



**T.C.
ULUDAĞ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**POLYESTER DOKUMA KUMAŞ TAKVİYELİ KOMPOZİT
MALZEMELERİN DARBE VE EĞİLME DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**

NEŞE YILMAZ İŞMAN

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
TEKSTİL MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

BURSA 2010



T.C.
ULUDAĞ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

POLYESTER DOKUMA KUMAŞ TAKVİYELİ KOMPOZİT
MALZEMELERİN DARBE VE EĞİLME DAVRANIŞININ İNCELENMESİ

NEŞE YILMAZ İŞMAN

PROF. DR. HALİL RIFAT ALPAY
(DANIŞMAN)

YÜKSEK LİSANS TEZİ
TEKSTİL MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

BURSA 2010

T.C.
ULUDAĞ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

POLYESTER DOKUMA KUMAŞ TAKVİYELİ KOMPOZİT
MALZEMELERİN DARBE VE EĞİLME DAVRANIŞININ İNCELENMESİ

NEŞE YILMAZ İŞMAN

YÜKSEK LİSANS TEZİ
TEKSTİL MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

Bu Tez 13/01/2010 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oybirliği/oyçokluğu ile kabul edilmiştir.

Prof. Dr. Halil Rıfat ALPAY
Danışman

Prof. Dr. Recep EREN

Yrd. Doç. Dr. Behiye KORKMAZ

ÖZET

Günümüzde kompozit malzemelerde kullanılan bazı takviye malzemelerinin yüksek mukavemetli olmalarına karşın, maliyetleri yüksek, üretimleri zor ve zaman alıcı olabilmektedir. Bu kısıtlamalardan yola çıkarak bu çalışmada, seri üretimi olan ve ulaşılması kolay polyester dokuma kumaş takviye malzemesi olarak kullanılmıştır. Polyester kumaş vinilester reçine kombinasyonu, el yatırma tekniğine göre gerçekleştirilmiştir. Oluşturulan kompozit malzemenin mekanik özellikleri araştırılmış ve elde edilen sonuçlar, diğer bazı kompozit malzemelerin mekanik özellikleri ile kıyaslanmıştır. Buna göre, yeni malzemenin darbe dayanımının diğer kompozit malzemelerden bazısının darbe dayanımına yakın olduğu, çekme mukavemeti ve modülü ile eğilme mukavemeti ve modülünün düşük olduğu görülmüştür.

Anahtar kelimeler: polyester kumaş, vinil ester reçine, kompozit malzeme

ABSTRACT

Reinforcement materials that are used in composites in specific applications can have higher costs, their productions can be difficult and time-consuming. Based on these limitations, in this work, polyester woven fabric, which is easy to access and has serial production, was used as reinforcement material. Polyester fabric/vinylester resin composites were manufactured by hand lay up method. Mechanical properties of this composite material was investigated and the results were compared with some other composite materials' properties. According to these comparements, it is seen that impact performance of polyester fabric/vinylester composite is nearly equal and in some cases higher, but tensile properties and flexural properties are lower than the other composite materials.

Key words: polyester fabric, vinyl ester resin, composite material

İÇİNDEKİLER

	Sayfa no
ÖZET	i
ABSTRACT	ii
İÇİNDEKİLER	iii
KISALTMALAR DİZİNİ	v
ÇİZELGELER DİZİNİ	vi
ŞEKİLLER DİZİNİ	vii
SİMGELER DİZİNİ	ix
GİRİŞ	1
1. KAYNAK ÖZETLERİ	3
1.1. Kompozit Malzemeler	3
1.2. Kompozit Malzemelerin Özellikleri	4
1.3. Kompozit Malzemelerin Uygulama Alanları	5
1.4. Kompozit Malzemelerin Temel Yapısı ve Sınıflandırılması	7
1.5. Takviye Malzemesi	10
1.6. Lif Takviyeli Kompozit Malzemeler ve Kullanılan Lifler	10
1.7. Matriks	12
1.8. Polimer Matriksler	14
1.8.1. Termoset Polimerler	15
1.8.2. Termoplastik Polimerler	16
1.9. Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri	17
1.9.1. El Yatırması	17
1.9.2. Elyaf Püskürtme	17
1.9.3. Fıtil Sarma	18
1.9.4. Reçine Transfer Kalıplama (RTM)	19
1.9.5. Profil Çekme (Pultrüzyon)	19
1.9.6. Hazır Kalıplama	20
1.9.7. Vakum Torbalama	20
1.9.8. Otoklav	21
1.9.9. Vakum Enjeksiyon	21
1.10. Lif Takviyeli Kompozit Tabaka	21
1.10.1. Lif Takviyeli Kompozit Tabakanın Temel Özellikleri	22
1.10.1.1. Koordinat Eksenleri	22
1.10.1.2. İşaretler Sistemi	23
1.10.1.3. Lif Hacimsel Oranı ve Yoğunluk	24
1.10.1.4. Sürekli Lif Takviyeli Kompozitlerde Gerilim Hesaplamaları	25
1.10.2. İzotropik, Anizotropik ve Ortotropik Materyaller	26
1.10.3. Tabakanın Elastik Özellikleri	27
1.10.3.1. Tek Yönlü Sürekli Lif 0° Tabaka	27
1.10.3.2. Tek Yönlü Sürekli Lif Açılı Tabaka	29
1.10.4. Tabaka İçin Gerilme Gerinim İlişkileri	30
1.10.4.1. İzotropik Tabaka	30
1.10.4.2. Ortotropik Tabaka	31

1.11. Çok Katlı Yapılar	35
1.11.1. Laminasyon Teorisi	37
1.11.2. Katmanlar Arası Gerilmeler	40
1.12. Dokuma Kumaş Takviyeli Kompozit Malzemeler	40
1.12.1. Bezayağı Örgü Yapısı	41
1.12.2. Dimi Örgü Yapısı	41
1.12.3. Saten Örgü Yapısı	42
1.12.4. Sepet Örgü Yapısı	43
1.12.5. Leno Örgü	43
1.13. Kompozit Malzemelerde Fiziksel Hata Mekanizmaları	44
1.14. Kompozit Malzemelerle İlgili Literatürde Yapılan Çalışmalar	45
2. MATERYAL VE METOD	51
2.1. Materyal	51
2.1.1. Vinilester Reçine	52
2.1.2. Jelleşme ve Kürleme	54
2.1.3. Sertleştirici	55
2.1.4. Hızlandırıcı	56
2.1.5. Polyester Dokuma Kumaş	56
2.2. Metot	57
2.2.1. İplik Numarası Tayini	57
2.2.2. İplik Mukavemet Testleri	58
2.2.3. Reçinesiz Kumaş Mukavemeti Testleri	58
2.2.4. Kompozit Malzemenin Hazırlanması	58
2.2.5. Kompozit Malzemenin Mekanik Performansının Belirlenmesi	59
2.2.5.1. Çekme Testi	60
2.2.5.2. Üç Noktalı Eğilme Testi	61
2.2.5.3. Darbe Dayanımı Testi	64
3. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA	66
3.1. İplik Mukavemet Testi Sonuçları	66
3.2. Reçinesiz Kumaş Mukavemeti Testi Sonuçları	68
3.3. Kompozit Malzeme Çekme Testi Sonuçları	72
3.4. Kompozit Malzeme Eğilme Testi Sonuçları	75
3.5. Darbe Testi Sonuçları	82
4. SONUÇ	84
KAYNAKLAR	86
ÖZGEÇMİŞ	89
TEŞEKKÜR	90

KISALTMALAR DİZİNİ

- FRC Lif takviyeli kompozit (Fiber Reinforced Composites)
BMC Hamur kalıp bileşimi (Bulk Moulding Compound)
SMC Levha kalıp bileşimi (Sheet Moulding Compound)
UD Tek yönlü (Unidirectional)
RTM Reçine transfer kalıplama (Resin Transfer Moulding)
DIC Dijital görüntü korelasyon tekniği (Digital Image Correlation)
FEM Sonlu elemanlar metodu (Finite Element Method)
MEKP Metil etil keton peroksit

ÇİZELGELER DİZİNİ

	Sayfa no
Çizelge 1.1. Kullanım alanına göre kompozit malzemelerden beklenen özellikler	6
Çizelge 1.2. Takviye malzemeleri ve özellikleri	12
Çizelge 1.3. Termoset ve termoplastik reçinelerin kıyaslanması	14
Çizelge 1.4. Kompozit tabaka için belirleyici mekanik değerler	34
Çizelge 1.5. Çok katlı yapıyı karakterize eden mekanik değerler	39
Çizelge 1.6. Örgü yapılarının kumaş özellikleri açısından kıyaslanması	44
Çizelge 2.1. Sertleşmiş vinilester reçinenin mekanik özellikleri	54
Çizelge 2.2. Kumaş ve iplik özellikleri	56
Çizelge 2.3. Kompozit malzemenin fiziksel özellikleri	59
Çizelge 3.1. İplik mukavemeti değerleri	66
Çizelge 3.2. Şönül çekirdek iplik özellikleri ile çözgü ipliği özellikleri	67
Çizelge 3.3. Reçinesiz kumaşın mekanik özellikleri	68
Çizelge 3.4. Kompozit malzemenin mekanik özellikleri	72
Çizelge 3.5. Kompozit malzemenin eğilme mukavemeti ve modül değerleri	75
Çizelge 3.6. Kompozit malzemenin ani darbe mukavemeti değerleri	82
Çizelge 4.1. Vinilester reçine ile farklı lif hacimsel oranlarında takviyelendirilmiş kompozit malzemenin mekanik özellikler	84
Çizelge 4.2. Farklı üretim metotlarında ani darbe mukavemeti değerleri	85
Çizelge 4.3. Düz dokuma kumaş takviyeli kompozit malzemenin mekanik özellikleri	85

ŞEKİLLER DİZİNİ

	Sayfa no
Şekil 1.1. Kompozit malzemenin temel bileşenleri	3
Şekil 1.2. Kompozit malzeme bileşenlerinin gerilme gerinim eğrileri	8
Şekil 1.3. Parçacık takviyeli kompozit yapı	8
Şekil 1.4. Lif takviyeli kompozit yapı	9
Şekil 1.5. Yapısal takviyeli kompozit yapı	9
Şekil 1.6. Matriks malzemelerinin gerilme gerinim eğrileri	14
Şekil 1.7. El yatırması işlemi	17
Şekil 1.8. Elyaf püskürtme işleminin uygulanması	18
Şekil 1.9. Fitol sarma işlemi	18
Şekil 1.10. Reçine transfer kalıplama işleminin gösterimi	19
Şekil 1.11. Pultrüzyon işlemi	19
Şekil 1.12. Hazır kalıplama işleminin şematik gösterimi	20
Şekil 1.12. Vakum torbalama işleminin uygulaması	21
Şekil 1.13. Tabaka için temel materyal ve yükleme eksenlerinin gösterimi	23
Şekil 1.14. Koordinat eksenleri	23
Şekil 1.16. Normal gerilmeler ve kayma gerilmeleri	24
Şekil 1.17. Ortotropik materyale ait üç simetrik düzlem	27
Şekil 1.18. Tek eksenli sürekli lif tabakada (a) boyuna yönde (b) enine yönde (c) kayma gerilmelerinin uygulanması	28
Şekil 1.19. Tek eksenli açılı sürekli lif tabaka	30
Şekil 1.20. İzotropik tabakada düzlemdeki gerilmeler	30
Şekil 1.21. Genel ortotropik tabakada düzlemdeki gerilmeler	32
Şekil 1.22. Özel ortotropik tabakada düzlemdeki gerilmeler	33
Şekil 1.23. Tek tabakada yükleme yönleri ve gerilmelerin gösterimi	34
Şekil 1.24. Tek yönlü yerleştirilmiş katlı yapı	35
Şekil 1.25. Açılı yerleştirilmiş katlı yapı	36
Şekil 1.26. Çapraz yerleştirilmiş katlı yapı	36
Şekil 1.27. Çok katlı yapıda tabakaların dizilişi	38
Şekil 1.28. Katlı yapıda yükleme yönleri ve gerilmeler	39
Şekil 1.29. Bezayağı örgü	41
Şekil 1.30. Dimi örgü	41
Şekil 1.31. Saten örgü	42
Şekil 1.32. Tek yönlü dokuma kumaş yapısı	42
Şekil 1.33. Sepet örgü	43
Şekil 1.34. Leno örgü	43
Şekil 2.1. İdeal bir reçinenin gerilme gerinim eğrisi	51
Şekil 2.2. Vinilester reçinenin kimyasal yapısı	52
Şekil 2.3. Kür edilmemiş reçine yapısının şematik gösterimi	52
Şekil 2.4. Kür edilmiş reçine yapısının şematik gösterimi	53
Şekil 2.5. Kumaşın ön yüzey görünümü	57
Şekil 2.6. Kumaşın arka yüzey görünümü	57
Şekil 2.7. Çekme testi numuneleri	61
Şekil 2.8. Instron cihazında çekme testi yapılmış numune görünümü	61
Şekil 2.9. Üç noktalı eğilme testinin şematik gösterimi	62

Şekil 2.10. Eğilme testi numuneleri	63
Şekil 2.11. Instron cihazına yerleştirilmiş eğilme testi numunesi	63
Şekil 2.12. Üç noktalı eğilme testinde meydana gelebilecek hata mekanizmaları	64
Şekil 2.13. Charpy test cihazında test bölgesinin şematik gösterimi	65
Şekil 3.1. Çözgü ve atkı ipliklerinin çekme mukavemeti ve uzama eğrileri	67
Şekil 3.2. Farklı yönlerdeki kumaş çekme mukavemeti ve uzama oranını gösteren eğriler	69
Şekil 3.3. İplik ve kumaş mukavemetini gösteren eğriler	70
Şekil 3.4. Kumaşın çözgü yönündeki test numunesi	71
Şekil 3.5. Kumaşın atkı yönündeki test numunesi	71
Şekil 3.6. 45° doğrultusundaki test numunesi	72
Şekil 3.7. Çözgü yönünde test edilmiş kompozit malzeme numunelerinin çekme mukavemeti ve uzama oranını gösteren eğriler	73
Şekil 3.8. Kompozit malzemenin atkı yönündeki çekme mukavemeti değerlerini gösteren eğriler	73
Şekil 3.9. 45° doğrultusunda hazırlanmış kompozit numunelerinin çekme mukavemeti ve uzama oranı eğrileri	74
Şekil 3.10. Çözgü yönünde test edilmiş numune	74
Şekil 3.11. Atkı yönünde test edilmiş numune	75
Şekil 3.12. 45° doğrultusunda test edilmiş numune	75
Şekil 3.13. Çözgü yönünde eğilme testi yapılmış kompozit numunelerin yük uzama grafiği	76
Şekil 3.14. Çözgü yönünde test edilen numunelere ait eğrilerin tek bir eğilim çizgisi ile ifade edilmesi	77
Şekil 3.15. Atkı yönünde eğilme testi yapılmış kompozit numunelerinin yük uzama eğrileri	77
Şekil 3.16. Atkı yönünde test edilen numunelere ait eğrilerin tek bir eğilim çizgisi ile gösterilmesi	78
Şekil 3.17. 45° doğrultusunda eğilme testi yapılan kompozit numunelerin yük uzama eğrileri	79
Şekil 3.18. 45° doğrultusunda test edilen numunelere ait eğrilerin tek bir eğilim çizgisi ile gösterilmesi	79
Şekil 3.19. Çözgü yönünde test edilmiş numune	80
Şekil 3.20 Çözgü yönü test numunesine ait deformasyon şekli	80
Şekil 3.21. Atkı yönünde test edilmiş numune	80
Şekil 3.22. Atkı yönü test numunesine ait deformasyon şekli	81
Şekil 3.23. 45° doğrultusunda test edilmiş numune	81
Şekil 3.24. 45° doğrultusuna ait numunenin deformasyon şekli	81
Şekil 3.25. Ani darbe mukavemetinin farklı yönlerdeki değerlerinin kıyaslanması	82

SİMGELER DİZİNİ

- θ - Lif oryantasyon açısı
 σ - Normal gerilme
 τ - Kayma gerilmesi
 ρ - Yoğunluk
 w - Ağırlık
 ε - Çekme uzaması (gerinimi)
 E - Young modülü
 P - Yük
 A - Kesit alanı
 ν - Poisson oranı
 G - Kayma modülü
 γ - Kayma uzaması (gerinimi)
 m_x, m_y - Elastik sabitler
 F - Kuvvet
 w - Genişlik
 t - Kalınlık
 l - Uzunluk
 m - Yük uzama eğrisinin elastik bölgeye eğimi
 K_C - Ani darbe mukavemeti
 A_C - Kırılma enerjisi

GİRİŞ

İnsanlar ilk çağlardan bu yana malzemeye hep iç içe olmuşlardır. Başlangıçta ihtiyaçlarını gidermek, yaşamak için bu malzemeler (taş, odun gibi) doğadan direkt olarak kullanılmaktaydı. Sonraları insanlar, işlerini kolaylaştırmak ve daha dayanıklı malzemeler elde etmek için bir takım karışımlar yapmaya başlamışlardır. Çamur ve samanın karıştırılmasıyla yapılan tuğlalar, özellikleri ve lif yönleri farklı ağaç levhaların üst üste konmasıyla yapılan ok yayları vs. kompozit malzemelerin başlangıcı olmuştur.

Kompozit malzemeler, belirlenen uygulama alanı için istenen özelliklere sahip tek, homojen yapısal malzemenin bulunamaması sonucunda geliştirilmişlerdir. (Reinhart 1987) Kompozit malzemelerin gelişmesi ve yaygınlaşmaya başlaması I. ve II. Dünya Savaşları sonrasında havacılığın gelişmesi ve bu alandaki gelişmiş yapısal özellik gereksinimlerinin değişmesiyledir. Önceleri hava taşıtlarında, yüksek mukavemetli ve düşük ağırlıkta yüksek katılığa sahip alüminyum alaşımlar ana malzeme olarak kullanılmıştır. Ancak korozyon ve düşük yorulma dayanımından kaynaklanan problemler neticesinde kompozit malzemeler önce uçaklarda sonra da uzay yapılarında kullanılmaya başlanmıştır. (Reinhart 1987) Geliştirilen kompozitlerde, konvansiyonel malzemelerin elastisite modüllerine ulaşılmıştır. Uçak tasarımında ilk kullanılan kompozitler cam elyaf kompozitlerdir. Daha sonraları denizcilik ve otomotiv alanlarında da cam elyaf kompozitler kullanılmaya başlanmıştır.

Kompozit malzemelerin, düşük yoğunlukta yüksek mukavemet ve rijitlik, mükemmel yorulma dayanımı, yüksek korozyon dayanımı gibi özelliklere sahip olmaları onları birçok alanda tercih sebebi kılmıştır. Günümüzde takviye malzemesinin, matriksin ve malzeme işleme tekniklerinin geliştirilmesiyle kompozit malzemelerin nitelikleri ve kullanım alanları daha da çeşitlenmektedir.

Bu çalışmanın amacı, konvansiyonel yöntemlerle üretilmiş polyester dokuma kumaş vinil ester reçine kombinasyonundan oluşan kompozit malzemenin mekanik

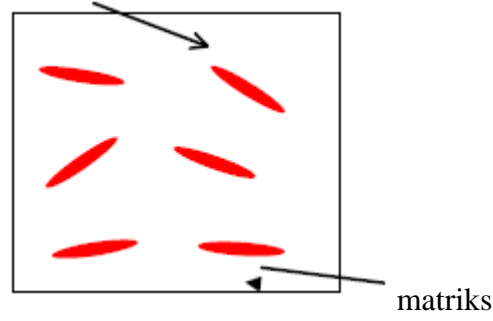
özelliklerinin araştırılması ve diğer bazı kompozit malzemelerin mekanik özellikleri ile kıyaslanıp kullanılabilirliğinin değerlendirilmesidir.

1. KAYNAK ÖZETLERİ

1.1. Kompozit Malzemeler

En açık tanımıyla kompozitler, iki veya daha fazla farklı malzemedan ya da aynı malzemenin farklı fazlarından oluşan ve bileşen malzemelerden daha iyi özelliklere sahip olan materyallerdir. (<http://mech-eng.curtin.edu.au/staff/davies/>) Bileşenler, kendilerine özgü fiziksel formlarını koruyacak ve birbirleri içinde çözünmeyecek ya da yeni bir kimyasal bileşen oluşturmayacak şekilde birleştirilirler. Bir bileşen takviye fazı, diğer bileşen ise içine takviye fazının gömüldüğü matriks olarak adlandırılır. Tarihi ve doğal kompozit örnekleri mevcuttur: kamışla takviyelendirilmiş kilden yapılan tuğlalar, bambu filizli çamur duvarlar, beton, odun gibi. Şekil 1.1'de kompozit malzemenin bileşenleri görülmektedir.

takviyelendirici



Şekil 1.1. Kompozit malzemenin temel bileşenleri
(<http://mech-eng.curtin.edu.au/staff/davies/>)

Günümüzde daha farklı ve daha yüksek performans gerektiren alanlarda gelişmiş kompozit malzemeler kullanılmaktadır. Gelişmiş kompozit materyaller, hava-uzay endüstrisinde kullanılan geliştirilmiş materyallerdir. Bunlar genelde, takviye maddesi olarak yüksek performanslı liflerden ve matriks olarak da polimerler veya metallere oluşturlar. Kullanılan lifler çok yüksek bir sertliğe ve dayanıma sahiptirler. Ancak liflerden yüksek özellikler elde edebilmenin anahtarı, lifleri, onları destekleyecek,

uygulanan kuvvetleri liflere transfer edecek ve yararlı yapısal şekil oluşturacak çevredeki matriks içine gömmektir. Örnek olarak, karbon ya da grafit lifi/epoksi, cam lifi/epoksi gibi. Bu gelişmiş kompozitler günümüzde ticari endüstrilerde birçok uygulama alanlarına sahiptirler. (<http://www.uofaweb.ualberta.ca/mece/pdfs/Chapter1-06.pdf>)

1.2. Kompozit Malzemelerin Özellikleri

Kompozit malzemelerin gelişimiyle bugün birçok yüksek teknolojik uygulamalarda malzemelerde, metal malzemelerin yerine kompozit malzemeler kullanılmaktadır. Sahip oldukları üstün özellikler kompozitleri tercih sebebi kılmıştır. Kompozit malzemelerin avantajları:

- Yüksek mukavemet ve rijitlik özellikleri: kompozit malzemeler sahip oldukları düşük spesifik yoğunluk nedeniyle mukavemet-ağırlık oranları ve modül-ağırlık oranları metal malzemelere göre daha iyidir.(Reinhart 1987)
- Yüksek yorulma dayanımı
- Gelişmiş burulma rijitliği
- Darbe özellikleri: aramid liflerin kullanılmasıyla kırılma ve artık mukavemetleri iyileştirilmektedir. Ayrıca maliyetleri düşürmek ve enerji absorpsiyonunu geliştirmek amacıyla başka liflerle karışım da sağlanabilmektedir.
- Düşük enerji yitimi: bu özellik sayesinde karbon lifi takviyeli plastik tenis raketi yüksek top hızı sağlamaktadır.
- Yüksek korozyon dayanımı
- Hava koşullarına yüksek dayanım
- Boyutsal stabiliteleri iyidir.
- Sönümlenme özellikleri mükemmeldir: akustik ve mekanik titreşimleri azaltırlar.
- Sürtünme dayanımları ve şekillendirilme özellikleri gelişmiştir.
- Termal genleşme katsayıları metallere göre daha düşüktür.
- Yalıtım özellikleri gelişmiştir.
- Elektrik iletkenliği kullanıma bağlı olarak takviye edilecek farklı maddelerle geliştirilebilir.

- Kayıpları en aza indirmeleri ve yüksek fazda stabilite sağlamaları dolayısıyla karbon lifi takviyeli plastikler uydularla ilgili çalışmalarda mikro dalga frekansları için iletken olarak kullanılmaktadır.
- Kompozit malzemelerde prototip ve parça üretimi metallere göre daha kolay ve ekonomiktir.
- Üretim esnasında malzeme kaybı azdır.
- Hafif oldukları için taşınmaları kolaydır.
- Mafsal ve bağlama elemanlarını ortadan kaldırıp entegre bir tasarım sağlamaktadırlar.
- Tasarım esnekliği: anizotropik yapıları, onlara tasarım gereksinimleri doğrultusunda farklı özelliklerde şekillendirilebilme yeteneği katmaktadır. (Mallick 1988)

Tüm bu avantajlarının ve kullanım özelliklerinin yanında kompozit malzemelerin bazı dezavantajları ve kullanımlarını sınırlayan bazı problemleri vardır. (Reinhart 1987)

Bunlar:

- Yüksek maliyetler.
- Yanma ve duman açığa çıkarma.
- Başarılı uygulamalar yapılabilmesi için uzmanlık gerektirmesi.
- Mekanik tanımlamalardaki karmaşıklık ve analizdeki zorluk.
- Teknolojik gelişmeler ve mühendislik uygulamalarında tedarikçiye bağlılık gereklidir ve bazen patentli ürün bilgisinin korunmasında sorunlar ortaya çıkmaktadır.
- Kompozit malzemelerin karmaşık üretimleri bazı özel şartlar gerektirmektedir ve bu şartların kontrolü bazen pahalı olmaktadır.
- Özel montaj gerekliliği
- Malzemenin gözenekliliği denizaltı uygulamaları gibi bazı uygulama alanlarında problem teşkil etmektedir.
- Uygulamalar esnasında parça atma veya aşınmalara karşı özel önlemler alınması gerekmektedir.

1.3. Kompozit Malzemelerin Uygulama Alanları

Günümüzde başta otomotiv sektörü olmak üzere havacılık, askeri, sivil mühendislik, spor ve eğlence, elektrik ve elektronik, endüstriyel, yapı ve inşaat, denizcilik, tıp, demiryolu taşımacılığı, alt yapı ve üst yapı uygulamaları, kimyasal madde depolama,

mimari ve tasarım uygulamaları gibi ve daha birçok alanlarda kompozit malzemeler çoğunlukla kullanılmaktadır. Örneğin; yapı ve inşaat alanında, geri dönüşüm konteynırı, suni mermerler, kanalizasyon kapakları, aydınlatmalı kaldırım taşları, polimer beton yer döşemesi, polyester beton vs.; enerji ve elektronik alanında, rüzgar enerjisi türbin kanatları, radar ve anten muhafazaları, medikal görüntüleme makineleri gövdeleri vs.; mimari ve tasarım alanında, pano ve reklam totemleri, duvar kaplama, modüler mobilyalar, heykeller, şeffaf ürünler vs.; giyim ve aksesuar olarak düğme, kolye vs. gibi birçok ürünler kompozit malzemelerdir. (<http://www.poliya.com.tr>) Kullanım şartları ve istenen özellikler doğrultusunda uygun takviye malzemesi, matriks ve üretim yöntemi seçimi ile kompozit malzeme oluşturulmaktadır. Çizelge 1.1’de bazı kullanım alanlarında önemli olan kompozit malzeme özellikleri gösterilmiştir. (Anonim 2002)

Çizelge 1.1. Kullanım alanına göre kompozit malzemelerden beklenen özellikler
(Anonim 2002)

	Havaçlık	Otomotiv	Demir Yolları	İnşaat	Endüstriyel Mühendislik	Denizcilik	Tıp	Elektrik	Spor ve Eğlence
Ömür									
Rijitlik				X		X	X	X	X
Mekanik Dayanım				X	X	X	X		X
Yorulma Dayanımı	X					X			
Korozyon Direnci	X	X		X		X	X		
Sızdırmazlık				X	X			X	
Güvenlik									
Şok Dayanımı		X				X	X		X
Yanma Dayanımı	X		X	X	X			X	
Isı Yalıtımı				X	X			X	
Elektrik Yalıtımı								X	
Şok ve Titreşim Sönümlenme					X				X
Dizayn									
Görev Birleşimi	X	X						X	
Karmaşık Şekiller	X	X	X	X					X
Elektromagnetik									
Dalga Geçirgenliği								X	
Hafif Yapı	X	X					X		X

1.4. Kompozit Malzemelerin Temel Yapısı ve Sınıflandırılması

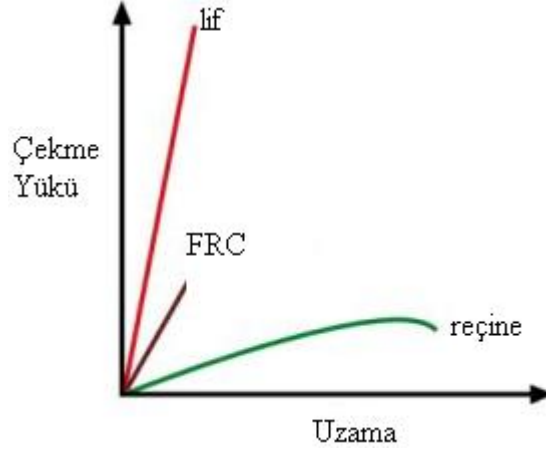
Bir kompozit malzemenin temel bileşenleri takviye malzemesi ve takviye malzemesinin içine gömüldüğü matrikstir. Bazı durumlarda gerekli görüldüğü takdirde birleştirme elemanı ya da kaplama maddesi ve dolgu maddesi de kullanılmaktadır.

(Mallick 1988)

Birleştirme maddeleri, kimyasal ve fiziksel bağlarla lif/matriks ara birim mukavemetini geliştirirler ve lif yüzeylerini nem gibi çevresel koşullardan korurlar.

Dolgu maddeleri ise, maliyetleri düşürmek, viskoziteyi arttırmak, rijitliği arttırmak, kalıptaki kırıkları azaltmak, yumuşak yüzey elde etmek gibi sebeplerden dolayı kullanılmaktadır.

Kompozit malzemelerde takviye malzemesi ve matriksten sonra önemli olan diğer unsur arabirimdir. Takviye malzemesi ve matriks arasındaki bağ oluşumu arabirim kavramı ile açıklanmaktadır ve bağ kuvveti kompozit malzemenin fiziksel ve mekanik özelliklerini belirlemektedir. Arabirimdeki bağ kuvvetinin yüksek olması kompozit malzemenin daha mukavemetli; bağ kuvvetinin zayıf olması ise malzemenin mukavemet yönünden zayıf olması demektir. Güçlü bir arabirim için reçine maddesi, takviye malzemesini çok iyi ıslatabilmeli ve sarabilmelidir. Aynı zamanda reçinenin uygulanma şekli de arabirim kuvveti üzerinde etkilidir. Eğer arabirimdeki bağ normal koşullarda yeterince sağlam oluşturulamıyorsa bir takım yöntemler kullanılabilir. Örneğin, bağ yapıcı özelliği olan kimyasal maddeler, fiziksel yollar kullanılabilir. Arabirimdeki yapışmada, takviye malzemesinin ve matriksin fiziksel, kimyasal özellikleri ve malzeme üretim koşulları etkilidir. Yapışma mukavemeti malzemenin kullanım amacına uygun belirlenir. Yukarıda da bahsedildiği gibi arabirimi kuvvetlendirmede en geçerli yöntem birleştirme maddeleri kullanmaktır. (Ulçay ve ark. 2002)

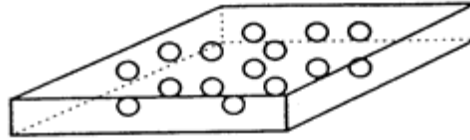


Şekil 1.2. Kompozit malzeme bileşenlerinin gerilme gerinim eğrileri
(<http://www.netcomposites.com>)

Kullanım amacına uygun yeterli mukavemette bağ kuvvetine sahip bir kompozit malzemenin gerilme gerinim grafiğı yukarıdaki şekilde görüldüğü gibidir. Takviye malzemesi olarak kullanılan lif, yüksek mukavemetli, kırılğan malzeme niteliğinde yükü taşıyan asıl kısımdır. Matriks ise takviye malzemesini destekleyen ve koruyan kısımdır ve sünek malzeme davranışı sergilemektedir. Kompozit malzemenin mukavemet değerleri ve özellikleri matriks ve lif arasındadır.

Kompozit malzemeler temel bileşenleri olan takviye malzemesi ve matrikse göre sınıflandırılırlar: (<http://www.uofaweb.ualberta.ca/mece/pdfs/Chapter1-06.pdf>)

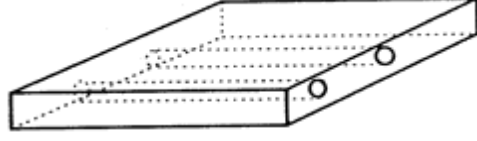
- 1- Takviye malzemesine göre
 - a) Parçacık takviyeli kompozitler



Şekil 1.3. Parçacık takviyeli kompozit yapı

(<http://www.uofaweb.ualberta.ca/mece/pdfs/Chapter1-06.pdf>)

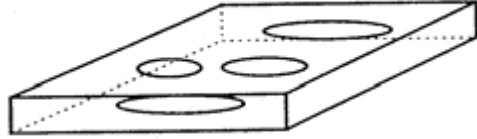
b) Lif takviyeli kompozitler



Şekil 1.4. Lif takviyeli kompozit yapı

(<http://www.uofaweb.ualberta.ca/mece/pdfs/Chapter1-06.pdf>)

c) İnce tabaka takviyeli kompozitler



Şekil 1.5. Yapısal takviyeli kompozit yapı

(<http://www.uofaweb.ualberta.ca/mece/pdfs/Chapter1-06.pdf>)

2- Matriks çeşidine bağlı olarak

- a) Polimer matriks kompozitler (PMC)
- b) Metal matriks kompozitler (MMC)
- c) Seramik matriks kompozitler (CMC)
- d) Karbon-karbon matriks kompozitler (CCC)

Bunların dışında hibrit kompozitler de vardır. Bunlar, ya diğer kompozitlerle ya da takviyelendirilmemiş materyallerle melezlenen veya çeşitli takviyelerin ve matrikslerin kullanımı ile oluşan kompozitlerdir. Örneğin; karbon ve cam lifleri aynı anda epoksi matriks içine ilave edilebilir.(<http://www.uofaweb.ualberta.ca/mece/pdfs/Chapter1-06.pdf>)

1.5. Takviye Malzemesi

Yukarıda bahsedildiği gibi bir kompozit malzeme temel olarak bir takviyelendirici bileşen ile bir matriksten oluşmaktadır. Takviye malzemesi yapıda başlıca yük taşıyıcı elemandır. Takviye malzemesi olarak farklı malzemeler kullanılmaktadır ve bunların kullanım şekline bağlı olarak kompozit malzemeler sınıflandırılmıştır. Takviye malzemesi olarak kullanılacak yapının, kompozit malzemenin fiziksel ve mekanik özelliklerini belirlemesi açısından önemi büyüktür ve seçiminin doğru yapılması gerekir.

1.6. Lif Takviyeli Kompozit Malzemeler ve Kullanılan Lifler

Lif takviyeli kompozit malzemelerde, lifler temel bileşendir. Kompozit tabaka içerisinde lifler büyük bir hacimsel orana sahiptirler ve yapıya etki eden yükün büyük bir kısmını paylaşırlar. Bu yüzden lif tipinin, miktarının ve oryantasyonunun düzgün seçimi önemlidir. Lifler aşağıdaki kompozit tabaka özelliklerini etkilemektedirler:

(Mallick 1988)

- 1- Spesifik yoğunluk
- 2- Çekme mukavemeti ve modülü
- 3- Bası mukavemeti ve modülü
- 4- Yorulma mukavemeti ve yorulma hata mekanizmaları
- 5- Elektrik ve ısı iletkenliği
- 6- Maliyet

Lif takviyeli kompozit malzemeler, liflere farklı yerleşim şekilleri uygulanarak malzemedeki beklenen özelliklere göre farklı şekillerde üretilirler. Sürekli lifler kullanarak tek yönlü, iki yönlü yerleşimler; kesikli lifler ile tek yönlü ve rastgele yerleşimler yapılmaktadır. Ayrıca dengeli bir yapı oluşumu açısından, lifler ile oluşturulan tek tabakaların üst üste konmasıyla çok katlı yapılar da yapılmaktadır.

Lif takviyeli kompozit malzemelerde, günümüzde en çok kullanılan lifler cam, karbon ve aramidtir.(<http://www.uofaweb.ualberta.ca/mece/pdfs/Chapter1-06.pdf>)

- Cam Lifi : Bu lif, düşük maliyeti, yüksek mukavemeti, yüksek kimyasal dayanımı ve iyi yalıtım özelliklerinden dolayı lif takviyeli polimerik kompozitlerde en yaygın kullanılır. Denizcilik uygulamalarında en çok kullanılıyor olmasına rağmen nem ve yük altında mukavemet kaybeder. En temel çeşitleri E- camı (fiberglas) ve S- camıdır. E- camı elektriksel uygulamalar için tasarlandığından E elektrikseli simgelemektedir. Ancak günümüzde bu cam dekorasyon ve yapısal uygulamalar gibi diğer birçok alanda kullanılmaktadır. S- camındaki S ise yüksek silis içeriğini belirtmektedir. Bu cam yüksek sıcaklıklarda mukavemet kaybetmez ve diğerine göre daha yüksek yorulma mukavemetine sahiptir ancak daha pahalıdır.

- Karbon/Grafit Lifleri : Bu liflerin kendilerine özgü yüksek bir sertliği, çok iyi mukavemetleri ve yüksek yorulma dayanımları vardır. Diğer bir eşsiz avantajları ise hafif olmaları ve negatif termal genleşme katsayılarıdır. Bu yüzden grafit/epoksi kompoziti çok düşük termal genleşme katsayısına sahiptir. Dezavantajları ise yüksek maliyetleri, düşük darbe dirençleri ve yüksek elektrik iletkenlikleridir. Karbon ve grafit arasındaki farklar içerdikleri karbon miktarı ile üretimleri esnasında maruz kaldıkları sıcaklıklardır.

- Aramid Lifi (Kevlar) : Kevlar, karbon, hidrojen, oksijen ve nitrojenden oluşan aromatik organik bir bileşiktir. Düşük yoğunluk, düşük maliyet, yüksek gerilme dayanımı ve yüksek darbe direnci gibi avantajları vardır. Ancak bası dayanımı gerilme dayanımının % 20'si kadardır. Bu yüzden aramid lifi içeren kompozitlerin yüksek bası yüklemelerini de içeren yapısal uygulamalarda kullanılması tavsiye edilmez. Aramid lifinin diğer bir dezavantajı ise gün ışığı altında bozunmasıdır.

Bunların dışında yüksek mukavemetli polyester, poliamid, polietilen, polipropilen ve yüksek modüle sahip, burkulma direnci yüksek fakat maliyeti de yüksek olduğundan kullanımı hava-uzay sahasıyla sınırlı bor lifleri kullanılmaktadır. Ayrıca doğal liflerin

genellikle hibrit olarak kullanıldığı kompozit malzemelerde söz konusudur. Çizelge 1.2’de kompozit malzemelerde kullanılan lifler ve özellikleri verilmiştir.

Çizelge 1.2. Takviye malzemeleri ve özellikleri (Reinhart 1987)

Malzeme	Yoğunluk (g/cm ³)	Boyuna Young Modülü		Çekme Mukavemeti	
		Gpa	10 ⁶ psi	Mpa	ksi
Polyester	1,36	13,8	2	1100	160
E-Cam	2,52	72,3	10,5	3450	500
S-Cam	2,49	85,4	12,4	4130	600
Kevlar 49	1,44	124	18	2760	400
T300(Karbon)	1,72	218	31,6	2240	325
Bor	2,35	455	66	2070	300
Silikon Karbür	3,19	483	70	1520	220

Kompozit materyallerde kullanılan liflerin çapları genellikle çok küçüktür (mikron seviyelerinde). İnce lif kullanımının avantajları şöyledir:

1. İnce lifler yüksek mukavemete sahiptirler. Çünkü doğal kusurları daha az görülür. Benzer durum metallere ve metal alaşımlarında da geçerlidir.
2. Aynı lif hacmi için ince lifler, daha geniş yüzey alanına sahiptir, böylece matrisle daha güçlü bağ yaparlar. Liflerin toplam yüzey alanı çaplarıyla ters orantılıdır.
3. İnce lifler yüksek esnekliğe sahiptir. Böylece kırılmadan eğilebilirler.(<http://www.uofaweb.ualberta.ca/mece/pdfs/Chapter1-06.pdf>)

1.7. Matris

Matris, kompozit malzemenin temel bileşenlerinden biridir. Kompozit malzemede matrisin görevleri şöyledir: (Reinhart 1987)

- 1- Yapısı itibariyle lifleri bir arada tutar.
- 2- Malzemeye gelen kuvvetleri liflere iletir veya lifler arasında iletir.
- 3- Dış etkilere karşı takviye malzemesini korur.

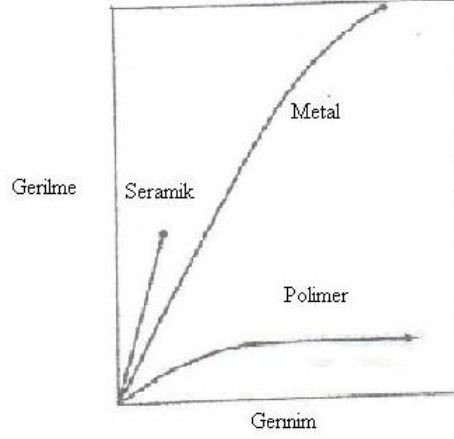
- 4- Liflerin düzgün, oryante bir şekilde belli bir pozisyonda kalmasını sağlar.
- 5- Mekanik aşınmalara karşı lif yüzeylerini korur.

Matriksin kompozit malzemenin yük taşıma kapasitesi üzerinde fazla etkisi yoktur. Ancak matriks seçimi, kompozit malzemenin tabaka içi ve tabakalar arası kayma özellikleri üzerinde çok etkilidir. Eğilme gerilmelerine maruz kalacak malzemelerde tabakalar arası kayma mukavemeti önemliyken; burulma gerilmelerine maruz kalacak malzemelerde ise tabaka içi kayma mukavemeti önemli olmaktadır. Bunlar temel tasarım kriterleridir. Matriks, bası yükleri altında lifin burkulma ihtimaline karşı yan destek sağlamaktadır. Bu yüzden bir noktaya kadar kompozit malzemenin bası mukavemetini etkilemektedir. (Mallick 1988)

Kompozit malzemelerde matriksin zayıf halka olması, herhangi bir yükleme durumunda matrikste, başlangıçta mikro düzeyde olan ancak zamanla ilerleyebilen çatlaklar oluşmasına sebep olmaktadır. (Reinhart 1987)

Kompozit malzemelerde, araştırma veya ticari amaçlı polimerik, metalik ve seramik matriksler kullanılmaktadır. Diğer matrikslere göre kompozit malzemelerin çoğu polimer esaslı matrikslerle üretilmektedir. Çevre şartlarına yüksek dayanım ve yüksek mekanik özelliklere sahip olmasına rağmen metal matriksler çok pahalı ve çalışmaları zordur. En yaygın kullanılan metal matriksler alüminyum ve titanyumdur. (Mallick 1988) Seramik matriksler ise yüksek oranda kırılabilir olmaları nedeniyle yeterli dayanıklılığa sahip değildirler ve sadece yüksek ısıya maruz kalan yerlerde kullanılırlar. Karbon matriksli kompozit malzemeleri üretmek çok zor ve çok pahalıdır. Kompozit malzemenin kullanım alanına ve üretim tekniğine bağlı olarak matriks olarak seçilecek reçinenin cinsi ve özellikleri farklılaşmaktadır. (<http://www.hho.edu.tr/huten>) Şekil 1.6'da matriks malzemelerinin gerilme gerinim grafiği görülmektedir. Grafiğe göre; polimerik matriks malzemelerinin düşük mukavemet değerine rağmen yüksek uzama oranına sahip olduğu görülür. Gerilme-gerinim değerleri arasında lineer olmayan bir ilişki söz konusudur. Seramik matrikslerin, lineer eğriye sahip olmalarına rağmen düşük uzama oranı gösterdikleri; metal matrikslerin ise yaklaşık lineer bir eğriye sahip olduğu,

akma noktasının polimer matrislere göre daha yüksek mukavemet değerlerinde olduğu, seramik matrislere oranla uzamanın daha yüksek olduğu anlaşılmaktadır.



Şekil 1.6. Matris malzemelerinin gerilme gerinim eğrileri (Reinhart 1987)

1.8. Polimer Matrisler

En yaygın kullanılan matris maddesi, polimerik reçine sistemleri yani polimer matristir. Polimer reçineler, termoplastik ve termoset reçineler olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Doğrusal veya dallı moleküler yapıya sahip termoplastik reçineler ile, çapraz bağlı veya ağsı moleküler yapıya sahip termoset reçineler özellikleri itibariyle farklılıklar göstermektedir. Bu farklılıklar Çizelge 1.3'de belirtilmiştir. (<http://www.uofaweb.ualberta.ca/mece/pdfs/Chapter1-06.pdf>)

Çizelge 1.3. Termoset ve termoplastik reçinelerin kıyaslanması
(<http://www.uofaweb.ualberta.ca/mece/pdfs/Chapter1-06.pdf>)

Termoplastik Reçine	Termoset Reçine
Isı ve basınç altında yumuşama ve şekillendirilebilme	Isı ile bozunma
Yüksek gerinim oranı	Düşük gerinim
Belirsiz raf ömrü	Belirli raf ömrü
Tekrar işlenebilirlik	Tekrar işlenememe
Kısa kür işlemi	Uzun kür işlemi

1.8.1. Termoset Polimerler

Termoset polimerler, en çok kullanılan matriks malzemesidirler. Termoset polimerler sıvı halde bulunurlar ve ısıtılarak ya da kimyasal tepkimelerle sertleşirler. Polimerizasyon süreci geri dönüşü olmayan bir süreçtir. Aşağıda en çok kullanılan termoset reçineler ve önemli bazı özellikleri yer almaktadır: (<http://www.hho.edu.tr/huten>)

- Polyester reçineler: Kompozit malzemelerde kullanılan iki tür polyester reçine vardır; ortoftalik ve isoftalik polyesterler. Polyester reçineler özellikle denizcilik ve inşaat alanlarında kullanılmaktadır.

Avantaj ve dezavantajları:

1. Kolay kullanım
2. Düşük maliyet
3. Sertleşme esnasında yüksek oranda çekme
4. Zehirli stiren gazı yayma
5. Orta derecede mekanik özellikler
6. Kısa raf ömrü

- Epoksi reçineler: Geniş kullanım alanına sahiptirler.

Avantaj ve dezavantajları:

1. Yüksek mukavemet
2. Düşük uçuculuk
3. Kür işlemleri sırasında çekmenin düşük olması
4. Liflere mükemmel tutunma
5. Kimyasallara ve solventlere karşı mükemmel dayanım
6. Cilde aşırı zararlıdır.

- Vinil ester reçineler: Avantaj ve dezavantajları:

1. Son derece yüksek kimyasal ve çevresel dayanım
2. Polyesterden daha yüksek mekanik özellikler
3. Aşırı stiren içermesi

4. İyi özellikler için kür işlemi gerektirmesi
5. Sertleşme sırasında yüksek oranda çekme

- Bismaleimid (BMI): Yüksek ısıya maruz kalan parçalarda kullanılır. Son derece yüksek ısı dayanımı vardır ve yüksek maliyetlidir.

- Fenolikler: Ateşe dayanım ihtiyacı olan yerlerde kullanılır. Uçakların içi bölümlerinde, deniz araçlarının motorlarında ve demiryollarında kullanılır.

Avantaj ve dezavantajları:

1. Yüksek sıcaklık dayanımı
2. Düşük maliyet
3. Oldukça kırılıgandırılar
4. Düşük yüzey kalitesi

- Silikon: Avantaj ve dezavantajları:

1. Yüksek sıcaklık dayanımı
2. Yüksek sıcaklıklarda ürün özelliklerini koruyabilme
3. Kür işlemi için yüksek ısı gereksinimi

4. Bunların dışında Cynate esters, poliimidler, poliüretan gibi farklı birçok termoset polimerler vardır.

1.8.2. Termoplastik Polimerler

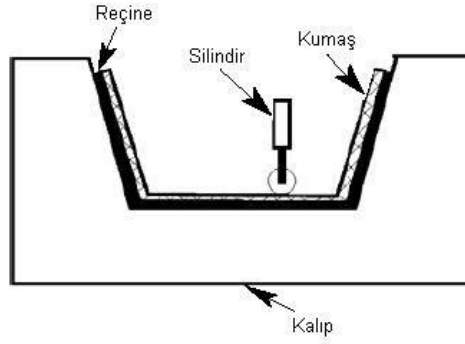
Termoplastik polimer çeşitlerinin çok fazla olmasına rağmen termosetlere göre matriks olarak kullanımları daha azdır. Üstün kırılma tokluğu, hammaddenin raf ömrünün uzun olması, geri dönüşüm kapasitesi ve sertleşme prosesi için organik çözücülere ihtiyaç duyulmamasından dolayı güvenli çalışma ortamı sağlaması gibi avantajları bulunmaktadır. Termoplastiklerin kompozit malzemelerde matriks olarak tercih edilmemelerinin sebebi üretimlerindeki zorluk ve yüksek maliyetleridir. Polipropilen, poliamidler, polieter sülfon, polieterimid, poliamidimide, polfenilen sulfite, polieter eter keton belli başlı termoplastik polimerlerdir. (<http://www.hho.edu.tr/huten>)

1.9. Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri

1.9.1. El Yatırması

El yatırması yöntemi, en basit kompozit malzeme üretim yöntemidir. Kalıp üzerine kalıp ayırıcından sonra uygulanan reçine uygulandıktan sonra takviye malzemeleri manuel olarak yerleştirilir. Bir fırça veya rulo yardımıyla reçine ile ıslatma yapılır. Daha sonra diğer takviye katmanları ve reçine uygulanır.

El yatırması önemli donanım gerektirmeyen, oda sıcaklığında uygulanabilen ideal bir yöntemdir. (<http://www.poliya.com.tr>)



Şekil 1.7. El yatırması işlemi (Ersoy 2005)

1.9.2. Elyaf Püskürtme

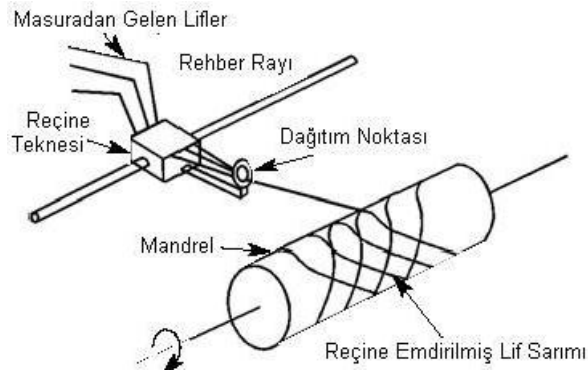
Bu yöntem el yatırması yönteminin aletli şekli olarak kabul edilebilir. Kırpılmış elyaflar kalıp üzerine reçine ile birlikte özel bir tabanca ile püskürtülür. Püskürtülme işlemi sonrası yüzeyin bir rulo ile düzeltilmesiyle işlem tamamlanmış olur. Elyafın kırılması, tabanca üzerinde bulunan ve bağımsız çalışan kırpıcı sayesinde gerçekleştirilir. (<http://www.hho.edu.tr/huten>)



Şekil 1.8. Elyaf püskürtme işleminin uygulanması (Mazumdar 2002)

1.9.3. Fıtil Sarma

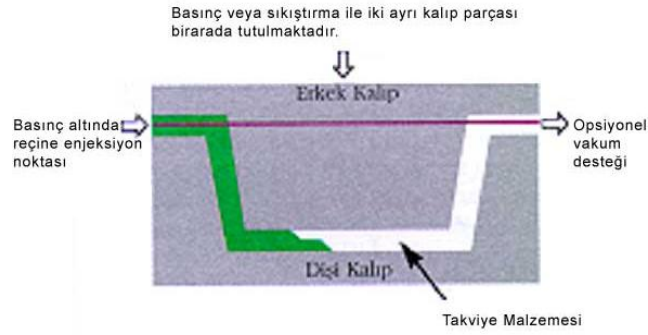
Özel şekil verilecek ürünlerin üretimine uygun bir yöntemdir. Sürekli lifler reçine ile ıslatıldıktan sonra bir makaradan çekilerek dönen kalıp üzerine sarılırlar. Bu sarımın farklı açılarla yapılmasıyla farklı mekanik özelliklere sahip ürünler üretilmektedir. Yeterli lif katının sarılmasıyla sonra ürün sertleşir. Ardından döner kalıp ayrılır.(<http://www.hho.edu.tr/huten>) Önemli uygulama alanları boru, tank, konteynır, silo ve tüp üretimidir.(<http://www.poliya.com.tr>)



Şekil 1.9. Fıtil sarma işlemi (Mazumdar 2002)

1.9.4. Reçine Transfer Kalıplama (RTM)

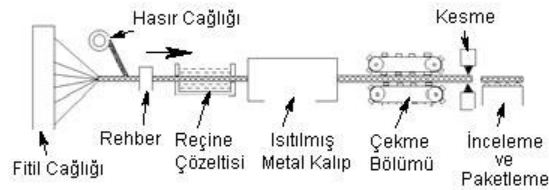
Reçinenin, içinde takviye malzemesi yerleştirilmiş olan çift taraflı kapalı kalıp içine transfer edildiği hızlı ve etkin bir kompozit malzeme üretim yöntemidir. Duruma göre kalıp ve reçine ısıtılmış veya oda sıcaklığında olabilir. (<http://www.poliya.com.tr>) Bu yöntemde içerdeki havanın dışarı çıkarılması ve reçinenin lif içine iyi işlemesi için vakum uygulanabilir. Kalıp kapalı olduğu için zararlı gazlar azalır ve gözeneksiz ürün elde edilebilir. (<http://www.hho.edu.tr/huten>)



Şekil 1.10. Reçine transfer kalıplama işleminin gösterimi (<http://www.camelyaf.com.tr>)

1.9.5. Profil Çekme (Pultrüzyon)

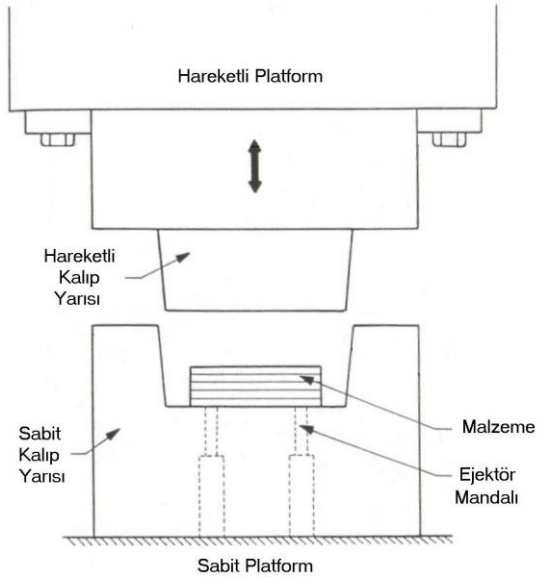
Sürekli sabit kesitli profil kompozit ürünlerin üretildiği düşük maliyetli seri üretim yöntemidir. Sisteme beslenen takviye malzemesi reçine banyosundan geçirildikten sonra ısıtılmış şekillendirme kalıbından geçirilerek sertleşmesi sağlanır. (<http://www.hho.edu.tr/huten>) Profiller sertleştikten sonra istenilen boylarda kesilir. Bu profiller çok yüksek lif-reçine oranına sahip oldukları ve sürekli lifler kullanıldığı için yüksek mekanik özelliklere sahiptirler. (<http://www.poliya.com.tr>)



Şekil 1.11. Pultrüzyon işlemi (Ersoy 2005)

1.9.6. Hazır Kalıplama

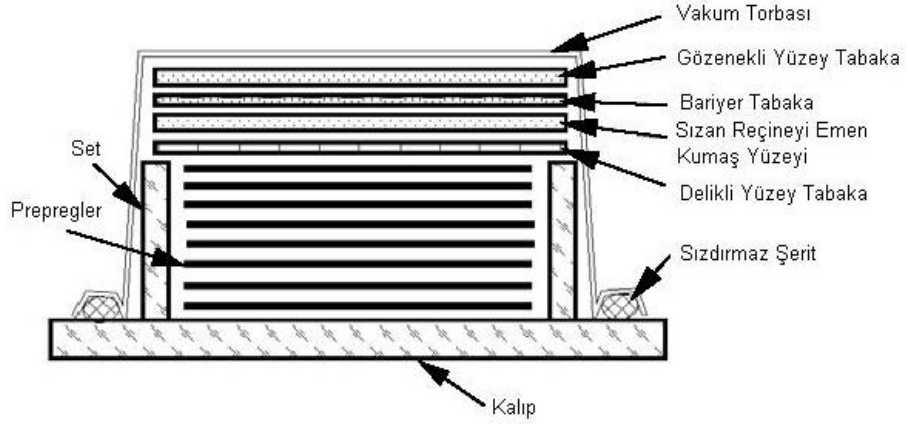
Sıkıştırma kalıplama yöntemi olup önceden hazırlanmış bileşimin, basınç altında ve genellikle ısı kullanarak kapalı kalıp içerisinde şekillendirilmesi işlemine dayanır. Hazır kalıplama bileşimleri levha için pestil biçiminde (SMC-Sheet Moulding Compound) veya toplu kalıplama için hamur biçiminde (BMC-Bulk Moulding Compound) ve ıslak kalıplama bileşimi gibi farklı formlarda bulunabilir. Yüksek üretim hızı ve kapasitesi ve iyi yüzey kalitesi önemli avantajlarıdır. Ayrıca diğer yöntemlerin olarak vermediği komplike şekiller üretilebilmektedir. Yüksek kalıp yatırım maliyeti dezavantajlarındandır.(<http://www.poliya.com.tr>)



Şekil 1.12. Hazır kalıplama işleminin şematik gösterimi (Mallick 1988)

1.9.7. Vakum Torbalama

Kompozit malzeme önce bir kalıba yerleştirilir, daha sonra parça üzerine yerleştirilen vakum torbası üzerinden vakumlama ile hava boşlukları ve reçine fazlası emdirilir. Sonraki aşamada tüm bileşim fırına yerleştirilerek reçinenin kür işlemi gerçekleştirilir. El yatırması veya elyaf püskürtme yöntemlerinden sonra da uygulanabilir.



Şekil 1.13. Vakum torbalama işleminin uygulaması (Mazumdar 2002)

1.9.8. Otoklav

Otoklav basıncın, ısının ve emişin kontrol edilebildiği basınçlı bir kaptır. Bu yöntem vakum torbalama yöntemine benzemektedir. Farklı olarak dışarıdan daha fazla, düzenli ve kontrol edilebilir basınç uygulanmaktadır. Bunun için dışarıdan sıkıştırılmış gaz kompozit malzemenin bulunduğu kaba verilir. Fırın yerine otoklav kullanılır. Böylece kür şartları tam olarak kontrol edilebilmektedir. (<http://www.hho.edu.tr/huten>)

1.9.9. Vakum Enjeksiyon

Reçine tabakaya vakum enjeksiyon kullanılarak sürülür. Esnek vakum torbası ve geleneksel kalıpların kullanıldığı basit ve kolay uygulanabilir bir yöntemdir. Prototip üretimi veya günlük 1-2 parça üretimi gereken yerler için uygundur. (<http://www.poliya.com.tr>)

1.10. Lif Takviyeli Kompozit Tabaka

Kompozit yapılar, çok sayıda lifin ince matriks tabakası içine katılmasıyla oluşmaktadır. Bu şekilde lif ve matriksten oluşan yapıya tabaka veya tek katlı yapı denir. Tek katlı yapının kalınlığı 0,1-1 mm arasında değişmektedir. (Mallick 1988) Tek katlı yapılar, kısa lif takviyeli olarak, sandviç yapılar kullanılarak çok çeşitli şekillerde

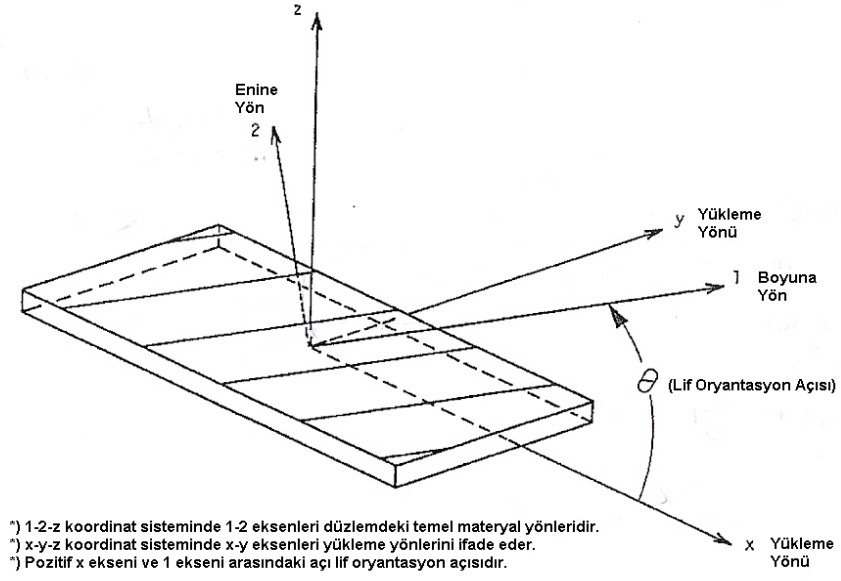
üretilebilmektedir. Yapı içerisinde lifler, tek eksenli, çift eksenli, rastgele olarak yerleştirilebilmektedir. Ayrıca dokuma, örme, dokusuz yüzey, keçe yapılar da takviyelendirme amacıyla kullanılmaktadır. Her durumda tek katlı yapı yani tabaka temel birimdir ve mekanik özellikleri takviye malzemesine ve onun oryantasyonuna bağlıdır. (Bunsel ve ark. 2005) Liflerin tek yönlü yerleştirilmesiyle oluşan tabakada lif eksenine doğrultusunda kompozit malzemenin mukavemet ve modülü yüksektir. Ancak enine yönde bu değerler düşüktür. İki yönlü yerleştirilmiş liflerle oluşan tabakanın boyuna ve enine yöndeki mekanik özellikleri, her iki yönde kullanılacak lif çeşidi veya lif miktarı değiştirilerek ayarlanabilmektedir. Dengeli bir tabakada özellikler her iki yönlerde de aynıdır. Kısa liflerin kullanılmasıyla oluşturulan kompozit tabakanın mukavemet ve modül değerleri genelde uzun liflerden oluşan kompozit tabakanın değerlerinden daha düşüktür. Ancak liflerin rastgele yerleşiminin yapılmasıyla tabaka düzleminin tüm yönlerinde yaklaşık aynı fiziksel ve mekanik özellikler elde etmek mümkündür.

1.10.1. Lif Takviyeli Kompozit Tabakanın Temel Özellikleri

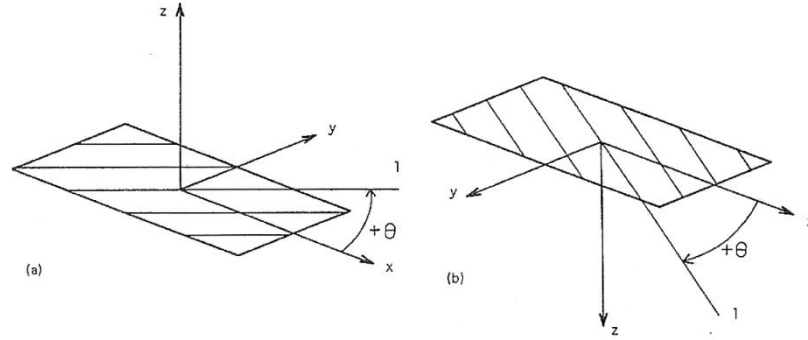
Tabakanın temel özelliklerini anlatmadan önce bazı temel gösterimler ve işaretler sistemini tanımak hem mekanik özelliklerin ölçülmesinde hem de yapının davranışının kavranmasında yararlı olacaktır.

1.10.1.1. Koordinat Eksenleri

Liflerin birbirine paralel yerleştirildiği bir kompozit tabaka düşünelim. Bu tabaka için elastik özellikleri belirlemek için iki koordinat sistemi belirlenmiştir. Bunlar 1-2-z sistemi ve x-y-z sistemleridir. 1-2 ve x-y eksenleri tabaka düzleminde z eksenine ise tabaka düzlemine diktir. 1-2-z sisteminde 1 eksenine, lif uzunluğu doğrultusundadır ve tabaka için boyuna yönü ifade eder; 2 eksenine, lif uzunluğuna diktir ve tabaka için enine yönü ifade eder. Bunlar tabaka düzlemindeki temel materyal yönleridir. x-y-z sisteminde x ve y eksenleri yüklemeye yönlerini ifade eder. Pozitif x eksenine ve 1 eksenine arasındaki açı lif oryantasyon açısıdır ve θ ile gösterilir. Tüm bu ifadeler Şekil 1.14 ve 1.15'de gösterilmiştir. (Mallick 1988)



Şekil 1.14. Tabaka için temel materyal ve yüklemeye eksenlerinin gösterimi.
 (Mallick 1988)



Şekil 1.15. Koordinat eksenleri.(Mallick 1988)

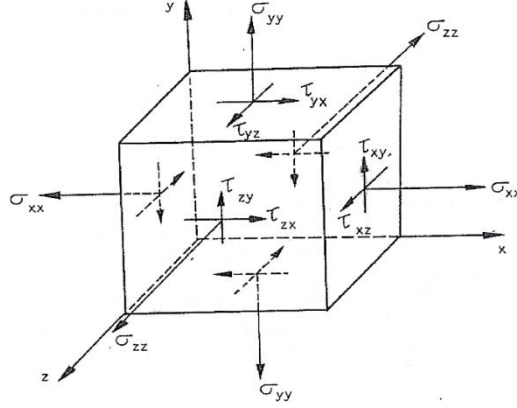
Açının gösterimi ve işareti seçilen sağ el koordinat sistemine bağlıdır.

0° tabakada $\theta=0^\circ$, 90° tabakada $\theta=90^\circ$

1.10.1.2. İşaretler Sistemi

Lif ve matriks özellikleri sırasıyla f ve m indisleriyle gösterilir. Çekme modülü, kayma modülü, poisson oranı gibi özellikler iki indis ile gösterilir. İlk indis yüklemeye yönünü, ikinci indis belirli bir özelliğin ölçüldüğü yönü ifade eder. Gerilme ve

gerinimler de iki indis ile gösterilir. İlk indis gerilme elemanının etki ettiği düzleme dıştan dik olan yönü, ikinci indis ise gerilme elemanının yönünü belirtir. Şekil 1.16'da görülen σ_{xx} , σ_{yy} , τ_{xy} düzlemdeki katmanlar içindeki (intralaminar) gerilmelerdir. σ_{zz} , τ_{xz} , τ_{yz} , katmanlar arasındaki (interlaminar) gerilmelerdir. (Mallick 1988)



Şekil 1.16. Normal gerilmeler ve kayma gerilmeleri (Mallick 1988)

1.10.1.3. Lif Hacimsel Oranı ve Yoğunluk

Lif takviyeli kompozit malzemelerin, mukavemet, modül ve diğer özelliklerinin teorik olarak hesaplanması için malzemenin lif hacimsel oranının bilinmesi gerekmektedir. Aşağıdaki formüllerde yoğunluk ve lif hacimsel oranı kullanılarak lif kütleli oranı hesaplanmaktadır: (Mallick 1988)

$$v_f = \frac{w_f / \rho_f}{w_f / \rho_f + (-w_f) / \rho_m} \quad (1.1)$$

$$\rho_c = \frac{1}{w_f / \rho_f + (-w_f) / \rho_m} \quad (1.2)$$

v_f = Lif hacimsel oranı

w_f = Lif kütleli oranı

$(-w_f)$ = Matriks kütleli oranı

ρ_f = Lif yoğunluğu

ρ_m = Matriks yoğunluğu

ρ_c = Kompozitin yoğunluğu

1.10.1.4. Sürekli Lif Takviyeli Kompozitlerde Gerilim Hesaplamaları

Sürekli lif takviyeli kompozit malzemelerde, lifler ve matriks arasında mükemmel bir bağlanma olduğu varsayılarak; (Mallick 1988)

$$\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_c \quad (1.3)$$

şeklinde yazılır. Burada ε_f , ε_m , ε_c sırasıyla lif, matriks ve kompozit malzemenin boyuna yöndeki gerinim değerleridir.

Lifler ve matriks elastik olduğundan, gerilim değerleri aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır:

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_f = E_f \varepsilon_c \quad (1.4)$$

$$\sigma_m = E_m \varepsilon_m = E_m \varepsilon_c \quad (1.5)$$

(1.4) ve (1.5) eşitlikleri karşılaştırıldığında ve $E_f \gg E_m$ olduğu bilindiğine göre buradan lif geriliminin σ_f , her zaman matriks geriliminden σ_m daha büyük olduğu sonucuna ulaşılır.

Kompozit malzemeye uygulanan toplam çekme kuvveti lifler ve matriks tarafından paylaşılmaktadır.

$$P = P_f + P_m \quad (1.6)$$

Yük = Gerilim x Alan eşitliğinden yola çıkılarak aşağıdaki eşitlikler yazılır:

$$\sigma_c A_c = \sigma_f A_f + \sigma_m A_m \quad (1.7)$$

$$\sigma_c = \sigma_f \frac{A_f}{A_c} + \sigma_m \frac{A_m}{A_c} \quad (1.8)$$

şeklinde yazılabilir. Burada,

σ_c : Kompozit malzemenin ortalama çekme gerilmesi

A_f : Liflerin net kesit alanı

A_m : Matriksin net kesit alanı

ve

$$A_c = A_f + A_m \quad (1.9)$$

$$v_f = A_f / A_c \quad \text{ve} \quad v_m = A_m / A_c \quad (1.10)$$

olduğundan,

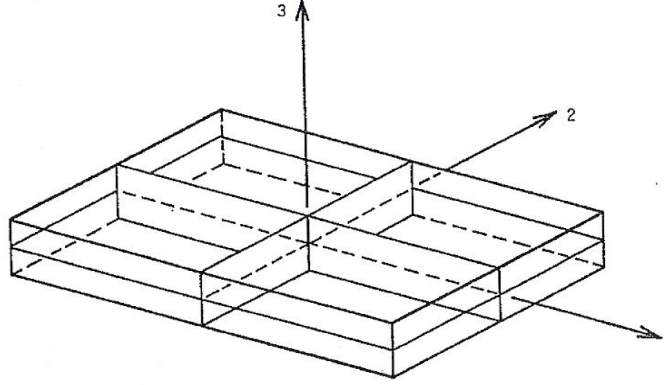
$$\sigma_c = \sigma_f v_f + \sigma_m v_m = \sigma_f v_f + \sigma_m (1 - v_f) \quad (1.11)$$

(1.11)'deki eşitliğin her iki tarafını ε_c ile bölüp (1.4) ve (1.5) eşitliklerini kullanarak kompozit için boyuna modülü aşağıdaki gibi yazarız.

$$E_L = E_f v_f + E_m (1 - v_f) \quad (1.12)$$

1.10.2. İzotropik, Anizotropik ve Ortotropik Materyaller

Tüm doğrultulardaki özelliklerin aynı olduğu malzemelere izotropik; tüm doğrultulardaki özelliklerin farklı olduğu malzemelere anizotropik malzeme denir. Üç simetrik düzlemden oluşan malzemeye de ortotropik malzeme denir. Lif takviyeli kompozit malzemeler ortotropik malzemelerdir. Şekil 1.17'de bir ortotropik malzemedeki üç simetri düzlemi görülmektedir. (Mallick 1988)



Şekil 1.17. Ortotropik materyale ait üç simetrik düzlem (Mallick 1988)

İzotropik malzemeye herhangi yönde bir gerilme uygulandığında gerilmenin uygulandığı yönde malzeme uzar diğer yönlerde kısalır. Aynı davranış normal gerilme herhangi bir temel materyal yönünde uygulandığında ortotropik malzemelerde de söz konusudur. Ancak diğer yönlerde uygulanan normal gerilme hem uzama hem de kayma yönünde deformasyona neden olur. Anizotropik malzemede ise herhangi bir yönde etkiyen normal gerilme neticesinde uzama ve kayma deformasyonları birlikte oluşur. Buna uzama kayma kavraması denir.

1.10.3. Tabakanın Elastik Özellikleri

Tabakanın elastik özellikleriyle ilgili bağıntılar 0° ve açılı yerleşmiş liflerden oluşan tabakalar için verilmiştir.

1.10.3.1. Tek Yönlü Sürekli Lif 0° Tabaka

Böyle bir tabakanın özellikleri aşağıdaki eşitlikler kullanılarak hesaplanabilir: (Mallick 1988)

$$\text{Boyuna modül: } E_{11} = E_f v_f + E_m v_m \quad (1.13)$$

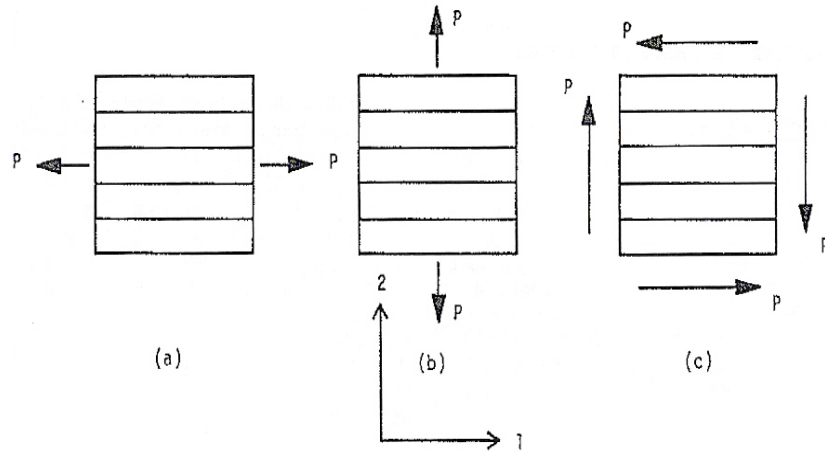
$$\text{Enine modül: } E_{22} = \frac{E_f E_m}{E_f v_m + E_m v_f} \quad (1.14)$$

$$\text{Birincil poisson oranı: } \nu_{12} = \nu_f v_f + \nu_m v_m \quad (1.15)$$

$$\text{İkincil poisson oranı: } \nu_{21} = \frac{E_{22}}{E_{11}} \nu_{12} \quad (1.16)$$

$$\text{Kayma modülü: } G_{12} = \frac{G_f G_m}{G_f \nu_m + G_m \nu_f} \quad (1.17)$$

Şekil 1.18'de yükün uygulandığı yönler gösterilmiştir. Bağlıntılar bu yönlere göre ifade edilmiştir.



Şekil 1.18. Tek eksenli sürekli lif tabakada (a) boyuna yönde (b) enine yönde (c) kayma gerilmelerinin uygulanması (Mallick 1988)

Yukarıdaki eşitlikler aşağıdaki kabuller yapılarak elde edilmiştir:

- 1- Hem lifler hem de matriks lineer elastik izotropik malzemelerdir.
- 2- Lifler matriks içerisinde üniform dağılmıştır.
- 3- Lifler düzgün sıralıdır.
- 4- Lifler ve matriks arasında mükemmel bir bağ vardır.
- 5- Kompozit tabakada boşluklar yoktur.

Eşitliklerden yapılan çıkarımlar şöyledir:

- 1- $E_{11} > E_{22}$
- 2- Boyuna modül değerinde lifler, enine modül değerinde matriks etkilidir.
- 3- $\nu_{12} > \nu_{21}$
- 4- Matriks G_{12} değerinde liflerden daha fazla etkilidir.

- 5- Tabakanın düzlemdeki özelliklerini tanımlamada E_{11} , E_{22} , ν_{12} , G_{12} bağımsız sabitleri gereklidir. E_{11}/E_{22} oranı çoğunlukla ortotropinin ölçüsü olarak düşünülür. (Mallick 1988)

1.10.3.2. Tek Yönlü Sürekli Lif Açılı Tabaka

Liflerin x ekseninin pozitif yönü ile θ açısı yapacak şekilde sıralanması ile oluşan tabakanın elastik özelliklerini hesaplamak için aşağıdaki eşitlikler kullanılır: (Mallick 1988)

$$\frac{1}{E_{xx}} = \frac{\cos^4 \theta}{E_{11}} + \frac{\sin^4 \theta}{E_{22}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right) \sin^2 2\theta \quad (1.18)$$

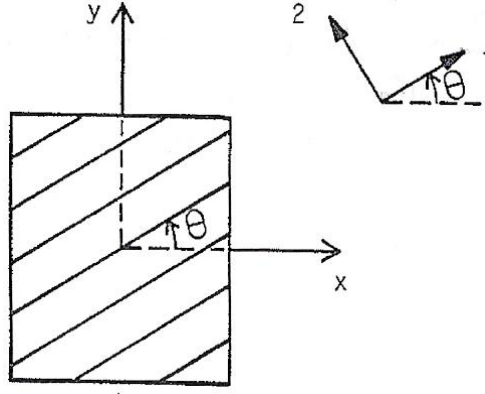
$$\frac{1}{E_{yy}} = \frac{\sin^4 \theta}{E_{11}} + \frac{\cos^4 \theta}{E_{22}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right) \sin^2 2\theta \quad (1.19)$$

$$\frac{1}{G_{xy}} = \frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) \cos^2 2\theta \quad (1.20)$$

$$\frac{1}{\nu_{xy}} = E_{11} \left[\frac{\nu_{12}}{E_{11}} - \frac{1}{4} \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) \sin^2 2\theta \right] \quad (1.21)$$

$$\nu_{yx} = \frac{E_{yy}}{E_{xx}} \nu_{xy} \quad (1.22)$$

Şekil 1.19'da açılı yerleştirilmiş tabaka görülmektedir.



Şekil 1.19. Tek eksenli açılı sürekli lif tabaka (Mallick 1988)

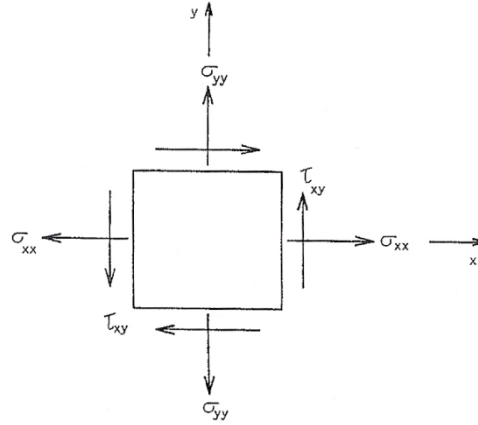
$\theta = 0^\circ$ ise $E_{xx} = E_{11}$,

$\theta = 90^\circ$ ise $E_{xx} = E_{22}$,

1.10.4. Tabaka İçin Gerilme Gerinim İlişkileri

1.10.4.1. İzotropik Tabaka

İzotropik tabakada düzlemdeki gerilmeler aşağıdaki gibidir:



Şekil 1.20. İzotropik tabakada düzlemdeki gerilmeler (Mallick 1988)

Gerilme gerinim ilişkileri:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{1}{E} (\sigma_{xx} - \nu \sigma_{yy}) \quad (1.23)$$

$$\varepsilon_{yy} = \frac{1}{E} (\nu \sigma_{xx} + \sigma_{yy}) \quad (1.24)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{1}{G} \tau_{xy} \quad (1.25)$$

Burada E , ν , G , γ_{xy} sırasıyla Young modülü, kayma modülü, Poisson oranı ve kayma uzamasıdır.

İzotropik tabakada kayma gerilmesi normal gerinimleri etkilemediği gibi normal gerilmeler de kayma gerinimini etkilemez. (Mallick 1988)

1.10.4.2. Ortotropik Tabaka

Gerilme gerinim ilişkileri:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\sigma_{xx}}{E_{xx}} - \nu_{yx} \frac{\sigma_{yy}}{E_{yy}} - m_x \tau_{xy} \quad (1.26)$$

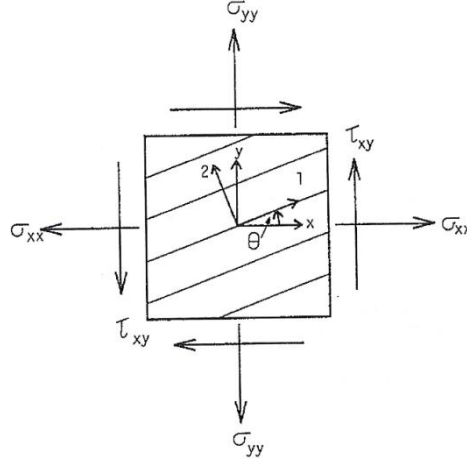
$$\varepsilon_{yy} = -\nu_{xy} \frac{\sigma_{xx}}{E_{xx}} + \frac{\sigma_{yy}}{E_{yy}} - m_y \tau_{xy} \quad (1.27)$$

$$\gamma_{xy} = -m_x \sigma_{xx} - m_y \sigma_{yy} + \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}} \quad (1.28)$$

m_x ve m_y , kayma gerilmelerinin boyutsal gerinime etkileri ile normal gerilmelerin kayma gerinimine etkilerini gösteren elastik sabitlerdir. Bunlara karşılıklı etki katsayıları denir. (Mallick 1988)

$$m_x = \sin 2\theta \left[\frac{\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{2G_{12}} - \cos^2 \theta \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) \right] \quad (1.29)$$

$$m_y = \sin 2\theta \left[\frac{\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{2G_{12}} - \sin^2 \theta \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) \right] \quad (1.30)$$



Şekil 1.21. Genel ortotropik tabakada düzlemdeki gerilmeler (Mallick 1988)

Şekil 1.21’de ortotropik tabakadaki gerilmeler gösterilmiştir.

Yukarıda incelediğimiz eşitliklerden çıkan sonuçlar:

1. İzotropik tabakadan farklı olarak genel bir ortotropik tabakada uzama ve kayma deformasyonları birleşmektedir. Normal gerilmeler hem kayma hem de normal gerinimlere; benzer şekilde kayma gerilmeleri hem kayma hem de normal gerinimlere sebep olmaktadır.
2. $\theta = 0^\circ$ ve 90° için hem m_x hem de m_y sıfırdır. Bu yüzden bu lif oryantasyonları için uzama-kayma kavraması yoktur. Materyal eksenleri yükleme eksenleri ile çakışan bu tabakalara özel ortotropik denir.
3. m_x ve m_y lif oryantasyon açısının fonksiyonlarıdır ve $\theta = 0^\circ$ ve 90° arasındaki açılarda maksimum değerine ulaşır. (Mallick 1988)

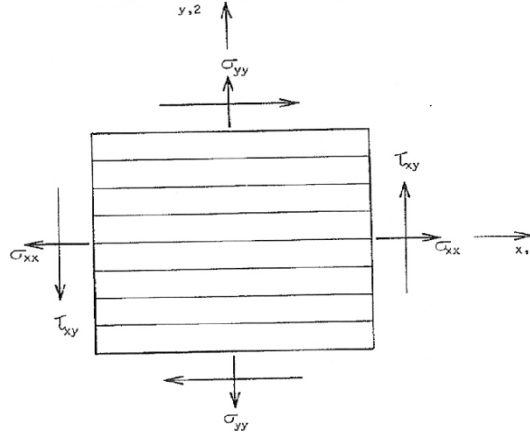
Özel ortotropik tabakalar için gerilme-gerinim ilişkileri:

$$\varepsilon_{xx} = \varepsilon_{11} = \frac{\sigma_{xx}}{E_{11}} - \nu_{21} \frac{\sigma_{yy}}{E_{22}} \quad (1.31)$$

$$\varepsilon_{yy} = \varepsilon_{22} = \frac{\sigma_{yy}}{E_{22}} - \nu_{12} \frac{\sigma_{xx}}{E_{11}} \quad (1.32)$$

$$\gamma_{xy} = \gamma_{yx} = \gamma_{12} = \gamma_{21} = \frac{\tau_{xy}}{G_{12}} \quad (1.33)$$

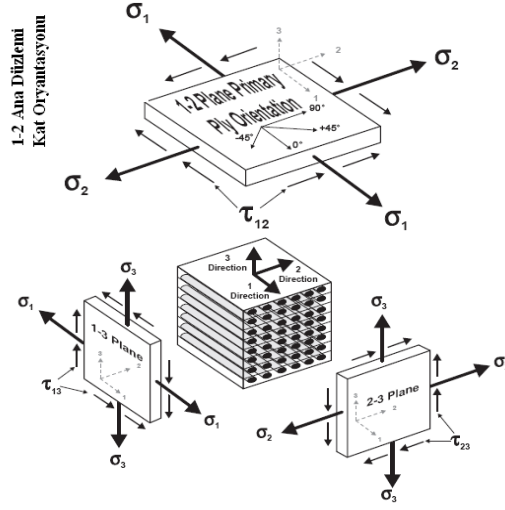
Özel ortotropik tabakadaki gerilmeler Şekil 1.22’de gösterilmiştir.



Şekil 1.22. Özel ortotropik tabakada düzlemdeki gerilmeler (Mallick 1988)

Dikkat edilmesi gereken önemli bir nokta, izotropik materyallerden farklı olarak genel ortotropik tabakada temel gerilme ve gerinim yönleri uyuşmamaktadır. Bu farklılık materyal ortotropisine (E_{11}/E_{22}) ve iki temel gerilme oranlarına (σ_2 / σ_1) bağlıdır. (Mallick 1988)

Şekil 1.23 ve Çizelge 1.4’de tek tabaka için lif yerleşim yönleri, normal ve kayma gerilmeleri ve kompozit tabakanın özelliklerinin belirlenebilmesi için gerekli değerler gösterilmiştir.



Şekil 1.23. Tek tabakada yükleme yönleri ve gerilmelerin gösterimi (Greene 1999)

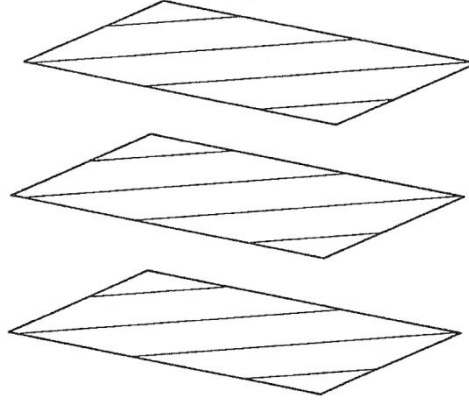
Çizelge 1.4. Kompozit tabaka için belirleyici mekanik değerler (Greene 1999)

Sertlik	1	Boyuna Yön	Çekme Modülü E_1^t	Bası Modülü E_1^c
	2	Enine Yön	Çekme Modülü E_2^t	Bası Modülü E_2^c
	3	Kalınlık Doğrultusu	Çekme Modülü E_3^t	Bası Modülü E_3^c
	12	Boyuna/Enine Yön	Kayma Modülü G_{12}	
	13	Boyuna/Kalınlık Doğrultusuna	Kayma Modülü $G_{13}=G_{12}$	
	23	Enine/Kalınlık Doğrultusuna	Kayma Modülü $G_{23}=E_2/[2(1+\nu_{23})]$	
Mukavemet	1	Boyuna Yön	Çekme Mukavemeti $\sigma_1^{t ult}$	Bası Mukavemeti $\sigma_1^{c ult}$
	2	Enine Yön	Çekme Mukavemeti $\sigma_2^{t ult}$	Bası Mukavemeti $\sigma_2^{c ult}$
	3	Kalınlık Doğrultusu	Çekme Mukavemeti $\sigma_3^{t ult}$	Bası Mukavemeti $\sigma_3^{c ult}$
	12	Boyuna/Enine Yön	Kayma Gerilmesi τ_{12}^{ult}	
	13	Boyuna/Kalınlık Doğrultusuna	Kayma Gerilmesi $\tau_{13}^{ult} = \tau_{12}^{ult}$	
	23	Enine/Kalınlık Doğrultusuna	Kayma Gerilmesi τ_{23}^{ult}	
Poisson Oranı				
Yön:	12(Ana)	21(İkincil)	31	23
Notasyon:	ν_{12}^t, ν_{12}^c	ν_{21}^t, ν_{21}^c	ν_{31}^t, ν_{31}^c	ν_{23}^t, ν_{23}^c

1.11. Çok Katlı Yapılar

Çok katlı yapı, birkaç ince tabakanın, kalınlık (z) yönünde son kompozit malzemede istenen rijitlik ve kalınlığı sağlamak amacıyla üst üste konmasından elde edilen yapıdır. Çok katlı yapının katlarındaki çeşitli oryantasyon sırasına laminasyon şeması veya sıralı yığın denir. (Bunsel ve ark. 2005) Birçok uygulamalarda kompozit çok katlı yapılar iki boyutludur ve kalınlık çok fazla değildir. Bu yapılar sıklıkla aksenal ve eğilme mukavemeti gerektiren uygulamalarda kullanılırlar. (Bunsel ve ark. 2005)

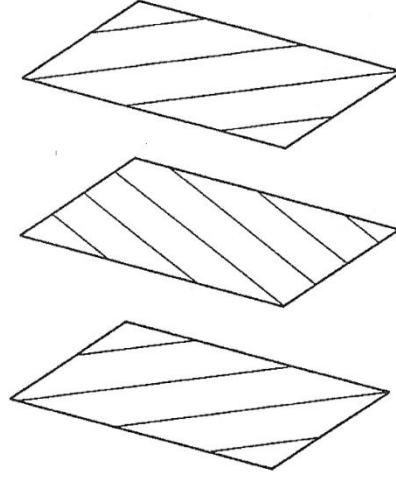
Birkaç özel katlı yapı çeşitleri ve standart laminasyon kodları aşağıdaki gibidir.



Şekil 1.24. Tek yönlü yerleştirilmiş katlı yapı (Mallick 1988)

- Tek yönlü katlı yapı:

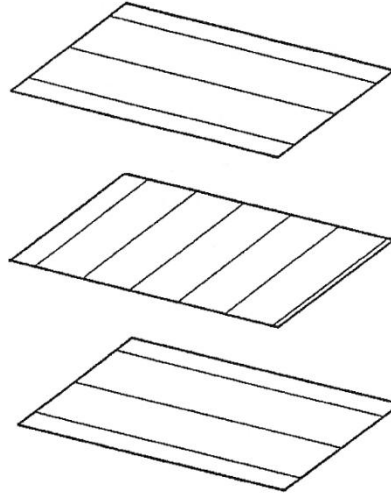
Lif oryantasyon açısı tüm tabakalarda aynıdır.



Şekil 1.25. Açılı yerleştirilmiş katlı yapı (Mallick 1988)

- Açılı yerleştirilmiş katlı yapı:

$\theta \neq 0^\circ$ ve $\theta \neq 90^\circ$ iken diğer tabakalarda lif oryantasyon açısı $\theta/-\theta/\theta/-\theta$ şeklindedir.



Şekil 1.26. Çapraz yerleştirilmiş katlı yapı (Mallick 1988)

- Çapraz katlı katlı yapı:

Bu yapıda tabakalardaki açılar $0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ$ dır.

- Simetrik katlı yapı: Katman oryantasyonu yapının merkez çizgisinde simetriktir. Orta düzlemin üstündeki her katman için benzer katman orta düzlemin altında eşit mesafede vardır. Aşağıda bazı simetrik yapı örnekleri görülmektedir. (Mallick 1988)

$$\begin{array}{cccccc} 1 & 2 & 3 & 4 & 5 & 6 \\ [0/+45/90/90/+45/0] \\ [0/+45/90]_S \end{array}$$

S: orta düzlem civarındaki simetriyi ifade eder.

$$\begin{array}{ccccc} 1 & 2 & 3 & 4 & 5 \\ [0/+45/90/+45/0] \\ [0/+45/\overline{90}]_S \end{array}$$

Çizgi simetri geçişini ifade eder.

- Benzer izotropik katlı yapılar: Üç veya daha fazla benzer kalınlıktaki tabakalar ve her komşu tabaka arasında eşit açı olan materyallerden oluşur. Sonuç yapı xy düzleminde izotropik elastik davranış gösterir. En çok kullanılan ve bilinen izotropik simetrik yığın dizisi $[0/\pm 45/90]_S$ (Mallick 1988)

1.11.1. Laminasyon Teorisi

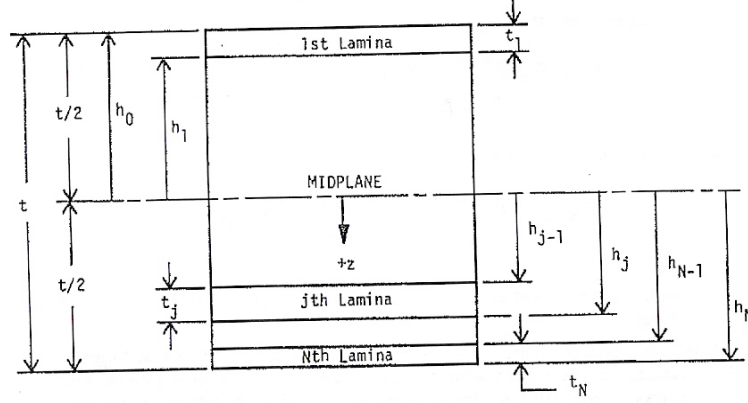
Laminasyon teorisi, ince lamine edilmiş yapının her bir tabakasının gerilme ve gerinim değerlerini hesaplamada kullanılır. Teorinin içeriği;

- 1- Katlı yapı için katılık matrislerinin hesaplanması.
- 2- Uygulanan kuvvet ve momentlerden kaynaklanan katlı yapının orta düzlem gerinimlerinin ve eğrilik derecesinin hesaplanması.
- 3- Her bir tabaka için düzlemdeki gerinimlerin hesaplanması.
- 4- Her bir tabaka için düzlemdeki gerilmelerin hesaplanması. (Mallick 1988)

Yapılan kabuller:

1. Katlı yapı ince ve geniştir. ($en \gg$ kalınlık)
2. Tabakalar arasında mükemmel bağlanma vardır.
3. Kalınlık doğrultusundaki gerinim dağılımları lineerdir.

4. Tüm tabakalar makroskobik olarak homojendir ve lineer elastik davranış gösterirler.

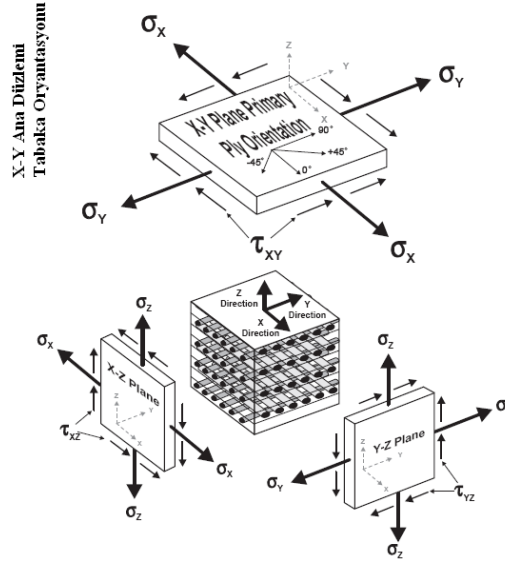


Şekil 1.27. Çok katlı yapıda tabakaların dizilişi (Mallick 1988)

Şekil 1.27’de çok katlı yapılarda sıralı yığınların geometrisi gösterilmiştir.

Çok katlı yapının geometrik orta düzlemi x-y eksenlerini içerir ve z eksenini kalınlık doğrultusunu tanımlar. Yapının toplam kalınlığı t ’dir ve her bir tabakanın kalınlığı da t_1, t_2, \dots, t_n şeklinde belirtilir. Toplam tabaka kalınlığı N ’dir. (Mallick 1988)

Şekil 1.28 ve Çizelge 1.5’de çok katlı tabaka için tabakaların diziliş yönleri, normal ve kayma gerilmeleri ile kompozit malzemelerin özelliklerinin belirlenmesinde gerekli değerler verilmiştir.



Şekil 1.28. Katlı yapıda yükleme yönleri ve gerilmeler (Greene 1999)

Çizelge 1.5. Çok katlı yapıyı karakterize eden mekanik değerler (Greene 1999)

Sertlik	X	Boyuna Yön	Çekme Modülü E_x^t	Bası Modülü E_x^c
	Y	Enine Yön	Çekme Modülü E_y^t	Bası Modülü E_y^c
	Z	Kalınlık Doğrultusu	Çekme Modülü E_z^t	Bası Modülü E_z^c
	XY	Boyuna/Enine Yön	Kayma Modülü G_{xy}	
	XZ	Boyuna/Kalınlık Doğrultusuna	Kayma Modülü G_{xz}	
	YZ	Enine/Kalınlık Doğrultusuna	Kayma Modülü G_{yz}	
Mukavemet	X	Boyuna Yön	Çekme Mukavemeti $\sigma_x^{t ult}$	Bası Mukavemeti $\sigma_x^{c ult}$
	Y	Enine Yön	Çekme Mukavemeti $\sigma_y^{t ult}$	Bası Mukavemeti $\sigma_y^{c ult}$
	Z	Kalınlık Doğrultusu	Çekme Mukavemeti $\sigma_z^{t ult}$	Bası Mukavemeti $\sigma_z^{c ult}$
	XY	Boyuna/Enine Yön	Kayma Gerilmesi τ_{xy}^{ult}	
	XZ	Boyuna/Kalınlık Doğrultusuna	Kayma Gerilmesi τ_{xz}^{ult}	
	YZ	Enine/Kalınlık Doğrultusuna	Kayma Gerilmesi τ_{yz}^{ult}	
Poisson Oranı				
Yön:	XY(Ana)	YX(İkincil)	ZX	YZ
Notasyon:	ν_{xy}^t, ν_{xy}^c	ν_{yx}^t, ν_{yx}^c	ν_{zx}^t, ν_{zx}^c	ν_{yz}^t, ν_{yz}^c

1.11.2. Katmanlar Arası Gerilmeler

Bir lif takviyeli laminatın komşu tabakaları arasındaki yük transferi katmanlar arası gerilmeler, σ_{zz} , τ_{xz} ve τ_{yz} , vasıtasıyla sağlanır.

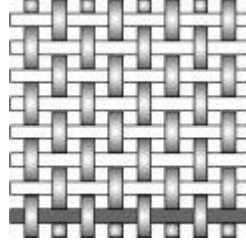
Tabakalar arası gerilmelerin olmasının temel nedeni, poisson oranlarının uygunsuzluğu ve komşu tabakalar arası karşılıklı etki katsayılarıdır. Mükemmel bağlanmamış ve serbestçe deforme olabilen tabakalarda, x doğrultusundaki yükleme poisson oranlarındaki farklılık nedeniyle farklı enine gerinimler oluşturacaktır. Ancak mükemmel bağlanma olduğunda katlı yapı içindeki gerinimler de aynı olacaktır. Serbest enine deformasyondaki bu kısıtlama her tabakada σ_{yy} normal gerilmesi ve tabakalar arasında τ_{yz} kayma gerilmesi oluşturur. Benzer olarak, mükemmel bağ yapmış katlı yapıda eşit kayma gerinimleri tabakalar arası kayma gerilmesi τ_{zx} 'in oluşmasını sağlar. (Mallick 1988)

1.12. Dokuma Kumaş Takviyeli Kompozit Malzemeler

Dokuma kumaş, birbirine dik iki iplik sisteminin bağlantı veya yüzmeler yaparak oluşturduğu üç boyutlu bir yapıdır. Birinci iplik sistemi çözümlü ipliği ikinci iplik sistemi de atkı ipliğidir. Kumaş konstrüksiyonu iplik sıklıkları ile belirlenmektedir. Dolayısıyla kumaş ağırlığı, kumaş kalınlığı ve kopma mukavemeti, dokumada kullanılan iplik miktarlarına ve çeşitlerine bağlıdır. (Reinhart 1987)

Yüksek performans gerektiren birçok alanda, dokuma kumaş takviyeli kompozit malzemeler kullanılmaktadır. Esnek yapıları, yüksek darbe dayanımı özellikleri, tokluk, boyutsal stabilite ve kolay üretilebilirlik gibi özellikleri sayesinde kullanım alanlarında başarılı sonuçlar sağlamışlardır. Gerekli yoğunluk derecelerine bağlı olarak çok çeşitli yapılar kullanılmaktadır. Kumaş konstrüksiyonu bezayağı dokuma örgüsünden balpeteği örgü yapısına kadar çok çeşitli olabilmektedir. (Shonaike ve ark. 2000) Kumaş dökümlülüğü, yüzey özellikleri ve stabilitesi örgü çeşidiyle belirlenmektedir. Aşağıda çok kullanılan bazı örgü yapıları ve genel özellikleri verilmiştir.

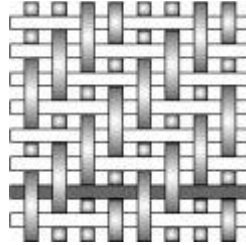
1.12.1. Bezayağı Örgü Yapısı



Şekil 1.29. Bezayağı örgü (<http://www.netcomposites.com>)

Bu yapı her atkılı ipliğinin dönüşümlü olarak her çözgü ipliğinin altından veya üzerinden geçmesiyle oluşmaktadır. Kumaş simetriktir, stabilitesi iyidir ve orta derecede bir gözenekliliğe sahiptir. Ancak dökümlülük azdır ve yüksek kıvrım nedeniyle diğer örgü yapılarıyla kıyaslandığında mekanik özellikler iyi değildir. Kalın iplik kullanımı ile kıvrım daha da arttığı için kalın kumaşların üretiminde tercih edilmeyen bir örgü çeşididir. (<http://www.netcomposites.com>)

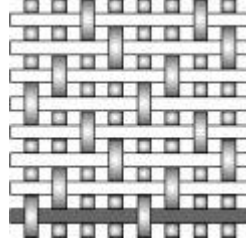
1.12.2. Dimi Örgü Yapısı



Şekil 1.30. Dimi örgü (<http://www.netcomposites.com>)

Bir veya daha fazla atkılı ipliğinin dönüşümlü olarak ve belli bir düzende iki veya daha fazla çözgü ipliğinin altından veya üzerinden geçerek oluşturduğu örgü yapısıdır. Bu yapı kumaşa düz veya kesilmiş diyagonal çubuk görüntüsü verir. Kumaşın dökümlülüğü iyidir. Azalmış kıvrım sayesinde kumaş yüzeyi daha yumuşaktır ve mekanik özellikler daha iyidir. (<http://www.netcomposites.com>)

1.12.3. Saten Örgü Yapısı



Şekil 1.31. Saten örgü (http://www.netcomposites.com)

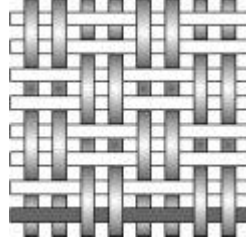
Saten örgüler temel olarak, dimi örgülerin, atkı ve çözgü iplikleri daha az bağlantı yapacak şekilde modifiye edilmesiyle oluşmaktadır. İplikler arasındaki bağlantı sayısı azdır. 4'lü, 5'li, 8'li saten olmak üzere çeşitleri vardır. Kaz ayağı örgü yapısı, saten örgü çeşitlerindedir. Burada atkı ipliği üç çözgü ipliğinin üzerinden ve bir çözgü ipliğinin altından belli bir sıra olmaksızın geçmektedir. Saten örgüler, düz, dökümlülükleri yüksek yapılardır. Düşük kıvrım yüksek mekanik özellikler sağlamaktadır. İpliklerin birbirine çok yakın olduğu saten örgülerde sıkı kumaşlar elde edilmektedir. Ancak düşük stabilite ve asimetrik kumaş görünümü dikkat edilmesi gereken hususlardır. Kumaşın iki tarafındaki görünüm farklı olacaktır. (http://www.netcomposites.com)

Kalın atkı iplikleri ve ince çözgü iplikleri kullanılarak oluşturulan kaz ayağı veya uzun yüzmeli saten örgü yapısında dokuma kumaşlara tek yönlü kumaşlar denir. Bu kumaşlar, kalın ipliğin kullanıldığı yönde kompozitlere yüksek dayanım sağlamaları ile karakterize edilirler. (Reinhart 1987) Bu tarz kumaşlarda yapı dengesiz olduğu için özel uygulama alanlarında kullanılırlar.



Şekil 1.32. Tek yönlü dokuma kumaş yapısı (Reinhart 1987)

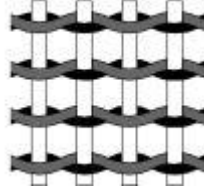
1.12.4. Sepet Örgü Yapısı



Şekil 1.33. Sepet örgü (<http://www.netcomposites.com>)

Sepet örgü temel olarak bezayağı örgü gibidir. Yapı, iki veya daha fazla atkı ipliğinin iki veya daha fazla çözümlü ipliğinin dönüşümlü olarak üzerinden veya altından geçip bağlantı yapmasıyla oluşmaktadır. Yapı düzdür, kıvrımlar bezayağı örgüye göre daha azdır; fakat daha az stabil kumaş yapısı söz konusudur. Yüksek gramajlı kumaşlarda kalın ipliklerin kullanılması sonucu oluşan yüksek kıvrımların giderilmesi amacıyla kullanılması uygundur. (<http://www.netcomposites.com>)

1.12.5. Leno Örgü



Şekil 1.34. Leno örgü (<http://www.netcomposites.com>)

Bu örgü yapısı genellikle dokuma kumaşların açık kenarlarını kapamak güçlendirmek amacıyla kullanılmaktadır. Atkı iplikleri çözümlü iplikleri etrafında dolanıp çözümlüleri yerinde sabitlemektedirler. Ancak açık bir yapı olduğu için iyi fiziksel özellikler sağlamaması nedeniyle kompozit malzemelerde kullanımları yaygın değildir. Sadece bazı açık ve stabil dokuma örgüsü kullanımı gerektiren yerlerde kullanılmaktadır. (<http://www.netcomposites.com>)

Kumaşın tutumu, iplik sayısı ve örgü çeşidi ile belirlenmektedir. Eğer kompozit malzemede kullanılacak kumaşın örgüsü çok sıkı ise kumaş çeşitli şekillere uyum sağlayamayacaktır ve reçineyi kabul etmeyecektir. Dolayısıyla zayıf bir kompozit yapı oluşacaktır. Diğer yandan sıkı olmayan bir örgü ile oluşturulmuş kumaşa, kompozit malzeme için yeterli mukavemet sağlayacak iplik miktarı az olacaktır. (Reinhart 1987) Çizelge 1.6'da dokuma örgü yapılarının özellikleri kıyaslanmıştır.

Çizelge 1.6. Örgü yapılarının kumaş özellikleri açısından kıyaslanması
(<http://www.netcomposites.com>)

Özellik	Bezayağı	Dimi	Saten	Sepet	Leno
Stabilite	****	***	**	**	*****
Dökümlülük	**	****	*****	***	*
Gözeneklilik	***	****	*****	**	*
Yumuşaklık	**	***	*****	**	*
Denge	****	****	**	****	**
Simetri	*****	***	*	***	*
Kıvrım	**	***	****	**	**/*

*****=Mükemmel ****=İyi ***=Kabuledilebilir **=Kötü *=Çok Kötü

1.13. Kompozit Malzemelerde Fiziksel Hata Mekanizmaları

Uygulanan yüke bağlı olarak kompozit malzemelerde genel olarak üç çeşit hasar gelişmektedir:

- 1- Tabakada çatlama: enine çatlama da denir. Uygulanan yüke zıt doğrultuda olan lifleri taşıyan tabakada meydana gelen çatlama değildir.
- 2- Tabakalar arasındaki delaminasyon veya bağlanamama.
- 3- Lif hasarları

Malzemede meydana gelen çatlaklar, yeterli enerjiyi bulduğunda ilerleyecek ve malzemeyi ayırıp kırık yüzeyler meydana getirecektir. Malzemenin kırılma tokluğu hasar esnasında enerji absorbe edebilen aşağıdaki etkenlere bağlıdır:

- 1- Matriks çatlağı
- 2- Liflerde kırılma
- 3- Lif matriks arabirimi hasarı
- 4- Arabirim hasarından sonra elastik enerjinin serbest kalması
- 5- Matriksten dışarı çıkmış lifler
- 6- Çatlağa uygun açılarda yerleştirilmemiş liflerde kayma meydana gelmesi
- 7- Tabakalar arası ayrılma (Bunsel ve ark. 2005)

1.14. Kompozit Malzemelerle İlgili Literatürde Yapılan Çalışmalar

W. Hufenbach ve arkadaşları (2008) yaptıkları çalışmada, kompozit yapıların darbe dayanımlarını etkileyen ana parametreleri belirlemeyi amaçlamışlardır. Deneysel çalışma, karbon takviyeli kompozitler kullanılarak Charpy test cihazında yapılmış ve deney sonuçları kullanılarak sayısal modelleme yapılmıştır. İyi darbe dayanımına sahip sert kompozitler elde etmek için, sert (UD) tek yönlü takviyeli karışımlarının çekirdek malzemesi olarak ve daha sert kumaş katının dış kısmında koruyucu olarak kullanılmasının gerekli olduğu saptanmıştır. Hatta metalik panellerin eklenmesinin darbe dayanım toleransını daha çok arttırdığı görülmüştür. Yük taşıyan yapı ile darbe yapan nesne arasına 45° yönlü kumaş katları bulunduğu bu katların koruyucu tabakalar gibi davrandığı, rijitlik ve dayanımları daha iyi yaptığı gözlenmiştir. Ayrıca deneysel verilerle sayısal veriler arasında iyi bir korelasyon olduğu sonucuna varılmıştır.

L. H. De Carvalho ve arkadaşları, (2006) düz dokuma ve düz atkılı örme jüt kumaş/polyester reçine kombinasyonundan oluşan kompozitlerin mekanik özelliklerini kıyaslamışlardır. Jüt kumaş/polyester kompozitlerin çekme ve darbe davranışları, kumaş çeşidinin, lif kütleli kesrinin ve yükün uygulanma yönünün fonksiyonu olarak değerlendirilmiştir. Elde edilen sonuçlardan aşağıdaki yargılara varılmıştır:

1. İncelenen kompozitlerin çekme özellikleri, kumaş çeşidine (dokuma, örme) bağlıdır.
2. Dokuma kumaş takviyeli kompozitin çekme mukavemeti lif kütleli kesrine ve test yönüne bağlıyken, örme kumaş takviyeli kompozitin bunlardan bağımsızdır.

3. Dokuma kumaş takviyeli kompozitler için daha iyi çekme mukavemetleri elde edilmiştir ve bu durumun daha yüksek lif oryantasyonun ve daha iyi reçine emdirilmesinin bir sonucu olduğu görülmüştür.
4. Araştırmada kullanılan kompozit malzemelerin, lif/matriks ara birimi zayıftır. Bu davranış lifin higroskopik ve matriksin hidrofobik olmasıyla ilişkilendirilmiştir.
5. Her iki çeşit kompozitlerin de darbe mukavemetleri, matriksin darbe mukavemetinden daha yüksektir ve lif miktarının artmasıyla artma eğilimindedir.
6. Atkılı örme kompozitlerin darbe mukavemetleri, dokuma kumaş kompozitlerinkinden daha yüksek olma eğilimindedir. Bu davranışın sebebi, lif oryantasyonunun olmamasına ve atkılı örme kompozitlerdeki zayıf kumaş emregnasyonuna bağlanmıştır.

Seong Sik Cheon ve arkadaşları, (1999) cam lifi takviyeli hibrit kompozitlerin darbe enerji absorpsiyon özelliklerini, kompozitin içine gömülen farklı malzemelerin hacimsel oranını esas alarak araştırmışlardır. Hibrit oluşturma amacıyla yapıya polietilen kumaş, polipropilen kumaş, kevlar lifleri ve silan ile muamele edilmemiş cam lifleri gömülmüştür. Bunların farklı hacimsel oranlarıyla oluşturulan numuneler Charpy test cihazında test edilmiştir. Sonuç olarak, % 3,4 hacimsel oranında tek yönlü kevlar lifinin cam lifi/epoksi kombinasyonunda oluşan kompozit yapıya dahil edilmesiyle darbe enerji absorpsiyon kapasitesinin, sadece cam lifi/epoksi reçineden oluşan kompozit yapınıninkinden % 80 daha yüksek olduğu görülmüştür. Benzer şekilde, % 5 hacimsel oranında silan muamelesi görmemiş cam liflerinin kompozit yapıya dahil edilmesiyle oluşan hibrit yapının enerji absorpsiyon kapasitesinin saf yapınıninkinden % 40 daha yüksek olduğu görülmüştür.

Asad A. Khalid yaptığı (2006) çalışmada, test sıcaklığının ve lif hacimsel oranının kompozit malzemelerin darbe enerjilerine etkisini incelemiştir. Bu amaçla, fitil dokuma aramid/epoksi ve cam/epoksi kombinasyonundan oluşan kompozit malzemeler el yatırma tekniğine göre üretilmiştir. 0,45, 0,55 ve 0,65 lif hacimsel oranlarında hazırlanan numuneler -40 ve 40°C arasında 10°C aralıklarla değişen sıcaklık değerlerinde test edilmiştir. Sonuç olarak, darbe testinin yapıldığı sıcaklığın artmasıyla darbe enerjisinin de arttığı ve aramid/epoksi kompozit malzemesinin darbe enerjisinin

cam/epoksi malzemesinininkinden daha yüksek olduğu; lif hacimsel oranının artmasıyla da darbe enerjisinin azaldığı görülmüştür.

M. Karahan ve arkadaşları (2007), tarafından yapılan çalışmada, el yatırma, RTM (Resin Transfer Moulding- reçine enjeksiyon kalıplama) ve SMC (Sheet Moulding Compounds- hazır kalıplama katmanı bileşimi) kalıplama yöntemleri ile üretilmiş, tesadüfi kesikli ve sürekli cam elyaf keçelerle ve cam lifleriyle takviyeli polyester reçine kompozitlerin ani darbe dayanımlarını araştırmışlardır. Bu amaçla, kompozit plakaların mekanik özelliklerinin tespiti için çekme mukavemetini ve elastisite modülünü tespit etmişlerdir. Ani darbe mukavemeti Charpy testi ile tespit edilmiştir. Ayrıca ani darbe sonrasında meydana gelen deformasyonun tespiti için düşük hızlı ağırlık düşürmeye maruz kalmış numunelere üç noktalı eğilme testi yapılmış ve mukavemet kayıpları tespit edilmiştir. Sonuç olarak, lif hacimsel oranı artışının, kompozit malzemelerin ani darbe dayanımını arttırdığı; kompozit malzeme dolgu malzemesi kullanılmasının kompozit malzemenin mekanik özelliklerini ve ani darbe mukavemetini düşürdüğü tespit edilmiştir.

Giancarlo Anzelotti ve arkadaşları (2008) yaptıkları çalışmada, karbon dımı dokuma kumaşın epoksi reçineyle kombinasyonu ile oluşan kompozit tabakayı çekme testine tabi tutarak, gerinim mekanizmasını deneysel olarak araştırmışlar ve hesaplamalı model ile ilişkilendirmişlerdir. Dijital görüntü korelasyon tekniği (DIC), mesoskopik düzeydeki deneysel gerinim dağılımını vermiştir. Dokuma yapısındaki teorik gerinim dağılımı, belirtilen sonlu elemanlar modeliyle (FEM) elde edilmiştir. Sonuç olarak, sonlu elemanlar modeliyle hesaplanan tüm rijitlik değerinin deneysel verilerden daha düşük olduğu görülmüştür.

Gabriel O. Shonaïke ve arkadaşları (2000), farklı kalıplama sıcaklıkları ve emdirme zamanlarının, cam lifi hasır dokuma kumaş takviyeli termoplastik elastomer kompozitlerin çekme özellikleri üzerine etkilerini incelemişlerdir. Kalıplama sıcaklıkları 190, 200, 210, 220 ve 230 °C alınmış ve emdirme süreleri de 1 ve 30 dakika arasında değişmiştir. Matriks reçinenin takviye malzemesi içine empregnasyon derecesi, taramalı elektron mikroskobu kullanılarak ve çekme özellikleri ile karakterize edilmiştir. Sonuç

olarak, 190 °C 'de imal edilen örneklerde bütün empregnasyonun 10 dakikadan önce olduğu ve daha yüksek sıcaklıklarda imal edilen örneklerde matriks reçinede bozunma meydana geldiği görülmüştür. Matriks reçinenin erime noktasının düşüşü ve çekme mukavemetinin azalması bu bozunmayı kanıtlamıştır. Ayrıca kompozitlerin çekme özelliklerinin içerdikleri boşluk miktarına bağlı olduğu; boşluk miktarı arttıkça çekme özelliklerinin kötüleştiği görülmüştür.

C.Z. Paiva Ju'nior ve arkadaşları (2004) yaptıkları çalışmada, polyester reçine/ rami ve pamuk hibrit düz dokuma kumaştan oluşan kompozit malzemeler kullanmışlardır. Bu kompozitlerin çekme mukavemetleri rami liflerinin oryantasyonu ve lif hacimsel oranının fonksiyonu olarak tanımlanmıştır. Kompozitler, yükleme eksenine paralel yerleştirilmiş rami lifleri (0°) ve çeşitli konfigürasyonlarda yerleştirilmiş (0°/90°) liflerden oluşan dokuma kompozit yapı şeklinde test edilmişlerdir. Alınan sonuçlar, kompozitlerin çekme özelliklerini etkileyen ana parametrenin yükleme eksenine paralel olan rami hacimsel oranı olduğunu göstermiştir. Pamuk liflerinin bu duruma katkısının en az olduğu görülmüştür. Aslında (0°) kompozitlerin çekme mukavemetleri için alınan sonuçların, pamuk liflerinin katkısına aldırılmaksızın, karışım için ortak bir kural izlediği gözlenmiştir. Matriksten % 338 daha fazla olan kompozitin çekme mukavemeti değerleri, selülozik lif takviyeli kompozitler içinde rami lifinin potansiyel etkisini göstermektedir.

K. M. Eng, M. Mariatti ve arkadaşları (2006), farklı kat sayısında ve farklı gramajlarda dokuma kumaş kullanılmasının, dokuma kumaş/epoksi reçine kombinasyonundan oluşan kompozit yapıların özelliklerine etkilerini incelemiştir. Bu amaçla, 50, 150 ve 200 g/m² yoğunluklarında cam elyaftan oluşan dokuma kumaş kullanılmış ve eğilme, termal ve fiziksel özellikler incelenmiştir. Sonuç olarak, lif içeriğinin yani gramajın artmasıyla eğilme mukavemeti ve eğilme modülünün arttığı ancak termal genleşme katsayısının azaldığı görülmüştür. Bunun nedeninin, daha fazla lifin sisteme uygulanan kuvvetleri paylaşabildiği ve zayıf noktalar olan iplik kesişim noktalarının azalması olduğu açıklanmıştır. Ayrıca sistemde kullanılan kumaş katsayısı arttıkça eğilme mukavemeti ve modülünün yine arttığı görülmüştür.

Bir başka çalışmada, Cevdet Kaynak ve arkadaşları (2009), reçine enjeksiyon kalıplama metoduna göre üretilmiş dokuma cam lifi/epoksi reçine kombinasyonundan oluşan kompozitlerde, kalıplama sıcaklığının, reçine çıkışında vakum uygulamasının ve reçinenin başlangıçtaki sıcaklığının malzemenin mekanik özelliklerini nasıl etkilediğini araştırmışlardır. Bu amaçla, altı farklı kalıplama sıcaklıkları (25, 40, 60, 80, 100 ve 120 °C), iki farklı başlangıç reçine sıcaklıkları (15 ve 28 °C), vakumlu (0.03 bar) ve vakumsuz koşullar olmak üzere şartlar belirlemişlerdir. Bu şartlarda yapılan testler sonucunda, 28 °C başlangıç sıcaklığına sahip reçine ile vakum uygulanarak 60 °C'de kalıplama yapılarak üretilen kompozit malzemelerin daha yüksek çekme mukavemetine, eğilme mukavemetine ve darbe dayanımına sahip oldukları görülmüştür. Ayrıca vakum uygulamasının, malzemenin içindeki boşluk miktarını azalttığı için malzemenin son mekanik özellikleri üzerinde etkili olduğu ve reçinenin başlangıç sıcaklığındaki düşüşün malzemenin mekanik özelliklerinde düşüşe sebep olduğu görülmüştür.

M. Mariatti ve arkadaşları (2008) yaptıkları çalışmada, doğal liflerden oluşturulan kompozit malzemelerin bazı mekanik özelliklerini incelemişlerdir. Bu amaçla üsü ağacı ve muz ağacı liflerinden oluşturulan dokuma kumaş/doymamış polyester reçine kombinasyonundan oluşan kompozit malzemeler kullanılmıştır. Her iki kompozit malzeme de vakum torbalama tekniğine göre üretilmiş ve toplam lif hacimsel oranının fonksiyonu olarak malzemelerin eğilme, darbe ve su absorpsiyon özellikleri araştırılmıştır. Sonuç olarak, her iki sistemde eğilme mukavemeti ve eğilme modülünün, lif hacimsel oranının artmasıyla arttığı görülmüştür. Muz ağacı liflerinden oluşturulan kompozit malzemenin, enine kesit yapısının farklı olması ve yüksek selüloz içermesinden dolayı diğer malzemeye kıyasla daha yüksek eğilme ve darbe özelliklerine sahip olduğu bulunmuştur. Ayrıca üsü ağacı liflerinden oluşturulan kompozit malzemenin, daha fazla hemiselüloz içermesi ve yapısındaki kusurlar nedeniyle diğer malzemedden daha fazla su aldığı görülmüştür.

L. A. Pothan ve arkadaşları (2008) , reçine enjeksiyon kalıplama metoduna göre ürettikleri kenevir dokuma kumaş/polyester reçine kombinasyonundan oluşan kompozit malzemenin mekanik özelliklerine, reçine viskozitesinin, uygulanan basıncın, dokuma örgüsü çeşidinin (düz, dimi ve hasır örgü yapısında üç çeşit kumaş kullanılmıştır.) ve

lif yüzeyi modifikasyonun etkisi ile ilgili bir araştırma yapmışlardır. Uygulanan basınçtan, reçine viskozitesinden ve yüzey modifikasyonundan çok dokuma yapısının ve lif içeriğinin kompozit malzemenin temel özelliklerinde etkili olduğunu görmüşlerdir. Sonuç olarak, yükleme doğrultusunda maksimum lif ve daha az kesişim noktaları içeren malzemenin (hasır yapısına sahip kumaş) daha yüksek eğilme ve çekme mukavemetine sahip olduğu görülmüştür.

L. A. Pothan ve arkadaşları (2005) yaptıkları bir diğer çalışmada, lif hacimsel oranının, tabaka kat sayısının ve dokuma yapısının, muz ve cam lifi dokuma kumaş/polyester reçine kombinasyonundan oluşan kompozit malzemelerin mekanik özelliklerine etkisini incelemişlerdir. Bu amaçla farklı katlarda, farklı lif hacimsel oranlarında ve açık (iplikler arası mesafenin fazla olduğu yapılar) ve kapalı (iplikler arası daha az mesafenin olduğu yapılar) dokuma yapısında kumaşlar kullanarak çeşitli kompozit yapılar üretilip test etmişlerdir. Sonuç olarak, kapalı dokuma yapısında iki tabakadan oluşan kompozitlerin çekme dayanımlarının en iyi olduğu görülmüştür. Diğer taraftan üç tabakadan oluşan kompozit yapıların eğilme mukavemetlerinin en iyi olduğu ve artan tabaka sayısının darbe dayanımını arttırdığı, kapalı dokuma yapısında dört tabakadan oluşan kompozitlerin en yüksek darbe dayanımı gösterdiği sonuçlarına varılmıştır.

2. MATERYAL VE METOD

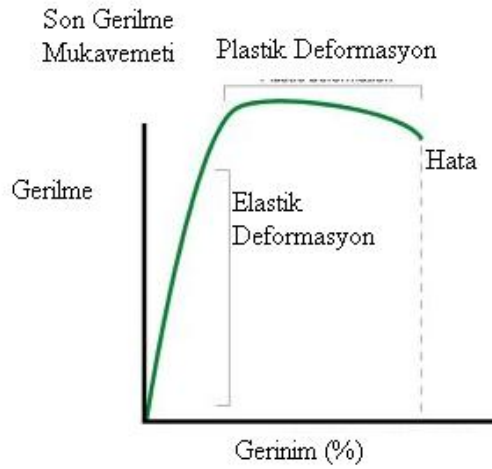
2.1. Materyal

Bu çalışmada, polyester dokuma kumaş, vinilester reçine, hızlandırıcı ve sertleştirici malzemeler kompozit malzemeyi oluşturmada materyal olarak kullanılmıştır.

Kompozit malzemelerin üretiminde kullanılan reçinelerin aşağıdaki özelliklere sahip olması gerekmektedir:

- 1- İyi mekanik özellikler
- 2- İyi yapışma özellikleri
- 3- İyi tokluk özellikleri
- 4- Çevresel bozunmalara karşı iyi bir dayanım

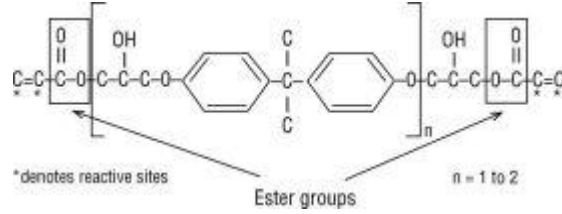
Şekil 2.1’de ideal bir reçine sisteminin gerilme-gerinim eğrisi gösterilmiştir. Kullanılan reçine için eğri yüksek son mukavemeti, yüksek katılığı ve gerinimi göstermektedir. Buna göre reçinenin başlangıçta katı olduğu fakat aynı zamanda kırılma hasardan etkilenmeyeceği anlamı çıkmaktadır. (<http://www.netcomposites.com>)



Şekil 2.1. İdeal bir reçinenin gerilme gerinim eğrisi (<http://www.netcomposites.com>)

2.1.1. Vinilester Reçine

Vinilester reçineler, monofonksiyonel doymamış asitlerin (metakrilik veya akrilik asit gibi) bisfenol diepoksitlerle reaksiyonu ile hazırlanan doymamış reçinelerdir. Oluşan polimer, stiren gibi doymamış monomer ile karıştırılır. (Greene 1999) Moleküler yapı olarak polyeater reçinelere benzemektedir. Polyeater reçinelerden farklı olarak reaktif bölgeler vinilester reçinelerde, molekül zincirlerinin sadece uçlarında bulunmaktadır. Molekül zincirinin tüm uzunluğu ani yüklemeleri absorbe etme yeteneğine sahiptir ve bu da vinilester reçinelerin daha tok, esnek ve sağlam olmasını sağlamaktadır. Darbe ve yorulma dayanımları da oldukça iyidir. Ayrıca vinilester molekülü az sayıda ester grup da içermektedir. Bu ester grupları hidroliz ile oluşan suyun degradasyonuna karşı hassastırlar. Bu hassasiyet onları suya ve diğer kimyasallara karşı dayanıklı yapmaktadır. Şekil 2.2’de tipik bir vinilester reçinenin ideal kimyasal yapısı görülmektedir. Molekül zincirindeki ester grupları ve reaktif bölgeler görülmektedir. Diğer bir Şekil 2.3’de kür edilmemiş vinilester reçinenin şematik gösterimi vardır. (<http://www.netcomposites.com>)



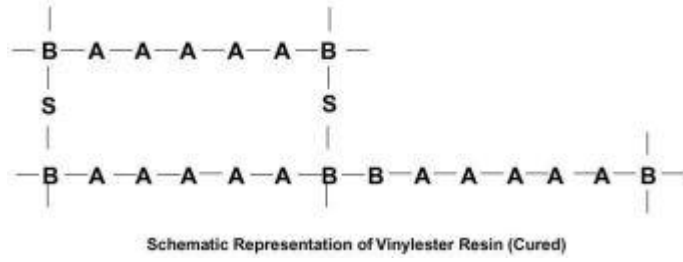
Şekil 2.2. Vinilester reçinenin kimyasal yapısı (<http://www.netcomposites.com>)



Şekil 2.3. Kür edilmemiş reçine yapısının şematik gösterimi (<http://www.netcomposites.com>)

Polyeater reçine ile kıyaslandığında, daha az sayıda ester grup içermesi, hidroliz sonucu gerçekleşen hasarlara daha az meyilli olduğunu göstermektedir. Bu özelliği onun su ile temas halinde olacağı bazı uygulamalarda polyeater tabakalar için bariyer

olarak kullanımını sağlamıştır. Şekil 2.4’de kür edilmiş vinilester reçinenin şematik gösterimine bakıldığında, yüksek sıcaklıkta kür işlemi gerektirmesine rağmen polyesterle kıyaslandığında daha tok ve dayanıklı olduğu sonucuna varılmaktadır. Ayrıca vinilester reçineler, doymamış reçineler arasında yüksek sıcaklıklarda dahi kimyasal dayanımı en iyi olan ürünlerdir. (<http://www.netcomposites.com>)



Şekil 2.4. Kür edilmiş reçine yapısının şematik gösterimi
(<http://www.netcomposites.com>)

Bu çalışmada, Poliya Polyester Sanayi ve Ticaret Ltd. Şti.’nin piyasaya sunduğu yoğunluğu $1,044 \text{ gr/cm}^3$ olan vinilester reçine kullanılmıştır. Bu reçine, epoksi bazlı orta yüksek reaktiviteli vinilester reçinedir. Uzun süre yüksek ısı dayanımına, yüksek korozyon direncine, asidik ve alkali ortamlarda yüksek performansa ve mükemmel yapışma özelliklerine sahiptir. Bu özellikleri onun, kimyasal madde depoları, kimyasal madde üreten fabrikalar için ekipman yapımı ve korozyona karşı kaplama yapımında yaygın kullanımlarını sağlamıştır. Aynı zamanda, yüksek dayanım yanında esneklik imkanı sunan gelişmiş mekanik özellikleri, dinamik ve statik yük dayanımı gerektiren yerlerde, yapı sektöründe, denizcilik alanında kullanılmalarını sağlamıştır. Hidrolik dayanımının yüksek olmasından dolayı sıcak su ve güneş kolektörleri, balık üretme havuzları gibi su ile temas eden her alanda kullanılmaktadır. Vinilesterin yapısında bulunan serbest hidroksil uçları, bu reçinelerin sadece cam elyaf ile değil karbon ve aramid ile de takviye edilebilmesini sağlar. Reçine sertleştiğinde sadece zincirin ucundaki çifte bağlar çapraz bağ oluşturacağı için polyesterlere nazaran kuvvet altında daha dayanıklı, uzaması daha fazla ve termoşoklara daha dayanıklı bir yapı oluşmaktadır. (<http://www.poliya.com.tr>) Sertleşmiş reçinenin mekanik özellikleri Çizelge 2.1’de gösterilmiştir.

Çizelge 2.1. Sertleşmiş vinilester reçinenin mekanik özellikleri
<http://www.poliya.com.tr>

Özellik	Saf Reçine Değeri
Eğilme Dayanımı	160MPa
Eğilme Modülü	4360MPa
Kopmadaki Uzama	7,90%
Çekme Dayanımı	80MPa
Elastisite Modülü	3200MPa
Kopmadaki Uzama	%5-6
İzod Darbe Dayanımı	17kJ/m ²

Prosesler için uygun formda reçine eldesinde bazı yardımcı kimyasallar kullanılmaktadır:

- 1- Hızlandırıcılar, sertleşme ve kür reaksiyonunu hızlandıran bileşiklerdir.
- 2- Sertleştiriciler (Katalizörler), reçine ve monomerin sertleşmesi için çapraz bağ ile sonuçlanan reaksiyonunu başlatan maddelerdir.
- 3- Dolgu maddeleri, üretilen son ürünün teknik özelliklerini geliştiren maddelerdir.
- 4- Pigment tozları, çeşitli renklere renklendirme amacıyla kullanılırlar. (Doğanay 2007)

Reçinenin hazırlanmasında ve karışımında çok büyük dikkat gerekmektedir. İçinde herhangi bir yabancı madde olmayacak şekilde hazırlanmalı ve hava kabarcığı kalmayacak şekilde iyice karıştırılmalıdır. Reçine karışımında kalan hava kabarcıkları, kompozit tabakaların üretimi esnasında son malzemede de oluşup yapının zayıflamasına sebep olmaktadır. Ayrıca kullanılacak sertleştirici ve hızlandırıcı miktarlarının dikkatlice ölçülüp belirlenmesi, en iyi malzeme özelliklerini verecek polimerizasyon reaksiyonunun kontrolü açısından önemlidir. Fazla sertleştirici ilavesi hızlı jelleşme zamanına sebep olurken, daha az sertleştirici ilave edilmesi ise kürlenmemiş reçine kalmasına sebep olmaktadır. (<http://www.netcomposites.com>)

2.1.2. Jelleşme ve Kütleme

Sertleştirici ya da katalizörün reçineye ilave edilmesiyle sıvı olan reçinenin viskozitesi, reçine sıvı formdan uzaklaşana kadar artmaya başlar. Bu reçinenin jel

olduğu noktadır. Reçine jel formuna geldikten sonra, sertleşmeye başlar. Bu sertleşme reçinenin tümünde gerçekleşip belirli özellikler elde edilinceye kadar devam eder. Bu reaksiyon esnasında ısı açığa çıkar ve açığa çıkan bu ısı aynı zamanda reaksiyonu hızlandırmaktadır. Polimer zincirlerinin çapraz bağlanmasıyla polimerin sertleşmesini sağlayan bu işleme kürlenme denir. Kürlenme hızı ilave edilen hızlandırıcı miktarı ile kontrol edilmektedir. Aynı zamanda ısıtma ile de kürlenme hızı arttırılabilmektedir. Sıcaklığın artmasıyla son sertliğe daha hızlı ulaşılmaktadır. Bu durum oda sıcaklığında saatlerce veya günlerce sertleşmenin beklenmesi durumlarında yararlı olabilmektedir.

Malzemenin son mekanik özelliklerini arttırmak amacıyla yüksek sıcaklıklarda yapılan kürlenme işlemine postcure denilmektedir. Yüksek sıcaklıkta kürlenme yapılmayan birçok reçine son mekanik özelliklerine ulaşamamaktadır. Bu işlem, başlangıçta oda sıcaklığında kürlenmiş malzemenin daha sıcak bir ortamda bekletilmesi şeklinde olmaktadır. Böylece çapraz bağ yapan molekül sayısı artmaktadır. (<http://www.netcomposites.com>)

2.1.3. Sertleştirici

Sertleştiriciler, reçine içindeki hızlandırıcılar ile reaksiyona girerek ya da ısı ile malzemenin sertleşmesini sağlamaktadırlar. Reçinenin sertleşmesi için gerekli çapraz bağ oluşumu reaksiyonunu başlatırlar. Farklı reçine tipleri ve uygulamaları için çok çeşitli sertleştiriciler mevcuttur.

Bu çalışmada, numune hazırlanmasında MEKP (metil etil keton peroksit) olarak anılan Poliya firmasının piyasaya sürdüğü sertleştirici kullanılmıştır. MEKP organik bir peroksittir. Bu tür bileşikler kendi başlarına kararsız yapıda olduklarından inert maddelerle karışım formunda bulunurlar. (<http://www.poliya.com.tr>) Karışım yapıda olduklarından özellikleri de farklılaşmaktadır. Polyester ve vinilester reçineler ile kullanılan bir sertleştiricidir. Karıştırma oranı vinilester reçineye göre % 2 olarak kullanılmıştır.

2.1.4. Hızlandırıcı

Sertleşme reaksiyonunu hızlandıran maddelerdir. Bu çalışmada, Poliya firmasının piyasaya sürdüğü % 6 'lık kobalt naftalat esaslı hızlandırıcı kullanılmıştır. Bu hızlandırıcı, MEKP tipi sertleştiricilerle çalışmaktadır. Kobalt esaslı hızlandırıcılar, reçinenin sertleşmesini hızlandırarak sertleşmenin oda sıcaklığında gerçekleşebilmesini sağlamaktadırlar. Reçineye ilave edilecek hızlandırıcı miktarı, kullanılan reçine tipine, ortam sıcaklığına ve istenen jel süresine göre değişmektedir. Bu çalışmada kullanılan karıştırma oranı % 0,2 'dir. (<http://www.poliya.com.tr>)

2.1.5. Polyester Dokuma Kumaş

Bu çalışmada üretilen kompozit malzeme için kullanılan takviye malzemesi, çözüde polyester düz iplik ve atkıda polyester şönil iplik kullanılarak dokunmuştur. Kumaşın örgüsü, uzun yüzmelerden oluşan dimi örgü ile bezayağı örgünün bağlantı noktaları ile birleştirilmesinden oluşmaktadır. Kumaş, 411 gr/m² gramajında kalın, sıklığı yüksek ve tok bir yapıya sahiptir. Çizelge 2.2'de kumaşın ve kumaşı oluşturan ipliklerin özellikleri verilmiştir.

Çizelge 2.2. Kumaş ve iplik özellikleri

Kumaştaki İplik Çeşitleri	İplik Tipleri	İplik Numaraları tex-denye	Kumaştaki İplik Sıklıkları [Adet/cm]	İplik Kıvrımları	İplik Ağırlıkları [g/m ²]
Çözü	düz iplik	19,5-175,5	34	0,1125	138
Atkı	şönil iplik	157,6-1419	17	0,035	273

Mikroskop altında kumaşın ön ve arka yüzeyinin fotoğrafları çekilmiştir. Aşağıdaki ilk Şekil 2.5'de kumaşın ön yüzeyi ve burada uzun yüzmeler yapan çözü iplikleri görülmektedir. İkinci Şekil 2.6'da kumaşın arka yüzeyi ve bu yüzeye yapıları itibariyle hakim olan atkı iplikleri görülmektedir.



Şekil 2.5. Kumaşın ön yüzey görünümü



Şekil 2.6. Kumaşın arka yüzey görünümü

2.2. Metot

Bu çalışmada, öncelikle takviye malzemesi olarak kullanılan polyester dokuma kumaşın ve kumaş oluşumunda kullanılan atkı ve çözgü ipliklerinin mukavemet değerleri Instron cihazında test edilerek belirlenmiştir. El yatırması yöntemiyle üretilen kompozit malzemenin çekme ve eğilme mukavemet testleri Instron cihazında, darbe dayanımı testleri Charpy cihazında yapılmıştır.

2.2.1. İplik Numarası Tayini

Kumaştan atkı ve çözgü yönünde 10' ar tane 60 cm iplik çıkarılmıştır. Bu ipliklerin ağırlıkları ölçülmüştür. Bir iplik ağırlığından ve uzunluğundan yararlanarak denye ve Nm cinsinden iplik numaraları tespit edilmiştir.

2.2.2. İplik Mukavemet Testleri

Polyester dokuma kumaştan, çözgü ve atkı yönünde 60 cm uzunluğunda 10 ‘ar tane iplik alınmıştır. Bu iplikler, sabit uzama ilkesine göre çalışan, 100N’luk yük hücresi kullanılarak Instron cihazında, 20 °C sıcaklık ve % 65 rölatif nem koşullarında ASTM D 2256 test standardına göre test edilmiştir. İplikler cihaza çeneler arası mesafe 500 mm olacak şekilde yerleştirilmiştir.

2.2.3. Reçinesiz Kumaş Mukavemeti Testleri

Dokuma kumaşın mukavemet değerlerini tespit etmek amacıyla kumaştan atkı, çözgü ve 45° doğrultularında, 50 mm eninde 300 mm uzunluğunda, her bir doğrultudan 5 tane olmak üzere toplam 15 kumaş numunesi hazırlanmıştır. Bu numuneler Instron cihazında 5 kN ‘luk yük hücresi kullanılarak ASTM D 1682 standartlarına uygun olarak test edilmişlerdir.

2.2.4. Kompozit Malzemenin Hazırlanması

Dokuma kumaş takviyeli kompozit malzeme el yatırma tekniği kullanılarak üretilmiştir. Kompozit malzemenin, 4 kumaş tabakasından oluşan çok katlı yapı olarak üretilmesi tasarlanmıştır. Öncelikle test edilecek numune sayısına ve boyutuna göre belli uzunluklarda kumaş parçaları, çözgü, atkı ve 45° doğrultularında, tek bir kompozit yapı üretimi için her doğrultudan 4 ‘er tane kumaş olacak şekilde kesilip hazırlanmıştır. Daha sonra silikon bir levha üzerine çözgü doğrultusunda kesilmiş 1. kumaş katı yerleştirilmiştir. İlk kumaş katının üzerine, hızlandırıcı ve sertleştirici ile belli oranlarda karıştırılan reçine yayılmıştır. Kullanılan reçine miktarı 100 gr ‘dır. Reçine miktarının % 0,2’ si kadar önce hızlandırıcı reçineye ilave edilip karıştırılmış, ardından reçine miktarının % 2’ si kadar sertleştirici karışıma ilave edilip karıştırılmıştır. Her kumaş katına aynı miktarda reçine uygulanmıştır. Reçinenin kumaşa nüfuziyetinin iyi olması ve hava boşluğunun kalmaması için kumaş katlarının yerleştirilmesinden sonra rulolama yapılmıştır. 4. kumaş katı (son kat) yerleştirildikten ve rulo ile düzeltildikten sonra

ikinci silikon levha malzeme üzerine düzgün bir şekilde konmuştur. Hava kabarcığı olmaması ve düzgün bir geometri elde etmek amacıyla silikon levha üzerine ağırlıklar konarak malzeme 16 saat baskı altında bekletilmiştir. Daha sonra mekanik özelliklerin geliştirilmesi ve kür işleminin tamamlanması amacıyla malzeme 70 °C sıcaklıkta etüvde 2 saat bekletilmiştir. Etüvden sonra soğuyan malzemeler çekme, eğilme ve darbe testleri için gerekli numune boyutlarında hassas bir şekilde kesilmiştir.

Çözgü doğrultusunu esas alarak anlattığımız bu işlemler, atkı ve 45° doğrultularında malzeme üretimi için de aynı şekilde ve gerçekleştirilmiştir. Çok katlı kompozit tabakaların üretim miktarı, gerekli test numunesi sayısına ve boyutuna göre belirlenmiştir.

Çizelge 2.3’de üretilen kompozit malzemenin fiziksel özellikleri gösterilmiştir.

Çizelge 2.3. Kompozit malzemenin fiziksel özellikleri

Takviye Malzemesi Toplam Ağırlık [g]	Bitmiş Panel Ağırlığı [g]	Kumaş Hacimsel Oranı [%]	Reçine Hacimsel Oranı [%]	Malzemedeki Boşluk Oranı [%]	Bitmiş Plaka Kalınlığı
160	408,614	25,1	51,5	23,4	4,4

Kompozit malzemenin hazırlanması esnasındaki ortam sıcaklığı 20 – 25 °C arasında tutulmaya çalışılmıştır. Bu sıcaklık aralıklarında ve belirtilen hızlandırıcı ve sertleştirici madde miktarları kullanılarak hazırlanan reçine karışımının jel süresinin 20 dk olması göz önünde bulundurularak sıcaklık değerlerine ve çalışmanın hızlı yapılmasına dikkat edilmiştir.

2.2.5. Kompozit Malzemenin Mekanik Performansının Belirlenmesi

El yatırma metodu kullanılarak yukarıda açıklandığı şekilde üretilen kompozit malzeme, mekanik özelliklerinin ve performansının belirlenmesi için bir dizi testlere tabi tutulmuştur. Çekme mukavemetinin ve çekme modülünün tayini için malzemeye

Instron cihazında çekme testi yapılmıştır. Eğilme mukavemeti ve eğilme modülünün tayini için yine Instron cihazında üç noktalı eğilme testi yapılmıştır.

2.2.5.1. Çekme Testi

Üretilen dokuma kumaş takviyeli kompozit numunelerin, çekme mukavemetleri ve çekme modüllerinin belirlenebilmesi için testler, 100 kN yük hücresine sahip Instron 5582 cihazında ASTM D3039 standartlarına uygun olarak, çözü, atkı ve 45° doğrultularında yapılmıştır. Kumaşın örgüsü ve cihazın çeneleri arasındaki mesafe göz önünde bulundurularak test numunelerinin boyutlarında bazı değişiklikler yapılmıştır. Numune boyutları 35 mm genişlik, 250 mm uzunluk ve çeneler arası mesafe 180 mm olacak şekilde belirlenmiştir. Çekme mukavemeti ve modülü aşağıda verilen eşitliklerden hesaplanmıştır: (Karahana ve ark. 2007)

$$\sigma_c = \frac{F}{wt} \quad (2.1)$$

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l_0} \times 100 \quad (2.2)$$

$$E_c = \frac{\sigma_c}{\varepsilon} \quad (2.3)$$

Burada,

σ_c = Çekme mukavemeti (Mpa)

F = Maksimum yük (N)

w = Numune genişliği (mm)

t = Numune kalınlığı (mm)

E_c = Elastisite modülü (Mpa)

ε = Kopma uzama oranı (%)

l_0 = Başlangıçtaki numune uzunluğu (mm)

Δl = Kopma uzama miktarı (mm) değerleridir.

Şekil 2.7’de çekme testi için gerekli boyutta hazırlanmış numuneler görülmektedir. Numunelerin, her iki ucuna çift taraflı olarak 35x35 mm boyutlarında kesilip zımparalanmış alüminyum tablalar yapıştırılmıştır.



Şekil 2.7. Çekme testi numuneleri

Şekil 2.8.’de Instron cihazında çekme testi sonucunda kopmuş numune görülmektedir.



Şekil 2.8. Instron cihazında çekme testi yapılmış numune görünümü

2.2.5.2. Üç Noktalı Eğilme Testi

Kompozit numunelerin, eğilme mukavemetleri ve eğilme modüllerinin tespiti için üç noktalı eğilme testleri, ASTM D790M standartlarına uygun olarak 5 kN yük

hücreesine sahip Instron 4301 cihazında gerçekleştirilmiştir. Numune boyutları 25 mm genişlik, 4mm kalınlık ve 160 mm uzunluk olacak şekilde belirlenmiştir. Destek noktaları arasındaki uzunluğun kalınlığa oranı (16:1) olarak alınmıştır. (Hodgkinson 2000) Eğilme mukavemeti ve eğilme modülü aşağıdaki eşitliklerden hesaplanmıştır: (Karahan ve ark. 2007)

$$\sigma_{CF} = \frac{3Fl}{2wt^2} \quad (2.4)$$

$$E_{CF} = \frac{ml^3}{4wt^3} \quad (2.5)$$

Burada,

σ_{CF} = Kompozit plakanın eğilme mukavemeti (Mpa)

E_{CF} = Kompozit plakanın eğilme modülü (Mpa)

F = Maksimum kuvvet (N)

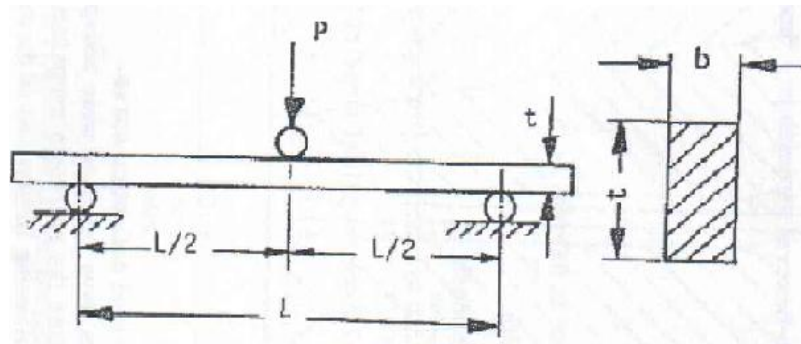
l = Kompozit plaka uzunluğu (mm)

w = Kompozit plaka genişliği (mm)

t = Kompozit plaka kalınlığı (mm)

m = Yük uzama eğrisinin elastik bölgeye ait eğimidir.

Şekil 2.9'da üç noktalı eğilme testi ve hesaplamalarda kullanılan parametreler şematik olarak gösterilmiştir.



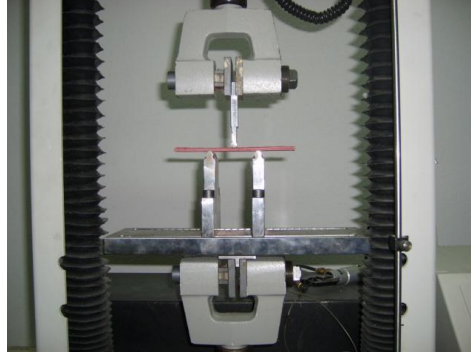
Şekil 2.9. Üç noktalı eğilme testinin şematik gösterimi (Mallick 1988)

Şekil 2.10' da eğilme testi için hazırlanmış test numuneleri görülmektedir.



Şekil 2.10. Eğilme testi numuneleri

Şekil 2.11'de ise Instron cihazında test aparatına yerleştirilmiş numune görülmektedir. Üst çenenin hareketiyle destek noktaları arasındaki numune eğilmeye zorlanmakta ve hareketli parçanın temas noktasında ve çevresinde malzemede deformasyonlar meydana gelmektedir.



Şekil 2.11. Instron cihazına yerleştirilmiş eğilme testi numunesi

Üç noktalı eğilme testi sonucunda malzemede meydana gelebilecek deformasyon şekilleri ve yerleri Şekil 2.12'de gösterilmiştir.



Şekil 2.12. Üç noktalı eğilme testinde meydana gelebilecek hata mekanizmaları (Hodgkinson 2000)

2.2.5.3. Darbe Dayanımı Testi

Numunelerin ani darbe mukavemetlerinin belirlenebilmesi için darbe testleri, DIN 53453 standartlarına uygun olarak KSG- 70 tipi Charpy test cihazında yapılmıştır. Numuneler çentiksiz olarak test edilmişlerdir.

Test cihazına numune yatay kiriş şeklinde destekleyiciler üzerine yerleştirilmektedir. Belli bir kinetik enerji ile numuneye çarpacak şekilde standart yükseklikten bırakılan sarkaç çekiç bulunmaktadır. Numunenin kırılması esnasında absorblanan enerji, cihaz üzerine yerleştirilmiş kalibre edilmiş skala üzerindeki ibrenin konumu ile belirlenmektedir. Bu enerji, darbe anındaki sarkaç çekicinin enerjisi ile

numunenin kırılmasından sonra sarkaçta kalan enerjinin farklarına eşittir. (Mallick 1988) Charpy testleri sonucunda ani darbe mukavemeti aşağıdaki eşitlik ile hesaplanmıştır: (Karahan ve ark. 2007)

$$K_C = \frac{A_c \cdot 10^9}{wtl} \quad (2.6)$$

Burada,

K_C = Ani darbe mukavemeti (J/m^3)

A_c = Kırılma enerjisi (J)

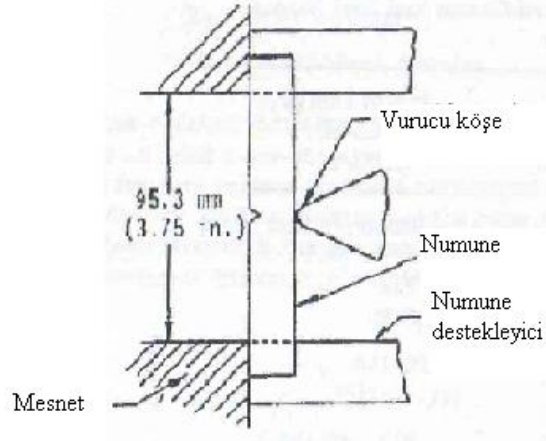
l = Kompozit plaka uzunluğu (mm)

w = Kompozit plaka genişliği (mm)

t = Kompozit plaka kalınlığı (mm)

değerleridir.

Şekil 2.13'de Charpy test cihazında numunenin yerleştirildiği yer ve sarkacın uygulanma şekli şematik olarak gösterilmiştir.



Şekil 2.13. Charpy test cihazında test bölgesinin şematik gösterimi (Mallick 1988)

3. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

3.1. İplik Mukavemet Testi Sonuçları

Çizelge 3.1’de ipliklerin mukavemet özelliklerini belirleyen değerler; Şekil 3.1’de ise gerilme gerinim eğrileri görülmektedir. Değerlerden de anlaşılacağı üzere çözümlü ipliğinin çekme mukavemeti, çekme modülü ve uzama oranının atkı ipliğinin çekme mukavemeti, modülü ve uzama oranından daha yüksek olduğu görülür. Bunun nedeni olarak, iplik yapılarının farklı olması düşünülmektedir. Çözümlü, az büküm verilmiş düz ipliklerden oluşurken, atkılar şönil ipliklerden oluşmaktadır. Şönil iplik, iki ipliğin birbiri ile bükümlenirken (çekirdek iplikler) aralarına belli sayıda kırılmış küçük lif kümelerinin yerleştirilmesi ile oluşmaktadır. Çekirdek ipliklerin büküm miktarı yüksektir. Dolayısıyla sıkı, yumuşak bir iplik yapısı oluşmaktadır. Yapıdaki küçük iplikler ağırlık olarak etki edip iplik numarasını arttırdığı için atkı ipliklerinin kopma gerilimi ve modül değerleri düşük çıkmıştır. Ayrıca atkı ipliklerindeki yüksek büküm uzama oranlarını da düşürmüştür.

Çizelge 3.1. İplik mukavemeti değerleri

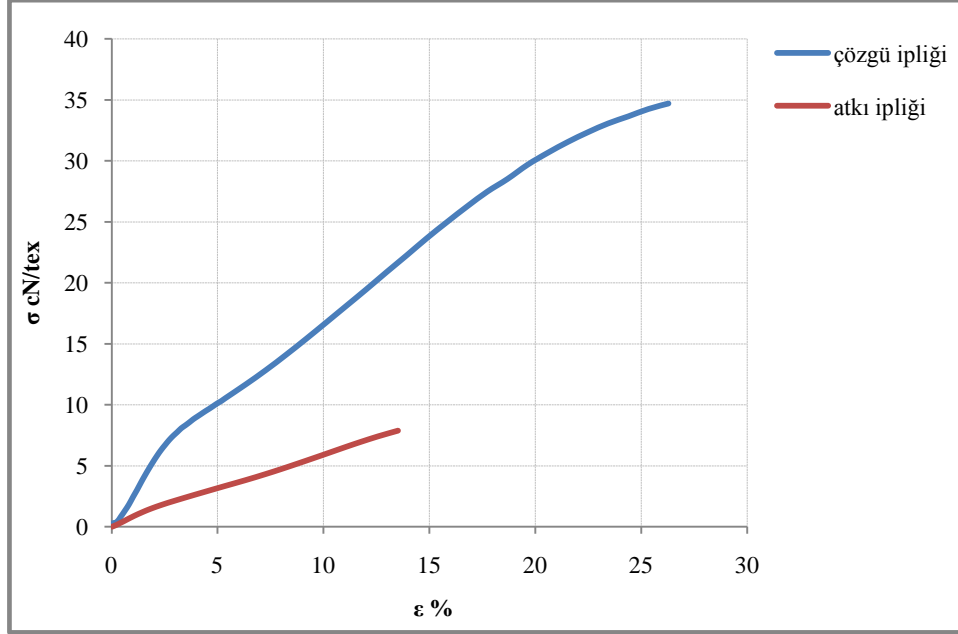
Test Edilen İplik Çeşidi	İplik Numarası [tex]	Maks. Yüğü (F) [N]	Uzama Oranı [%] (ϵ)	Kopma Yüğü (F) [N]	Kopma Gerilimi (σ) [cN/tex]	Elastisite Modülü (E)[cN/tex]
Çözgü	19,5	6,8	26,78	6,8	34,64	274,2
Atkı (Şönil)	157,6	12,5	13,71	12,5	7,96	84,71

Çizelge 3.2’de şönil atkı ipliğinde çekirdek iplik olarak kullanılan iplik ile çözümlü ipliğinin mukavemet değerleri gösterilmiştir. Çekirdek atkı ipliğinin mukavemet değerlerinin şönil ipliğin değerlerinden daha yüksek; ancak çözümlü ipliğinin değerlerinden daha düşük olduğu görülmüştür. Kısa iplikçiklerin yapıdan ayrılmasıyla iplik kalınlığının azalması bu durum üzerinde etkilidir.

Çizelge 3.2. Şönil çekirdek iplik özellikleri ile çözgü ipliği özellikleri

Test Edilen İplik Cinsi	İplik No	Kopma Gerilimi (σ) [cN/tex]	Elastisite Modülü (E) [cN/tex]
Atkı (Çekirdek İplik)	40	31,25	227,9
Çözgü	19,5	34,64	274,2

Şekil 3.1'deki gerilme gerinim eğrilerinde, atkı ipliğinin gerilme gerinim eğrisinde, küçük bir bölgede kıvrım açılmasının olduğu, akma noktasının çok belirgin olmadığı ve yapıdaki kayma ve sıkışma ile belli bir uzama oranından sonra düşük bir gerilimde koptuğu görülmektedir. Çözgü ipliğinin eğrisine bakıldığında, küçük bir bölgede kıvrım açılmasının olduğu, elastik uzama bölgesi ve akma bölgesinin daha belirgin olduğu, gerilme ve uzamanın birbiri ile orantılı olduğu yaklaşık lineer bir eğri görülmektedir. Her iki iplik grubunda kopma sonrası deformasyon iplik kesitindeki liflerin kopması ve iplik ucunda lif uçlarının saçaklanması şeklinde olmuştur.



Şekil 3.1. Çözgü ve atkı ipliklerinin çekme mukavemeti ve uzama eğrileri

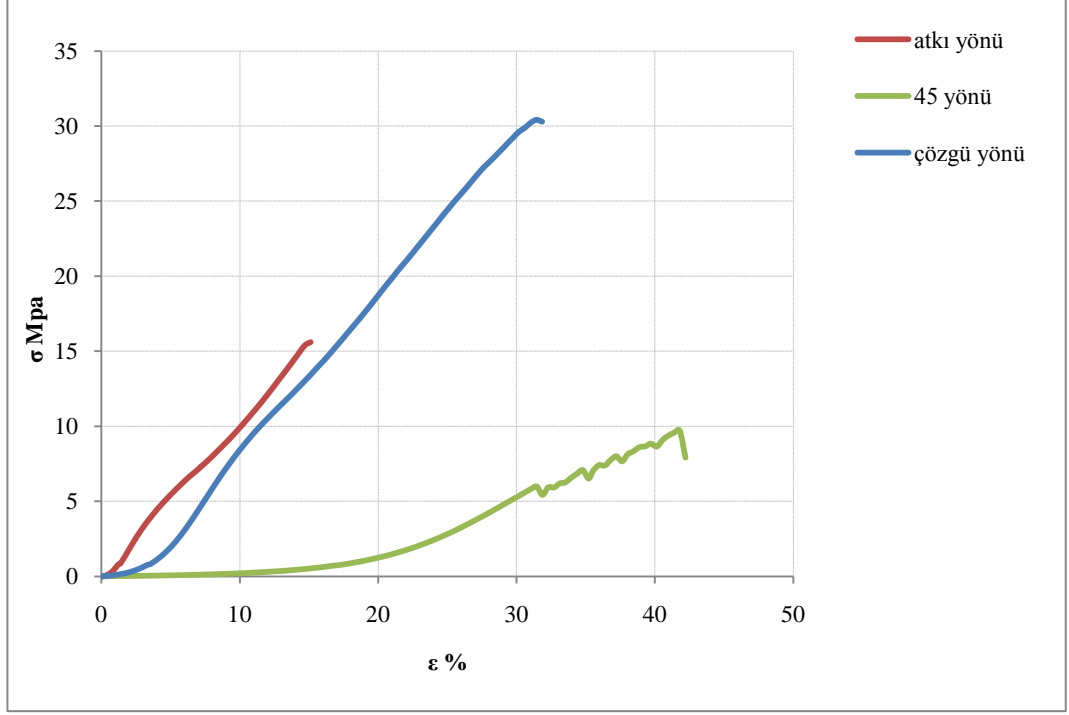
3.2. Reçinesiz Kumaş Mukavemeti Testi Sonuçları

Çizelge 3.2 incelendiğinde, çözgü yönündeki kumaşın çekme mukavemetinin atkı yönündeki ve 45° doğrultusundaki kumaşlarinkinden daha yüksek olduğu; çekme modülünün çözgü ve atkı yönündeki kumaşlarda yaklaşık aynı olduğu ve uzama oranının sırasıyla 45° doğrultusundaki ve çözgü doğrultusundaki kumaşlarda daha yüksek olduğu görülmektedir.

Çizelge 3.3. Reçinesiz kumaşın mekanik özellikleri

Kumaş Test Yönü	Maks. Yüğü (F) [N]	Uzama Oranı [%] (ϵ)	Kopma Yüğü (F) [N]	Kopma Gerilimi (σ) [MPa]	Elastisite Modülü (E)[MPa]
Çözgü	1844	32,01	1821	30,10	113,4
Atkı	956,4	15,29	956,4	15,81	114
45°	604,3	42,71	524,3	8,456	49,73

Şekil 3.2’de görüldüğü gibi üç kumaş yönündeki gerilme gerinim eğrilerinde, başlangıçta düşük bir yük ile yüksek uzamanın olduğu kumaştaki iplik kıvrımlarının açıldığı bir bölge görülmektedir. Bu kısım çözgü doğrultusunda test edilmiş kumaşta atkı doğrultusunda test edilmiş kumaşa göre daha uzun, 45° doğrultusunda test edilmiş kumaşa göre daha kısadır. Atkı ve çözgü yönüne ait eğriler arasındaki temel farklılık kıvrım açılmasının olduğu bölgenin uzunluğundadır. Ayrıca akmanın olduğu bölge atkı yönüne ait eğride biraz daha belirgindir; fakat genel olarak çözgü ve atkı yönüne ait eğriler benzer nitelik göstermektedir. 45° doğrultusundaki eğriye bakıldığında mukavemetin düşük ancak uzamanın yüksek olduğu, akmanın net bir tepelik olarak gerçekleştiği, yapı ayrılana kadar iplik kopuşları nedeniyle dalgalı bir gidişatın olduğu görülmektedir.



Şekil 3.2. Farklı yönlerdeki kumaş çekme mukavemeti ve uzama oranını gösteren eğriler

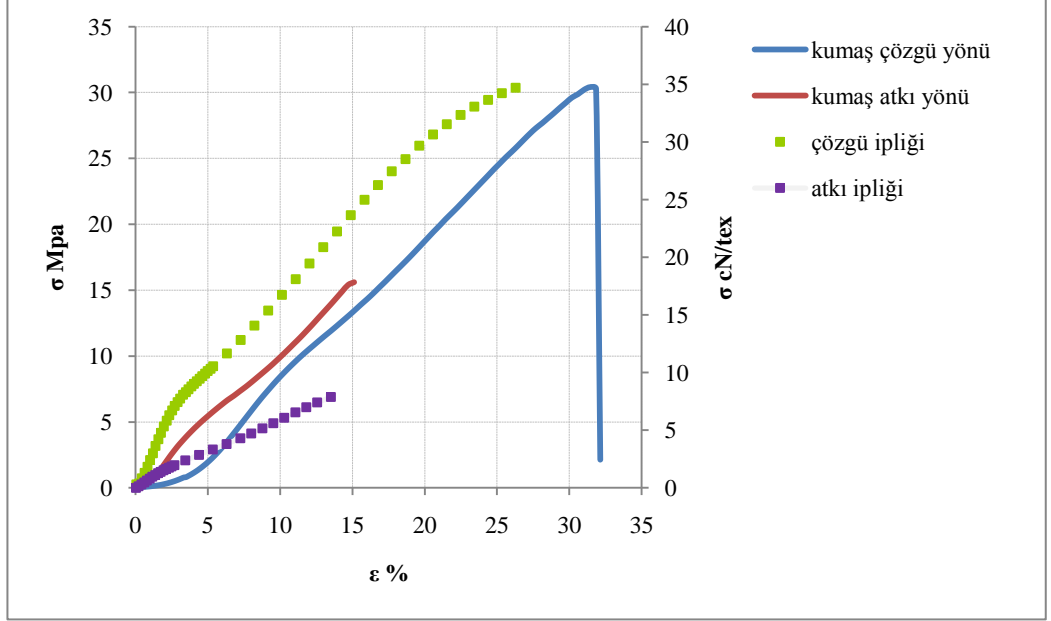
Bir kumaşın kuvvet uzama eğrisinin tahmin edilebilmesi için aşağıdaki parametrelerin bilinmesi gerekmektedir: (Kaplan ve ark. 2002)

- İpliklerin kuvvet uzama eğrileri
- İpliklerin sıkışma özellikleri
- İpliklerin eğilme rijitlikleri
- İpliklerin kumaş içerisinde kapladıkları alanlar
- Kıvrım değerleri
- Dokuma faktörleri

Yukarıdaki parametreler doğrultusunda kumaşın mukavemet özellikleri üzerinde kumaşı oluşturan ipliklerin ve bunların özelliklerinin çoğunlukla etkili olduğu söylenebilir.

Şekil 3.3'de kumaşın ve kumaş ipliklerinin gerilme gerinim eğrileri birlikte verilmiştir. Eğriler incelendiğinde kumaş ve iplik eğrilerindeki temel farklılığın, ilk bölgede yani elastik bölgede olduğu görülmektedir. Bu bölgede kumaşta düşük bir yükte uzama söz konusudur. İplikler arasında kıvrım yer değişimi vardır. Kuvvetin

uygulandığı iplik grubunun bölgesel kıvrım değerleri azalırken, bunlara dik konumda bulunan iplik grubunun kıvrım değerleri ve bu ipliklerde gerilim artmaktadır. Kuvvet altında her iki iplik sisteminde de uzama olur. Kıvrım yer değişiminden dolayı dik iplik grubundaki mümkün olan maksimum uzama kumaş geometrisine bağlıdır. (Kaplan ve ark. 2002)



Şekil 3.3. İplik ve kumaş mukavemetini gösteren eğriler

Kumaşa kuvvet uygulandıkça, kuvvet doğrultusundaki ipliklerde esneme ve çaplarında bir azalma, kuvvete dik yöndeki ipliklerde ise hafif bir yassılaşıma görülmektedir. Uygulanan kuvvet arttıkça, kumaştaki deformasyona, dik yöndeki ipliklerin eğilme miktarlarına bağlı olarak ortaya çıkan makaslama kuvvetleri artmaktadır. (Kaplan ve ark. 2002)

Şekil 3.4'de kumaşın çözgü yönünde test edilmiş numunedeki deformasyon görülmektedir. Atkı ve çözgü ipliğinin bağlantı noktalarındaki temas basınç bölgeleri iplik uzunlukları boyunca daha yakındır. Ayrıca çözgü sıklığının atkı sıklığından fazla olmasına rağmen şönil ipliklerinin yüzey alanının ve tutuculuğunun fazla olması ve çözgü ipliklerinin ince olması nedeniyle kopma olayına sürtünme kuvvetleri ile direnen atkı iplikleri kumaş içinde biçim bozukluğuna sebep olmaktadır.



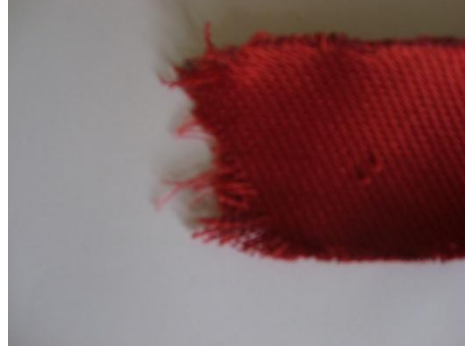
Şekil 3.4. Kumaşın çözümlü yönündeki test numunesi

Şekil 3.5’de atkı yönündeki test numunesi görülmektedir. Uygulanan kuvvet sonucu ortaya çıkan deformasyon bölgesi alanının ve kumaş içi iplik kopuşlarının olmadığı ve kumaş içinde küçük bölgelerde çözümlü ipliklerinin kaymasından kaynaklanan biçim bozuklukları olduğu görülmektedir. Bu durumun sebebi olarak atkı ipliklerinin yapısı düşünülmektedir.



Şekil 3.5. Kumaşın atkı yönündeki test numunesi

Şekil 3.6’da her iki iplik sistemi belli oranda çekme kuvvetlerine karşı koymaya çalışmışlardır. Küçük bir kısımda atkı ve çözümlü ipliklerinin kumaştan ayrıldığı ve ipliklerdeki lif uçlarının çıktığı görülmektedir. Eşit iplik deformasyonu söz konusudur.



Şekil 3.6. 45° doğrultusundaki test numunesi

3.3. Kompozit Malzeme Çekme Testi Sonuçları

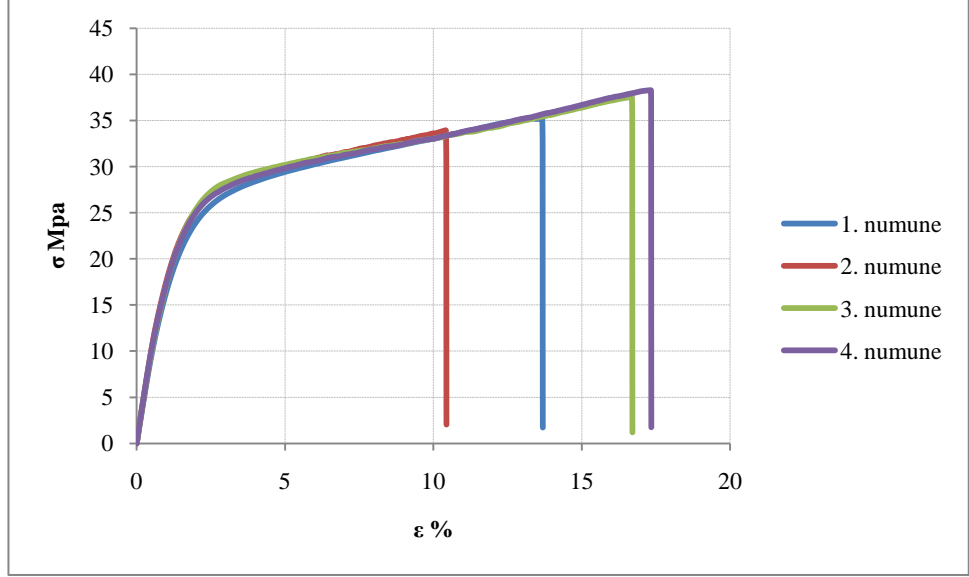
Çizelge 3.3’de kompozit malzemenin farklı kumaş doğrultularındaki mekanik özellikleri görülmektedir. Kompozit yapının çözgü yönündeki kopma mukavemetinin atkı ve 45° doğrultularındaki mukavemet değerlerinden yüksek olduğu, en düşük kopma mukavemeti değerinin 45° doğrultusunda olduğu tespit edilmiştir. Modül değerleri kıyaslandığında en yüksek modülün atkı doğrultusunda ve en düşük modülün 45° doğrultusunda olduğu görülmektedir. Reçinesiz kumaşın mukavemet değerleriyle kıyaslandığında kompozit yapıda daha yüksek mukavemet değerleri elde edildiği anlaşılmaktadır.

Çizelge 3.4. Kompozit malzemenin mekanik özellikleri

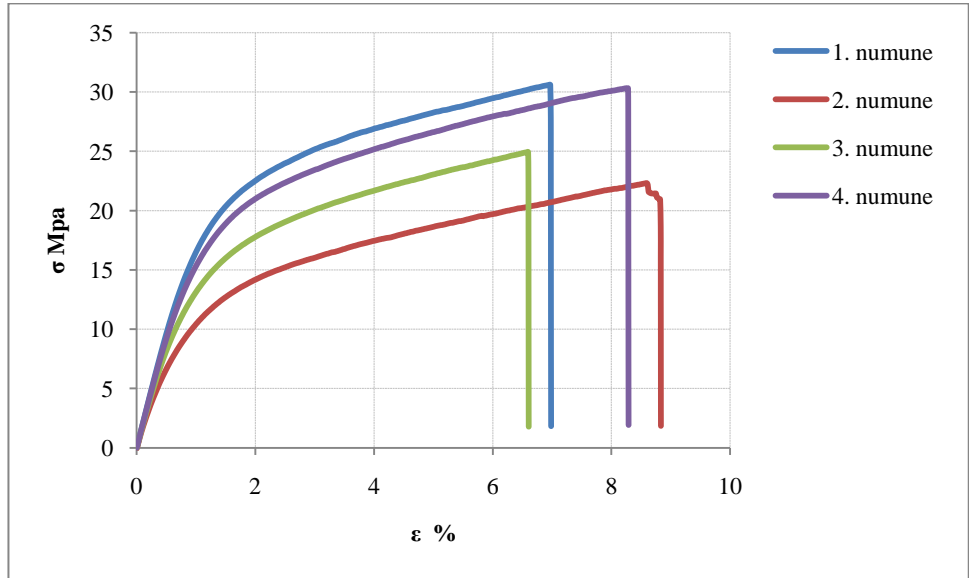
Takviye Doğrultuları	Maksimum Yük - F (kN)	Uzama Oranı ϵ (%)	Kopma Gerilimi (MPa) σ_c	Elastisite Modülü (MPa) E_c
Çözgü (0°)	5,075 +/- 0,28	14,201 +/- 3,18	36,104 +/- 2,07	262,5 +/- 0,50
Atkı (90°)	3,7 +/- 0,50	7,333 +/- 1,01	26,765 +/- 4,07	371,4 +/- 0,80
45°	3,014 +/- 0,74	12,989 +/- 2,4	22,046 +/- 4,22	178,6 +/- 0,66

Şekil 3.7, Şekil 3.8 ve Şekil 3.9’da sırasıyla çözgü, atkı ve 45° doğrultularında kompozit malzemeye uygulanmış çekme testine ait gerilme gerinim grafikleri gösterilmektedir. Üç şekildeki eğrilerde temel farklılığın elastik uzamanın olduğu ve modül değerinin belirlendiği birinci bölgede olduğu görülmektedir. Her üç şekildeki eğrilerde, malzemenin elastik bir uzama bölgesinden sonra viskoelastik deformasyonun ve eğrinin düzleşmeye başladığı ikinci bölgeye geçtiği görülür. Bu kısım matrikste yüzeyde çatlamların başlangıcının olduğu kısımdır. Sonraki bölgede çatlama

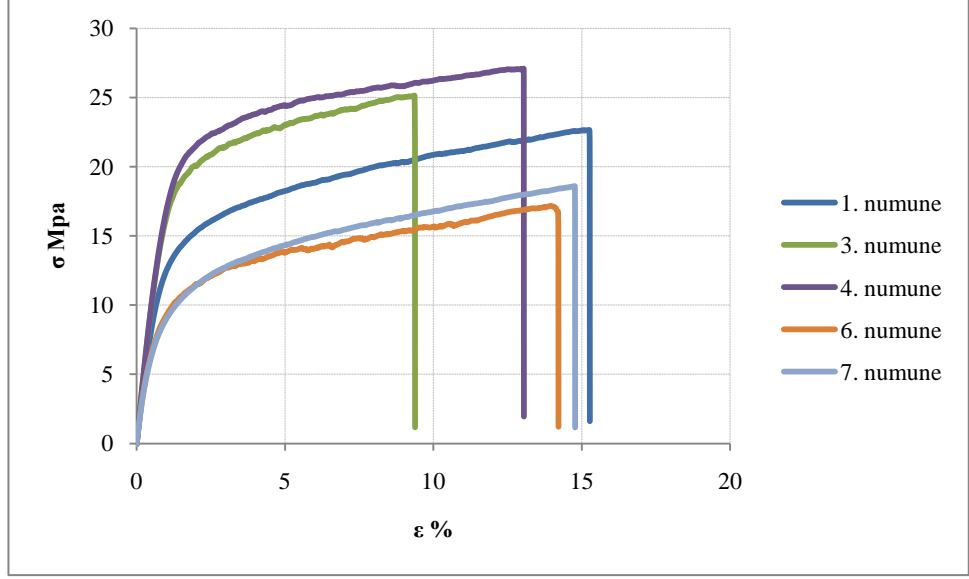
yoğunluğunun artması ve yapıda kaymaların olması nedeniyle malzemenin düşük yük değişimlerinde daha fazla uzadığı görülür. En son bölgeye gelindiğinde matrisin kırılıp kumaş iplikleri ve liflerinin dışarı çıktığı malzemenin ikiye ayrıldığı görülmektedir.



Şekil 3.7. Çözgü yönünde test edilmiş kompozit malzeme numunelerinin çekme mukavemeti ve uzama oranını gösteren eğriler

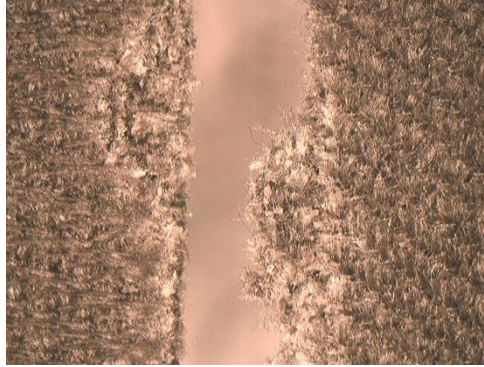


Şekil 3.8. Kompozit malzemenin atkı yönündeki çekme mukavemeti değerlerini gösteren eğriler



Şekil 3.9. 45° doğrultusunda hazırlanmış kompozit numunelerinin çekme mukavemeti ve uzama oranı eğrileri

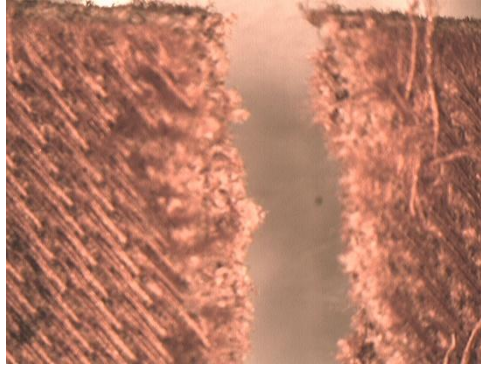
Şekil 3.10, Şekil 3.11 ve Şekil 3.12’de sırasıyla çözü, atkı ve 45° doğrultularında test edilmiş kompozit numunelerinin test sonrası ayrılma karakteristiği görülmektedir. Çözü doğrultusundaki kompozit malzemede kumaş/matriks arabiriminde ayrılma ve katlardan malzemenin kopması gözlemlenirken, atkı doğrultusundaki numunelerde bu durum çok az meydana gelmiştir. Atkı doğrultusundaki numunelerdeki davranışın, çözü ipliklerinin tam olarak kopmayıp yer yer bağlantı yapması şeklinde olmuştur. 45° doğrultusundaki numunelerde vev ve kesin bir ayrılmanın gerçekleştiği, katmanlarda ayrılma olsa dahi bu bölgelerden kademeli kopmanın olmadığı görülmüştür.



Şekil 3.10. Çözü yönünde test edilmiş numune



Şekil 3.11. Atkı yönünde test edilmiş numune



Şekil 3.12. 45° doğrultusunda test edilmiş numune

3.4. Kompozit Malzeme Eğilme Testi Sonuçları

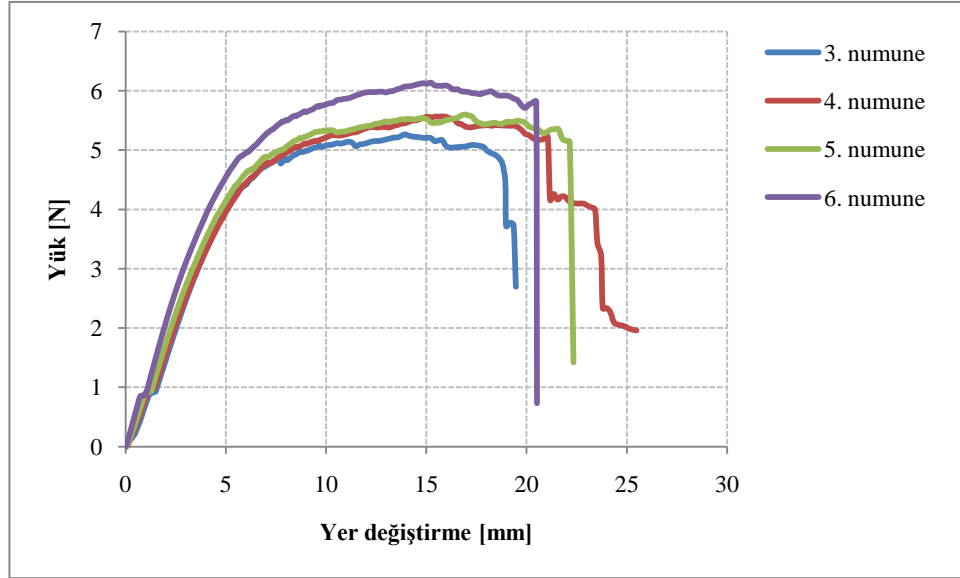
Çizelge 3.4’de kompozit malzemenin eğilme mukavemeti ve eğilme modülü değerleri görülmektedir. Buna göre, eğilme mukavemeti değerleri arasında çok fazla fark olmadığı, en yüksek değer çözümlü yönünde, en düşük değer 45° doğrultusunda olduğu tespit edilmiştir. Eğilme modülü değerlerinin de aynı sırada artış gösterdiği ve değerlerin birbirine yakın olduğu görülmektedir.

Çizelge 3.5. Kompozit malzemenin eğilme mukavemeti ve modül değerleri

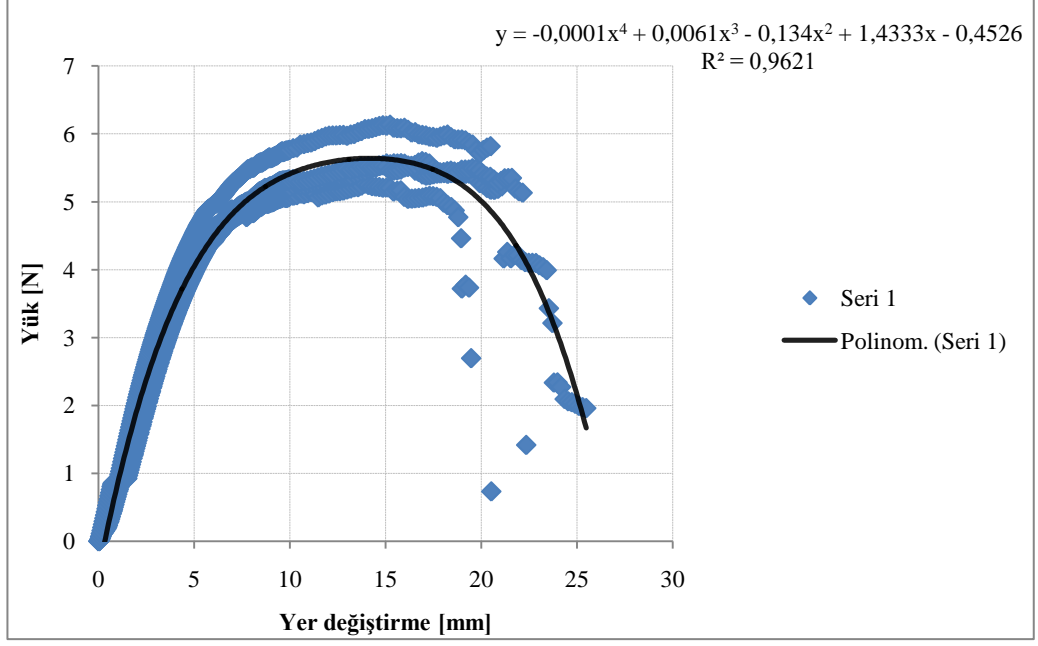
Takviye Doğrultuları	Eğilme Mukavemeti (σ_{CF}) [MPa]	Eğilme Modülü (E_{CF}) [MPa]
Çözümlü (0°)	1,31 +/- 0,11	32,54 +/- 1,72
Atkı (90°)	1,2 +/- 0,18	29,54 +/- 4,88
45°	1,07 +/- 0,17	25,6 +/- 5,06

Şekil 3.13, Şekil 3.15 ve Şekil 3.17’de çözüğü, atkı ve 45° doğrultularında test edilmiş numunelerin eğilme ile ilgili yük uzama eğrileri gösterilmiştir. Çözüğü ve atkı yönlerine ait eğrilerde belli bir miktar elastik deformasyondan sonra akma olayının meydana geldiği nokta daha net gözlemlenmektedir. 45° doğrultusundaki numunede akma noktası daha küçük bir pik şeklindedir.

Şekil 3.13’deki eğride malzemenin belli bir miktar elastik deformasyondan sonra yaklaşık sabit bir yük değerinde malzemede plastik deformasyonların, malzemenin yapısından kumaş, matriks veya katların ayrılması gibi hataların ilerleyerek meydana geldiği; bazı numunelerde eğride kademeli olarak düşüş görülürken bazılarında kırılma dolayısıyla keskin bir düşüş olduğu görülmektedir. Bu kademeli düşüşün yapıda kayma ile ilgili hatalardan kaynaklandığı düşünülmektedir. Şekil 3.14’de eğriler yaklaşık bir eğilim çizgisi ile gösterilmiştir.

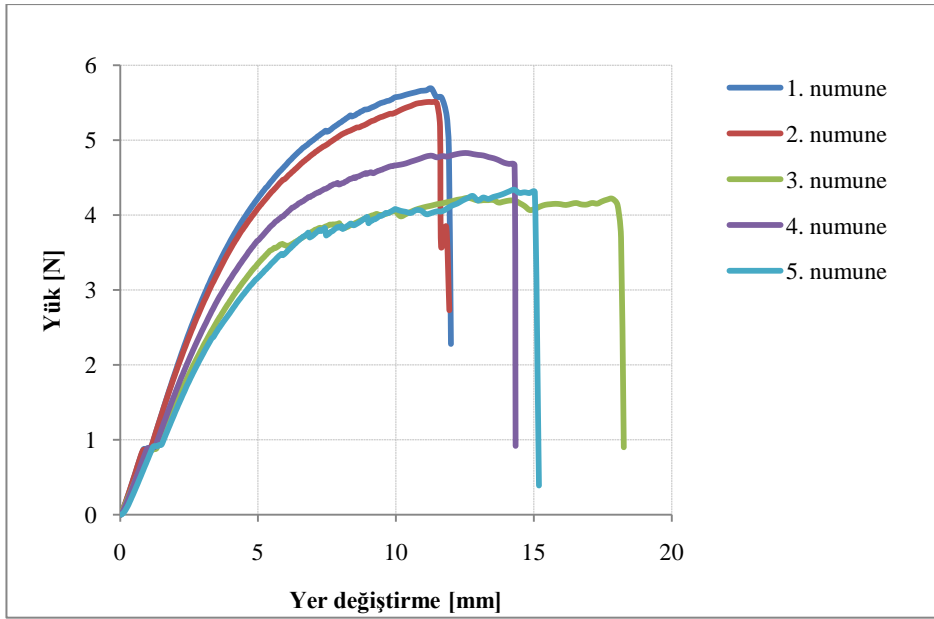


Şekil 3.13. Çözüğü yönünde eğilme testi yapılmış kompozit numunelerin yük uzama grafiği

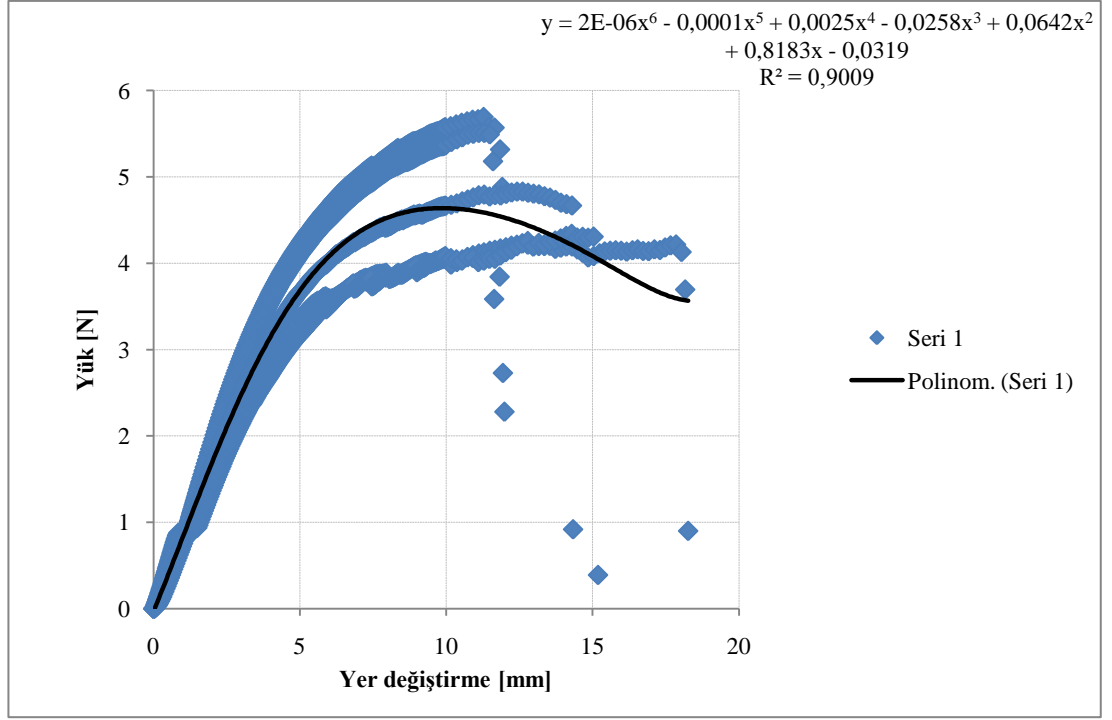


Şekil 3.14. Çözümlenmiş test edilmiş numunelere ait eğrilerin tek bir eğilim çizgisi ile ifade edilmesi

Şekil 3.15'deki atkı yönüne ait eğrilerin bir kısmında çözümlenmiş yönüne ait eğrilere benzer bir durum varken bir kısmında daha erken bir düşüş gözlenmiştir. Şekil 3.16'da eğrilerin tek bir eğilim çizgisi ile ifade edildiği durum görülmektedir.

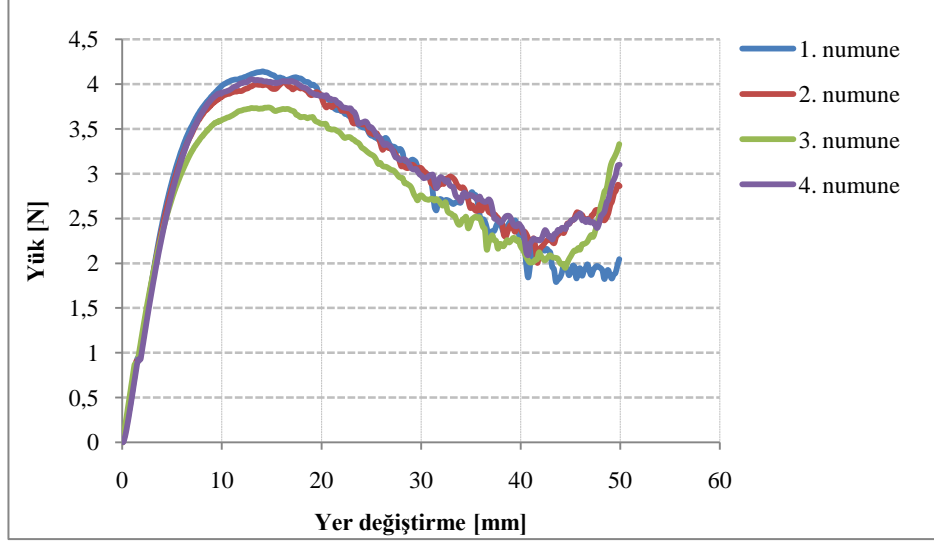


Şekil 3.15. Atkı yönünde eğilme testi yapılmış kompozit numunelerinin yük uzama eğrileri

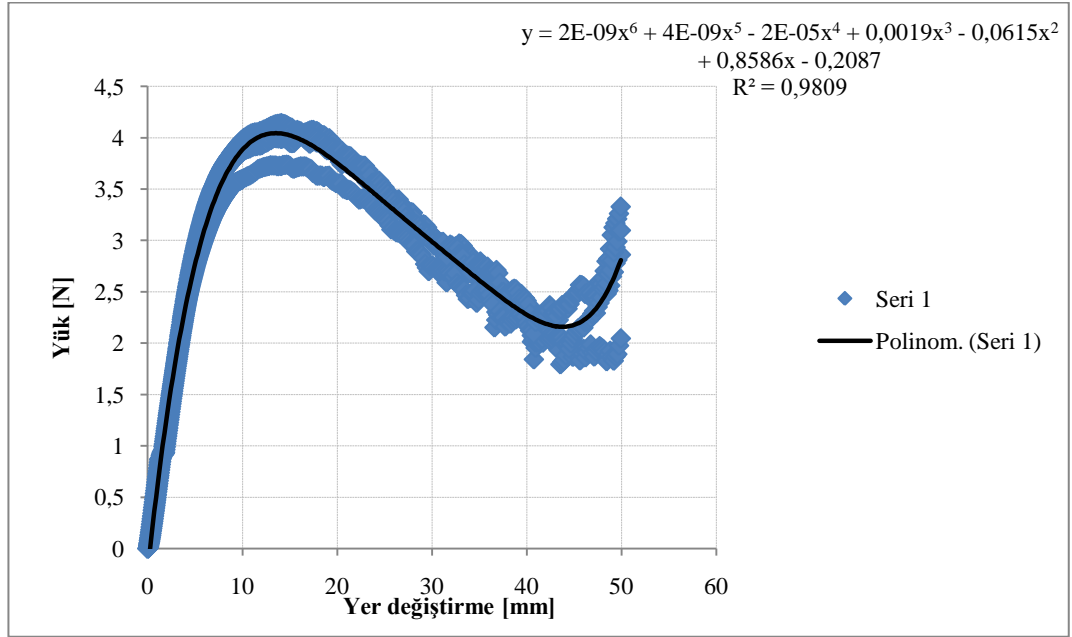


Şekil 3.16. Atkı yönünde test edilen numunelere ait eğrilerin tek bir eğilim çizgisi ile gösterilmesi

Şekil 3.17'de 45° doğrultusuna ait eğrilerde diğer yönlerde ait eğrilerden farklı bir eğri şekli görülmektedir. Başlangıçta plastik deformasyonun az olduğu belli bir yük değerinden sonra eğilmeyle birlikte arttığı ve malzemede kırılma meydana gelmediği için eğrinin son kısmında yükte bir artışın olduğu görülmüştür. Şekil 3.18'de eğrilerin tek bir eğilim çizgisi ile ifade edildiği durum gösterilmektedir.



Şekil 3.17. 45° doğrultusunda eğilme testi yapılan kompozit numunelerin yük uzama eğrileri



Şekil 3.18. 45° doğrultusunda test edilen numunelere ait eğrilerin tek bir eğilim çizgisi ile gösterilmesi

Şekil 3.19 ve Şekil 3.20'de çözüğü yönünde test edilmiş numunede, bası gerilmesi sonucu katmanlar arasında meydana gelen kayma ve çekme gerilmesi sonucu katmanlar arasında meydana gelen kayma ve dış kısımdaki kırılma görülmektedir.



Şekil 3.19. Çözüğü yönünde test edilmiş numune

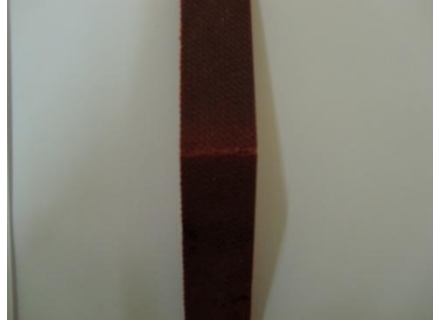


Şekil 3.20 Çözüğü yönü test numunesine ait deformasyon şekli

Şekil 3.21 ve Şekil 3.22’de atkı yönünde test edilmiş numunede, bası gerilmesi sonucu katmanlar arasında kayma ve ayrılma, çekme gerilmesi nedeniyle lif kırılması ve dış kısımda meydana gelen kırılma gösterilmektedir.



Şekil 3.21. Atkı yönünde test edilmiş numune



Şekil 3.22. Atkı yönü test numunesine ait deformasyon şekli

Şekil 3.23 ve Şekil 3.24'de 45° doğrultusunda test edilmiş numunelerde, sadece bir şekil değişikliği meydana gelmiştir. Dış veya iç kısımlarda çok belirgin bir deformasyon gözlenmemiştir.



Şekil 3.23. 45° doğrultusunda test edilmiş numune



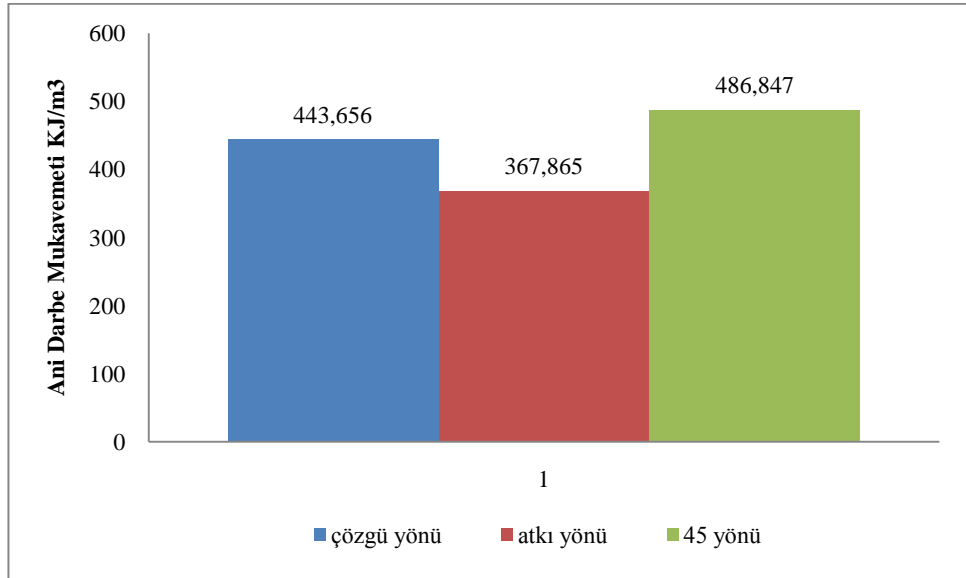
Şekil 3.24. 45° doğrultusuna ait numunenin deformasyon şekli

3.5. Darbe Testi Sonuçları

Çizelge 3.5 ve Şekil 3.25’de, 45° doğrultusunda test edilmiş numunelerin darbe mukavemetinin en yüksek, atkı doğrultusunda test edilmiş numunelerin darbe mukavemetinin en düşük olduğu görülmektedir. Bu durumun, 45° doğrultusunda her iki iplik sisteminin birlikte katılmasıyla yapının daha esnek, 45° doğrultusundaki kompozitin elastisite modülünün düşük olmasından kaynaklandığı düşünülmektedir. Ayrıca iki örgü yapısıyla takviyelendirilip şönil ipliğin atkıda kullanılmasıyla oluşan kumaş yapısının ve yapıdaki boşluk miktarının fazla olmasının darbe dayanımı üzerinde etkili olduğu düşünülmektedir.

Çizelge 3.6. Kompozit malzemenin ani darbe mukavemeti değerleri

Takviye Doğrultuları	Kırılma Enerjisi Ac (J)	Ani Darbe Mukavemeti Kc (kJ/m ³)
Çözü (0°)	1,15 +/- 0,15	443,656 +/- 56,56
Atkı (90°)	0,865 +/- 0,06	367,865 +/- 25,87
45°	1,34375 +/- 0,15	486,847 +/- 60,53



Şekil 3.25. Ani darbe mukavemetinin farklı yönlerdeki değerlerinin kıyaslanması

Test edilmiş numunelerde katlarda delaminasyon, lif ve matriks kırılması şeklinde deformasyonlar gözlenmiştir. Delaminasyonun atkı ve çözgü doğrultularında test edilen numunelerde meydana geldiği, 45° doğrultusundaki numunelerde lif ve matriks kırılması olduğu görülmüştür.

4. SONUÇ

Bu çalışmada oluşturulan ve test edilen kompozit malzemenin çekme mukavemeti ve modül değerlerinin; eğilme mukavemeti ve modül değerlerinin, yaygın kullanılan kompozit yapıların değerleriyle kıyaslandığında iyi ve yeterli olmadığı görülmüştür. Ani darbe mukavemeti değerinin benzer bir çalışmayla kıyaslandığında iyi olduğu sonucuna varılmıştır. Mekanik özelliklerle ilgili değerlerin düşük çıkmasının, kumaştaki bağlantı noktası sayısının fazla olmasından (bağlantı noktaları zayıf noktalardır ve bu bölgelerde boşluk eğilimi fazladır) ve etkili gerilme değerleri için gerekli lif hacimsel oranı değeri elde edilememesinden kaynaklandığı düşünülmektedir. Ayrıca atkı ipliği olarak kullanılan şönil ipliklerin yapısı itibariyle kumaştaki boşluk miktarını arttırması kompozit malzemenin tüm kumaş yönlerindeki mukavemet değerlerini olumsuz etkilemiştir. Kumaşın takviyelendirme etkisini zayıflatıp kompozit malzemenin mukavemet değerlerinin reçinenin değerlerinden daha düşük çıkmasına sebep olmuştur. Ancak bu boşluklu yapı, atkı iplikleri arasındaki sürtünme etkisi ve tutuculuk, malzemenin enerji absorpsiyon yeteneğini geliştirmiş ve kompozit malzemenin ani darbe mukavemetinin yüksek olmasını sağlamıştır.

Çizelge 4.1'de vinilester reçine ve cam lifi kullanılarak yapılan kompozit malzemelerin mekanik özellikleri ile, bu çalışmada kullanılan kompozit malzemenin özellikleri kıyaslanmıştır. Çizelge 4.2'de ise polyester reçine ve cam lifi kullanılarak farklı metotlar ile oluşturulan kompozit malzemelerin ani darbe mukavemeti değerleri kıyaslama amacıyla kullanılmıştır.

Çizelge 4.1. Vinilester reçine ile farklı lif hacimsel oranlarında takviyelendirilmiş kompozit malzemenin mekanik özellikler (Reinhart 1987)

	Cam lifi oranı [%]	Eğilme Mukavemeti [MPa]	Eğilme Modülü [Pa]	Çekme Mukavemeti [MPa]	Elastisite Modülü [Pa]
Vinilester	25	110	0,540	86,2	0,696
	35	260	0,952	153,4	1,080
	40	220	0,889	160,0	1,100

Çizelge 4.2. Farklı üretim metotlarında ani darbe mukavemeti değerleri
(Karahan ve ark. 2007)

Üretim Metodu	Kırılma Enerjisi- A_c (J)	Ani Darbe Mukavemeti- K_c (kJ/m^3)
EI Yatırma	1.16 ± 0.38	478.16 ± 155.73
RTM-1	1.18 ± 0.21	596.68 ± 102.92
RTM-2	1.61 ± 0.32	731.06 ± 145.46
SMC-1	0.64 ± 0.11	304.17 ± 51.45
SMC-2	1.39 ± 0.18	629.87 ± 84.74

Çizelge 4.3'de polyester reçine ile jüt bezayağı dokuma kumaşın birleştirilmesiyle oluşan kompozit malzemenin mekanik özellikleri verilmiştir. Aynı lif hacimsel oranında mukavemet değerlerinin bu çalışmada kullanılan kompozit malzemenin değerlerine yakın olduğu görülmüştür.

Çizelge 4.3. Düz dokuma kumaş takviyeli kompozit malzemenin mekanik özellikleri
(Carvalho ve ark. 2006)

Ağırlık Yüzdesi	σ_r (Mpa)	ϵ_r (%)
Atkı		
26,4±2,6	23,0±3,54	3,43±0,42
38,0±1,9	36,4±1,91	5,13±0,52
45°		
26,4±2,6	22,2±0,85	4,37±0,97
38,0±1,9	27,0±1,42	2,75±0,16
Çözü		
26,4±2,6	23,1±0,85	3,50±0,29
38,0±1,9	40,0±2,23	3,80±0,07

Sonuç olarak, polyester dokuma kumaş takviyeli kompozit malzemenin düşük mekanik özelliklerinden dolayı diğer malzemelere alternatif olarak kullanımı mümkün değildir. Ancak darbe dayanımı gerektiren uygulamalarda yapı geliştirilerek kullanımı söz konusu olabilir.

KAYNAKLAR

ANONİM. 2002. Composite Materials Drive and Innovation.

ANZELOTTI, G., G. NICOLETTO, E. RIVA. 2008. Mesomechanic Strain Analysis of Twill-Weave Composite Lamina Under Unidirectional In-Plane Tension. *Composites, Part A*. 39: 1294–1301.

BUNSEL, A.R., J. RENARD. 2005. *Fundamentals Of Fibre Reinforced Composite Materials*. IOP Publishing Ltd., Bristol. p. 267-314.

CHEON, S.S., T.S. LIM, D.G. LEE. 1999. Impact Energy Absorption Characteristics of glass Fiber Hybrid Composites. *Composite Structure*. 46: 267-278.

DE CARVALHO, L.H., J.M.F. CAVALCANTE, J.R.M. D'ALMEIDA. 2006. Comparison of the Mechanical Behavior of Plain Weave and Plain Weft Knit Jute Fabric–Polyester-Reinforced Composites. *Polymer-Plastics Technology and Engineering*. 45: 791–797.

DOGANAY, S. 2007. Lif Takviyeli Marina Kompozitlerin Aşınma ve Yorulma Davranışlarının İncelenmesi. Yüksek Lisans Tezi. Uludağ Üniversitesi. s 81.

ENG, K.M., M. MARIATTI. 2006. Effect of Different Woven Linear Densities on the Properties of Polymer Composites. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. (25) 13: 1375-1383.

ERSOY, M.S. 2005. Lif Takviyeli Polimerik Kompozit Malzeme Tasarımı. Yüksek Lisans Tezi. Kahramanmaraş Sütçü İmam Üniversitesi. s 79.

GREENE, E. *Marine Composites*. Eric Greene Associates Inc., Annapolis. p. 62-85.

HODGKINSON, J.M. 2000. *Mechanical Testing Of Advanced Fibre Composites*. Woodhead Publishing Ltd., Cambridge. p. 43-141.

HUFENBACH, W., F. MARQUES IBRAIM, A. LANGKAMP, R. BÖHM, A. HORNIG. 2008. Charpy Impact Tests on Composite Structures–An Experimental and Numerical Investigation. *Composites Science and Technology*. 68: 2391–2400.

KAPLAN, S., Ö. GÖKTEPE. 2002. İplik Yapısı ve Kumaş Konstrüksiyonunun Dokunmuş Kumaşın Mukavemet Özellikleri Üzerine Etkileri. *Tekstil Maraton*. 6: 37-47.

KARAHAN, M., N. KARAHAN, S. GÜNDOĞAN. Cam Elyaf Takviyeli Kompozit Malzemelerde Ani Darbe Davranışının Araştırılması. III. Uluslararası Teknik Tekstiller Kongresi. İstanbul, 1-2 Aralık 2007, Sayfa 120-133.

KAYNAK, C., E.AKGUL, N.A. ISITMAN. 2009. Effects of RTM Mold Temperature and Vacuum on the Mechanical Properties of Epoxy/Glass Fiber Composite Plates. *Journal of Composite Materials*. (42) 15: 1505-1521.

KHALID, A.A. 2006. The effect of testing temperature and volume fraction on impact energy of composites. *Materials&Design*. 27: 499–506.

MALLICK, P.K. 1988. *Fiber-Reinforced Composites*. Marcel Dekker, INC., New York. p. 469.

MARIATTI, M., M. JANNAH, A. ABU BAKAR. 2008. Properties of Banana and Pandanus Woven Fabric Reinforced Unsaturated Polyester Composites. *Journal of Composite Materials*. (42) 9: 931-941.

MAZUMDAR, S.K. 2002. *Composites Manufacturing: Material, Product and Process Engineering*. CRC Pres, Boca Raton London New York Washington, D.C.

PAIVA JU'NIOR, C.Z., L.H. DE CARVALHO, V.M. FONSECA, S.N. MONTEIRO, J.R.M. D'ALMEIDA. 2004. Analysis of the Tensile Strength of Polyester/Hybrid Ramie–Cotton Fabric Composites. *Polymer Testing*. 23: 131–135.

POTHAN, L.A., P. POTSCHEKE, R. HABLER, S. THOMAS. 2005. The Static and Dynamic Mechanical Properties of Banana and Glass Fiber Woven Fabric-Reinforced Polyester Composite. *Journal of Composite Materials*. (39) 11: 1007-1025.

POTHAN, L.A., Y.W. MAI, S. THOMAS, R.Y.K. LI. 2008. Tensile and Flexural Behavior of Sisal Fabric/Polyester Textile Composites Prepared by Resin Transfer Molding Technique. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. (27)16–17: 1847-1866.

REINHART, T.J. 1987. *Engineered Materials Handbook: Composites, Volume I*. ASM Internation, USA. p983.

SHONAIKE, G., Y.Y. LANG, S. ODUSANYA. 2000. A Preliminary Investigation of Tensile Properties Glass-Mat Woven-Fabric-Reinforced Thermoplastic Elastomer Composites. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*. 13: 102-118

ULCAY, Y., M. AKYOL, R. GEMCİ. 2002. Polimer Esaslı Lif Takviyeli Kompozit Malzemelerin Arabirim Mukavemeti Üzerine Farklı Kür Metotlarının Etkisinin İncelenmesi. *Uludağ Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi*. (7) 1: 93-116.

<http://www.hho.edu.tr/huten>

<http://www.poliya.com.tr>

<http://mech-eng.curtin.edu.au/staff/davies/>

<http://www.netcomposites.com>

<http://www.camelyaf.com.tr>

<http://www.uofaweb.ualberta.ca/mece/pdfs/Chapter1-06.pdf>

ÖZGEÇMİŞ

29 Haziran 1984' de Bursa'da doğan Neşe YILMAZ İŞMAN, ilk, orta ve lise eğitimini Bursa'da tamamladı. 2002 yılında Bursa Turhan Tayan Anadolu Lisesi'ni bitirdikten sonra aynı yıl Uludağ Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Tekstil Mühendisliği bölümde lisans eğitimine başladı ve 2006 yılında bu bölümden birincilikle mezun oldu. Şubat 2007'de U.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Tekstil Mühendisliği Ana bilim Dalı'nda yüksek lisans eğitimine başladı ve eğitimini hala sürdürmektedir.

TEŞEKKÜR

Tez çalışmam sırasında her konuda desteğini gördüğüm tez danışmanım Prof. Dr. Halil Rıfat ALPAY başta olmak üzere, çalışmamla ilgili yardımlarını ve yorumlarını esirgemeyen hocalarım Prof. Dr. Yusuf ULCAY'a, Prof. Dr. Recep EREN'e, Doç. Dr. Mehmet KARAHAN'a ve Doç. Dr. Şule ALTUN'a ve emekleri geçen tüm hocalarıma teşekkür ederim.

Ayrıca tez çalışmam için gerekli kumaş numunelerini tedarik ettiğim Berteks A.Ş.'ye ve testleri yapmam için laboratuvar imkanı sağlayan Ermetal Otomobil Sanayi A.Ş.'ye teşekkür ederim.

Son olarak ta beni bu günlere getiren, hiçbir fedakarlıktan kaçınmayan aileme ve tez çalışmam sırasında desteğini esirgemeyen eşime teşekkürü bir borç bilirim.