekil 4.3' de prepreglerin sıcak preslemeye bırakılmadan önceki görselleri ve Şekil 4.4' de de üretilen hibrit kompozit malzemenin 400-mmx400-mm boyutundaki kesimden önce elyaf tabakalarının tezgâha yatırıldığı soğumaya bırakıldığı görseller verilmektedir.



Şekil 4.3. Prepreglerin sıcak preslemeye bırakılmadan önceki görseli



Şekil 4.4. Elyaf tabakalarının tezgâha yatırıldığı soğumaya bırakıldığı görselleri

Şekil 4.5’ de ise numunelerin 75 mmx50 mm boyutlarında kesim anındaki ve $\theta=0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ$ ve 90° çentik açılarında kesilme anındaki görselleri sunulmaktadır.

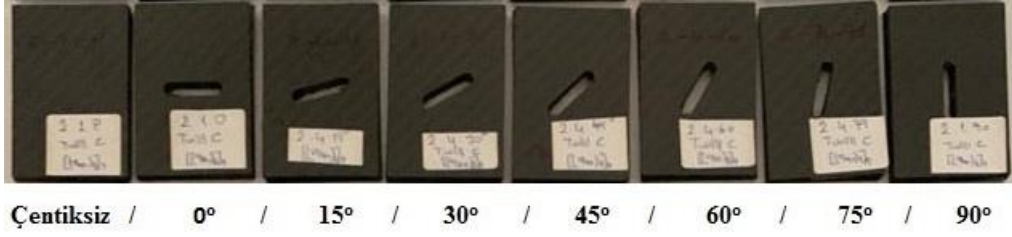


Şekil 4.5. Çentik açılarının belirlenip kesilme anındaki görselleri

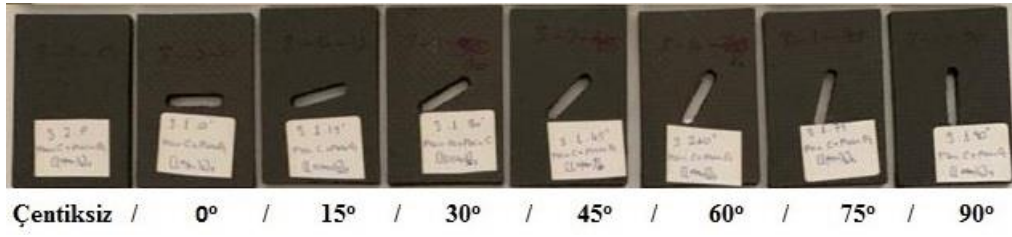
Aşağıda verilmekte olan bütün şekillerde de tüm gruptaki yükleme yönü ile belirli açılarda oluşturulmuş çentiksiz ve farklı açılara sahip eliptik çentikli numunelerin nasıl olduğunun daha kolay anlaşılabilmesi için detaylı olarak gösterilmektedir.



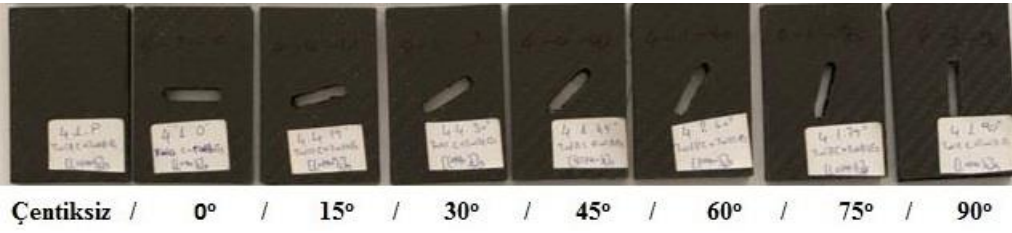
Şekil 4.6. 1.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel



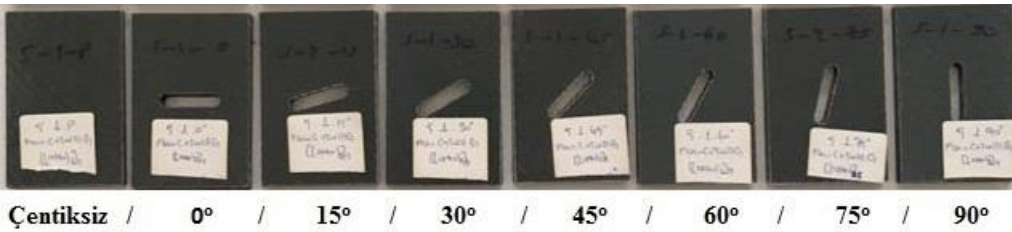
Şekil 4.7. 2.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel



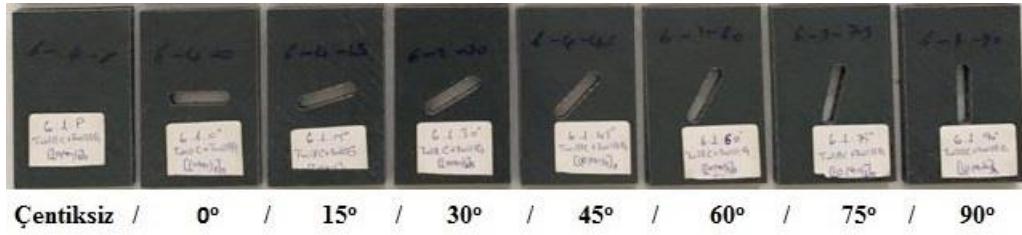
Şekil 4.8. 3.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel



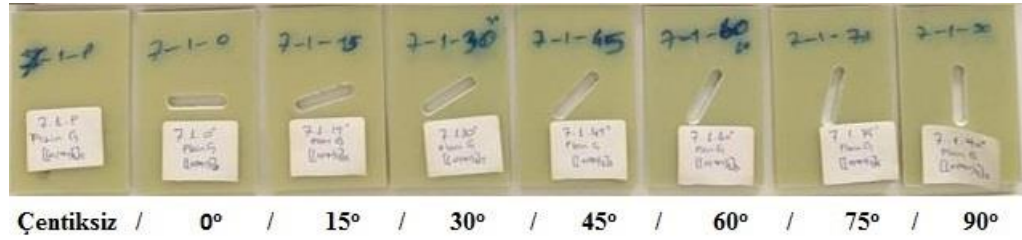
Şekil 4.9. 4.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel



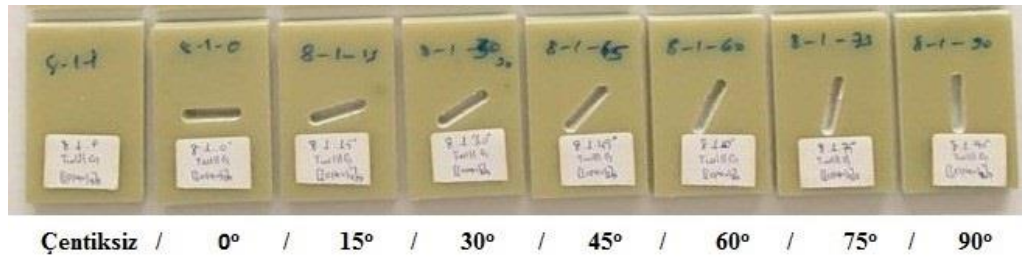
Şekil 4.10. 5.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel



Şekil 4.11. 6.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel



Şekil 4.12. 7.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel



Şekil 4.13. 8.Grup numunelerin çentik açılarını detaylı gösteren görsel

Son olarak aşağıda verilen Şekil 4.14’ de de tüm numunelerin toplu olarak bir arada sunulduğu görsel gösterilmektedir.



Şekil 4.14. Tüm numunelerin bir arada sunulduğu görsel

4.2. Numunelerin Detaylandırılması

Tablo 4.1’ de sekiz farklı tipoloji şekilli tabakalı kompozit plak: 8C_P; 8C_T; 2C+4G+2C_PP; 2C+4G+2C_TT; 2G+4C+2G_PT; 2G+4C+2G_TT; 8G_P ve 8G_T, burkulma testlerine maruz bırakılmıştır. Burada “rakam” tabaka sayısını, 8C_P=Carbon (200gr/cm² Plain), 8C_T=Carbon (200gr/cm² Twill), 2C+4G+2C_PP=Carbon (200gr/cm² Plain) +Glass (200gr/cm² Plain), 2C+4G+2C_TT=Carbon (200gr/cm²

Twill)+Glass (300gr/cm² Twill), 2G+4C+2G_PT=Carbon (200gr/cm² Plain)+Glass (300gr/cm² Twill), 2G+4C+2G_TT=Carbon (200gr/cm² Twill)+Glass (300gr/cm² Twill), 8G_P=Glass (200gr/cm² Plain) ve 8G_T=Glass (300gr/cm² Twill)' li temsil etmektedir.

Tablo 4.1. Üretilen Hibrit kompozit plakların istifleme dizilimleri ve dizilim açıları (C: Karbon fiber, G: Cam fiber, s: Simetrik)

Grup Adı	Konfigürasyonlar	İstifleme dizilimi	Dizilim açıları	Dokuma tipleri
1.Grup	8C_P	[(0/90) ₂] _s	[0 _C /90 _C /0 _C /90 _C /90 _C /0 _C /90 _C /0 _C]	200gr/m ² Plain Karbon
2.Grup	8C_T	[(0/90) ₂] _s	[0 _C /90 _C /0 _C /90 _C /90 _C /0 _C /90 _C /0 _C]	200 gr/m ² Twill Karbon
3.Grup	2C+4G+2C_PP	[(0/90) ₂] _s	[0 _C /90 _C /0 _G /90 _G /90 _G /0 _G /90 _C /0 _C]	200 gr/m ² Plain Karbon + 200 gr/m ² Plain Cam
4.Grup	2C+4G+2C_TT	[(0/90) ₂] _s	[0 _C /90 _C /0 _G /90 _G /90 _G /0 _G /90 _C /0 _C]	200 gr/m ² Twill Karbon + 300 gr/m ² Twill Cam
5.Grup	2G+4C+2G_PT	[(0/90) ₂] _s	[0 _G /90 _G /0 _C /90 _C /90 _C /0 _C /90 _G /0 _G]	200 gr/m ² Plain Karbon + 300 gr/m ² Twill Cam
6.Grup	2G+4C+2G_TT	[(0/90) ₂] _s	[0 _G /90 _G /0 _C /90 _C /90 _C /0 _C /90 _G /0 _G]	200 gr/m ² Twill Karbon + 300 gr/m ² Twill Cam
7.Grup	8G_P	[(0/90) ₂] _s	[0 _G /90 _G /0 _G /90 _G /90 _G /0 _G /90 _G /0 _G]	200 gr/m ² Plain Cam
8.Grup	8G_T	[(0/90) ₂] _s	[0 _G /90 _G /0 _G /90 _G /90 _G /0 _G /90 _G /0 _G]	300 gr/m ² Twill Cam

Hibrit kompozit plakaları, düz (Plain) kumaş ve dimi (Twill) kumaş şeklinde E-cam elyaf ve karbon elyaf örgü tipleri kullanılarak üretilmiş olup 75-mm x 50-mm ölçülerde numuneler üretilmiştir. Bu numunelerin 32 adedi çentiksiz, kalan 224 adedi ise yükleme yönü ile belirli açılarda oluşturulmuş ve 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75° ve 90° açılı eliptik çentikli numuneler hazırlanmıştır.

Tablo 4.2.' de numunelerin numaralandırılmasının nasıl yapıldığı tablo halinde gösterilmektedir. Bu tabloda gösterilen numaralandırmada örnek olarak (1 1 0) numunesini incelediğimizde ilk rakam grup numarasını, ikinci rakam numune sırasını ve son hane ise çentik açısını gösterecek şekilde 256 numunenin tamamı buna göre kodlanmıştır.

Tablo 4.2. Numunelerin numaralandırılma kodlarının gösterimi

Çentik Açıları	Numune Numaralandırma Kodları							
	1.Grup (8C_P)	2.Grup (8C_T)	3.Grup (2C+4G+2C_PP)	4.Grup (2C+4G+2C_TT)	5.Grup (2G+4C+2G_PT)	6.Grup (2G+4C+2G_TT)	7.Grup (8G_P)	8.Grup (8G_T)
Çentik yok	1 1 P	2 1 P	3 1 P	4 1 P	5 1 P	6 1 P	7 1 P	8 1 P
	1 2 P	2 2 P	3 2 P	4 2 P	5 2 P	6 2 P	7 2 P	8 2 P
	1 3 P	2 3 P	3 3 P	4 3 P	5 3 P	6 3 P	7 3 P	8 3 P
	1 4 P	2 4 P	3 4 P	4 4 P	5 4 P	6 4 P	7 4 P	8 4 P
0°	1 1 0	2 1 0	3 1 0	4 1 0	5 1 0	6 1 0	7 1 0	8 1 0
	1 2 0	2 2 0	3 2 0	4 2 0	5 2 0	6 2 0	7 2 0	8 2 0
	1 3 0	2 3 0	3 3 0	4 3 0	5 3 0	6 3 0	7 3 0	8 3 0
	1 4 0	2 4 0	3 4 0	4 4 0	5 4 0	6 4 0	7 4 0	8 4 0
15°	1 1 15	2 1 15	3 1 15	4 1 15	5 1 15	6 1 15	7 1 15	8 1 15
	1 2 15	2 2 15	3 2 15	4 2 15	5 2 15	6 2 15	7 2 15	8 2 15
	1 3 15	2 3 15	3 3 15	4 3 15	5 3 15	6 3 15	7 3 15	8 3 15
	1 4 15	2 4 15	3 4 15	4 4 15	5 4 15	6 4 15	7 4 15	8 4 15
30°	1 1 30	2 1 30	3 1 30	4 1 30	5 1 30	6 1 30	7 1 30	8 1 30
	1 2 30	2 2 30	3 2 30	4 2 30	5 2 30	6 2 30	7 2 30	8 2 30
	1 3 30	2 3 30	3 3 30	4 3 30	5 3 30	6 3 30	7 3 30	8 3 30
	1 4 30	2 4 30	3 4 30	4 4 30	5 4 30	6 4 30	7 4 30	8 4 30
45°	1 1 45	2 1 45	3 1 45	4 1 45	5 1 45	6 1 45	7 1 45	8 1 45
	1 2 45	2 2 45	3 2 45	4 2 45	5 2 45	6 2 45	7 2 45	8 2 45
	1 3 45	2 3 45	3 3 45	4 3 45	5 3 45	6 3 45	7 3 45	8 3 45
	1 4 45	2 4 45	3 4 45	4 4 45	5 4 45	6 4 45	7 4 45	8 4 45
60°	1 1 60	2 1 60	3 1 60	4 1 60	5 1 60	6 1 60	7 1 60	8 1 60
	1 2 60	2 2 60	3 2 60	4 2 60	5 2 60	6 2 60	7 2 60	8 2 60
	1 3 60	2 3 60	3 3 60	4 3 60	5 3 60	6 3 60	7 3 60	8 3 60
	1 4 60	2 4 60	3 4 60	4 4 60	5 4 60	6 4 60	7 4 60	8 4 60
75°	1 1 75	2 1 75	3 1 75	4 1 75	5 1 75	6 1 75	7 1 75	8 1 75
	1 2 75	2 2 75	3 2 75	4 2 75	5 2 75	6 2 75	7 2 75	8 2 75
	1 3 75	2 3 75	3 3 75	4 3 75	5 3 75	6 3 75	7 3 75	8 3 75
	1 4 75	2 4 75	3 4 75	4 4 75	5 4 75	6 4 75	7 4 75	8 4 75
90°	1 1 90	2 1 90	3 1 90	4 1 90	5 1 90	6 1 90	7 1 90	8 1 90
	1 2 90	2 2 90	3 2 90	4 2 90	5 2 90	6 2 90	7 2 90	8 2 90
	1 3 90	2 3 90	3 3 90	4 3 90	5 3 90	6 3 90	7 3 90	8 3 90
	1 4 90	2 4 90	3 4 90	4 4 90	5 4 90	6 4 90	7 4 90	8 4 90

4.3 Kullanılan Malzemelerin Mekanik Özellikleri

Bu bölümde hem reçine ile sertleştirici malzemelerinin hem de kullanılan E-cam fiber dimi (twill) – düz (plain) ve karbon fiber dimi (twill) – düz (plain) kumaş türlerinin detayları Tablo 4.3’ te verilmektedir.

Tablo 4.3. Üretilen Kumaş Özelliklerinin Tablosu

Kumaş Tipi	Dokuma Tipi	Standart Genişlik (mm)	Ağırlık (g/m ²)	Kalınlık (mm)	İplik Sayısı (fd/cm) Warp - Weft	Rulo Uzunluğu (m)
E-Cam Fiber	Twill	1000	300	0,23	7,0 – 7,0	100
E-Cam Fiber	Plain	800	200	0,15	8,9 – 6,0	100
Karbon Fiber	Twill	1000	200	0,20	7,0 – 7,0	100
Karbon Fiber	Plain	1000	200	0,20	7,0 – 7,0	100
Mekanik Özellikler						
Kumaş Tipi	Yoğunluk (g/cm ³)	Karbon Oranı	Gerilme Direnci (MPa)	Çekme Modülü (GPa)	Esneleme Oranı	
Karbon Fiber	1,79	%95	3800	240	%1,6	
Kumaş Tipi	Yoğunluk (g/cm ³)		Elastisite Modülü (GPa)		Çekme Dayanımı (N/mm ²)	
Cam Fiber	1,99		52		1103	

Prepreg sıcak presleme ile üretilerek elde edilen numunelerde matris malzemesi olarak F-RES21 reçine ve F-HARD22 sertleştirici kullanılmıştır. Kompozit uygulamalarında bu reçine türleri solvent tipi prepreg sistemlerde görülmektedir. Bileşenler homojen bir şekilde karıştırılmalıdır. Belirtilen oranlarda karışım yapılması gereklidir aksi takdirde sistemin özelliklerinde olumsuz değişimler meydana gelebilir. Karıştırma esnasında yan çeperlerde ve dipte kalan bileşenler sistem içerisine tamamen dâhil olmalıdır. Fazla miktarda karışım hazırlanırken ekzotermik reaksiyonlar nedeniyle kap ömrü süresinde düşüş gözlemlenebilir. Fazla miktarlarda karışım yerine birden fazla az miktarda karışım önerilir. Reçine sistemine, kullanım ve prepreg prosesine göre %10 ila %20 arasında epoksi solvent katılabilir. Tablo 4.4’ de reçine ve sertleştirici ile ilgili detaylı bilgiler verilmekte olup özellikleri gösterilmiştir.

Tablo 4.4. Kullanılan reçine ve sertleştirici malzemesinin özellikleri

Reçine ve Sertleştirici	Görünüm	Renk	Viskozite (25°C)	Yoğunluk (25°C)	Raf Ömrü (4°C)	Ambalaj
F-RES21	Berrak-Sıvı	Sarı	400-650 mPa.s	1,05 g/cm ³	12 ay	20 kg/bidon
F-HARD22	Koyu-Macun	Beyaz	35000-45000 mPa.s	1,10 g/cm ³	12 ay	20 kg/bidon

Tablo 4.5’ te F-RES21 reçinesinin ve F-HARD22 sertleştiricisinin karışımından elde edilen malzemenin özellikleri verilmekte olup kürleşmeden sonra elde edilen karışımın mekanik özellikleri de gösterilmektedir.

Tablo 4.5. F-RES21 reçine ve F-HARD22 sertleştirici malzemelerinin karışımının ve malzemenin mekanik özellikleri

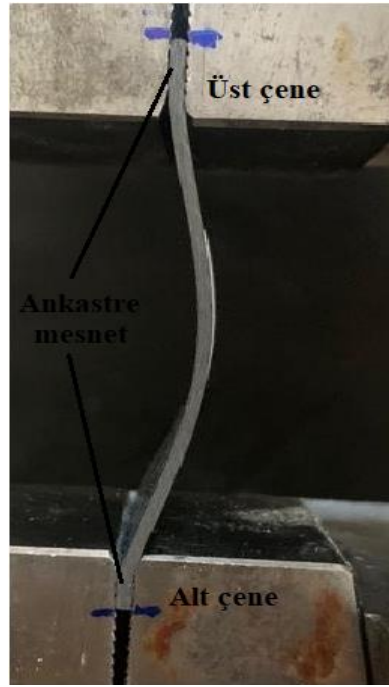
Reçine ve Sertleştirici Karışımın Özellikleri	
Renk	Beyaz
Karışım Oranı (Ağırlıkça)	F-RES 21 (Reçine): 100 F-HARD 22 (Sertleştirici): 21
Karışım Viskozitesi (25°C)	500-800 MPa s
Pot Life (25°C)	100 gr: 24 saat
Jelleşme Süresi	80°C: 30-60 dakika
Prepreg Raf Ömrü	23°C’ de 6-9 ay -18°C’ de 36 ay
Prepreg Kürleme (4 kat 245 gr/m ² twill dokuma karbon fiber kumaş için geçerlidir. Farklı kalınlık ve proseslerde süre uzayabilir.)	90°C’ de 10 saat 120°C’ de 35 dakika 150°C’ de 20 dakika
Mekanik Özellikler	
Camsı Geçiş Sıcaklığı	120°C’ de 1 saat: 120-125°C
Çekme Gerilimi	80 MPa
Çekme Modülü	3300 MPa
Eğilme Gerilimi	125 MPa
Eğilme Modülü	3200 MPa

4.4 Hibrit Kompozit Numunelerin Burkulma Testleri

Burkulma deneyleri, Şekil 4.19’ da görseli verilen Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik Laboratuvarında bulunan 250 kN yük kapasiteli Shimadzu Marka Ünlversal Test Cihazı kullanılarak yapılmıştır.



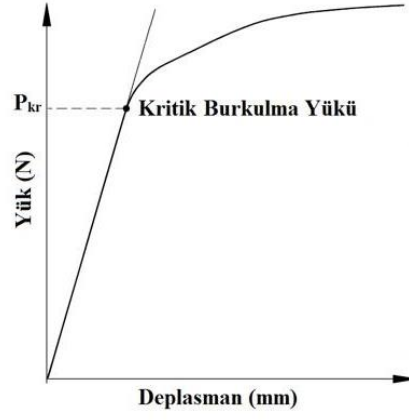
Şekil 4.15. 250 kN yük kapasiteli Shimadzu marka universal test cihazı



Şekil 4.16. İki ucu ankastre mesnet numunenin görüntüsü

Yapılan tüm deneysel çalışmalarda kritik burkulma yükleri Şekil 4.17' de verilen örnek grafikten faydalanarak tespit edilmeye çalışılmış olup önceki bölümlerde detaylı formüllerle ve dördüncü bölümde de tablolar halinde verilmektedir. Bu grafikte görülmekte olan P_{kr} , kritik burkulma yükü olarak tanımlanmaktadır. Şekil 4.17' ye göre her bir parametre için Southwell Plot metodu kullanılarak burkulma yük-deplasman eğrisinin üzerinde çizilmiş olan teğet çizginin kesişim noktası kritik burkulma yük

değeri olarak belirlenmiştir. Burada kritik burkulma yükü hibrit kompozit malzemenin deformasyona uğramadan önce taşıyabileceği maksimum yükü belirtmektedir.



Şekil 4.17. Kritik burkulma yükünün tespit edilmesi için yararlanılan örnek grafik (Eryiğit ve ark, 2009)

5. DENEYSEL SONUÇLAR

Bu kısımda, tüm hibrit kompozit plakların burkulma karakteristikleri üzerine tabakalama (istifleme) dizilimi, örgü şekli, çentik açısı, kumaş tipi gibi farklı parametrelerin etkileri hakkında bilgiler verilmektedir. Çalışmada elde edilen deneysel veriler tüm parametreler göz önünde bulundurularak hem kendi içerisinde hem de birbirleri ile burkulma yükü-deplasman verileri ve grafikleri de kullanılarak mukayese edilmektedir.

5.1 Deneysel Çalışma

Deneysel olarak hibrit istifleme dizilimi, kumaş örgü şekli, çentik açısı, kumaş tipleri gibi dört farklı parametre ile üretilen deney numunelerinin burkulma karakteristiğinin daha iyi anlaşılması için tablo ve grafikler oluşturulmuştur

5.1.1 Burkulma Test Sonuçları

Tablo 5.1’ de ise numunelerin her bir parametre için ortalama kritik burkulma yükleri değerleri detaylı olarak verilmiştir. Burkulma yükleri değerleri her bir parametre için dört numunenin ortalaması alınarak hesaplanmıştır. Burada 1(Ort)P numunesini örnek olarak incelediğimizde ilk rakam hangi grupta olduğunu, ikinci sıradaki (Ort) yazısı ise dört numunenin ortalama değerinin alındığını ve son hane ise çentik açısını belirtmektedir.

Tablo 5.1. Kritik burkulma yükünün tüm grup numuneleri için veri tablosu

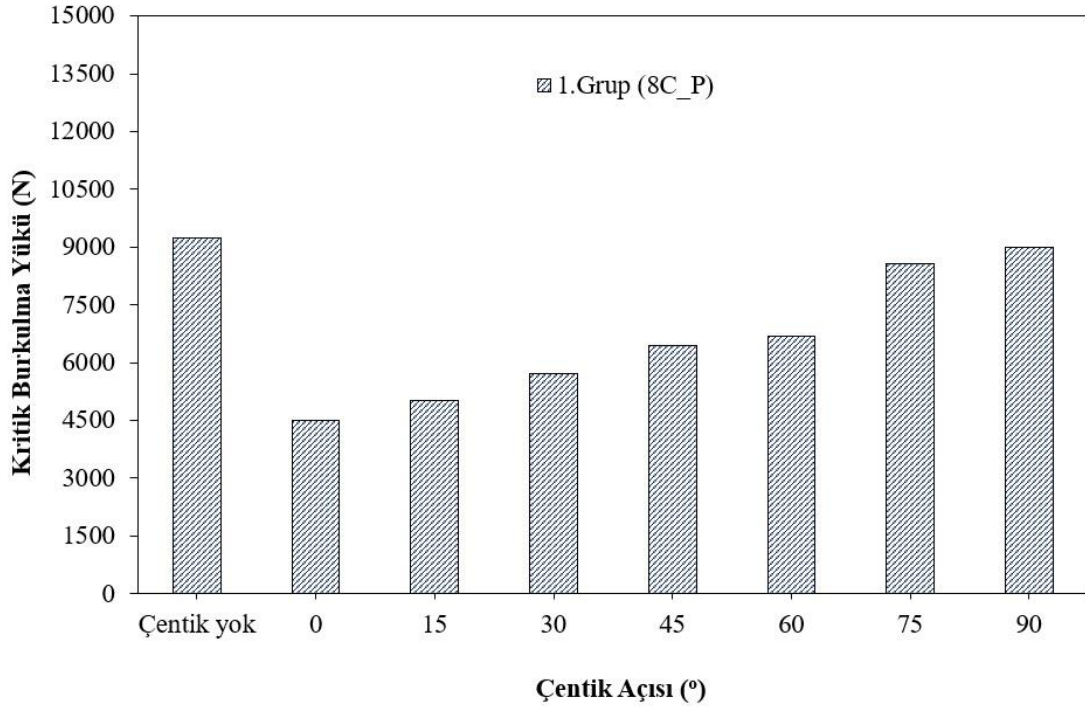
Grup Adı	Numune Adı	Kritik Burkulma Kuvveti (P_{kr}), N
1.Grup (8C_P)	1 (Ort) P	9224
	1 (Ort) 0	4487
	1 (Ort) 15	5006
	1 (Ort) 30	5726
	1 (Ort) 45	6450
	1 (Ort) 60	6700
	1 (Ort) 75	8554
	1 (Ort) 90	8989
2.Grup (8C_T)	2 (Ort) P	13902
	2 (Ort) 0	8027
	2 (Ort) 15	9928
	2 (Ort) 30	10085
	2 (Ort) 45	10275
	2 (Ort) 60	10364
	2 (Ort) 75	10694
	2 (Ort) 90	11222
3.Grup (2C+4G+2C_PP)	3 (Ort) P	6694
	3 (Ort) 0	2237
	3 (Ort) 15	2445
	3 (Ort) 30	3052

	3 (Ort) 45	3694
	3 (Ort) 60	4127
	3 (Ort) 75	5636
	3 (Ort) 90	5923
4.Grup (2C+4G+2C_TT)	4 (Ort) P	8953
	4 (Ort) 0	5014
	4 (Ort) 15	5768
	4 (Ort) 30	5850
	4 (Ort) 45	6252
	4 (Ort) 60	7325
	4 (Ort) 75	7679
5.Grup (2G+4C+2G_PT)	4 (Ort) 90	7962
	5 (Ort) P	6606
	5 (Ort) 0	4235
	5 (Ort) 15	4860
	5 (Ort) 30	5427
	5 (Ort) 45	5639
	5 (Ort) 60	5957
6.Grup (2G+4C+2G_TT)	5 (Ort) 75	6323
	5 (Ort) 90	6489
	6 (Ort) P	7337
	6 (Ort) 0	4662
	6 (Ort) 15	5525
	6 (Ort) 30	5637
	6 (Ort) 45	5712
7.Grup (8G_P)	6 (Ort) 60	6525
	6 (Ort) 75	6790
	6 (Ort) 90	7002
	7 (Ort) P	3830
	7 (Ort) 0	1979
	7 (Ort) 15	2333
	7 (Ort) 30	2913
8.Grup (8G_T)	7 (Ort) 45	3074
	7 (Ort) 60	3090
	7 (Ort) 75	3218
	7 (Ort) 90	3331
	8 (Ort) P	8258
	8 (Ort) 0	4167
	8 (Ort) 15	4692
8.Grup (8G_T)	8 (Ort) 30	5053
	8 (Ort) 45	5217
	8 (Ort) 60	5414
	8 (Ort) 75	6354
	8 (Ort) 90	6781

Tüm numunelerin deney çalışmalarından elde edilen verilerin ortalama değerleri alınarak daha kolay yorumlama yapabilme ve mukayese edebilmek için çubuk şeklinde grafiklere aktarılmıştır. Tüm grafiklerin çubuk şeklinde verilmesinin sebebi burkulma yüklerinin daha açıklayıcı ve karşılaştırmalı bir şekilde verilebilmesidir. İlk olarak bütün gruplar için numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açıları burkulma davranışları verileriyle grafik şekilleri sunulmaktadır. Son olarak da grafikleri kumaş (örgü) tipleri ve farklı çentik açıları gibi parametre verileri birbirleri ve kendi aralarında mukayese edilmektedir.

5.1.1.1 Birinci Grup (8C_P) Numunelerinin Burkulma Davranışı

Birinci grupta 8 tabaka (8C), $[0_C/90_C/0_C/90_C/90_C/0_C/90_C/0_C]$ dizilim açısı ve fiber olarak karbon fiber ile düz (plain) örgü tipi kullanılmıştır. Şekil 5.1’ de birinci grup (8C_P) numunelerinin kritik burkulma yüklerinin çentik açılarına göre değişimi verilmiştir.

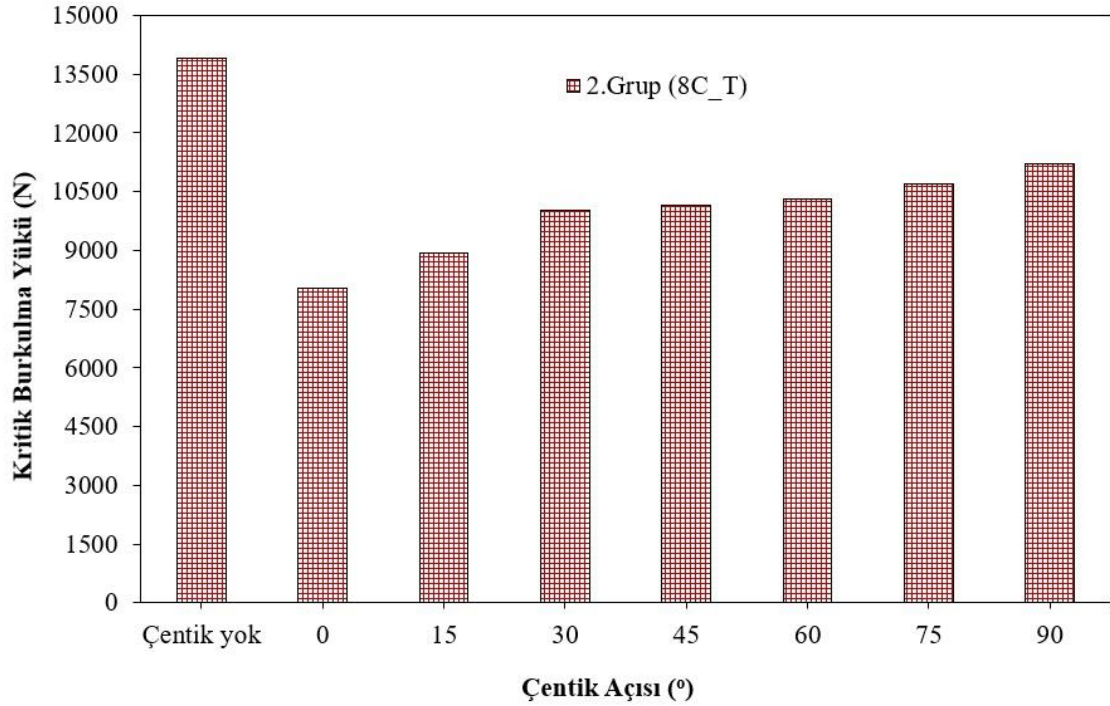


Şekil 5.1. Birinci grup (8C_P) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri

Şekil 5.1 incelendiğinde kritik burkulma yüklerinin birinci grup (8C_P) numuneleri için büyükten küçüğe (çentik yok-90°-75°-60°-45°-30°-15°-0°) şeklinde olmaktadır. Bu arada çentik olmayan numunenin kritik burkulma yükünün en yüksek, 0° çentik açılı numunenin de kritik burkulma yükünün de en düşük olduğu görülmektedir. Dolayısıyla birinci grup (8C_P) numuneleri için çentik olmayan numunenin diğer çentik açılı numunelere kıyasla daha olumlu, 0° çentik açısının ise olumsuz etki yaptığı anlaşılmaktadır. Burkulma yükleri 0°-60° arasında lineer bir artış göstermiştir. 0° çentik açısı için kritik burkulma yükü 4487 N ve 90° çentik açısı için kritik burkulma yükü 6700 N elde edilmiştir. Numuneler, 0° çentik bulundurması durumunda burkulma yüklerinde %51 düşüş olurken 90° çentik bulundurmaları durumunda %2,5 düşüş olmaktadır.

5.1.1.2 İkinci Grup (8C_T) Numunelerinin Burkulma Davranışı

İkinci grupta 8 tabaka (8C), $[0_C/90_C/0_C/90_C/90_C/0_C/90_C/0_C]$ dizilim açısı ve fiber olarak karbon fiber ile dimi (twill) örgü tipi kullanılmıştır. Şekil 5.2’ de ikinci grup (8C_T) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açıları burkulma yüklerinin değişimi verilmiştir.



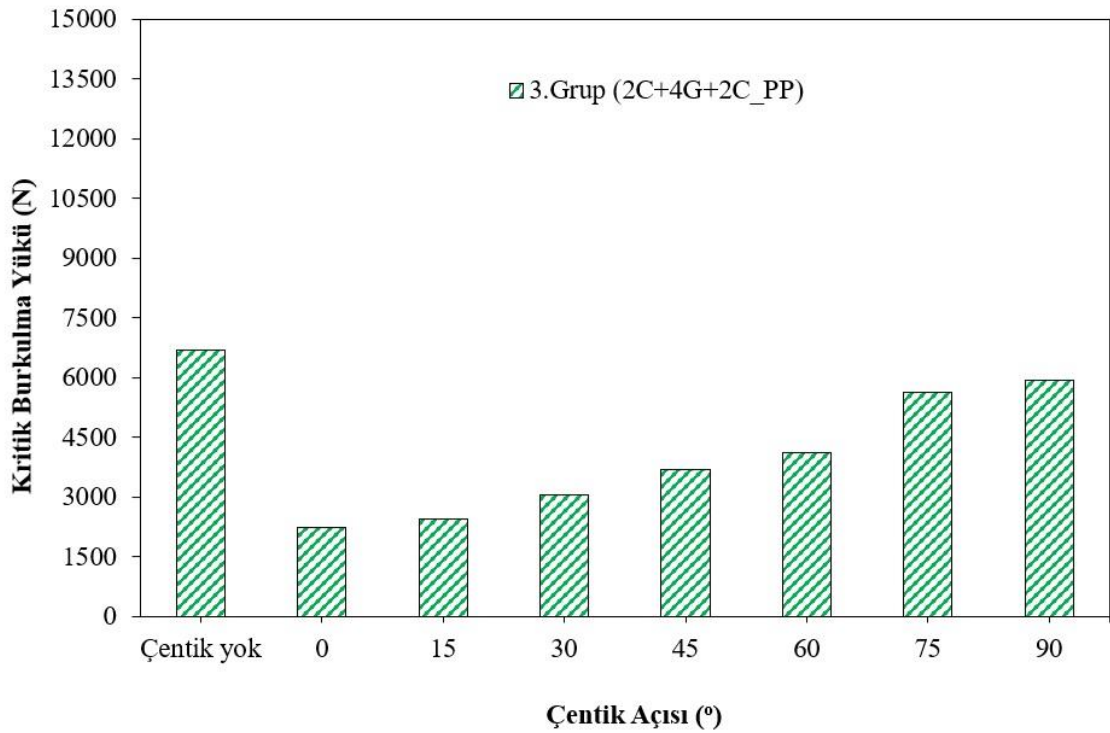
Şekil 5.2. İkinci grup (8C_T) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri

Şekil 5.2 grafiğini incelediğimizde kritik burkulma yüklerinin ikinci grup (8C_T) numuneleri için ise büyükten küçüğe (çentik yok-90°-75°-60°-45°-30°-15°-0°) şeklinde olmaktadır. Çentik olmayan numunenin kritik burkulma yükü en yüksek, 0° çentik açılı numunenin de kritik burkulma yükünün en düşük olduğu görülmekte olup çentik olmayan numunenin kritik burkulma yükü 13902 N, 0° çentik açılı numunenin kritik burkulma yükü ise 8027 N olarak tespit edilmiştir. Bununla beraber (30°-45°-60°) çentik açılı numunelerinin kritik burkulma yükleri ile (75°-90°) çentik açılı numunelerinin kritik burkulma yükleri birbirlerine yakın elde edildiği gözlemlenmektedir. Tüm gruplar dikkate alındığı zaman kritik burkulma yükü en yüksek veriler bu grupta tespit edilmiştir. Buradan da anlaşıldığı gibi ikinci grup (8C_T) numuneleri için çentik olmayan numunenin diğer çentik açılı numunelere kıyasla daha olumlu, 0° çentik açısının ise olumsuz etki yaptığı anlaşılmaktadır. Kritik burkulma

yükleri çentik açısı 0° den 90° ye değiştirildiğinde artışı görülmüştür. 0° - 30° arasındaki artış eğimi, 30° - 90° arasındaki artış eğiminden daha yüksektir. Çentik açısı artırılırken numunelerin burkulma yükleri bir önceki açığa nazaran daha yüksek elde edilmiştir. Yani çentik açısının artırılması numunelerin burkulmasını geciktirmektedir.

5.1.1.3 Üçüncü Grup (2C+4G+2C_PP) Numunelerinin Burkulma Davranışı

Üçüncü grupta 8 tabaka (2C+4G+2C), $[0_C/90_C/0_G/90_G/90_G/0_G/90_C/0_C]$ dizilim açısı, fiber olarak karbon fiber ile cam fiber ve düz (plain) örgü tipi kullanılmıştır. Şekil 5.3' de üçüncü grup (2C+4G+2C_PP) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açıları burkulma davranışları verileriyle grafik şekilleri sunulmaktadır.



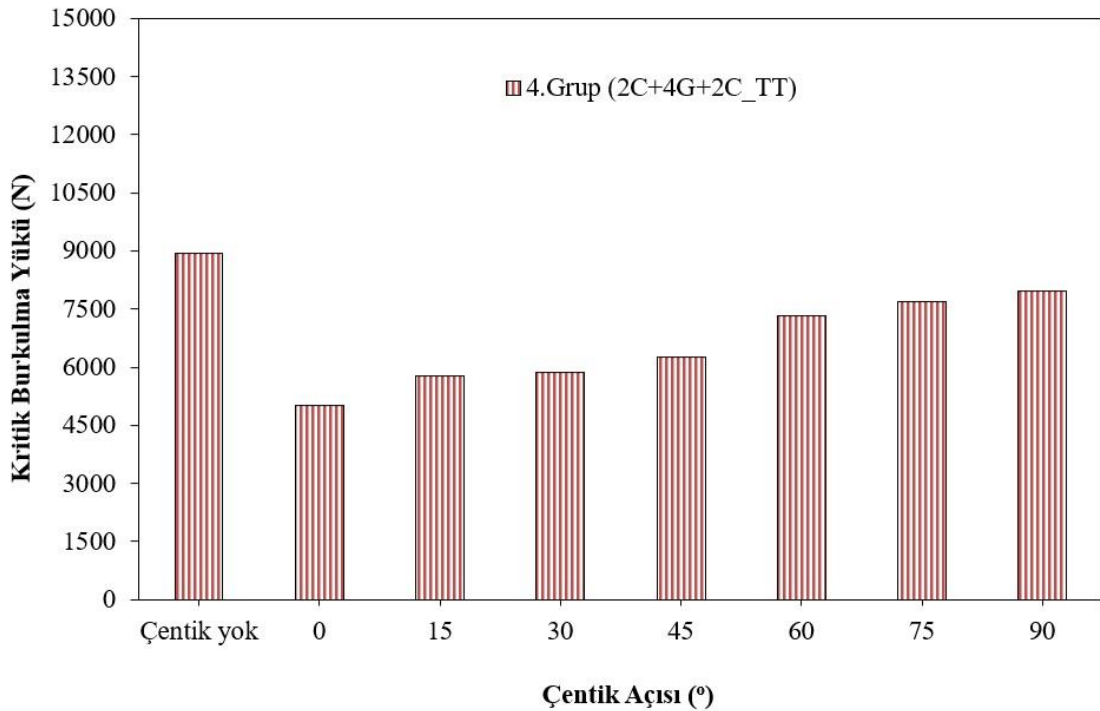
Şekil 5.3. Üçüncü grup (2C+4G+2C_PP) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri

Şekil 5.3 verilerini incelediğimizde kritik burkulma yüklerinin üçüncü grup (2C+4G+2C_PP) numuneleri için ise büyükten küçüğe (çentik yok- 90° - 75° - 60° - 45° - 30° - 15° - 0°) şeklinde olmaktadır. Çentik olmayan numunenin kritik burkulma yüklerinin en yüksek, 0° çentik açılı numunenin de kritik burkulma yükünün en düşük olduğu anlaşılmaktadır. Üçüncü grup (2C+4G+2C_PP) numuneleri için çentik olmayan numune diğer çentikli numunelerle mukayese edildiğinde ilk iki grup ile benzerlik gösterdiği görülmektedir. Aynı şekilde açı arttırılınca kritik burkulma yükünün de arttığı

gözlemlenmiştir. Bununla birlikte 0° çentik açılı numunenin de burkulma yükünün en düşük olduğu anlaşılmaktadır. (0° - 15°) çentik açıları ile (75° - 90°) çentik açılarının arasındaki artış çok az ve birbirlerine çok yakın değerler olmuştur. Ayrıca (0° - 15°) çentik açılı numunelerin burkulma yüklerinin arasındaki artış %9,5 iken (75° - 90°) çentik açılı numunelerde ise %5,10 olduğu gözlemlenmiştir. Bunun karşın (60° - 75°) çentik açılı numunelerin kendi aralarındaki artış yaklaşık olarak %37 olarak ölçülmüştür. Son olarak yedinci gruptaki kritik burkulma yüklerinden sonra en düşük kritik burkulma değerleri genelde üçüncü gruptaki numunelerde ölçülmüştür.

5.1.1.4 Dördüncü Grup (2C+4G+2C_TT) Numunelerinin Burkulma Davranışı

Dördüncü grupta 8 tabaka (2C+4G+2C), [$0_C/90_C/0_G/90_G/90_G/0_G/90_C/0_C$] dizilim açısı ve fiber olarak karbon fiber ile cam fiber ve dimi (twill) örgü tipi kullanılmıştır. Şekil 5.4’ de dördüncü grup (2C+4G+2C_TT) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı değişimi grafik şeklinde sunulmuştur.



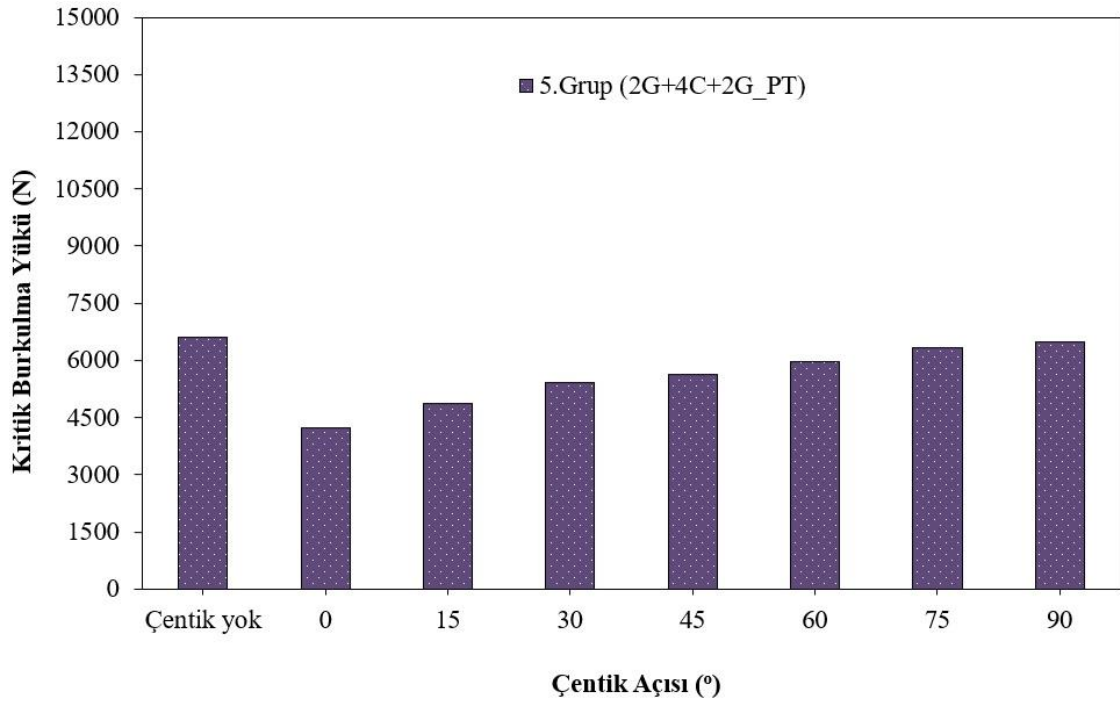
Şekil 5.4. Dördüncü grup (2C+4G+2C_TT) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri

Şekil 5.4 verilerini incelediğimizde kritik burkulma yüklerinin dördüncü grup (2C+4G+2C_TT) numuneleri için ise büyükten küçüğe (çentik yok- 90° - 75° - 60° - 45° - 30° - 15° - 0°) şeklinde olmaktadır. Bu grupta da en yüksek kritik burkulma yük değerleri çentik olmayan numunede, en düşük kritik burkulma yük değerleri ise 0° çentik açılı

numunelerde tespit edilmiştir. Anlaşılabacağı gibi dördüncü grup (2C+4G+2C_TT) numuneleri için çentik olmayan numuneler, 0° - 15° - 30° - 45° - 60° - 75° - 90° çentik açılı numuneler ile mukayese edildiğinde kritik burkulma yükünün daha fazla olduğu yani burkulma dayanımının daha iyi olduğu anlaşılmaktadır. Bununla birlikte 0° çentik açısından 90° çentik açısına kadar düzensiz bir şekilde kritik burkulma yükünün arttığı görülmekle birlikte 15° çentik açısından 30° çentik açısına ve 75° çentik açısından 90° çentik açısına kritik burkulma yükündeki artış birbirlerine yakındır.

5.1.1.5 Beşinci Grup (2G+4C+2G_PT) Numunelerinin Burkulma Davranışı

Beşinci grupta 8 tabaka (2G+4C+2G), $[0_G/90_G/0_C/90_C/90_C/0_C/90_G/0_G]$ dizilim açısı, fiber olarak karbon fiber ile cam fiber ve düz (plain) ile dişi (twill) örgü tipi kullanılmıştır. Şekil 5.5’ te beşinci grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açıları değişimi grafik şekilleri sunulmaktadır.



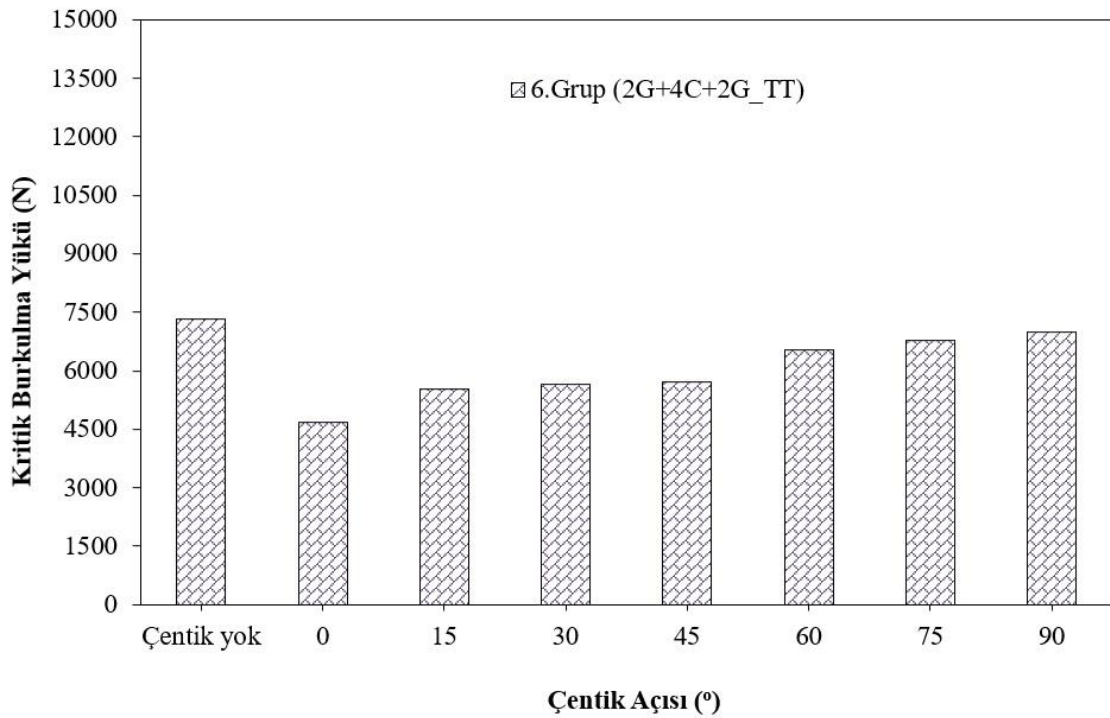
Şekil 5.5. Beşinci grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri

Şekil 5.5 verilerini incelediğimizde kritik burkulma yüklerinin beşinci grup (2G+4C+2G_PT) numuneleri için ise büyükten küçüğe (çentik yok- 90° - 75° - 60° - 45° - 30° - 15° - 0°) şeklinde olmaktadır. Beşinci grupta da en yüksek kritik burkulma yükünün çentik olmayan numune, en düşük burkulma yükünün ise 0° çentik açılı numunede olduğu tespit edilmiştir. Tüm gruplarda olduğu gibi çentiksiz numunelerinin bu grup

için de aynı şekilde davranış gösterdiği ve kritik burkulma yüklerinin diğer çentikli açılara göre daha iyi olduğu söylenebilmektedir. Bununla birlikte 0° çentik açılı numuneden 90° çentik açılı numuneye kadar sırasıyla kritik burkulma yükünün arttığı ve 90° çentik açılı numuneden 0° çentik açılı numuneye ise sırasıyla kritik burkulma yükünün azaldığı gözlemlenmiştir. Bu durum tüm gruplarda da görülmüştür. Ayrıca bu grupta 0° - 15° - 30° - 45° - 60° - 75° - 90° çentik açılı numuneler arasındaki burkulma yük değerlerinin birbirlerine yakın değerlerde çıktığı görülmüş olup %10 ile %15 arasında bir artış olduğu tespit edilmiştir.

5.1.1.6 Altıncı Grup (2G+4C+2G_TT) Numunelerinin Burkulma Davranışı

Altıncı grupta 8 tabaka (2G+4C+2G), $[0_G/90_G/0_C/90_C/90_C/0_C/90_G/0_G]$ dizilim açısı ve fiber olarak karbon fiber ile cam fiber ve dimi (twill) örgü tipi kullanılmıştır. Şekil 5.6' de altıncı grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açıları burkulma davranışları verileriyle grafik şekilleri sunulmaktadır.



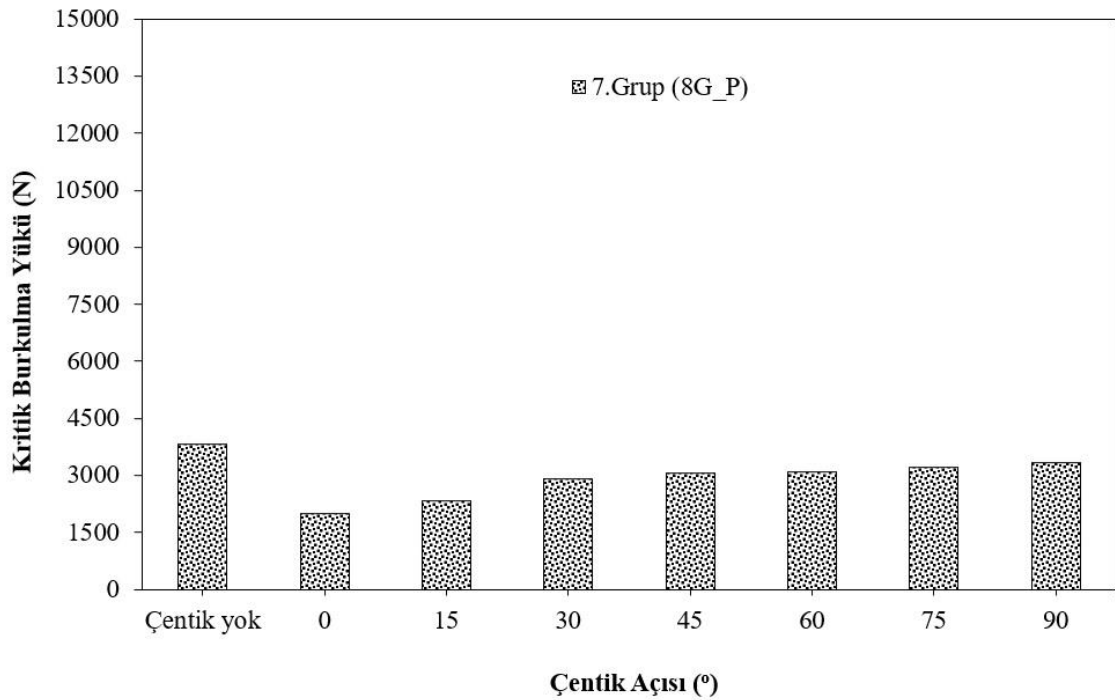
Şekil 5.6. Altıncı grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri

Şekil 5.6 verilerini incelediğimizde kritik burkulma yüklerinin altıncı grup (2G+4C+2G_TT) numuneleri için küçük olandan büyük olana doğru sıralandığında 0°

çentik açılı numunelerin en küçük değerinde, çentik olmayan numunelerin ise en büyük değerinde olduğu tespit edilmiştir. Bu sonuca göre altıncı grup (2G+4C+2G_TT) numuneleri için çentik olmayan numunelerin diğer çentik açılı numunelere kıyasla daha olumlu, 0° çentik açısının ise olumsuz etki yaptığı anlaşılmaktadır. Altıncı grupta da diğer gruplarda olduğu gibi çentik açısının artmasıyla burkulma yükü de artmakta olup çentiksiz numunede ise maksimum kritik burkulma yükü olduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca (15° - 30° - 45°) çentik açılı numunelerin kritik burkulma yüklerinin lineer değişimi ile (60° - 75° - 90°) çentik açılı numunelerin kritik burkulma yüklerinin lineer değişimi benzer şekilde olup %2,5 ile %3,5 arasında artış göstermiştir.

5.1.1.7 Yedinci Grup (8G_P) Numunelerinin Burkulma Davranışı

Yedinci grupta 8 tabaka (8G), $[0_G/90_G/0_G/90_G/90_G/0_G/90_G/0_G]$ dizilim açısı ve fiber olarak cam fiber ile düz (plain) örgü tipi kullanılmıştır. Şekil 5.7’ de yedinci grup (8G_P) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açıları burkulma davranışları verileriyle grafik şekilleri sunulmaktadır.



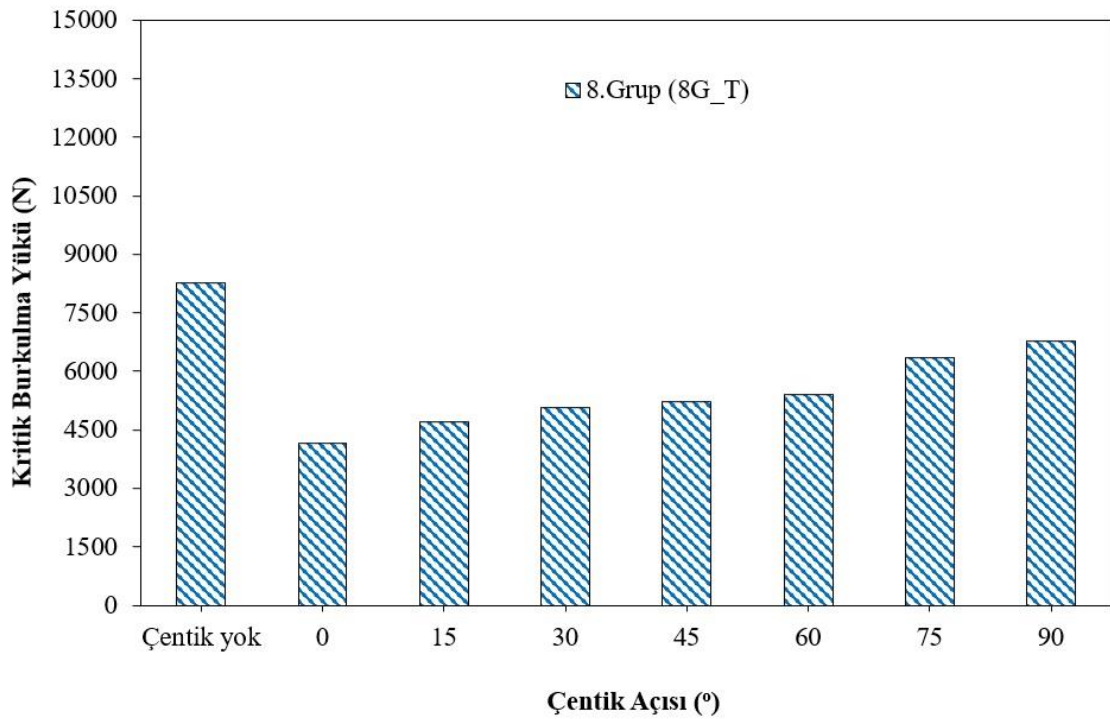
Şekil 5.7. Yedinci grup (8G_P) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri

Yedinci grup (8G_P) numuneleri için kritik burkulma yükleri ise büyükten küçüğe (çentik yok- 90° - 75° - 60° - 45° - 30° - 15° - 0°) şeklinde olmaktadır. En yüksek kritik burkulma yükleri çentik olmayan numunelerde ve en düşük burkulma yükleri ise 0°

çentik açılı numunelerde elde edilmiştir. Çentik olması durumunda burkulma yüklerinde %13-%48 arasında düşüş görülmüştür. Dolayısıyla yedinci grup (8G_P) numuneleri için çentik olmayan numunenin diğer çentik açılı numunelere kıyasla daha olumlu, 0° çentik açısının ise olumsuz etki yaptığı anlaşılmaktadır. Çentik açısı 30° den 90° ye artırıldığında burkulma yüklerinde artış değişimi lineer bir şekilde gerçekleşmiştir. Tüm gruplar dikkate alındığı zaman burkulma yükleri en düşük veriler bu grupta tespit edilmiştir.

5.1.1.8 Sekizinci Grup (8G_T) Numunelerinin Burkulma Davranışı

Sekizinci grupta 8 tabaka (8G), $[0_G/90_G/0_G/90_G/90_G/0_G/90_G/0_G]$ dizilim açısı ve fiber olarak cam fiber ve dimi (twill) örgü tipi kullanılmıştır. Şekil 5.8’ de sekizinci grup (8G_T) numunelerinin kritik burkulma yüklerinin çentik açılara göre değişimi verilmiştir.



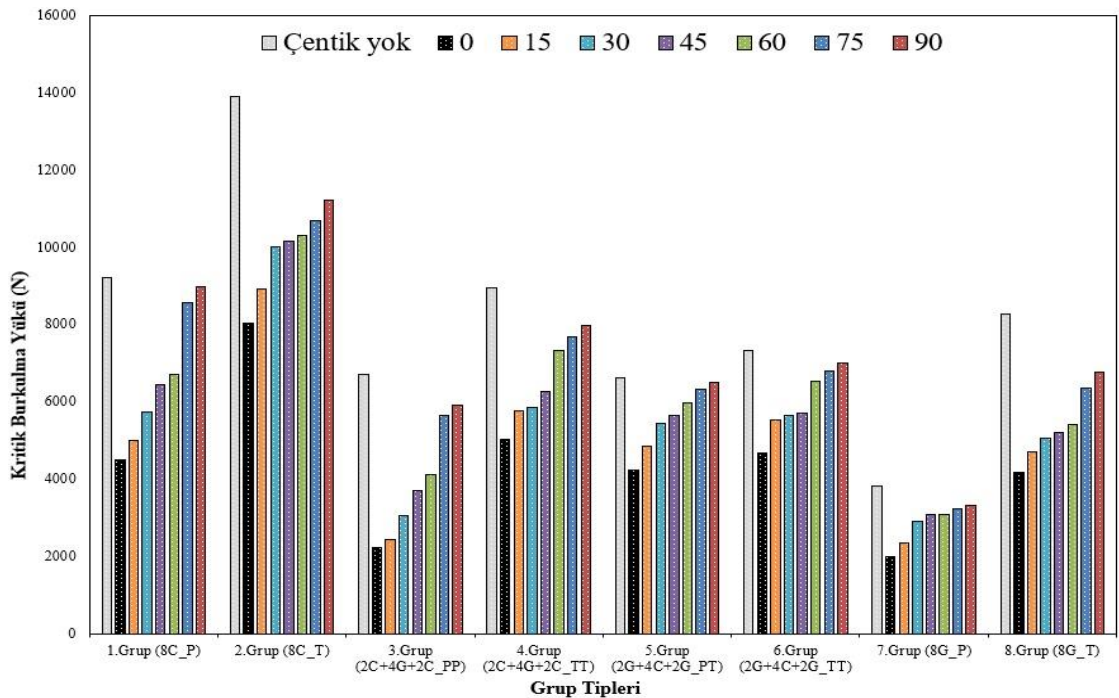
Şekil 5.8. Sekizinci grup (8G_T) numunelerinin kritik burkulma yükü – çentik açısı verileri

Kritik burkulma yüklerinin sekizinci grup (8G_T) numuneleri için ise büyükten küçüğe (çentik yok- 90° - 75° - 60° - 45° - 30° - 15° - 0°) şeklinde olmaktadır. Çentikli numunelerde çentik açısı artıkça burkulma yüklerinde de artış görülmüştür. Çentik açısı 30° den 60° ye artırıldığında kritik burkulma yüklerindeki lineer artış 75° ve 90° çentik

açılarına benzer fakat lineerlik farklıdır. Tabakalı hibrit kompozit plaklarda çentiğin varlığı burkulma yüklerinde yaklaşık %18 ile %50 arasında bir düşüşe sebep olmuştur. Çentiğin varlığı kompozit plakların direncini düşürmüştür. Genel olarak şunu diyebiliriz: çentik şeklinde bir geometrik şeklinin seçilmesi ve çentik açısının 0° ve 90° arasında değiştirilmesi hibrit kompozitlerin burkulma davranışını önemli bir şekilde değiştirmiştir.

5.1.1.9 Tüm Grup Numunelerin Burkulma Davranışının Mukayese Edilmesi

Şekil 5.9’da bütün tabakalama gruplarına ait hibrit kompozit numunelerin kritik burkulma yüklerinin eliptik çentiğin açısına göre değişimi bir arada verilmiştir. Sekiz grup dikkate alındığında en yüksek burkulma yükleri ikinci grup (8C_T) hibrit tabakalama numunelerinde elde edilirken en düşük yükler ise yedinci grup (8G_P) numunelerde meydana gelmiştir. Tüm gruplarda çentikli numuneler çentiksiz numunelere göre daha düşük burkulma yüklerinde hasara uğramıştır.



Şekil 5.9. Tüm grup numunelerinin kritik burkulma yükü – grup tipleri verileri

Şekil 5.9’ da tüm grup numunelerinin kritik burkulma yükü ve grup tipleri verilerini grafikte daha kolay anlayabilmek için madde madde birbirleri ile mukayese edilmiştir.

Birinci grup (8C_P) ve ikinci grup (8C_T) hibrit kompozit numunelerini birbirleriyle mukayese ettiğimizde düz(plain) ve dimi(twill) kumaşlarının burkulma üzerindeki etkisini tespit edebilmekteyiz. Burada (çentik yok-0°-15°-30°-45°-60°-75°-90°) çentik açılı numunelerin tümünde de anlaşılabacağı üzere ikinci gruptaki (8C_T) numunenin birinci gruptakine (8C_P) göre kritik burkulma yükünün daha iyi olduğu anlaşılmaktadır. Dolayısıyla dimi (Twill) karbon kumaşının, düz (Plain) karbon kumaşından daha dayanıklı ve kullanışlı olduğu söylenebilmektedir. Ayrıca ikinci grup (8C_T) hibrit kompozit numuneleri, (çentik yok-0°-15°-30°-45°-60°-75°-90°) çentik açılı numunelerin tümünde tüm grupların içinden kritik burkulma yükleri en yüksek olan numunelerdir.

Üçüncü grup (2C+4G+2C_PP) ve dördüncü grup (2C+4G+2C_TT) hibrit kompozit numunelerini birbirleriyle mukayese ettiğimizde karbon fiber ile cam fiber ve düz(plain) ile dimi(twill) örgü kumaşlarının kritik burkulma yüklerini tespit edebilmekteyiz. Burada (çentik yok-0°-15°-30°-45°-60°-75°-90°) çentik açılı numunelerin tümünde de anlaşılabacağı üzere dördüncü grup (2C+4G+2C_TT) numunenin üçüncü grup (2C+4G+2C_PP) göre burkulma yükünün daha iyi olduğu anlaşılmaktadır. Dolayısıyla dimi (Twill) örgü tipinin, düz (Plain) örgü tipine göre daha dayanıklı ve kullanışlı olduğu söylenebilmektedir.

Beşinci grup (2G+4C+2G_PT) ve altıncı grup (2G+4C+2G_TT) hibrit kompozit numunelerini birbirleriyle mukayese ettiğimizde karbon fiber ile cam fiber ve düz(plain) ile dimi(twill) örgü kumaşlarının kritik burkulma yüklerini tespit edebilmekteyiz. Burada (çentik yok-0°-15°-30°-45°-60°-75°-90°) çentik açılı numunelerin tümünde de anlaşılabacağı üzere beşinci grup (2G+4C+2G_PT) numunenin altıncı grup (2G+4C+2G_TT) numuneye göre kritik burkulma yükünün daha büyük olduğu anlaşılmaktadır. Dolayısıyla dimi (Twill) örgü tipinin, düz (Plain) örgü tipine göre daha dayanıklı ve kullanışlı olduğu söylenebilmektedir.

Yedinci grup (8G_P) ve sekizinci grup (8G_T) hibrit kompozit numunelerini birbirleriyle mukayese ettiğimizde düz(plain) ve dimi(twill) kumaşlarının kritik burkulma yüklerini tespit edebilmekteyiz. Burada (çentik yok-0°-15°-30°-45°-60°-75°-90°) çentik açılı numunelerin tümünde de anlaşılabacağı üzere sekizinci grup (8G_T) numunenin yedinci grup (8G_P) göre kritik burkulma yükünün daha büyük olduğu anlaşılmaktadır. Dolayısıyla dimi (Twill) karbon kumaşının, düz (Plain) karbon

kumaşından daha dayanıklı ve kullanışlı olduğu görülmektedir. Ayrıca yedinci grup (8G_P) hibrit kompozit numuneleri, (çentik yok-0°-15°-30°-45°-60°-75°-90°) çentik açılı numunelerin tümünde tüm grupların içinden kritik burkulma yükleri en düşük olan numunelerdir.

Çentiksiz ve ortasında farklı açılarda çentik bulunduran numunelerin kritik burkulma yüklerinin çeşitli hibrit tabakalama tiplerine göre değişimi Şekil 5.9' da çubuk grafik şeklinde verilmiştir. Grafikten görüldüğü gibi en yüksek burkulma yükleri ikinci grupta ve en düşük yükler ise yedinci grup numunelerde elde edilmiştir. Her bir grup kendi içerisinde karşılaştırıldığında en yüksek burkulma yükü çentiksiz numunelerde elde edilmiştir. Bu durum genelde beklenen bir durumdur. En düşük burkulma yükleri ise 0° çentikli numunelerde görülmüştür. Çentik açısı artıkça burkulma yükleri de artmıştır. Bu artış eğimi her grupta farklılık göstermektedir.

5.1.2. Hibrit Kompozitlerin Burkulma Test Sonrası Hasar Görselleri

Bütün numunelerde yapılan burkulma deneylerinden sonraki hasarlı numunelerin görüntüleri tüm gruplar için ve (çentiksiz, 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90°) çentik açılarının her biri için örnek teşkil edecek biçimde gösterilmektedir. Sunulan bütün görsellerde görüldüğü gibi numuneler genel olarak çentik açısı, oryantasyon açısı, örgü tipi ve hibrit tabakalama şekli gibi sebeplere bağlı olacak biçimde farklı farklı hasara uğradığı görülmektedir. Tüm grup numunelerde en erken hasara uğrayan 0° çentik açılı numune olmuştur. Ayrıca yedinci grup numuneleri de en hızlı hasara uğrayan grup olmuştur.



Şekil 5.10. 1.Grup (8C_P) çentiksiz ve 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90° çentik açılı numunelerin hasar sonrası görselleri



Şekil 5.11. 2.Grup (8C_T) çentiksiz ve 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90° çentik açılı numunelerin hasar sonrası görselleri



Şekil 5.12. 3.Grup (2C+4G+2C_PP) çentiksiz ve 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90° çentik açılı numunelerin hasar sonrası görselleri



Şekil 5.13. 4.Grup (2C+4G+2C_TT) çentiksiz ve 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90° çentik açılı numunelerin hasar sonrası görselleri

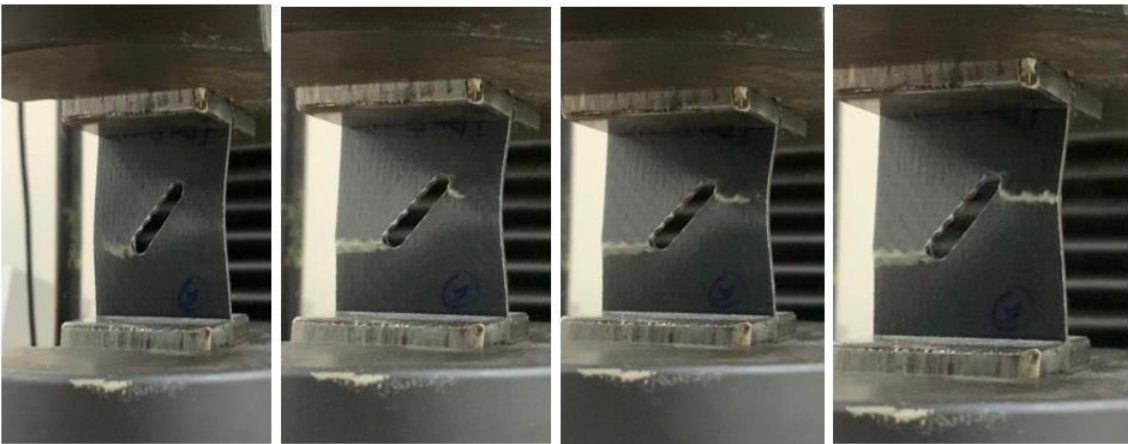
Aşağıda verilmekte olan görsellerde 5.Grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinden 0° , 45° , 75° ve 90° çentik açılı numunelerin kısa süreler içinde nasıl hasara uğradığı açıkça görülmektedir.

Şekil 5.14’de 0° çentik açılı numunenin çatlak oluşumu ve hasar ilerlemesi anlık olarak gösterilmektedir. Burada oluşan çatlak ve hasarın çentik ucundan başlayıp ilerlediği görülmekte olup fiber ve oryantasyonlardan bağımsız bir şekilde yatay olarak oluşmuştur. Hasarın en erken olduğu numuneler ise 0° çentik açılı numuneler olmuştur.



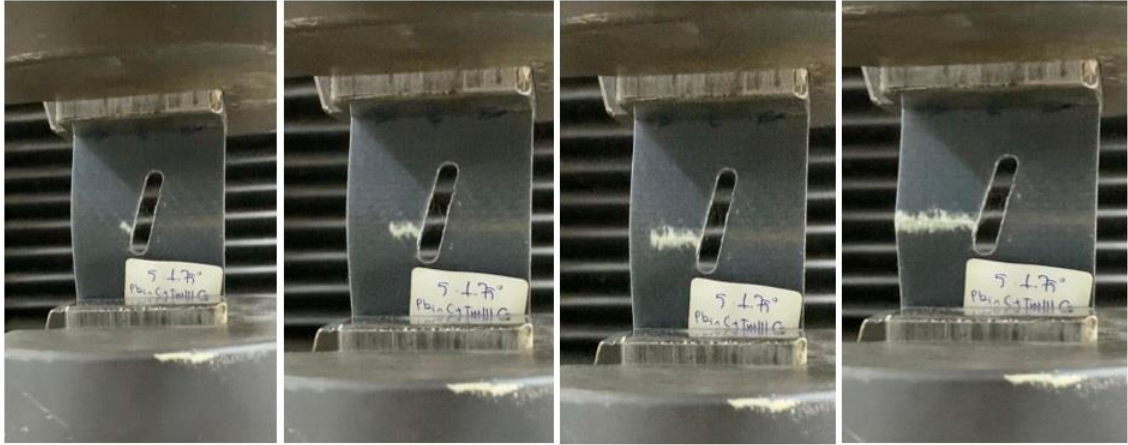
Şekil 5.14. 5.Grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinden 0° çentik açılı numunenin hasar anındaki görselleri

Şekil 5.15’de 45° çentik açılı numunenin hasara uğradığı görseller sunulmaktadır. Burada da meydana gelen hasar, çentik uçlarından meydana gelmekte olup yatay eksenle fibere bağlı olmadan oluşmuştur. 0° çentik açılı numunelere göre daha geç hasara uğramıştır.



Şekil 5.15. 5.Grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinden 45° çentik açılı numunenin hasar anındaki görselleri

Şekil 5.16'da 75° çentik açılı numunelerin deney sırasındaki hasara uğradığı ve çatlağın olduğu andaki görseller verilmektedir. Diğer çentik açılı numunelerde hasar çentik uçlarından başlamaktaydı. Fakat 75° çentik açılı numune de tam olarak çentik uçlarından başlamamıştır. Bunun sebebi de burkulmada oluşan flambajın (seğimin) ve çentik açısının da etkisiyle bombeleşen yüzeyde fiberden bağımsız bir şekilde yatay olarak hasar başlayıp kırılma gerçekleşene kadar devam etmektedir.



Şekil 5.16. 5.Grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinden 75° çentik açılı numunenin hasar anındaki görselleri

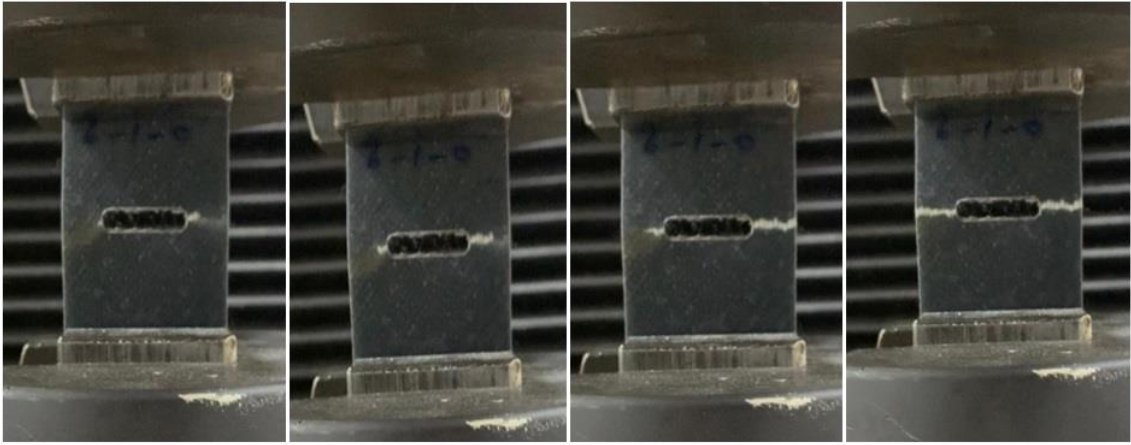
Şekil 5.17'de meydana gelen hasar, 0° - 15° - 30° - 45° - 60° - 75° çentik açılı ve çentiksiz olan numunelerden çok farklı bir şekilde olmuştur. Bu numunede hasar hem çentik ucundan hem de çentiğin çevresinden başlamamıştır. Burada numuneye gelen yük burkulmanın etkisiyle ortadan ve çentik açısının da dik olması sebebiyle hasar dıştan içe doğru ilerleyerek devam etmiştir. Üç farklı görselde de anlık hasarın nasıl ilerlediği görülmektedir.



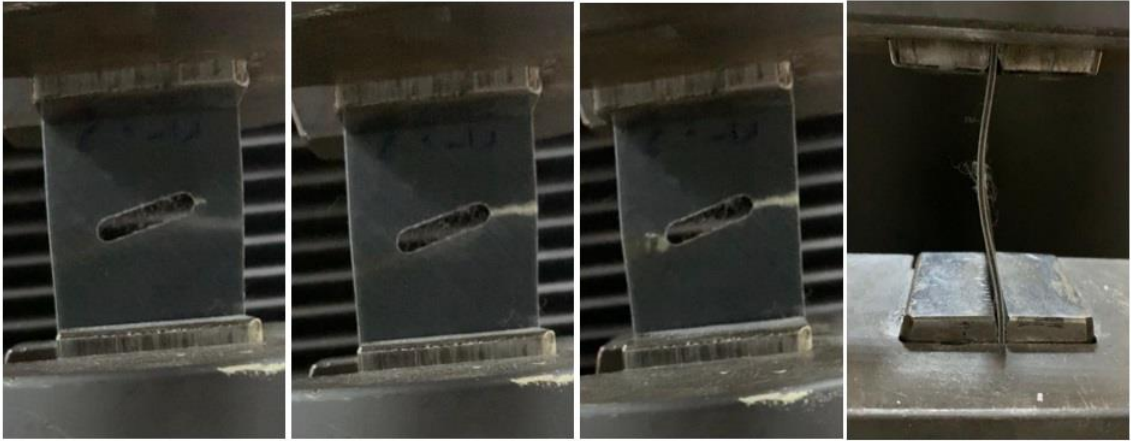
Şekil 5.17. 5.Grup (2G+4C+2G_PT) numunelerinden 90° çentik açılı numunenin hasar anındaki görselleri

Şekil 5.18'den Şekil 5.25'e kadar olan görsellerde ise 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden (çentiksiz, 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90°) çentik açılı numunelerin hasara uğrama anında kısa süreler içinde nasıl hasara uğradığı açık bir şekilde görülmektedir.

Şekil 5.18-22'de verilen 0°, 15°, 30°, 45°, 60° çentik açılı olan numunelerdeki hasarın çentik açısının etkisiyle fiber diziliminden bağımsız bir şekilde diğer grup numunelerinde olduğu gibi yatay bir şekilde çentik uçlarından başlayıp ilerleyerek gerçekleşmiştir. Altıncı grupta tüm gruplarda olduğu gibi 0° çentik açılı olan numune en hızlı, çentiksiz olan numune ise en geç hasara uğrayan numune olmuştur.



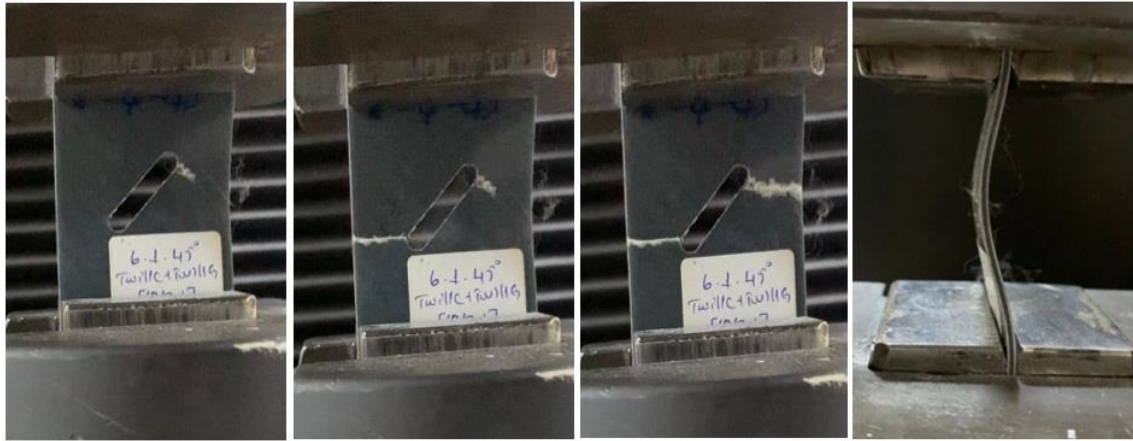
Şekil 5.18. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 0° çentik açılı numunenin hasar anındaki görselleri



Şekil 5.19. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 15° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



Şekil 5.20. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 30° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri

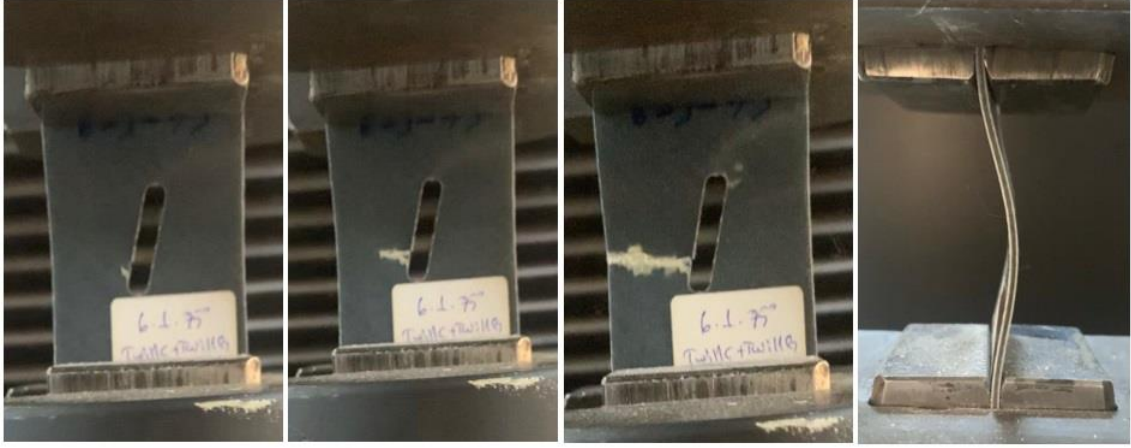


Şekil 5.21. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 45° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



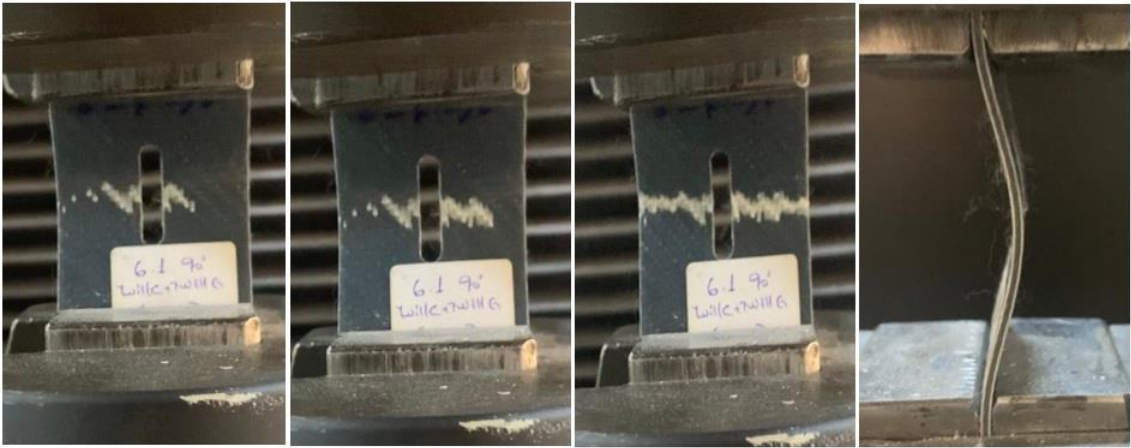
Şekil 5.22. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 60° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri

Şekil 5.23'te 75° çentik açılı numunenin çentik açısının etkisiyle hasarın başlaması tam olarak çentik ucundan değil de çentik ucunun yakınlarından başlayarak ilerlemesi görülmektedir. Diğer gruplarda da 75° çentik açılı numune buna benzer bir şekilde fibere bağlı olmadan yatay olarak hasara uğramıştır.



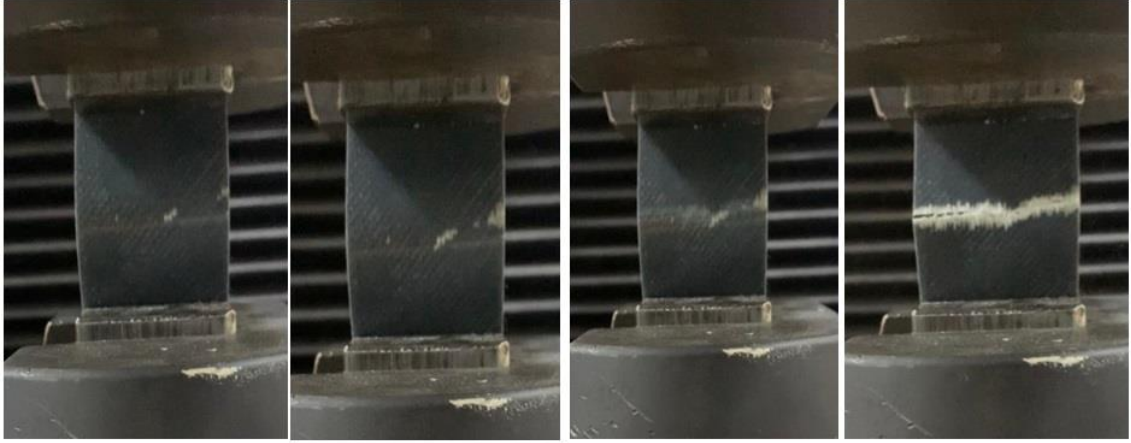
Şekil 5.23. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 75° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri

Şekil 5.24'de 90° çentik açılı numunenin çentik ucunun çevresinden başlayan hasar ilerleyerek devam etmiştir. Burada çentik açısının dik gelmesi burkulma olayında yük ile aynı yönde olmasının da etkisiyle hasar numunenin ortasından başlayıp artarak ilerlemiştir.



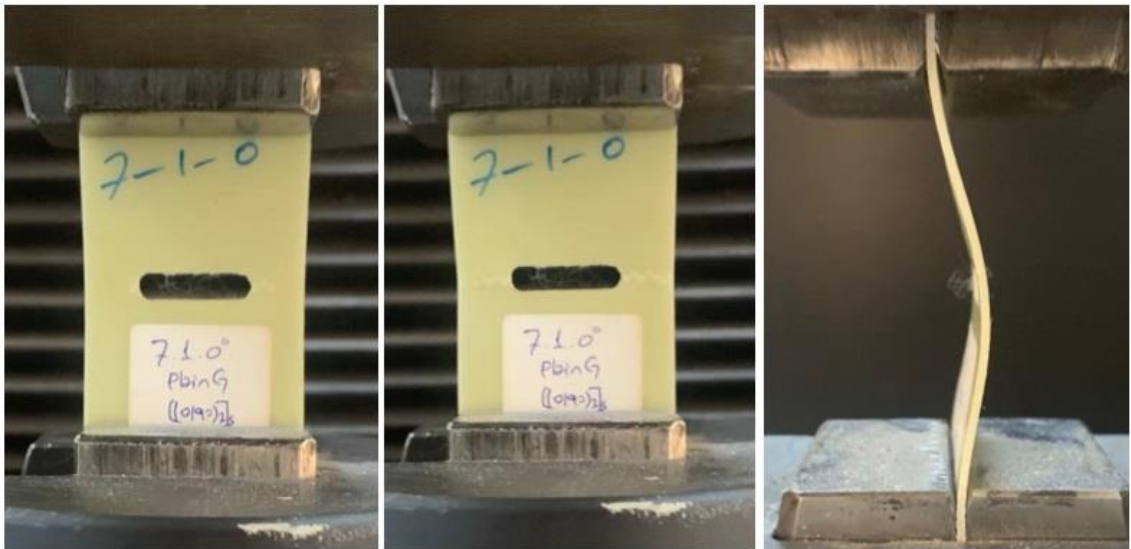
Şekil 5.24. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden 90° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri

Şekil 5.25'de çentiksiz olan numunenin tam ortadan hasara uğradığı görülmektedir. Çentikli olan numunelerden farklı olarak hasara uğradığı görülmektedir. Ayrıca çentiksiz numune süre olarak da en geç hasara uğrayan numune olmuştur.

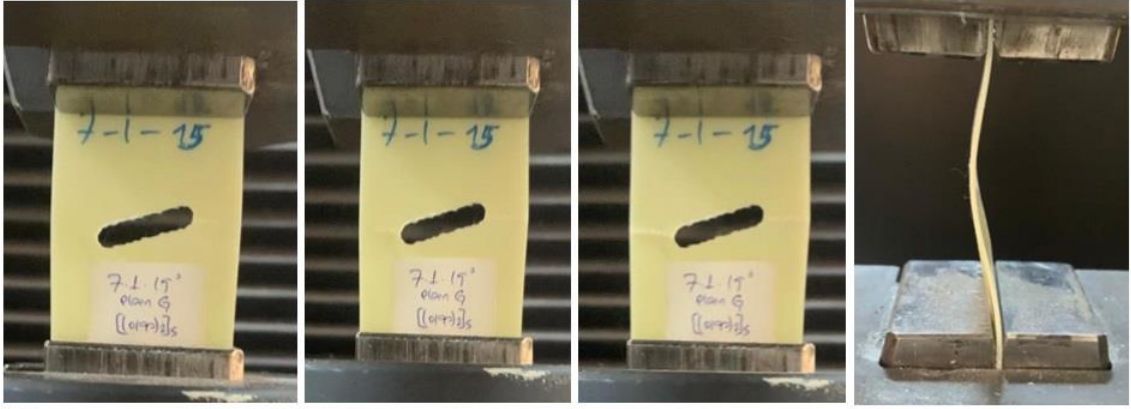


Şekil 5.25. 6.Grup (2G+4C+2G_TT) numunelerinden çentiksiz numunenin hasar anı görselleri

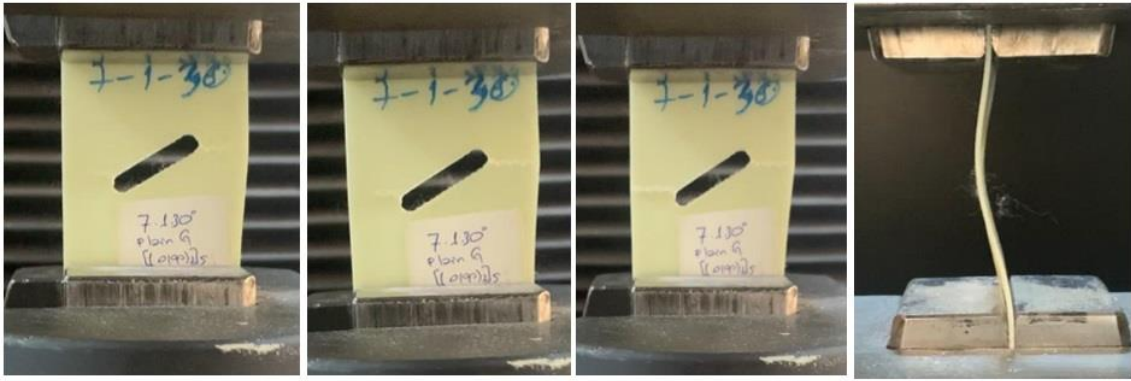
Şekil 5.26'dan Şekil 5.33'e kadar verilmekte olan görsellerde ise 7.Grup (8G_P) numunelerinden (çentiksiz, 0° , 15° , 30° , 45° , 60° , 75° , 90°) çentik açılı numunelerin çentik açısının etkisiyle nasıl hasara uğradığı görülmektedir. Bu grupta meydana gelen hasarlarda da öteki gruplarda olan hasarlara benzer biçimde gerçekleşmiştir. 0° , 15° , 30° , 45° , 60° çentik açılı numuneler çentik uçlarından, 75° çentik açılı da ise tam olarak çentik ucundan değil de çentik ucuna yakın bir bölgeden, 90° çentik açılı olan da çentik açısının ortasından, çentiksiz numunede de numunenin orta yerinden hasar başlayıp ilerleyerek kırılana kadar devam etmiştir. Ayrıca yedinci gruptaki numuneler takviye elemanı olarak cam elyaf kullanıldığından dolayı gevrek davranış sergileyip en hızlı şekilde hasara uğrayan grup olmuştur.



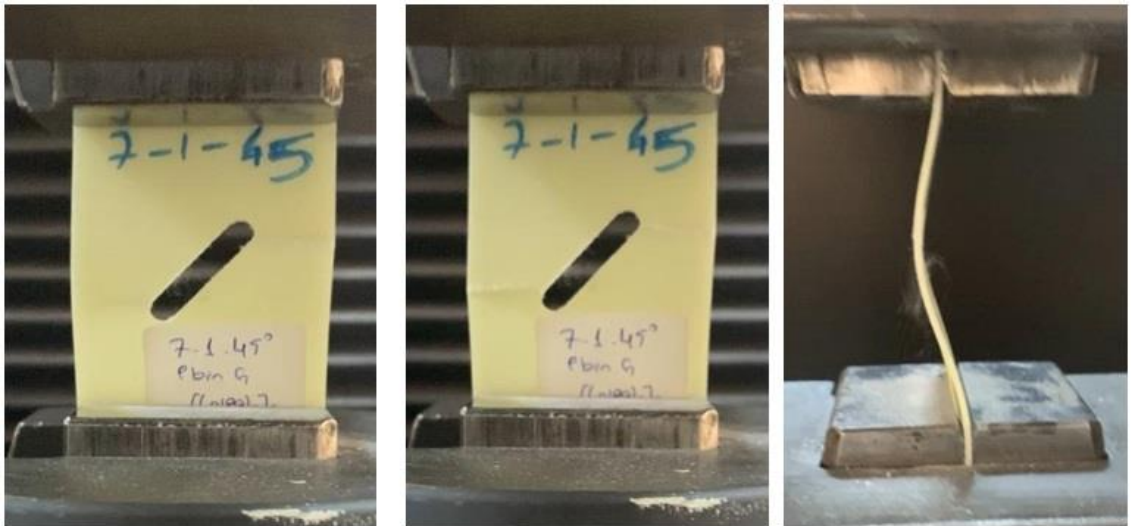
Şekil 5.26. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 0° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



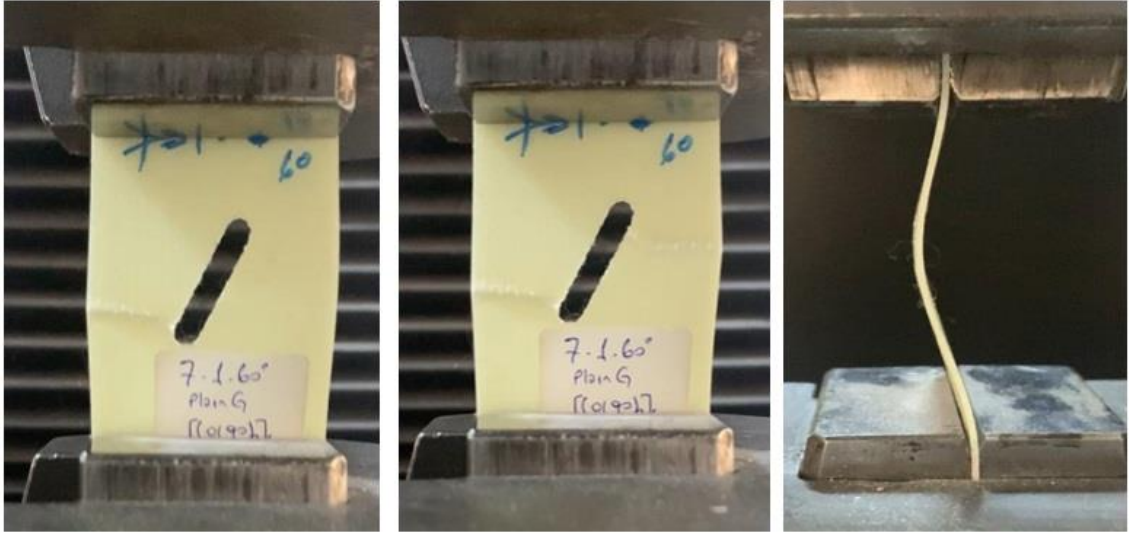
Şekil 5.27. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 15° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



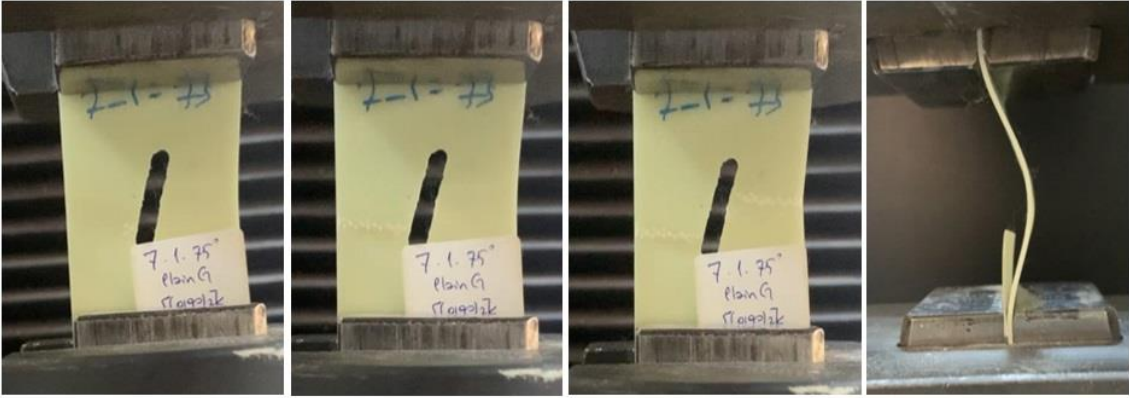
Şekil 5.28. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 30° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



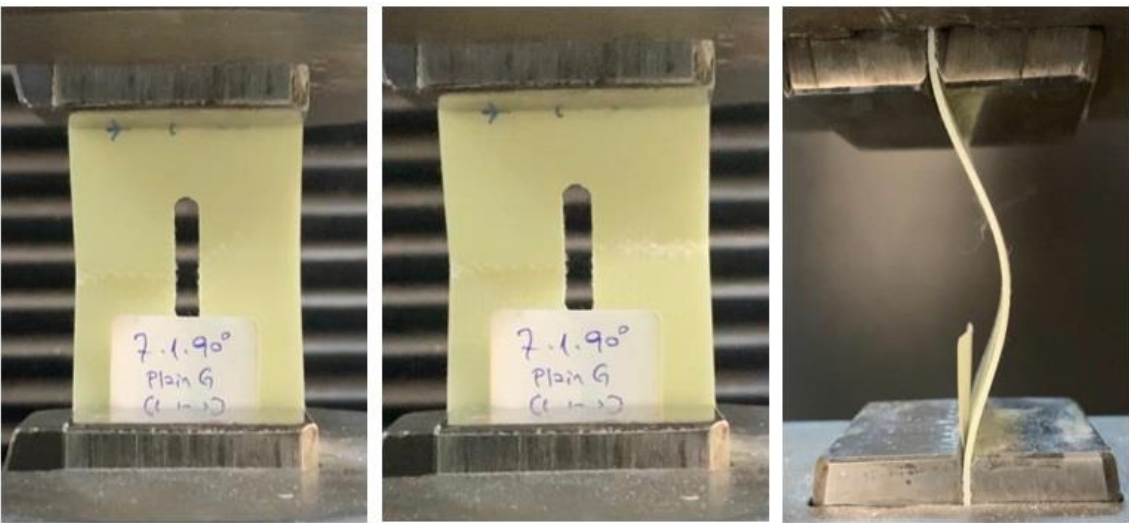
Şekil 5.29. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 45° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



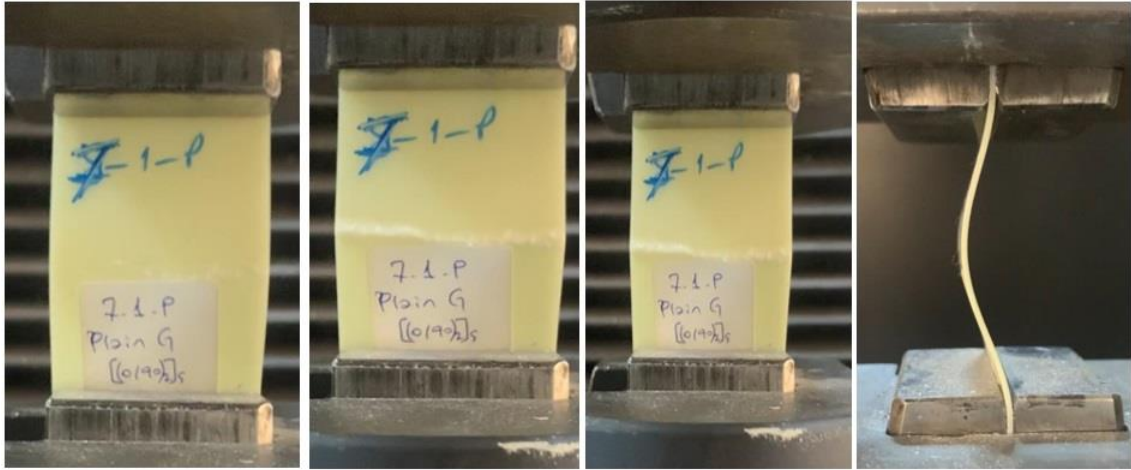
Şekil 5.30. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 60° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



Şekil 5.31. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 75° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



Şekil 5.32. 7.Grup (8G_P) numunelerinden 90° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri

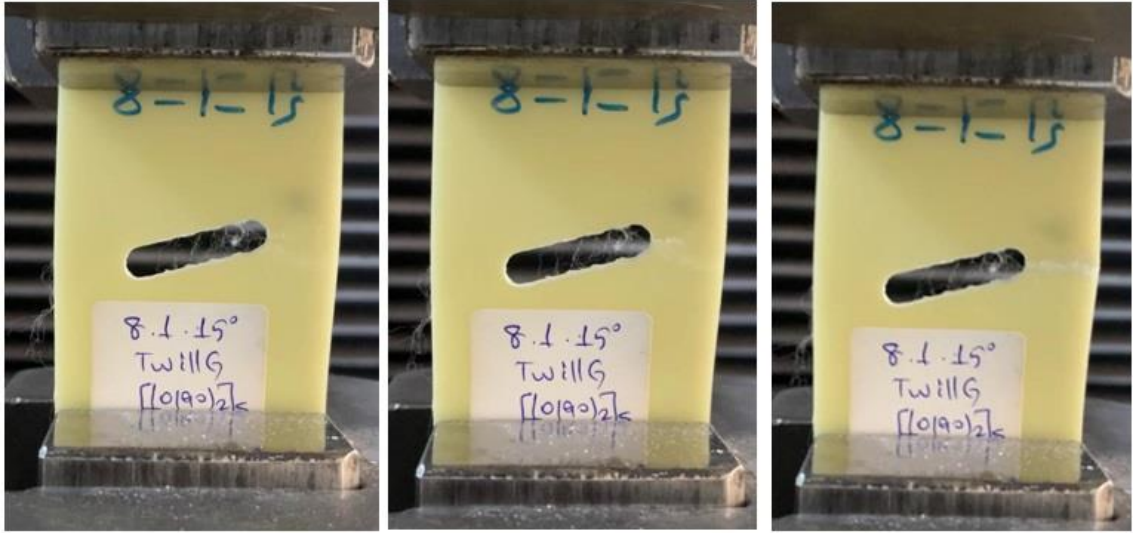


Şekil 5.33. 7.Grup (8G_P) numunelerinden çentiksiz numunenin hasar anı görselleri

Şekil 5.34'ten Şekil 5.40'a kadar olan görsellerde ise 8.Grup (8G_T) numunelerinden (0° , 15° , 30° , 45° , 60° , 75° , 90°) çentik açılı numunelerin hasara uğrama durumunda nasıl hasara uğradığı görülmektedir. Sekizinci grupta da hasara uğrama şekli bakımından numuneler diğer gruplardaki gibi benzer davranışlar sergilemiştir. Çentik açısının etkisi burada da görülmektedir. Hasar fibere bağlı olmaksızın yatay olarak gerçekleşmektedir.



Şekil 5.34. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 0° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



Şekil 5.35. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 15° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



Şekil 5.36. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 30° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



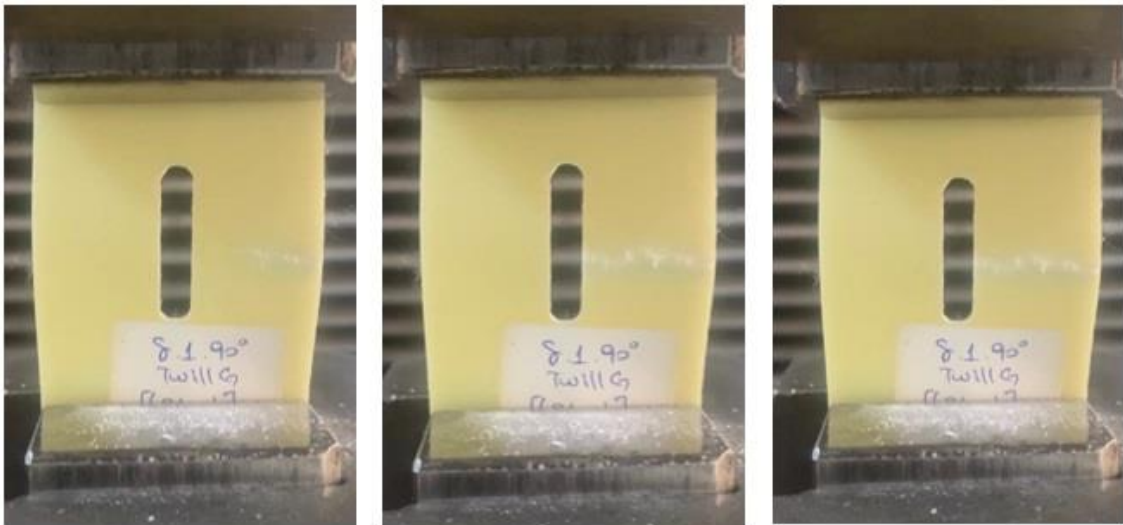
Şekil 5.37. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 45° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



Şekil 5.38. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 60° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



Şekil 5.39. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 75° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri



Şekil 5.40. 8.Grup (8G_T) numunelerinden 90° çentik açılı numunenin hasar anı görselleri

Tüm gruplar birlikte dikkate alındığında fiber örgü şekli olarak karbon fiber örgünün cam fiber örgülerden daha geç hasara uğradığı ve dolayısıyla karbon fiber örgünün burkulma için daha olumlu sonuçlar verdiği anlaşılmıştır. Çentik açısında ise açı arttıkça hasara uğramanın geciktiği görülmektedir. Böylece 90° çentik açısını da diğer çentik açılı numuneler ile mukayese ettiğimizde daha iyi sonuçlar verdiği söylenebilir. Bunun yanında numuneye en geç sürede hasar verebilen ve kritik burkulma yükünün en iyi olduğu çentiksiz olan numuneler olmuştur.

6. GENEL SONUÇLAR

Yapılan deneylerde elde edilen veriler ve grafiklerden de anlaşılacağı üzere tüm gruplarda kumaş türü, oryantasyon ve çentik açılarının her birinin burkulma davranışını etkilediği açık bir şekilde görülmektedir. Sonuç olarak tüm (çentiksiz, 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90°) hibrit kompozit numunelerin burkulma davranışı açısından Şekil 5.9' da verilen grafikte bütün gruplar birbirleri ile mukayese edildiğinde aşağıdaki gibi bir karşılaştırma çok anlamlı olacaktır:

- ✓ Burkulma yükü; 2.Grup>1.Grup
- ✓ Burkulma yükü; 4.Grup>3.Grup
- ✓ Burkulma yükü; 6.Grup>5.Grup
- ✓ Burkulma yükü; 8.Grup>7.Grup

Tüm gruplar için burkulma yükleri mukayese edilirken kumaş türü, tabakalama dizilimi, çentik ve oryantasyon açısı dikkate alınarak bazı sonuçlar elde edilmiştir. Bu sonuçlar da maddeler halinde aşağıda verilmektedir:

- ✓ Karbon ve cam fiber kumaşlar tüm çentik açılarında mukayese edildiğinde karbon fiber kumaşının daha iyi burkulma davranışı gösterdiği gözlemlenmiştir. Dolayısıyla karbon kumaşının daha iyi ve kullanışlı olduğu sonucuna varılmıştır.
- ✓ Dimi (Twill) ile düz (Plain) örgülü karbon ve cam fiber kumaşlar için mukayese edildiğinde dimi (Twill) örgülü kumaşların düz (Plain) örgülü kumaşlara göre burkulma davranışında daha iyi olduğu anlaşılmıştır. Bu nedenle burkulma için dimi (Twill) örgü tipi kumaşın düz (Plain) örgü tipi kumaşa göre daha kullanışlı ve iyi davranış göstereceği sonucuna varılmıştır.
- ✓ Tüm gruplar içinde burkulma yükleri en yüksek elde edilen dimi (Twill) karbon fiber kumaşı, [0c/90c/0c/90c/90c/0c/90c/0c] tabakalama dizilimi yani [(0/90)₂]_s oryantasyon açısı ve (çentiksiz, 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90°) çentik açılı olacak şekilde üretilen ikinci grup (8C_T) numuneleri olmuştur. Tüm grup ve numuneler arasından burkulma davranışı en iyi olan ikinci grup çentiksiz numunesi olarak tespit edilmiştir. Bu nedenle en iyi sonuçların elde edildiği ikinci grup numunelerinde, burkulma davranışı bakımından kumaş olarak en yüksek verilerin elde edildiği dimi (Twill) karbon fiber kumaşının kullanılması daha uygundur. Tabakalama dizilimi bakımından ise en uygun verilerin elde

edildiği [0c/90c/0c/90c/90c/0c/90c/0c] tabakalama dizilimi ve çentik açısı bakımından da en kullanışlı verilerin elde edildiği çentiksiz numunenin seçilmesi daha uygun olacaktır.

Her iki örgü tipi dikkate alındığında twill (dimi) dokuma ile üretilen numuneler plain (düz) dokuma tipi ile üretilen numunelere göre daha iyi burkulma davranışı göstermiştir. Takviye tipi dikkate alındığında karbon fiber esaslı numunelerin burkulma yükleri daha yüksek elde edilmiştir. Lee ve Hyer (1993), yaptıkları çalışmalarında burkulmanın fiberlere bağlı olduğunu, farklı fiber kullanılan hibrit kompozit malzemede burkulma davranışlarının da farklı olduğu sonucuna varmışlardır. Hwang ve Mao (2001), araştırmalarında karbon-epoksi ve E-cam-epoksi hibrit kompozit malzemede burkulma karakteristiklerini incelerken cam fiber tabaka sayısının arttırılınca burkulma dirençlerinin düştüğünü tespit etmişlerdir. Çentik açısı 0° den 90° artırılırken her çentik açısı değişiminden elde edilen burkulma yükü bir önceki burkulma değerinden daha yüksek elde edilmiştir. Demek ki çentik açısı yükleme yönüne doğru artırılırken numunelerin burkulma direnci artmıştır. Gençoğlu M, (2011)' de yaptığı çalışmada burkulmada çentik açısının arttırılırken burkulma dayanımının arttığı sonucuna varmıştır.

Bu çalışmadan sonra yapılacak çalışmalar için birkaç öneri şu şekilde verilebilir;

- ✓ Hibrit kompozit malzemedan yapılan numunenin boyutları arttırılabilir.
- ✓ Çentiklerin boyutları ve şekilleri değiştirilerek burkulma yüküne etkisi araştırılabilir.
- ✓ Takviye elemanı, matris malzemesi, oryantasyon açıları ve tabakalama sistemi değiştirilerek burkulma davranışı incelenebilir.

KAYNAKLAR

- Âdem, O., (2015), *Kompozit malzemeler ders notu*, Sakarya Üniversitesi, Sakarya, p. 3-4
- Adin H. (2017). Batman Üniversitesi, *Malzemelerin Mekanik Davranışları Dersi*, Ders Notları
- Anonim (2019), Primeoil Web Sitesi, <https://primeoileg.com/mobil-industrial-lubricants/>, [Ziyaret Tarihi:10 Mart 2020]
- Anonim (2020), Metalürji ve Malzeme Mühendisliği, Kompozit Malzemeler ile ilgili yayınların web sitesi, <http://www.metalurjik.net/tag/kompozit-malzemeler>, [online], [Ziyaret Tarihi: 20 Nisan 2020].
- Aricasoy, O., (2006) "Kompozit Sektörü Raporu", *İstanbul Ticaret Odası*, İstanbul
- Ataş, A., (2007). Dokuma fiber takviyeli paralel pim delikli tabakalı polyester kompozit plakaların statik yük altındaki davranışlarının incelenmesi. *Balıkesir Üniversitesi-Fen Bilimleri Ens. Makine Mühendisliği A.B.D. Yüksek Lisans Tezi*.
- Ataş C. (2009) Kompozit Malzemelere Giriş Dersi (Pdf) *T.C. Dokuz Eylül Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü*
- Beşergil B. (2020) bloğu http://bilsenbesergil.blogspot.com/p/blog-page_26.html [Ziyaret Tarihi:15 Mart 2020]
- Callister, W.D., Rethwisch, D.G., (2014). Malzeme Bilimi ve Mühendisliği. Çeviri Ed. Genel, K. Nobel Yayınevi, Sekizinci Basımdan Çeviri, 974s, Ankara.
- Carbomid Firması Ürün Kataloğu, *İkitelli OSB Süleyman Demirel Bulvarı İş Modern*, Kat:1, E 32 PK: 34306, Başakşehir, İstanbul/Türkiye
- Chakrabarti, A., Sheikh H.A., (2006). Buckling of Composite Laminates Subjected to in-Plane Partial Edge Compression Using a Refined Plate Theory. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 25, 1189-1204.
- Composite Material (2005), Guide to citing Internet sources, *Hexcel Comporation*. [Ziyaret Tarihi: 20 Nisan 2020].
- Çelik, A., and Turan, K., (2015) Çentikli kompozit levhaların hasar davranışlarının incelenmesi. *Dicle Üniversitesi Mühendislik Dergisi*, 6(2), 73-82
- Çetin A. (2020), Malzeme Bilgisi Ders Kitabı, Burkulma Youtube Videosu, <https://www.youtube.com/watch?v=Gj3eguJ1ue4>, [online], [Ziyaret Tarihi: 23 Nisan 2020].

- Dawe, D.J., Ge, Y.S., (2000). Thermal Buckling of Shear-Deformable Composite Laminated Plates by the Spline Finite Strip Method. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 185, 347-366.
- Deniz M.E. (2016). Batman Üniversitesi, *Malzeme Bilgisi Dersi*, Kompozit Malzemeler Bölümü Ders Notları
- Deniz M.E. (2017). Batman Üniversitesi, *Kompozit Malzemelere Giriş Dersi*, Ders Notları
- Eryiğit, E., Zor, M., Arman, Y. (2009). Hole Effects on Lateral Buckling of Laminated Cantilever Beams, *Composites Part B: Engineering*, Cilt. 40, s. 174-179. DOI: 10.1016/j.compositesb.2008.07.005.
- Gençoğlu M. (2011). Tabakalı Kompozit Levhalarda Burkulma Analizi (Yüksek Lisans Tezi), *Fırat Üniversitesi*
- Gaudenzi P. (1997), On the delamination buckling of composite laminates under compressive loading. *Composite Structures*, 39, pp. 21-30.
- Gunt WP, (2010) 121 Euler Strut Theory Demonstration Unit, Hamburg, Germany.
- Günay, E., ve Sivri, C., (2006) Fiber kompozit çok katlı tüpsel silindirlerin burulma aksenal baskı yükü ve dış basınç yüklemeleri altında burkulma denklemlerinin çıkarılışları. *Gazi Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Mühendislik Bilimler Dergisi*, 21(2), 327-330
- Günyar, A., Öztürk, H., ve Sabuncu, M., (2012) Kompozit eğri çubuklarının doğal frekans ve burkulma yükü analizi. *Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Mühendislik Bilimler Dergisi*, 14(42), 33-42
- Hamani, N., Ouinasa, D., Taghezoutb, N., Sahnouna, M., Viña, J., (2013). Effect of Fiber Orientation on the Critical Buckling Load of Symmetric Composite Laminated Plates. *Advanced Materials Research*, 629, 95-99.
- Hwang, S.F., Mao, C. P., (2001). Failure of Delaminated Interply Hybrid Composite Plates Under Compression. *Composites Science and Technology*, 61, 1513–1527.
- Juhasz. Z., and Szekrenyes. A., (2017) The effect of delemination on the critical buckling force of composite plates: Exprimnt and simulation. *Composite Structures*. 168: 456–464
- Julias, A.A., Mohmeed, S.A., Murali, A., (2014). Effect of Delamination Buckling Strength of Unidirectional Glass-Carbon Hybrid Laminates. *Indian Journal of Engineering and Materials Sciences*, 21, 23-29.

- Karabörk F. (2012). Aksaray Üniversitesi *Malzeme Giriş Dersi*, Ders Notları
- Kayrak M.A., (1999) “Havacılık Kompozitleri ve Mukavemet Maliyet Analizleri”, *Anadolu Üniversitesi Yayınları*, Eskişehir, s. 103.
- Kessler, A., Bledzki, A.K., (1999). Low Velocity Impact Behavior of Glass/Epoxy Cross-Ply Laminates with Different Fiber Treatments. *Polymer Composites*, 20 (2), 269-278.
- Kharazi, M., Ovesy H.R., Taghizadeh, M., (2010). Buckling of the Composite Laminates Containing Through-the-Width Delaminations Using Different Plate Theories, *Composite Structures*, 92, 1176–1183.
- Koç E. (2010) Makina Elemanları Cilt-I, 4. Baskı, *Nobel Yayınları*, Adana,
- Koç E. ve Keleş İ. (2012) Burkulma Deney Föyü / *Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü*
- Korkut S. (2017), Kişisel Web sitesi Serdar Korkut Bloğu, [https://www.serdarkorkut.com/2017/01/22/kompozit-malzemeler,\[online\]](https://www.serdarkorkut.com/2017/01/22/kompozit-malzemeler,[online]), [Ziyaret Tarihi: 18 Nisan 2020].
- Lee, H. H., Hyer, M. W., (1993). Postbuckling failure of Composite Plates with Holes. *The American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 31, 12931298.
- Lee, S. Y. ve Park, D. Y. (2007). Buckling analysis of laminated composite plates containing delaminations using assumed strain solid element. *J. Composite Mater.*, 44, 406–426.
- Mohtaram, Y.F., Kahnamouei, J.T., Shariati, M., and Behjat, B., (2012) Experimental and numrical investihation of buckling in rectengular steel plates with groove-shaped cutouts *Journal of Zhejiang University*, 13(6), 469-480
- Moon, C.J., Kim, I. H., Choi, B. H., Kweon, J. H., Choi, J. H., (2010). Buckling of Filament Wound Composite Cylinders Subjected to Hydrostatic Pressure for Underwater Vehicle Applications. *Composite Structures*, 92 (9), 22412251
- Nemeth, M.P. (1996) Buckling and post buckling behavior of laminated composite plates with a cut-out, NASA Technical Paper 3587.
- Öndürücü, A., and Karacan A., (2018) Tabakalı cam elyaf/epoksi kompozitlerin darbe davranışının deneysel olarak incelenmesi. *Journal of Engineering Sciences and Design*, 6(3), 435-447
- Öndürücü, A., and Kaykıran H.F., (2018) Hibrit kompozit kirişlerin yanal burkulma davranışlarına soğuk ortamın etkisi. *SDÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi*, 22(1), 156-164

- Reis, L., and Freitas, M., (1997) “Damage growth analysis of low velocity impacted composite panels”, *Composite Structures*, p.509-515
- Reyne M. (1990), “Technologie des composites, Hermes”, Paris, s. 165.
- Sayer, M., (2009) “Hibrit Kompozitlerin Darbe Davranışlarının İncelenmesi”, Doktora Tezi, *Pamukkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Denizli, 134s,
- Schnabl, S., Planinc I., (2011). The Effect of Transverse Shear Deformation on the Buckling of Two - Layer Composite Columns with Interlayer Slip. *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 46, 543–553.
- Shukla, K.K., Nath, Y., (2002). Buckling of Laminated Composite Rectangular Plates under Transient Thermal Loading. *Journal of Applied Mechanics*, 69 (5), 684-692.
- Solmaz, M.Y., Şanlıtürk, İ.H., ve Özben T., (2010) Petek yapılı sandviç yapılarda köpük dolgunun kritik burkulma yüküne etkisinin sayısal olarak tespiti. II. *Ulusal Tasarım İmalat ve Analiz Kongresi (TİMAK)*, 523-530
- SP Systems., (1998) “SP Systems Guide to Composites”, *SP Systems*, p. 9-16
- Sudhir, S., Shivukumar, M., Mathapati, S., (2015). Testing and Analysis of Mechanical Properties of E-glass Fiber Reinforced Epoxy Polymer Composites. *International Journal of Research and Innovations in Science and Technology*, 2(1), 46-52.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Ramazan BARDAKÇI
Uyruğu : T.C.
Doğum Yeri ve Tarihi : Batman – 13/02/1994
Telefon : +90(537) 384 10 10
Faks :
e-mail : rmsbardakci@gmail.com

EĞİTİM

Derece	Adı, İlçe, İl	Bitirme Yılı
Lise	Türk Telekom Anadolu Lisesi, Merkez, Batman	2012
Üniversite	Aksaray Üniversitesi, Makine Müh, (Yatay Geçiş)	2014
Üniversite	Anadolu Üniversitesi, Adalet	2016
Üniversite	Batman Üniversitesi, Makine Mühendisliği	2017
Yüksek Lisans	Batman Üniversitesi, Makine Müh. Anabilim Dalı	2020
Doktora	:	

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görevi
2014	Tüpraş – Batman/Türkiye	Stajyer Mühendis
2015	Yk Kardeşler – Batman/Türkiye	Stajyer Mühendis
2014	Acarkids – İstanbul/Türkiye	Müdür
2018	Kaf International Ltd – Londra/İngiltere	Müdür Yardımcısı
2019	Rms Consultancy Ltd – Londra/İngiltere	Direktör
2020	Acr Perakende A.Ş – Batman/Türkiye	Müdür

UZMANLIK ALANI

Mekanik, Pazarlama – Perakende

YABANCI DİLLER

İngilizce