

**CAM/EPOKSİ MALZEMESİNİN ÜRETİMİ,
MEKANİK ÖZELLİKLERİNİN TESPİTİ VE ARA
YÜZEY KIRILMA TOKLUĞUNUN
HESAPLANMASI**

Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek Lisans Tezi

Makine Mühendisliği Bölümü, Mekanik Anabilim Dalı

Ahmet GÜLAKMAN

Şubat, 2008

İZMİR

YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU

AHMET GÜLAKMAN, tarafından **YRD. DOÇ. DR MEVREN TOYGAR** yönetiminde hazırlanan “**CAM/EPOKSİ MALZEMESİNİN ÜRETİMİ, MEKANİK ÖZELLİKLERİNİN TESPİTİ ve ARA YÜZEY KIRILMA TOKLUĞUNUN HESAPLANMASI**” başlıklı tez tarafımızdan okunmuş, kapsamı ve niteliği açısından bir Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Yrd.Doç.Dr. M. Evren TOYGAR

Yönetici

Yrd.Doç.Dr. Mustafa TOPARLI

Jüri Üyesi

Yrd.Doç.Dr. E. Çınar YENİ

Jüri Üyesi

Prof. Dr. Cahit HELVACI

Müdür

Fen Bilimleri Enstitüsü

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tezime katkı ve yardımlarından dolayı öncelikle Sayın danışmanım Yrd.Doç.Dr.M. Evren TOYGAR'a teşekkür eder, saygılarımı sunarım. Deneylerimin başlangıcın itibaren yardım ve desteklerini benden esirgemeyen Malzeme Mühendisliği Bölümü asistanlarından Sayın Dr. Bahadır UYULGAN'a teşekkürlerimi bir borç bilirim.

Çalışmam boyunca bana gösterdikleri hoşgörü ve yardımlar için beraber çalıştığım mesai arkadaşlarıma, deney malzeme ve numunelerinin üretiminde her türlü desteği sağlayan İzoreel firması yetkili ve çalışanlarına teşekkür ederim.

Son olarak,yüksek lisans eğitimim süresince sorduğum her soruya sabırla cevap veren Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Bölümü sekreteri Sayın Zuhal Temiz'e ve .benim bu günlere gelmemde büyük emeği olan, beni sürekli destekleyen, çalışmalarımın her aşamasında maddi ve manevi desteklerini esirgemeyen aileme sonsuz teşekkür ederim.

Ahmet GÜLAKMAN

**CAM/EPOKSİ MALZEMESİNİN ÜRETİMİ,
MEKANİK ÖZELLİKLERİNİN TESPİTİ VE ARA
YÜZEY KIRILMA TOKLUĞUNUN
HESAPLANMASI**

ÖZ

Bu çalışmada, cam epoksi kompozit malzemenin üretimi, deneysel olarak cam epoksi kompozit malzemesinin mekanik özelliklerinin ve ara yüzey kırılma tokluğu değerlerinin bulunması konusunda çalışılmıştır. Kırılma tokluğu değerlerinin belirlenmesinde Lineer Elastik Kırılma Mekanikliği (LEFM) yaklaşımı kullanılmıştır.

Çalışmanın ilk bölümünde konu hakkında genel bir bilgi verilmiştir. İkinci bölümünde kompozit malzemelerin genel özelliklerinden bahsedilmiş, kompozit malzemeler sınıflandırılmış ve kullanım alanlarından bahsedilmiştir.

Üçüncü bölümünde kırılma mekanikliği hakkında genel bilgi verilmiştir. Dördüncü bölümde kırılma tokluğu deneylerinden bahsedilmiş ve deneysel çalışma anlatılmıştır. Aynı bölüm içerisinde ara yüzey kırılma tokluğu hesaplamalarının nasıl yapıldığı ifade edilmiş, deneysel çalışmadan elde edilen sonuçlar verilmiş, elde edilen sonuçlar daha önce elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır.

Anahtar sözcükler : Cam/Epoksi, Kırılma mekanikliği, ara yüzey kırılma tokluğu, kompozit malzeme, lineer elastik kırılma mekanikliği.

**PRODUCTION OF GLASS/EPOXY AND
DETERMINATION OF MECHANICAL PROPERTIES AND
ESTIMATION OF INTERLAMINAR
FRACTURE TOUGHNESS**

ABSTRACT

In this study, fracture toughness values, mechanical properties and production of glass-epoxy composite material have been found by experimentally. Linear Elastic Fracture Mechanics (LEFM) approach has been used while determining fracture toughness values.

In the first part of this study, general information about the objective is given. In the second part, general properties of composite materials are mentioned, they are classified and the explanation is made that where they are used.

In the third part of this study, general information about the fracture mechanics is given. In the fourth part fracture toughness experiments and experimental study are mentioned. In the same chapter, ways of calculating interlaminar fracture toughness have been discussed, and the obtained results are compared with the previous studies.

Keywords: Glass/Epoxy, fracture mechanics, interlaminar fracture toughness, composite material, linear elastic fracture mechanics.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU.....	ii
TEŞEKKÜR	iii
ÖZ	iv
ABSTRACT	v
BÖLÜM BİR – GİRİŞ.....	1
BÖLÜM İKİ – KOMPOZİT MALZEMELER.....	8
2.1 Kompozit Malzemelerin Tanımı	8
2.2 Kompozit Malzeme Türleri	10
2.2.1 Polimer Kompozitler	10
2.2.2 Metal Kompozitler	11
2.2.3 Seramik Kompozitler.....	11
2.3 Kompozit Malzeme Sınıflandırılması	12
2.3.1 Elyafı Kompozitler	12
2.3.2 Parçacıklı Kompozitler	13
2.3.3 Karma (Hibrit) Kompozitler	13
2.3.4 Tabakalı Kompozitler	14
2.4 Matris Malzemeleri	14
2.4.1 Polimer Matris Malzemeler	15
2.4.1.1 Epoksi Reçine Matrisler	16
2.4.1.2 Polyesterler	17
2.4.1.3 Üretan Reçineler	18
2.4.1.4 Fenolik Reçineler	18
2.4.1.5 Vinil Ester Reçineler	18

2.4.1.6 Bismaleimid (BMI) Reçineler	18
2.4.1.7 Silikon Reçineler	18
2.1.4.8 Cynate Ester Reçineler	18
2.4.2 Metal Matrisler	19
2.5 Elyaf lar	19
2.5.1 Cam Elyafı	22
2.5.1.1 Cam Çeşitleri	23
2.5.2 Karbon Elyafı	24
2.5.2.1 Karbon Elyafının Üretim Süreci	25
2.5.3 Aramid Elyafı	27
2.6 Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri	29
2.6.1 Elle Yatırma (Hand Lay-up) Yöntemi.....	29
2.6.2 Püskürtme (Spray-up) Yöntemi	30
2.6.3 Elyaf Sarma (Filament Winding)	30
2.6.4 Reçine Transfer Kalıplama RTM / Reçine Enjeksiyonu	31
2.6.5 Profil Çekme / Pultruzyon (Pultrusion)	32
2.6.6 Hazır Kalıplama /Compression Molding (SMC,BMC)	32
2.6.7 SMC (Sheet Moulding Composites) Yöntemi	33
2.6.8 BMC (Bulk Moulding Composites) Yöntemi	33
2.6.9 Vakum Bonding / Vakum Bagging Yöntemi	34
2.6.10 Otoklav / Autoclave Bonding Yöntemi	34
2.7 Kompozit Malzeme Kullanım Alanları	35
2.7.1 Havacılık Sanayi	35
2.7.2 Denizcilik Sanayi	39
2.7.3 Spor Araçları	39
2.7.4 Otomotiv Sektörü	40
2.8 Kompozit Malzemelerin Mekanik Özellikleri	43
BÖLÜM ÜÇ – KIRILMA MEKANİĞİ.....	45
3.1 Kırılma Mekanğine Giriş	45
3.2 Kırılma	47

3.2.1 Gevrek Kırılma	47
3.2.1.1 Çok Eksenli Gerilme Durumu	47
3.2.1.2 Yüksek Deformasyon Hızı.....	48
3.2.1.3 Düşük Sıcaklık	48
3.2.1.4 Partikül Bombardımanı	49
3.2.1.5 Uygun Olmayan Malzeme Seçimi.....	49
3.2.2 Sünek Kırılma	49
3.2.3 Yorulma Kırılması.....	50
3.3 Mikroskobik Açıdan Kırılma Tipleri	50
3.3.1 Klivaj (Ayrılma) Kırılması	50
3.3.2 Kayma Kırılması	50
3.4 Taneleri Kesip Kesmemeye Göre Kırılma Tipleri.....	51
3.4.1 İntergranüler (Taneler Arası) Kırılma	51
3.4.2 Transgranüler (Taneleri Keserek) Kırılma	51
3.5 Kırılma Mekanizmasının Çeşitleri	51
3.5.1 Lineer Elastik Kırılma Mekanizması	51
3.5.1.1 Griffith Teorisi.....	53
3.5.1.2 Irwin Teorisi	54
3.5.1.3 Kırılma Modelleri	55
3.5.1.3.1 Çatlak Açılma Deformasyon Tipi (Mod I).....	55
3.5.1.3.2 Çatlak Kayma Deformasyon Tipi (Mod II).....	55
3.5.1.3.3 Çatlak Yırılma Deformasyon Tipi (Mod III).....	56
3.5.1.4 Çatlak Ucu Plastik Bölgesi.....	59
3.5.1.5 Kırılma Tokluğuna Sıcaklığın Etkisi	60
3.5.2 Elastik Plastik Kırılma Mekanizması	61

BÖLÜM DÖRT – KIRILMA TOKLUĞU DENEYLERİ.....62

4.1 Kırılma Tokluğu Deney Çeşitleri	64
4.1.1 Üç Nokta Eğme Deneyi (SENB)	64
4.1.2 Çift Ankastre Kiriş Test Tekniği (DCB)	65
4.1.3 Tek Çentik Kenarlı Çekme Deneyi (SENT)	65

4.1.4 Kompakt Çekme Deneyi (C-T)	66
4.2 Yük-Açılma Kaydının Analizi ve K_{IC} ' nin Saptanması	66
4.3 Double Contilever Beam (DCB) Deney Numunelerinin Hazırlanması	68
4.4 Double Contilever Beam (DCB) Deneyinin Yapılışı.....	71
4.4.1 Deney Malzemesinin Mekanik Özelliklerinin Hesaplanması	71
4.4.2 DCB Deney İşlem Basamakları	77
4.4.3 DCB Deney Sonuçları	85
4.4.3.1 0°x25 mm 1.Grup Cam/Epoksi DCB Test Numunelerinin Deney Sonuçları	86
4.4.3.2 0°x40 mm 2.Grup Cam/Epoksi DCB Test Numunelerinin Deney Sonuçları	91
4.4.3.3 45°x25 mm 3.Grup Cam/Epoksi DCB Test Numunelerinin Deney Sonuçları	94
4.4.3.4 45°x40 mm 4.Grup Cam/Epoksi DCB Test Numunelerinin Deney Sonuçları	97
BÖLÜM BEŞ – SONUÇ	101
KAYNAKLAR.....	106

BÖLÜM BİR

GİRİŞ

Kırılma, insan eliyle oluşturulmuş yapılar var olduğu sürece, toplumun karşı karşıya olduğu bir problemdir. Bu problem, günümüzde, önceki yüzyıllardan daha fazla olmaktadır. Çünkü sahip olduğumuz ileri teknoloji ve dizayn ettiğimiz karmaşık yapılar bu duruma davetiye çıkarmaktadır.

Kırılma mekaniği alanındaki gelişmeler, teknolojik karmaşıklığın artmasıyla ortaya çıkan olası tehlikelerin bir kısmının, engellenebilmesine yardımcı olmuştur. Malzemelerin nasıl hasara uğradığını anlamamız ve onları hasarlardan koruyabilme kabiliyetimiz 2 inci Dünya Savaşından bu yana oldukça artmıştır.

Makine ve yapı parçaları yanlış tasarımlar, malzeme hataları, beklenmeyen yükler, üretim hataları ve diğer karmaşık ve pek de anlaşılamayan nedenlerden dolayı kırılabilir. Aynı hatanın tekrarı istenmiyorsa hasarın nedeninin anlaşılması oldukça önemlidir. Bir ekonomik araştırma, kırılmanın, Amerika Birleşik Devletleri ekonomisine maliyetinin 1978 yılında 119 milyar dolar olduğunu ve bu rakamın ulusal üretimin % 4'ü düzeyinde olduğunu değerlendirmektedir. Daha da önemlisi, aynı araştırma, bu maliyetin günümüz teknolojisi uygulanarak 35 milyar dolar düşürülebileceği ve kırılma mekaniği alanındaki gelişmeler sayesinde de ek olarak 28 milyar dolar daha düşürülebileceğini ortaya koymuştur.

Hemen hemen tüm mühendislik malzemeleri mikroskobik boyutlarda olsalar bile çatlak içerirler. Servis koşullarında bu çatlaklar ilerleyerek birbirleri ile birleşirler ve gözle görünür bir hal alırlar. Bu şartlar altında bu elemanın yapısal bütünlüğü için mühendis çatlak veya çatlakların nasıl ve ne zaman daha da büyüyeceğini, ilerleyebileceğini ve parçanın bu şekilde hasara uğrayacağını bilmelidir. Bu soruları cevaplamaya yardımcı olan teknoloji Kırılma Mekaniğidir.

Kırılma mekaniği, hemen hemen tümüyle kırılmayla belirlenen hasarlar inceler. Kırılmayla ilgili bir problemin ilk başarılı analizi 1920 yılında Griffith tarafından

camlardaki gevrek çatlakların ilerleyişinin izlenmesiyle gerçekleştirilmiştir. Griffith, sistemin toplam enerjisindeki azalmayla önceden var olan bir çatlağın ilerlemeye başlayacağını formüle etmiştir. Griffith basit bir enerji dengesi öngörmüştür; gerilme altındaki bir sistemde çatlak ilerledikçe elastik germe enerjisinde bir azalma olur, ki bu enerji de yeni çatlak yüzeylerinin oluşması için gerekli enerjidir. Bu teori, gevrek katılarda teorik mukavemetin tahminine yaradığı gibi kırılma mukavemetiyle hata boyutu arasındaki ilişkiyi de verir.

Griffith yaklaşımı, 1944 yılında Zener ve Hollomon tarafından metalik malzemelerin gevrek kırılmasına da uygulanmıştır. Bundan hemen sonra 1950'lerin ortalarında Irwin, kırılma mekaniğinde yeni bir çığır açmıştır. “Enerji yaklaşımı, gerilme yoğunluğu yaklaşımıyla eşdeğerdir”. Buna göre, çatlak ucunda kritik bir gerilme dağılımına erişildiğinde kırılma oluşur. Irwin, Griffith tipi enerji dengesinin; depo edilen şekil değiştirme (germe) enerjisi ile yüzey enerjisi + plastik deformasyon sırasında yapılan iş arasında olması gerektiğini irdelemiştir. Irwin aynı zamanda sünek malzemelerde yeni çatlak yüzeylerinin oluşması için gerekli enerjinin, plastik deformasyon sırasında yapılan iş yanında genellikle önemsiz derecede olduğunu savunmuştur. Böylece G diye bir malzeme özelliği tanımlamıştır. G , birim kalınlık başına çatlak uzunluğundaki birim artış için absorblanan toplam enerjidir. G , enerji yayılım hızı veya çatlak itici gücü olarak da adlandırılır.

G ve K 'nin eş değerliği, Lineer Elastik Kırılma Mekaniğinin (LEKM) gelişmesine temel oluşturmuştur. Çünkü, bir çatlak ucunun etrafındaki ve yakınındaki gerilme dağılımı durumu her zaman (tüm malzemeler için) aynıdır. Dolayısıyla, belirli standart numunelerle G ve K 'yi belirlemek için yapılan deneyler sonucunda, gerçek yapılarda ve belirli şartlar altında malzemedeki hatalara izin verilebileceği saptanabilir. Ayrıca, gerilme yoğunluğu yaklaşımıyla yapılan deneyler sonucunda malzemelerin yorulma çatlak ilerleyişi veya gerilmeli korozyon çatlama gibi kritik-altı çatlama olan hassasiyetleri de bir dereceye kadar tahmin edilebilir.

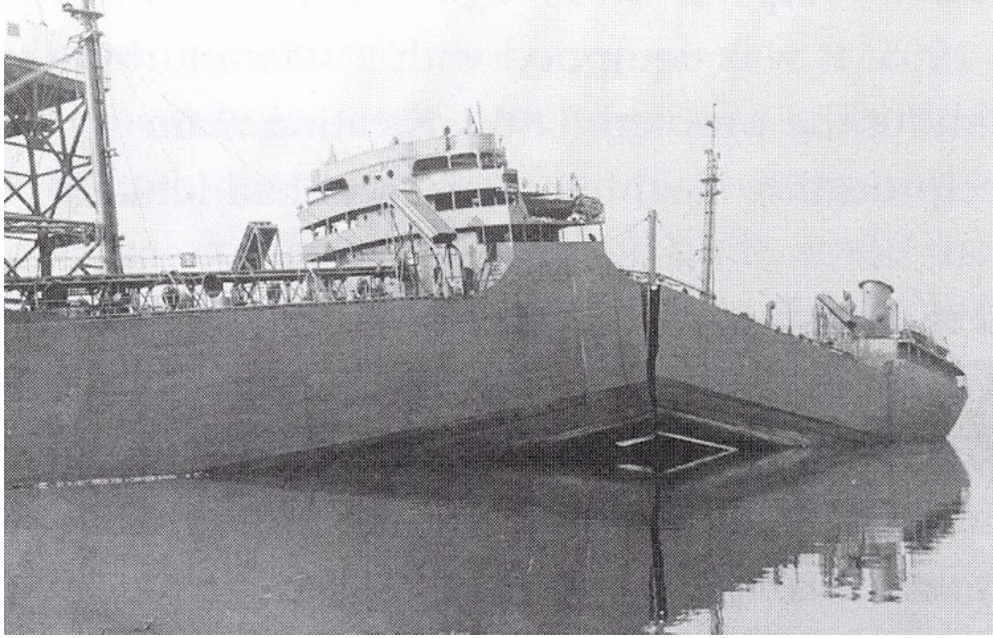
LEKM, çatlak ucunda sınırlı plastik deformasyonun olduğu durumlarda geçerli olduğundan, çatlak ucunda önemli ölçüde plastik deformasyon söz konusu

olduğunda Elastik-Plastik Kırılma Mekanikliği (EPKM) devreye girer. EPKM de, 1961 yılında Wells' in çatlak açılması (COD) üzerine yaptığı çalışmalarla başlar.

19 uncu yüzyılda Endüstri Devrimi'nden sonra, başta demir ve çelik olmak üzere yapılarda metal kullanımında büyük ölçüde artış olmuştur. Ancak bununla beraber bu yapılarda oluşan hasarlardan dolayı büyük can kayıplarına yol açan kazalar da görünmüştür. Bu kazaların bir kısmından tasarım hataları sorumludur. Fakat zamanla gözlenmiştir ki malzeme içinde üretimden gelen hatalar çatlamaı başlatmakta ve yapı elemanları kırılmaktadır. Daha iyi üretim yöntemleri kullanılarak malzemelerin iç yapılarındaki bu hataların önlenmesi, oluşan hasarların sayısını kabul edilebilir düzeylere indirmiştir.

Yeni bir kazaya yatkın yapılar devri kaynaklı tasarımların ortaya çıkmasıyla başlamıştır. Özellikle de 2 inci Dünya Savaşında müttefiklerin gemi ve tankerlerinde çok sayıda hasarlarla karşılaşmıştır. Üretilen 2700 müttefik gemisinden yaklaşık 400 tanesi hasara uğramış, hasara uğrayan gemilerden 20'ye yakını ortadan ikiye bölünürken 90 tanesi de ciddi bir biçimde zarar görmüştür. Bu arada birçok köprü ve diğer yapılar da hasar görmüştür. Bu hasarlar genellikle çok düşük gerilmeler altında ve hatta gemiler limanda demirlemişken oluştuğundan, bu konuda geniş araştırmalar yapılmış ve sonuç olarak kırılmaların gevrek kırılma olduğu ve bundan da malzemedeki hataların ve gerilme yığılmalarının sorumlu olduğu bulunmuştur. Ayrıca kullanılan çeliklerin gevrek kırılmaya, düşük sıcaklıklarda daha yatkın olduğu fark edilmiştir. Belirli bir geçiş sıcaklığının altında çelikler gevrek davranış göstermekte ve kırılma için gerekli enerji büyük ölçüde azalmaktadır.

Günümüz üretim ve tasarım işlemleriyle, malzemenin uygun bir düşük geçiş sıcaklığına sahip olması ve kaynağın bu sıcaklığı yükseltmemesi sağlanarak gevrek kırılma olayı kaynaklı çelik yapılarda önlenmiştir.



Şekil 1.1 Gevrek kırılmaya maruz kalarak ortadan ikiye ayrılan bir müttefik gemisi
(http://en.wikipedia.org/wiki/Fracture_mechanics)

Yüksek mukavemetli malzemelerin kullanımlarının tarihçesine bakarsak; 1935’lerde kaynaklı çelik yapılar, 1944’den sonra yüksek mukavemetli alüminyum alaşımları, 1948’den sonra yüksek mukavemetli çelikler ve 1954’de titanyum alaşımları ve kompozit malzemeler kullanılmaya başlanmıştır. Bu malzemeler çoğunlukla, uçaklarda olduğu gibi ağırlıktan kazanç sağlamak amacıyla tercih edilmişlerdir. Ağırlık kazancı ayrıca, gerilme analizi konusundaki gelişmeler sonucu tasarım iyileştirmeleriyle de sağlanmıştır. Gerçekte gevrek olmayan bu yüksek mukavemetli malzemelerin kırılma enerjilerinin nispeten düşük olduğu ancak 1950’lerin sonlarına doğru fark edilmiştir. Yüksek mukavemetli malzemelerin kırılma enerjilerinin düşük olması modern kırılma mekaniğinin gelişmesi için bir teşvik niteliği taşımıştır.

Kırılma Mekaniği son 40 yılda önemli gelişmeler göstermiştir. 1950’li ve 60’lı yıllarda mekanik ve malzeme konularında temel çalışmalar yapılmıştır. 1970’lerde standartlar ve şartnameler ortaya konmuştur. ABD’de kırılma mekaniği araştırmaları 1970’lerdeki nükleer güç santralleri tarafından yönlendirilmiştir. İngiltere’de ise Kuzey Denizi’ndeki petrol kaynakları kırılma mekaniğine ayrı bir ivme katmıştır.

Pek çok mühendislik yapısı yüksek kuvvetler altında çalışmak üzere dizayn edilirler. Bu gibi durumlarda tasarımcı çatlak başlama ihtimalini göz önüne almalıdır.

Kırılma Mekaniği aşağıdaki temel soruların cevaplandırılmasına yardımcı olur.

- Çatlak ilerleyecek mi?
- Kritik çatlak uzunluğu nedir?
- Bir çatlağı ilerletmek için gerekli minimum enerji nedir?
- Verilen bir çatlak, kritik uzunluğa ne kadar zaman sonra ulaşır?
- Çatlak kararsız bir şekilde hızlı mı yoksa yavaş bir şekilde mi ilerleyecektir?
- Çatlak yavaş ve kararlı bir şekilde ilerleyecekse hangi hızda ilerler?

Kırılma Mekaniği ile ilgili konularında yapılacak olan çalışmalar sonucu kırılmanın insanlığa verdiği zarar %25 dolayında azaltılabilir. Bu konularda yapılacak araştırmalar iki ana başlık altında toplanabilir.

1. Malzeme
2. Yapılar

Malzeme Araştırma Konuları :

1. Malzeme özelliklerinin daha iyi anlaşılması,
2. Malzeme özelliklerinin iyileştirilmesi ve kontrolü,
3. Proses kontrol ve hata kontrol çalışmaları sonucu güvenilirliğin artırılması,
4. Mikro yapının kontrolü sonucu mekanik özelliklerin artırılması.

Yapısal Araştırma Konuları :

1. Kaynak gibi üretim yöntemlerinin daha iyi kontrolü,
2. Ömür ve performans tahminlerinin geliştirilmesi,
3. Daha iyi gerilme analizi sonucu dizaynın iyileştirmesi.

Modern yapılar, üretim hatalarına karşı geçmiş dönemdekilere göre daha az toleranslıdır. Bu yüzden kullanılan dizayn işleminde emniyet katsayısının önemi daha da belirgin olmaktadır. Ancak kullanılan yeni analitik metotlarla birlikte gerilmeler, öncesine kıyasla daha doğru bir şekilde hesaplanabilmektedir. Bunun sonucu olarak tasarımcılar değişik kodlarda belirtilen emniyet katsayısı değerine yaklaşmaktadırlar. Öte yandan şu gerçekte bilinmektedir ki dış kuvvetlerin, malzeme özelliklerinin veya yapının özelliklerinin matematiksel olarak tespiti tam olarak yapılamamaktadır. Bunun sonucu olarak yapısal hasarlar ortaya çıkmaktadır. Bu hasarlar iki önemli konuyu ön plana çıkarmaktadır, emniyet ve ekonomiklik. Emniyet problemi, ekipman kullanıcılarını riske atmaktadır. Ekonomik problemler ise ekipmanın ömrünü ve ürün maliyetini olumsuz yönde etkilemektedir.



Şekil 1.2 Kırılmayla kopan bir uçak parçası

(http://en.wikipedia.org/wiki/Fracture_mechanics)

Emniyet problemleri oldukça tehlikeli olabilir. Bir parçanın hasarı ürünün tümünü tahrip edebilir ve kullanıcılarının hayatını tehlikeye sokabilir. Bir türbin kanadının hasarı, bir milin veya fren sisteminin hasarı sistemin kontrolünü etkiler. Bu hasarlar önceden bir uyarı olmaksızın aniden ortaya çıkabilir.

Ekonomik problemler ise yavaş ve sinsi bir şekilde ortaya çıkarlar. Bir parçanın herhangi bir yerinde çatlama ortaya çıkabilir. Parça değiştirilir ve sonra aynı parçanın başka bir yerinde veya başka parçalarda hasar oluşabilir. Bu olaylar meydana geldikçe bakım ve onarım maliyetleri üstel olarak artar.

Kırılma Mekaniği, çatlak veya boşluk içerebilen mühendislik yapılarının emniyetli bir şekilde çalışmalarını sağlayan bir bilim dalıdır. İnsan hayatını güvence altına almanın yanı sıra önemli finansal kazanımları da beraberinde getirir. Kırılma kontrolü, çatlak değerlendirilmesi, kontrol, bakım ve onarım stratejilerini de içeren mevcut en iyi yöntemler uygulandığında, kırılmanın insanoğlu için istenmeyen zararları azaltılabilir. İlgili personelin bu konuda eğitilmesi ve yetiştirilmesi, bu konulardaki teknolojilerin endüstriye aktarılmasında anahtar bir rol oynamaktadır.

Aşağıda kompozit malzeme ve kırılma mekaniği ile ilgili olarak yapılan bazı çalışmaların özetleri sunulmuştur. Yapılan kırılma mekaniği çalışmalarında, kırılma tokluğu deneyleri yapılmış, çeşitli kırılma modelleri oluşturulmuş ve malzemelerin kırılma dayanımına etkileri araştırılmıştır.

Toparlı ve Aksoy (1998), diş kemiği kompozit reçine yüzeyinin yapıştırıcı bağının tokluğunun güvenilirliği ve geçerliliğini kırılma mekaniği açısından araştırmışlardır. İki farklı yapıdaki reçinenin kırılma tokluğu ve kırılma enerjisini üç nokta eğme deneyinde yükleme yapılarak analiz yapmışlardır. Sonuçta, çiğneme güçlerinin altındaki çatlakların başlaması ve ilerlemesinin kırılma tokluğu veya kırılma enerjisi ile izlenebileceğini söyleyerek, kırılma yükünün başlangıçtaki çatlak uzunluğuna bağlı olarak arttığını belirtmişlerdir. Ayrıca kırılma tokluğu değerinin diğer dayanım parametrelerinden daha iyi gösterge olduğunu ifade etmişlerdir.

BÖLÜM İKİ

KOMPOZİT MALZEMELER

2.1 Kompozit Malzemelerin Tanımı

İstenilen bir amaç için tek başına uygun olmayan iki ya da daha fazla malzemeyi, kullanım yerindeki istenen özellikleri sağlayacak duruma getirmek için, belirli şartlar ve belirli oranlarda fiziksel olarak makro yapıda birleştirilerek elde edilen malzemelere Kompozit Malzemeler adı verilir. Doğadaki malzemelerin çoğu "kompozit" olarak adlandırılan bileşik yapılu maddelerden oluşur. Bu karışımın özelliği, kendini oluşturan maddelerin özelliklerinden çok daha üstündür

Malzeme sektörü, ekonomide tüm faaliyetlere girdi sağlayan temel, yayılğan (jenerik) alanlardan biridir. Bu niteliği açısından mikro-elektronik, biyoteknoloji ve nanoteknoloji ile birlikte sinai üretimin karakterini dönüştürecek ana teknolojik alanlardan biri olarak kabul edilmektedir. Savunma, havacılık, mikro-elektronik, iletişim ve otomotiv sektörlerinde karşılayabilecek çok disiplinli, proses ağırlıklı bir alana dönüşmesiyle birlikte ilerlemektedir. Bu bağlamda polimerik ve kompozit malzemeler, akıllı ve işlevsel malzemeler, optoelektronik malzemeler gibi önümüzdeki yıllarda önemli çekim alanları oluşturacak ileri malzeme alanları, ülkemiz için de önemli fırsat alanlarıdır.

En tipik örnek, artık günümüzde gelenekselleşmeye başlayan ve "fiberglas" olarak bilinen polyester esaslı reçinelerin cam elyaf ile takviyesiyle üretilen malzemelerdir. Ancak bu gün ileri kompozitler grubunda daha üstün fiziksel, kimyasal ve mekanik özelliklere sahip elyaflar kullanılmaktadır. Bu malzemeler yüksek dayanım (çekme ve basma dayanımı), yüksek elastik modül ve yüksek tokluğa sahiptirler.

İlk modern sentetik plastiklerin 1900'lerin başında geliştirilmesinin ardından, 1930'ların sonunda plastik malzemelerin özellikleri diğer malzeme çeşitleri ile boy ölçüşür düzeyde gelişmeye başlamıştır. Kolay biçim verilebilir olması, metallere oranla düşük yoğunlukta olması, üstün yüzey kalitesi ve korozyona karşı dayanımı

plastığın yükselmesindeki en önemli özelliklerdir. Birçok üstün özelliğinin yani sıra sertlik ve dayanıklılık özelliklerin düşük olması plastik malzemelerin güçlendirilmesi için çalışmalar yapılmasına neden olmuştur. Bu eksikliğin giderilmesi amacıyla 1950'lilerde polimer esaslı kompozit malzemeler geliştirilmiştir. Kompozitler, özellikle polimer kompozitler yüksek mukavemet, boyut ve termal kararlılık, sertlik, aşınmaya karşı dayanıklılık gibi özellikleriyle pek çok avantajlar sunarlar. Ayrıca kompozit malzemeler dayanıklılık ve sertlik yönünden metallerle yarışabilecek olmasının yanında çok da hafiftirler.

Kompozitler çok fazlı malzeme sayılırlar. Yapılarında sürekli bir ana faz ile onun içinde dağılmış pekiştirici bir donatı fazı bulunur. Bu faz iki tür bileşim ile sağlanabilir:

Mikroskobik Bileşim: Örneğin perlit çeliği, ferrit ve sementitin mikroskobik düzeyde homojen karışımlarından oluşur. Tek başına ferrit yumuşak ve düşük mukavemetli olup sert ve gevrek sementit ile birlikte yan yana ince tabakalar halinde dizilmek suretiyle yüksek mukavemetli ve yüksek tokluğa sahip perlit çeliğini oluştururlar.

Makroskobik Bileşim: Boyutları 0,1 mm' nin üzerinde gözle görülebilirler. Sonradan bir araya getirilerek üstün özelliklerdeki kütleleri oluştururlar. Kompozit malzemeler donatılı veya pekiştirilmiş türüne göre üç gruba ayrılır:

Lifli ve tabakalı kompozitlerin sağladığı özelliklerdeki artış, taneli kompozitlere göre daha yüksektir. Taneli kompozitler için en önemli örnek betondur. Sert tanelilerin sünek bir malzemeyle birleştirilip aglomera haline getirilen kompozitlere diğer bir örnek de asfalt betonudur.

Asfalt viskoz ve düşük mukavemetlidir. Taş ise sert ve gevrek, kütle halinde fazla şekil değiştirmeden çatlayarak kolayca kırılabilirler. Farklı boyutlardaki kırmataş ile asfaltın birleşerek hem sünek hem de yeter mukavemetli olan yol kaplaması malzemesini oluştururlar.

Tungsten karbür (WC) taneciklerinin CO metali ile yüksek sıcaklıkta basınç altında sinterlenmesi sonucu elde edilen kompozit çok sert olup yüksek hızlı kesme takımı üretimine elverişlidir. Uygulamada bunlara SERMET denir. Uygulamada en önemli kompozitler lifli olanlardır. Liflerin çapları yaklaşık 0,1mm civarında olup tek başına kullanılmazlar. Kalınlıkları arttığında kusur oluşma olasılığı nedeniyle mukavemetleri çok azalır. Bu lifler uygun bir malzemeyle istenen boyutta taşıyıcı kütlelere dönüştürürler. Bu bağlayıcı malzeme polyester ve epoksidir. Uygulamada donatı malzemesi olarak kullanılan liflerin çoğu kuvvetli kovalent bağa sahiptir. Aynı amaçla kullanılan metal liflerin mukavemeti de soğuk çekme ile artırılmaktadır. Lifler yönlendirilmiş veya rasgele dağılmış olabilir. Yönlendirilmiş lifler doğrultusunda mukavemet doğal olarak yanal doğrultudan çok daha büyük olur. Pekiştirici liflerin miktarı arttıkça kompozitin mukavemeti de yükselir. Yönlendirilmiş liflerde bu oran hacim olarak %80, rasgele yönlendirilmişlerde ise %40-50 arasında kalır.

Cam lifli polyesterlerin mukavemeti ve elastisite modülü düşüktür. Ancak diğerlerine göre daha ucuz ve kolay uygulandığından deniz tekneleri, oto, spor malzemeleri ve yapı elemanları üretiminde çok yaygın olarak kullanılır.

2.2 Kompozit Malzeme Türleri

1. Polimer Kompozitler
2. Metal Kompozitler
3. Seramik Kompozitler

2.2.1 Polimer Kompozitler

Liflerle pekiştirilmiş polimer kompozitler endüstride çok geniş kullanma alanına sahiptir. Pekiştirici olarak cam, karbon kevlar ve boron lifleri kullanılır. Polimer kompozitlerde kullanılan en önemli bağlayıcı malzeme polyester ve epoksidir. Pekiştirici liflerin miktarı arttıkça kompozitin mukavemeti yükselir. Polimer kompozitlerin en önemli özellikleri yüksek özgül mukavemet(mukavemet/ özgül ağırlık) ve özgül elastisite modülüdür. Dolayısıyla bu özelliklerden dolayı diğer

malzemelere üstün durumundadırlar. Örneğin yüksek mukavemetli çeliklerde özgül mukavemetin 110 Nm / gr olmasına karşın cam lifi – polyesterlerde 620 Nm/gr dır. Diğer taraftan karbon lifi epoksida 700 Nm/gr ve kevlar epoksida 886 Nm/gr dır. Diğer taraftan karbon liflerinin özgül elastisite modülü alüminyumunkinin 5 katı kadardır. Bu üstünlüklerinden dolayı polimer kompozitler uçak ve uzay endüstrisinde alüminyum alaşımlarına tercih edilir.

Tablo 2.1 Lifli kompozitlerin özellikleri

Malzeme	Özgül ağırlık gr/cm ³	Çekme mukavemet N/mm ²	Elastik mukavemet N/mm ²
Cam lifi – polyester	1,5 – 2,1	200 – 340	55000 – 130000
Karbon lifi – epoksi	1,5 – 1,8	1860	145000
Kevlar – epoksi	2,36	2240	76000
Boron lifi - epoksi	1,4	1240	176000

2.2.2 Metal Kompozitler (Metal Matrisli Birleşik Malzemeler MMC)

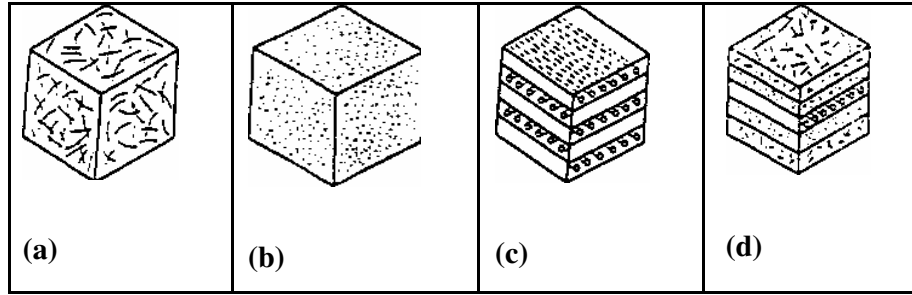
Bir metalik fazın bazı takviye malzemeleri ile eritme vakum emdirme, sıcak presleme ve difüzyon kaynağı gibi ileri teknikler uygulanarak MMC'ler elde edilirler. MMC 'ler daha çok uzay ve havacılık alanlarında, mesela uzay teleskobu, platform taşıyıcı parçalar, uzay haberleşme cihazlarının reflektör ve destek parçaları vs. yerlerde kullanılır.

2.2.3 Seramik Kompozitler (Seramik Matrisli Birleşik Malzemeler CMC)

Bu amaçla yapısal ve fonksiyonel nitelikli yüksek teknoloji seramikleri kullanılmaktadır. Başlıcaları Al₂O₃, SiC, Si₃N₄, B₄C, CbN, TiC, TiB, TiN, AlN' dir. Bu bileşikler değişik yapılarda olup amaca göre bir yada bir kaçını beraber kullanılarak CMC ler elde edilir. Sandviç zırhlar, çeşitli askeri amaçlı parçalar imali ile uzay araçları bu ürünlerin başlıca kullanım yerleridir.

2.3 Kompozit Malzeme Sınıflandırılması

Yapılarında çok sayıda farklı malzeme kullanılabilen kompozitlerin sınıflandırılması kesin sınırlar çizmek mümkün olmamakla birlikte, yapıdaki malzemelerin formuna göre kompozitleri şu şekilde sınıflandırabiliriz.



Şekil 2.1 Kompozit malzeme sınıflandırılması

- a) Elyafli Kompozitler
- b) Parçacıklı (Partiküllü) Kompozitler
- c) Karma (Hibrid) Kompozitler
- d) Tabakalı Kompozitler

2.3.1 Elyafli Kompozitler

Bu kompozit tipi ince elyafların matris yapıda yer almasıyla meydana gelmiştir. Elyafların matris içindeki yerleşimi kompozit yapının mukavemetini etkileyen önemli bir unsurdur. Uzun elyafların matris içinde birbirlerine paralel şekilde yerleştirilmeleri ile elyaflar doğrultusunda yüksek mukavemet sağlanırken, elyaflara dik doğrultuda oldukça düşük mukavemet elde edilir. İki boyutlu yerleştirilmiş elyaf takviyelerle her iki yönde de eşit mukavemet sağlanırken, matris yapısında homojen dağılmış kısa elyaflarla ise izotrop bir yapı oluşturmak mümkündür.

Elyafların mukavemeti kompozit yapının mukavemeti açısından çok önemlidir. Ayrıca elyafların uzunluk/çap oranları arttıkça matris tarafından elyaflara iletilen yük miktarı artmaktadır. Elyaf yapının hatasız olması da mukavemet açısından çok önemlidir.

Kompozit yapının mukavemetinde önemli olan diğ er bir unsur ise elyaf ile matris arasındaki bağı n yapısıdır. Matris yapıda boşluklar söz konusu ise elyaflarla temas azalacaktır. Nem alması da elyaf ile matris arasındaki bağı bozan olumsuz bir özelliktir.

2.3.2 Parçacıklı Kompozitler

Bir matris malzeme içinde başka bir malzemenin parçacıklar halinde bulunması ile elde edilir. İzotrop yapılarıdır. Yapının mukavemeti parçacıkların sertliğine bağı ldır. En yaygın tip plastik matris içinde yer alan metal parçacıklardır. Metal parçacıklar ısıl ve elektriksel iletkenlik sağ lar. Metal matris içinde seramik parçacıklar içeren yapıların, sertlikleri ve yüksek sıcaklık dayanımları yüksektir. Uçak motor parçalarının üretiminde tercih edilmektedirler.

2.3.3 Karma (Hibrid) Kompozitler

Aynı kompozit yapıda iki veya daha fazla elyaf çeşidinin bulunması olasıdır. Bu tip kompozitlere hibrid kompozitler denir. Bu alan, yeni tip kompozitlerin geliştirilmesine uygun bir alandır.

Örneğ in, kevlar ucuz ve tok bir elyaftır. Ancak basma mukavemeti düşüktür. Grafit ise düşük tokluğ a sahip, pahalı ancak iyi basma mukavemeti olan bir elyaftır. Bu iki elyafın kompozit yapısında bir arada bulunması ile elde edilen hibrid kompozitin tokluğ u grafit kompozitten daha iyi aynı zamanda maliyeti daha düşük ve basma mukavemeti de kevlar elyaflı kompozitten daha yüksek olmaktadır.

Farklı tiplerdeki hibrid kompozitler aşağıdaki gibi sınıflandırılabilirler.

- 1- Matris içinde iki ya da daha fazla tabaka içerirler. Her tabaka belirli bir yöndeki takviyeleri içerir ve her bir tabakada belirli bir tip elyaf kullanılmıştır. Tabakalar amaca göre istenilen şekilde yerleştirilirler.

- 2- İki ya da daha fazla elyaf karışım halinde aynı tabakada yer alır ve tabakalar istenilen şekilde birleştirilerek hibrid kompozit elde edilir.
- 3- Reçine matrisli tabakalar ve metal matrisli tabakalar gibi farklı kompozit yapılar içeren süper hibridler elde edilebilir. Süper hibridlerde tabakalar bir yapışkan malzeme ile birleştirilirler.

2.3.4 Tabakalı Kompozitler

Tabakalı kompozit yapı, en eski ve en yaygın kullanım alanına sahip olan tiptir. Farklı elyaf yönlenmelerine sahip tabakaların bileşimi ile çok yüksek mukavemet değerleri elde edilir. Isıya ve neme dayanıklı yapılardır. Metallere göre hafif ve aynı zamanda mukavemetli olmaları nedeniyle tercih edilen malzemelerdir. Sürekli elyaf tabakalı kompozitler uçak yapılarında, kanat ve kuyruk grubunda yüzey kaplama malzemesi olarak çok yaygın bir kullanıma sahiptirler.

Ayrıca uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanı olan sandviç yapılar da kompozit malzeme örneğidirler. Sandviç yapılar, yük taşımayarak sadece izolasyon özelliğine sahip olan düşük yoğunluklu bir çekirdek malzemenin alt ve üst yüzeylerine mukavemetli levhaların yapıştırılması ile elde edilirler.

2.4 Matris Malzemeleri

Kompozit yapılarda matrisin üç temel fonksiyonu vardır. Bunlar, elyafları bir arada tutmak, yükü elyaflara dağıtmak ve elyafları çevresel etkilerden korumaktır. İdeal bir matris malzemesi başlangıçta düşük viskoziteli bir yapıda iken daha sonra elyafları sağlam ve uygun şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçmelidir.

Kompozit yapılarda yükü taşıyan elyafların fonksiyonlarını yerine getirmeleri açısından matrisin mekanik özelliklerinin rolü çok büyüktür. Örneğin matris malzemesi olmaksızın bir elyaf demeti düşünüldüğünde yük bir ya da birkaç elyaf tarafından taşınacaktır. Matrisin varlığı ise yükün tüm elyaflara eşit olarak dağılımını sağlayacaktır. Kesme yükü altındaki bir gerilmeye dayanım, elyaflarla matris

arasında iyi bir yapışma ve matrisin yüksek kesme mukavemeti özelliklerini gerektirir.

Elyaf yönlenmelerine dik doğrultuda, matrisin mekanik özellikleri ve elyaf ile matris arasındaki bağ kuvvetleri, kompozit yapının mukavemetini belirleyici önemli hususlardır. Matris elyafa göre daha zayıf ve daha esnektir. Bu özellik kompozit yapıların tasarımında dikkat edilmesi gereken bir husustur.

Matrisin kesme mukavemeti ve matris ile elyaf arası bağ kuvvetleri çok yüksek ise elyaf ya da matriste oluşacak bir çatlak yön değiştirmeksizin ilerlemesi mümkündür. Bu durumda kompozit gevrek bir malzeme gibi davrandığından kopma yüzeyi temiz ve parlak bir yapı gösterir. Eğer bağ mukavemeti çok düşükse, elyaflar boşluktaki bir elyaf demeti gibi davranır ve kompozit zayıflar. Orta seviyede bir bağ mukavemetinde ise elyaf veya matristen başlayan enlemesine doğrultuda bir çatlak elyaf/matris ara yüzeyine dönüp elyaf doğrultusunda ilerleyebilir. Bu durumda kompozit sünek malzemelerin kopması gibi lifli bir yüzey sergiler.

Kompozit malzemelerin üretiminde kullanılan matris malzeme tipleri metaller, epoksi, polyester, fenolik, vinylester ve silikon reçinelerdir. Yüksek mukavemet gerektirmeyen durumlarda en çok kullanılan matris malzemesi polyester reçinesidir. Gelişmiş kompozitlerin üretiminde ise genellikle epoksi reçinesi kullanılmaktadır. Matris iyileştirilmesi çalışmaları özellikle yüksek sıcaklıkta kullanıma uygun ve düşük nem duyarlılığına sahip yapıların üretilmesi doğrultusundadır.

2.4.1 Polimer Matris Malzemeler

Polimerler, metallere göre çok daha fazla komplekstirler. Matris olarak kullanılan polimerler ucuz ve kolaylıkla çalışılabilir malzemelerdir. Diğer taraftan düşük kullanım sıcaklığına sahiptirler. Termoset ve termoplastikler olarak iki gruba ayrılan polimer matrisler genelde sürekli fiber takviyeli olarak kullanılırlar. Termoplastikler oda sıcaklığında yüksek viskoziteye sahip oldukları için, matris malzemesi olarak kullanıldıklarında lif ile arasında bağların kurulması termosetlere göre zordur.

Termoplastiklere örnek olarak naylon, poliüretan, viniller, poliamidler verilebilir. Termosetler ise üretimleri esnasındaki reaksiyon neticesinde geriye dönüşlü olmadığından bu gruptaki malzemelerin tekrar ısıtılarak yumuşatılmaları ve şekillendirilmeleri mümkün değildir. Bunlardan en önemli olanları sürekli fiberlerle takviye edilen polyester ve epoksi reçine matrisleridir.

Tablo 2.2 Bazı matris malzemelerinin özellikleri

Özellikler	Epoksi Oda Sıc. Kürleşmiş	Epoksi Yük. Sıc. Kürleşmiş	Epoksi	Polyester	Fenolik
Özgül ağırlık (g/cm ³)	1.1-1.3	1.2-1.4	1.3	1.2	1.2-1.3
Elastik modül (GPa)	2-3	2.5-3.0	3.5	2-3	5-11
Çekme muk. (MPa)	50-70	70-90	60	50-60	50-60
Kopma Uzaması (%)	2-6	2-5	2	2-3	1.2
Maks. işlem sıc. (°C)	70-100	100-180	180	60-80	100-125

2.4.1.1 Epoksi Reçine Matrisler

Epoksiler iki ya da daha fazla epoksit içeren bileşenlerden oluşurlar Polifenol'ün epikloridin ile bazik şartlarda reaksiyonu sonucu elde edilirler. Viskoz ve açık renkli bir sıvı halindedirler. Epoksiler; havacılık, spor, ulaşım, askeri ve deniz araçları elemanları gibi geniş kullanım alanına sahiptirler.

Epoksilere uygulanan kür işlemleri ile yüksek sıcaklıklara dayanımları 150-200 °C seviyelerine arttırılabilir. Saydam ve yapışkan hal amorf polimerlerin karakteristiğidir. Tüm polimerler düşük sıcaklıkta saydamlaşırlar ve yüksek sıcaklıkta kauçuklaşırlar. Geçişin meydana geldiği sıcaklık aralığına "cam geçiş

sıcaklığı" adı verilir. Cam geçiş sıcaklığı, maksimum çalışabilme sıcaklığının bir ölçüsüdür. 100 °C'de uygulanan bir kür işlemi ile maksimum çalışma sıcaklığı 90-100 °C arttırılabilir. 150-250 °C arasında uygulanacak bir kür ile 150-250 °C arasında uygulanan maksimum çalışma sıcaklığı sağlanabilir. Kür işlemleri uygun katalizörlerin kullanılması ile hızlandırılabilir.

Epoksilerin avantaj ve dezavantajları aşağıdaki gibi özetlenmiştir:

Avantajları;

- 1- Yüksek aşınma direncine sahiptirler.
- 2- Uçucu değildirler ve kimyasal dirençleri yüksektir.
- 3- Düşük ve yüksek sıcaklıklarda sertleşebilme özelliğine sahiptirler.
- 4- Elyaf yapılarla yüksek bağ mukavemeti sağlarlar.

Dezavantajları;

- 1- Polyesterle karşılaştırıldığında pahalıdır.
- 2- Polyestere oranla yüksek viskoziteye daha az uygundur.

Epoksiler avantajlarının çokluğu ve tüm elyaf malzemelerle kullanılabilir yapılar olmaları nedeniyle, uçak yapısında tabakalı kompozit yapılar olarak yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. Genellikle karbon elyaflarla birlikte kullanılırlar.

2.4.1.2 Polyesterler

Dibazik asitlerle gliserin, glikol gibi polialkollerin reaksiyonundan elde edilirler. Katı, sıvı termostat, termoplast gibi türlerde bulunur. Sıvı polyesterler, katalist ve hızlandırıcı kullanılarak kür edilirler. Sert, kimyasal maddelere ve hava şartlarına direnci çok yüksektir. Katı polisterler (LPET gibi) darbe dayanımlıdır.

2.4.1.3 Üretan Reçineler

Bir izosiyanatla bir polialkolün oda sıcaklığında katılma polimerizasyonu ile elde edilen üretanlar daha çok köpük lastik (esnek ve rijit) yapımında kullanılırlar. Kimyasal direnci iyidir. Yazılım özellikleri yüksektir.

2.4.1.4 Fenolik Reçineler

Fenol formaldehit kondenzasyon ürünü olup, bu ham maddelerin bazen türevlerinde kullanılmaktadır. Katı ve sıvı türleri vardır. Yurdumuzda sıvı reçine üretimi vardır.

2.4.1.5 Vinil Ester Reçineler

Son derece yüksek kimyasal ve çevresel dayanıma sahip ve polyesterden daha yüksek mekanik özelliklere sahip olmasına karşın aşırı sitiren içermesi, polyesterden daha pahalı olması, iyi özellikler için ikincil kür işlemlerine ihtiyaç duyulması ve sertleşme sırasında yüksek oranda çekmesi gibi olumsuz özellikleri de vardır.

2.4.1.6 Bismaleimid (BMI) Reçineler

Uçak motorlarında ve yüksek ısıya maruz kalan parçalarda kullanılır. Son derece yüksek ısı dayanımının yanı sıra (yaşken 230°C, kuru halde 250°C) çok yüksek maliyeti vardır.

2.4.1.7 Silikon Reçineler

Yüksek ateş dayanımı ,yüksek ısılarda ürün özelliklerini koruyabilme ve düşük maliyete sahiptir. Fakat kür işlemi için yüksek ısı gereklidir.

2.4.1.8 Cynate Ester Reçineler

Esas olarak uçak endüstrisinde kullanılır. Mükemmel yalıtkanlık özelliğine sahiptir. Yaş durumda 200 °C' ye kadar dayanımı vardır.

2.4.2 Metal Matrisler

Taşıyıcılık açısından özellikle diğer matris malzemelerine kıyasla yüksek dayanıma sahiptirler. Üretimleri zor olup maliyeti yüksek olmasına karşın, metal matris malzemesi kompozitin tokluğunu önemli ölçüde arttırmakta ve yüksek sıcaklık etkisindeki uygulamalara olanak vermektedir. Kompozit üretiminde metal matris malzemesi olarak bakır, alüminyum, titan, nikel, gümüş gibi metaller başta gelmektedir. Matris malzemesi erimiş halde levha veya ince tabaka şeklinde olabilmekte ve kullanılan üretim teknolojisine bağlı olarak dökme, karıştırma, presleme, elektroliz yoluyla kaplama, haddeleme yöntemleriyle liflerle birleştirilmektedir.

Tablo 2.3 Belli başlı termoplastik reçineler ve işlem ısıları

Malzeme	Erime sıcaklık aralığı (°C)	Maksimum işlem sıcaklığı (°C)
PP	160-190	110
PA	220-270	170
PES- poli eter sülfon	-	180
PEI- polieterimid	-	170
PAI- poliamid imide	-	230
PPS- polfenilen sulfit	290-340	240
PEEK- polieter eter keton	350-390	250

2.5 Elyaf lar

En çok kullanılan kompozit malzeme kombinasyonları; Cam elyafı+ polyester, karbon elyafı+epoksi ve aramid elyafı+epoksi birleşimleridir. Kompozit malzemeler katlı tabakalar veya ince tabakalar halinde uygulanabilmektedir. 1940'lerin sonlarında geliştirilen CTP (Cam Takviyeli Polyester-CTP/Glassfiber Reinforced Polyester/GRP, FIBERGLASS) günümüzde en çok kullanılan ve ilk modern polimer esaslı kompozit malzemedir. Bugün üretilen tüm kompozit malzemelerin yaklaşık

olarak % 85'i CTP'dir ve çoğunlukla tekne gövdeleri, spor araçlar, paneller ve araba gövdelerinde kullanılmaktadır.

Kompozit malzemelerde kullanılan elyafların fiziksel biçimleri, oluşturulan yeni malzemenin özellikleri üzerinde çok önemli bir faktördür. Takviyeler temel olarak 3 farklı biçimde bulunmaktadır; parçacıklar, süreksiz ve sürekli elyaflar. Parçacık genelde küresel bir biçimde olmamasına rağmen her yönde yaklaşık olarak eşit boyutlardadır. Çakıl, mikro balonlar ve reçine tozu parçacık takviyelerine örnekler arasında sayılabilir. Takviye malzemelerinin bir boyutu diğer boyutlarına göre daha fazla olduğunda elyaflardan bahsetmeye başlarız. Süreksiz elyaflar (doğranmış elyaflar, öğütülmüş elyaflar veya whiskerspüskül) birkaç milimetreden birkaç santimetreye kadar değişen ölçülerde olabilmektedir. Çoğu lifin çapı birkaç mikrometreyi geçmemektedir. Bu nedenle elyafların parçacık halden lif hali ne geçişi için çok fazla bir uzunluğa gerek yoktur.

Sürekli elyaflar ise tel sarma yöntemi gibi yöntemlerde kesilmeden ip şeklinde kullanılmaktadır. Elyaflar en yüksek mekanik özelliklerini enlerinden daha çok boylarına gösterirler. Bu özellikler kompozit malzemelerin metallerde rastlanmayan aşırı anisotropik malzeme özelliği göstermelerine neden olur. Bu nedenle tasarım aşamasında elyafların reçine içindeki yerleşimleri ve geometrilerini göz önünde bulundurmak çok önemlidir. Malzemenin anisotropik özelliği tasarım aşamasında ürünün uygun yerinde kullanılarak avantaja dönüşebilir. Bazı durumlarda malzemenin dayanımı artırmak, tüm yönlerde eşit mukavemet elde etmek için elyaflar kumaş olarak dokunurlar. Sürekli liflerle hazırlanan dokuma elyaf kumaşlarının farklı amaçlar için geliştirilmiş türleri vardır.

Bazı durumlarda malzemenin dayanımı arttırmak, tüm yönlerde eşit mukavemet elde etmek için elyaflar kumaş olarak dokunurlar. Sürekli liflerle hazırlanan dokuma elyaf kumaşlarının farklı amaçlar için geliştirilmiş türleri vardır.

Cam elyaflarının günümüzde en çok kullanılan ve geçerli takviye malzemesi olmasına rağmen gelişmiş kompozit malzemelerde genellikle saf karbonun elyafları

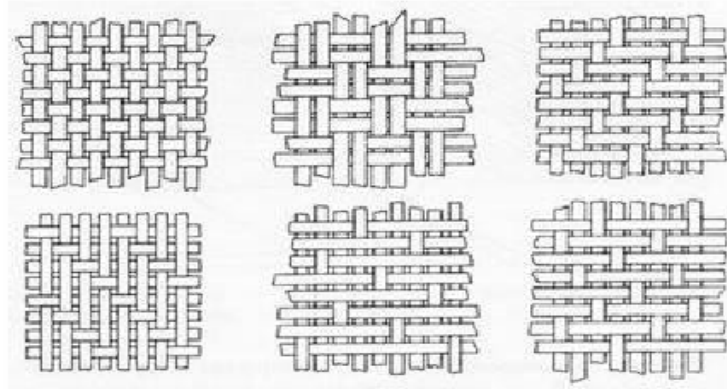
kullanılmaktadır. Karbon elyafı cam elyafına oranla daha güçlü ve hafif olmasına rağmen üretim maliyeti daha fazladır. Hava araçlarının iskeletlerinde ve spor araçlarında metallerin yerine kullanılmaktadır. Karbon elyafından daha güçlü ve aynı zamanda daha pahalı olan ise bor elyafıdır.

Polimerler matris olarak kullanılmalarının yanı sıra kompozitler için elyaf üretilmesinde de kullanılmaktadır. Kompozit malzemeye çok yüksek düzeyde sağlamlık katan ve sertlik kazandıran Kevlar (Aramid) bir polimer elyafıdır. Hafiflik ve güvenilir konstrüksiyon amaçlanan ürünlerdeki kompozit malzemelerde aramid kullanılır. Malzemelerin anizotropik ve izotropik özellikleri uzun lifli elyaflar kullanıldığında liflerin yönlerini değiştirilerek farklı yönlerde farklı mekanik özellikler elde etmek mümkündür. Bu duruma anizotropik özellikler denir. Metal gibi bazı malzemeler her yönde aynı mekanik özellikleri gösterirler, bu duruma ise izotropik özellik denir.

Kompozit malzemelerde kullanılan başlıca elyaf türleri;

- Cam elyafı
- Karbon (Graphite) elyafı, (PAN - polyacrylonitrile ve zift kökenli)
- Aramid (Aromatic Polyamid) elyafı, (Ticari ismi; Kevlar-DuPont)
- Bor elyafı
- Oksit elyafı
- Yüksek yoğunluklu polyetilen elyafı
- Poliamid elyafı
- Polyester elyafı
- Doğal organik elyaflar

Bu elyaflar arasından en çok Cam, Karbon, Bor ve Aramid elyafları kullanılmaktadır. Bu üç elyaf türü de güçlü, sert ve sürekli biçimde üretilmektedirler.



Şekil 2.2 Başlıca elyaf dokuma çeşitleri

2.5.1 Cam Elyafı

Cam elyafı silika, kolemanit, alüminyum oksit, soda gibi cam üretim maddelerinden üretilmektedir. Cam elyafı, elyaf takviyeli kompozitler arasında en bilinen ve kullanılanıdır .Cam elyafı özel olarak tasarlanmış ve dibinde küçük deliklerin bulunduğu özel bir ocaktan eritilmiş camın itilmesiyle üretilir. Bu ince lifler soğutulduktan sonra makaralara sarılarak kompozit hammaddesi olarak nakliye edilir. Özellikle cam elyafı ile matris arası yapımsa gücünü arttıran "silan" bazlı ve elyaf üzerinde ince film oluşturan kimyasalların sonra kullanım sahaları artmıştır.



Şekil 2.3 Cam elyaf kumaşları

Elyaf lar işlem sırasında dayanıklılıklarının %50'sini kaybetmelerine rağmen son derece sağlamdırlar. Cam elyafı halen aramid ve karbon elyaf larından daha yüksek dayanıklılık özelliğine sahiptir. Elyaf kumaş ları genellikle sürekli cam elyaf ının lifleri ile üretilmektedir. İşlemler sırasında değişik kimyasalların eklenmesi ve bazı özel üretim yöntemleri ile farklı türde cam elyaf ı üretilmektedir.

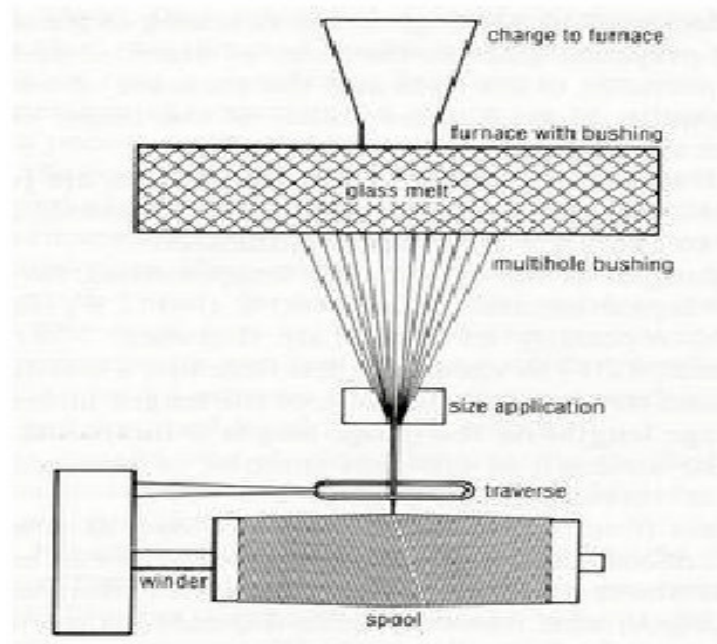
2.5.1.1 Cam Çeşitleri

A (Alkali) Camı: A camı yüksek oranda alkali içeren bir camdır. Bu nedenle elektriksel yalıtkanlık özelliği kötüdür. Kimyasal direnci yüksek, en yaygın cam tipidir.

C (Korozyon) Camı: Kimyasal çözeltilere direnci çok yüksektir.

E (Elektrik) Camı: Düşük alkali oranı nedeniyle elektriksel yalıtkanlığı diğer cam tiplerine göre çok iyidir. Mukavemeti oldukça yüksektir. Suya karşı direnci de oldukça iyidir. Nemli ortamlar için geliştirilen kompozitlerde genellikle E camı kullanılır.

S + R Cam : Yüksek maliyetli ve yüksek performanslı bir malzemedir. Yalnız uçak sanayisinde kullanılır. Elyaf içindeki tellerin çapları E Cam'in yarısı kadardır, böylelikle elyaf sayısı fazlalaşır dolayısıyla birleşme özelliklerinin daha güçlü olması anlamına gelen daha sert yüzey elde edilebilmektedir. Cam elyafının kullanım amacına bağlı olarak elyaf sarma biçimleri farklı olabilir. Elyaf çapı ve demetteki lif sayısı farklılaşabilir. Cam elyafı biçimlendirildikten sonra yıpranmaya dayanımının artması için kimyasallarla bir kaplama işlemi yapılır. Kaplama malzemesi olarak genellikle elyafın kompozit malzemeye uygulanmasından önce kolaylıkla kaldırılabilen ve suyla çözülebilen polimerler kullanılmaktadır. Elyaf ile reçinenin birbirine iyi yapışması çok önemlidir. İyi yapışmaktan dolayı birbirinden kayan takviye malzemesi ve matris, kompozit malzemenin sertliğini ve sağlamlık performansını düşürür. Bu durumun engellenmesi için elyaf kimyasallarla kaplanır. Şekil 2.4'de cm elyaf üretimi figür edilmiş ve tanımlanmıştır. Bunun yanında Tablo 2.4'de ise cam elyaf çeşitlerinin mekanik , fiziksel özellikleri ve elyaf içerisine dahil edilen katkı malzemelerinin % oranları verilmektedir.



Şekil 2.4 Cam elyaf üretimi (Phillips 1989)

Tablo 2.4 Cam elyafların mekanik özellikleri ve bileşimleri

Özellikler	Cam Tipi			
	A	C	E	S
Özgül ağırlık (gr/cm ³)	2.50	2.49	2.54	2.48
Elastik modül (GPa)	-	69.0	72.4	85.5
Çekme mukavemeti (MPa)	3033.0	3033.0	3448.0	4585.0
Isıl genleşme katsayısı	8.6	7.2	5.0	5.6
Yumuşama sıcaklığı (°C)	727.0	749.0	841.0	970.0
Katkı Malzemeleri (%)				
SiO ₂	72.0	64.4	52.4	64.4
Al ₂ O ₃ , Fe ₂ O ₃	0.6	4.1	14.4	25.0
CaO	10.0	13.4	17.2	-
MgO	2.5	3.3	4.6	10.3
Na ₂ O, K ₂ O	14.2	9.6	0.8	0.3
B ₂ O ₃	-	4.7	10.6	-
BaO	-	0.9	-	-

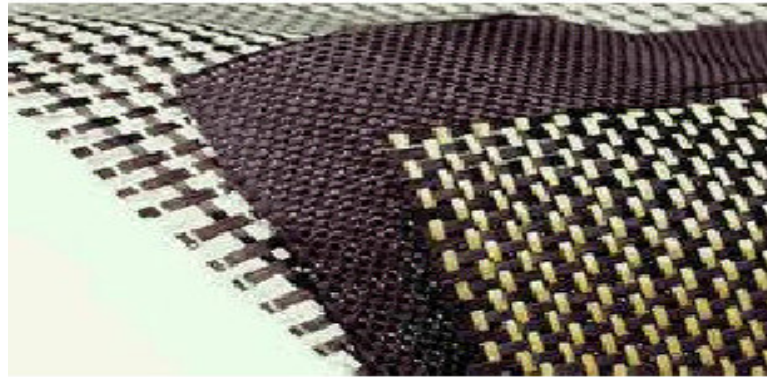
2.5.2 Karbon Elyafı

Karbon lifi ilk defa karbonun çok iyi bir elektrik iletkeni olduğu bilinmesinden dolayı üretilmiştir. Cam elyafının metale göre sertliğinin çok düşük olmasından dolayı sertliğin 3-5 kat artırılması çok belirgin bir amaçtı. Karbon elyafları çok

yüksek ısı işlem uygulandığında elyaflar tam anlamıyla karbonlaşırlar ve bu elyaflara grafit elyafı denir. Günümüzde ise bu fark ortadan kalkmaktadır. Artık karbon elyafı da grafit elyafı da aynı malzemeyi tanımlamaktadır. Karbon elyaf epoksi matrisler ile birleştirildiğinde olağanüstü dayanıklılık ve sertlik özellikleri gösterir. Karbon fiber üreticileri devamlı bir gelişim içerisinde çalışmalarından dolayı karbon elyaflarının çeşitleri sürekli değişmektedir. Karbon elyafının üretimi çok pahalı olduğu için ancak uçak sanayinde, spor gereçlerinde veya tıbbi malzemelerin yüksek değerli uygulamalarında kullanılmaktadır. Karbon elyafları piyasada 2 biçimde bulunmaktadır:

Sürekli Elyaflar : Dokuma, örgü, tel bobin uygulamalarında, tek yönlü bantlarda, ve prepreg'lerde kullanılmaktadır. Bütün reçinelerle kombine edilebilirler.

Kırılmış Elyaf : Genellikle enjeksiyon kalıplamada ve basınçlı kalıplarda makine parçaları ve kimyasal valf yapımında kullanılırlar. Elde edilen ürünler mükemmel korozyon ve yorgunluk dayanımının yanı sıra yüksek sağlamlık ve sertlik özelliklerine de sahiptirler.



Şekil 2.5 Karbon elyafına örnek

2.5.2.1 Karbon Elyafının Üretim Süreci

Karbon elyafı çoğunlukla iki malzemeden elde edilir;

- Zift
- PAN (Poliakrilonitril)

Zift tabanlı karbon elyafları göreceli olarak daha düşük mekanik özelliklere sahiptir. Buna bağlı olarak yapısal uygulamalarda nadiren kullanılırlar. PAN tabanlı karbon elyafları kompozit malzemeleri daha sağlam ve daha hafif olmaları için sürekli geliştirilmektedir. PAN'ın karbon elyafına birbirini takip eden dört aşamada dönüştürülmektedir;

1- Oksidasyon: Bu aşamada elyaflar hava ortamında 300 derecede ısıtılır. Bu işlem, elyaftan H'nin ayrılmasını daha uçucu olan O 'nin eklenmesini sağlar. Ardından karbonizasyon aşaması için elyaflar kesilerek grafitte teknelerine konur. Polimer, merdiven yapısından kararlı bir halka yapısına dönüşür. Bu işlem sırasında elyafın rengi beyazdan kahverengiye, ardından siyah olur.

2- Karbonizasyon: Elyafların yanıcı olmayan atmosferde 3000° C'ye kadar ısıtılmasıyla liflerin 100% karbonlaşma sağlanması aşamasıdır. Karbonizasyon işleminde uygulanan sıcaklık üretilen elyafının sınıfını belirler.

3. Yüzey İyileştirmesi: Karbonun yüzeyinin temizlenmesi ve elyafın kompozit malzemenin reçinesine daha iyi yapışabilmesi için elektrolitik banyoya yatırılır.

4. Kaplama: Elyafı sonraki işlemlerden (prepreg gibi) korumak için yapılan nötr bir sonlandırma işlemidir. Elyaf reçine ile kaplanır. Genellikle bu kaplama işlemi için epoksi kullanılır. Kompozit malzemede kullanılacak olan reçine ile elyaf arasında bir ara yüz görevi görür. Karbon elyafının tüm diğer elyaflara göre en önemli avantajı yüksek modülüs özelliğidir. Karbon elyafı bilinen tüm malzemelerle eşit ağırlıklı olarak karşılaştırıldığında en sert malzemedir.

Tablo 2.5 Karbon ve grafit elyafların karşılaştırılması

Özellik	Grafit	Karbon
Safılık (%)	99	93-95
İşlem Sıcaklığı (°C)	> 1700	< 1700
Elastite Modülü (GPa)	>345	<345

Karbon elyafların en önemli özellikleri düşük yoğunluğun yanı sıra yüksek mukavemet ve tokluk değerleridir. Karbon elyaflar, nemden etkilenmezler ve sürünme mukavemetleri çok yüksektir. Aşınma ve yorulma mukavemetleri oldukça iyidir. Bu nedenle askeri ve sivil uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. Karbon elyaflar çeşitli plastik matrislerle ve en yaygın olarak epoksi reçinelerle kullanılırlar. Ayrıca karbon elyaflar alüminyum, magnezyum gibi metal matrislerle de kullanılırlar.

2.5.3 Aramid Elyafı

Aramid kelimesi bir çeşit naylon olan aromatik poliamid maddesinden gelmektedir. Aramid elyafı piyasada daha çok ticari isimleri Kevlar (DuPont) ve Twaron (Akzo Nobel) olarak bilinmektedir. Farklı uygulamaların ihtiyaçlarını karşılamak için birçok farklı özelliklerde aramid elyafı üretilmektedir.

Önemli özellikleri;

- Genellikle rengi sarıdır
- Düşük yoğunluktur
- Yüksek dayanıklılık
- Yüksek darbe dayanımı
- Yüksek aşınma dayanımı
- Yüksek yorulma dayanımı
- Yüksek kimyasal dayanımı
- Kevlar elyafı kompozitler Cam elyafı kompozitlere göre %35 daha hafiftir
- E Cam türü elyaflara yakın basınç dayanıklılığı

Aramid elyafının dezavantajları;

1. Bazı tür aramid elyafı ultraviyole ışınlarla maruz kaldığında bozulma göstermektedir. Sürekli karanlıkta saklanmaları gerekmektedir.

2 . Elyaf lar çok iyi birleşmeyebilirler. Bu durumda reçinede mikroskobik çatlaklar oluşabilir. Bu çatlaklar malzeme yorulduğunda su emişine yol açmaktadır.

Genellikle polimer matrisler için takviye elemanı olarak kullanılan aramid elyafının bazı kullanım alanları olarak;

- Balistik koruma uygulamaları; Askeri kasklar, kursun geçirmez yelekler.
- Koruyucu giysiler; eldiven, motorsiklet koruma giysileri, avcılık giysi ve aksesuarları
- Yelkenliler ve yatlar için yelken direği
- Hava araçları gövde parçaları
- Tekne gövdesi
- Endüstri ve otomotiv uygulamaları için kemer ve hortum
- Fiber optik ve elektromekanik kablolar
- Debriyajlarda bulunan sürtünme balatalarında ve fren kampanalarında
- Yüksek ısı ve basınçlarda kullanılan conta, salmastra vb.

En çok bilinen ve kullanılan aramid elyafı Dupont firmasının tescilli ismi olan Kevlar'dır. Kevlar 29, ve Kevlar 49 olarak iki çeşidi bulunmaktadır. Kevlar 29 üstün darbe dayanımı özelliğine sahiptir ve bu nedenle çoğunlukla kursun geçirmez yelek gibi uygulamalarda kullanılırlar. Her iki kevlar da 2800 MPa değerinde çekme mukavemetine sahiptir ve kopma uzaması %1.8'dir. Kevlar 49'un elastik modülü kevlar 29'unkinden iki kat fazladır. Kevlar elyafın yoğunluğu cam ve grafit elyaf ların yoğunluklarından daha düşüktür. Kevlar49/Epoksi kompozitlerinin darbe mukavemeti grafit epoksi kompozitlere oranla yedi kat, bor/epoksi kompozitlere oranla dört kat daha iyidir. Uçak yapılarında, düşük basma mukavemetleri nedeniyle, karbon elyaf larla birlikte hibrid kompozit olarak, kumanda yüzeylerinde kullanılmaktadırlar. Aramid elyaf lar elektriksel iletkenliğe sahip değildirler. Basma mukavemetlerinin iyi olmamasının yanı sıra kevlar epoksi kompozitlerinin nem absorbe etme özellikleri kötüdür. Şekilde farklı elyaf malzemelerin ve epoksi matrisin gerilme-uzama diyagramı verilmiştir. Çizelgede ise farklı elyaf

malzemelerin epoksi matris ile oluşturduğu yarı mamul tabaka maliyetleri, E camının maliyeti baz alınarak verilmektedir.

Tablo 2.6 Belli başlı elyafların mekanik özellik karşılaştırılması

Malzeme	Yogunluk (g/cm ³)	Çekme Dayanımı (MPa)	Modülüs (GPa)
E-Cam	2.55	2000	80
S-Cam	2.49	4750	89
Alum.oksit	3.28	1950	297
Karbon	2.00	2900	525
Kevlar 29	1.44	2860	64
Kevlar 49	1.44	3750	136

Tablo 2.7 Farklı elyaflardan oluşan kompozitlerin birim maliyetleri

Kompozit	Maliyet
E Camı/Epoksi	1
S Camı/Epoksi	4-8
Kevlar/Epoksi	15-40
Karbon(HT)/Epoksi	30-60
Karbon(HM)/Epoksi	80-120

2.6 Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri

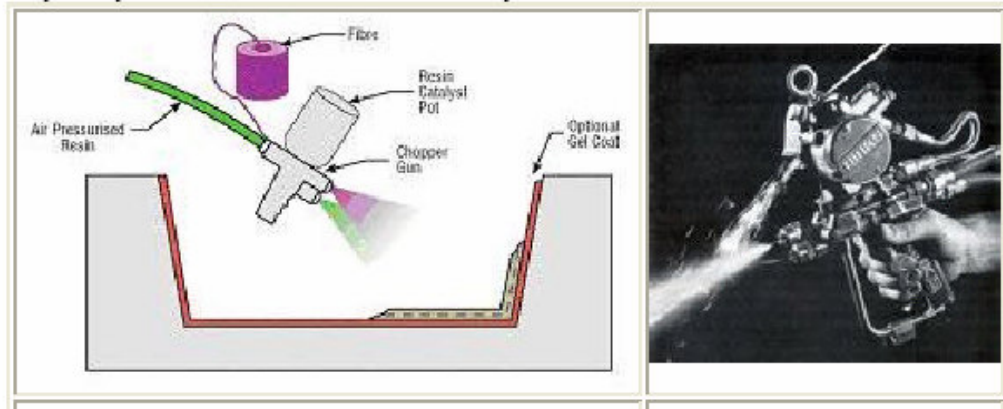
İstenilen özelliklerde ve biçimde kompozit malzeme üretimi için birçok yöntem bulunmaktadır. Bu yöntemlerden başlıcaları aşağıdadır;

2.6.1 Elle Yatırma (Hand Lay-up) Yöntemi

Dokuma veya kırılmış elyaflarla hazırlanmış takviye kumaşları hazırlanmış olan kalıp üzerine elle yatırılarak üzerine sıvı reçine elyaf katmanlarına emdirilir. Elyaf yatırılmadan önce kalıp temizlenerek jelkot sürülür. Jelkot sertleştikten sonra elyaf katları yatırılır. Reçine ise kompozit malzemenin hazır olması için en son sürülür. Bu işlemde elyaf kumaşına reçinenin iyi nüfuz etmesi önemlidir. El yatırma tekniğinde en çok kullanılan polyeşter ve epoksi'nin yanı sıra vinil eşter ve fenolik reçineler de tercih edilmektedir. Elle yatırma yoğun işçilik gerektirmesine rağmen düşük sayıdaki üretimler için çok uygundur.

2.6.2 Püskürtme (Spray-up) Yöntemi

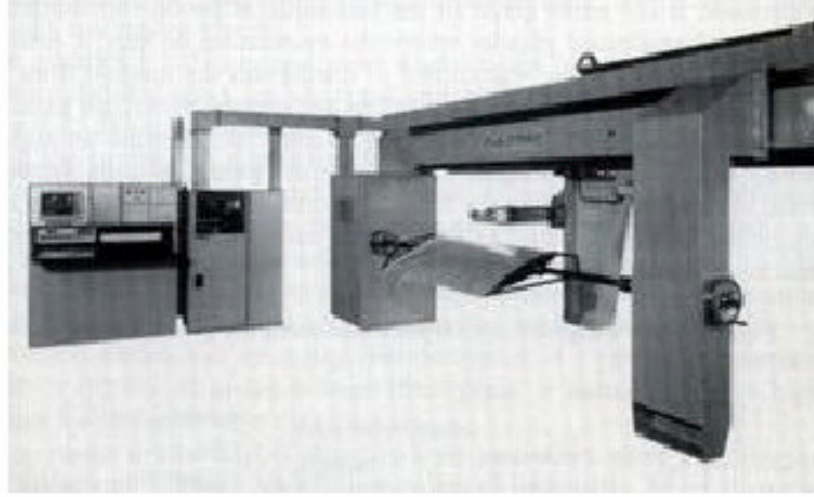
Püskürtme yöntemi elle yatırma yöntemini aletli şekli olarak kabul edilebilir. Kırpılmış elyaflar kalıp yüzeyine, içine sertleştirici katılmış reçine ile birlikte özel bir tabanca ile püskürtülür. Elyafın kırılma işlemi tabanca üzerinde bulunan ve bağımsız çalışan bir kırpıcı sayesinde yapılır. Püskürtülme işlemi sonrası yüzeyin bir rulo ile düzeltilmesiyle ürün hazırlanmış olur.



Şekil 2.6 Püskürtme yöntemi ve püskürtme tabancası

2.6.3 Elyaf Sarma (Filament Winding)

Bu yöntem özel biçime sahip ürünlerin seri üretimine uygundur. Elyaf sarma yöntemi sürekli elyaf liflerinin reçine ile ıslatıldıktan sonra bir makaradan çekilerek dönen bir kalıp üzerine sarılmasıdır. Sürekli liflerin farklı açılarla kalıba sarılmasıyla farklı mekanik özelliklerde ürünler elde edilebilir. Yeterli sayıda elyaf katının sarılmasından sonra ürün sertleşir. Ardından döner kalıp ayrılır. Bu yöntemle yapılan ürünler genellikle silindirik, borular, araba şaftları, uçak su tankları, yat direkleri, dairesel basınç tanklarıdır.

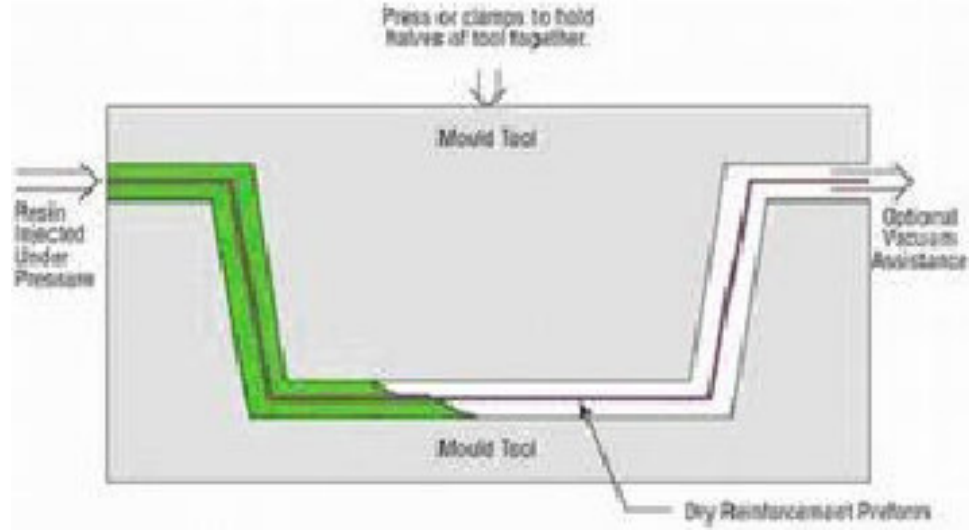


Şekil 2.7 Elyaf sarma makinesi

2.6.4 Reçine Transfer Kalıplama RTM / Reçine Enjeksiyonu

Bu kompozit üretim yönteminde elle yatırma sistemlere daha hızlı ve uzun ömürlü olmakla birlikte iki parçalı kalıp kullanmak gereklidir. Kalıbın kompozit malzemeyle yapılması çelik kalıp maliyetine göre daha düşük kalmasına neden olmaktadır.

RTM yöntemi çoğunluk jelkotlu veya jelkotsuz her iki yüzeyinde düzgün olması istenen parçalarda kullanılır. Takviye malzemesi kuru olarak keçe, kumaş veya ikisinin kombinasyonu kullanılır. Takviye malzemesi önceden kalıp boşluğu doldurulacak şekilde kalıba yerleştirilir ve kalıp kapatılır. Elyaf lar matris içinde geç çözünen reçinelerle kaplanarak kalıp içerisinde sürüklenmesi önlenir. Reçine basınç altında kalıba pompalanır. Bu süreç daha fazla zaman ister. Matris enjeksiyonu soğuk, ılık veya en çok 80°C'ye kadar ısıtılmış kaplarda uygulanabilir. Bu yöntemde içerideki havanın dışarı çıkarılması ve reçinenin elyaf içine iyi islemesi için vakum kullanılabilir. Elyafın kalıba yerleştirilmesini gerektirmesinden dolayı uzun sayılabilecek bir işçilik gerektirir. Kalıp kapalı olduğu için ise zararlı gazlar azalır ve gözeneksiz bir ürün elde edilebilir. Bu yöntemle karmaşık parçalar üretilebilir. Concorde uçaklarında, F1 arabalarında bazı parçalar bu yöntemle hazırlanmaktadır.



Şekil 2.8 Reçine transfer kalıplama (RTM) yöntemi

2.6.5 Profil Çekme / Pultrüzyon (Pultrusion)

Pultrüzyon işlemi sürekli sabit kesitli kompozit profil ürünlerin üretilebildiği düşük maliyetli seri üretim yöntemidir. Pull ve Extrusion kelimelerinden türetilmiştir. Sisteme beslenen sürekli takviye malzemesi reçine banyosundan geçirildikten sonra 120-150 °C'ye ısıtılmış şekillendirme kalıbından geçilerek sertleşmesi sağlanır. Kalıplar genellikle krom kaplanmış parlak çelikten yapılmaktadır. Sürekli elyaf kullanılmasından dolayı takviye yönünde çok yüksek mekanik mukavemet elde edilir. Enine yükleri karşılayabilmek için özel dokumalar kullanmak gerekmektedir.

2.6.6 Hazır Kalıplama /Compression Molding (SMC,BMC)

Hazır kalıplama bünyesinde cam elyafı, reçine, katkı ve dolgu malzemeleri içeren kalıplamaya hazır, hazır kalıplama bileşimleri olarak adlandırılan kompozit malzemelerin (SMC,BMC) sıcak pres kalıplarla ürüne dönüştürülmesidir. Karmaşık şekillerin üretilebilmesi, metal parçaların bünye içine gömülebilmesi, farklı cidar kalınlıkları gibi avantajları bulunmaktadır. Ayrıca ürünün iki yüzü de kalıp ile şekillenmektedir. Diğer kompozit malzeme üretim tekniklerinin olanak vermediği delik gibi komplike şekiller elde edilebilmektedir. Iskarta oranı düşüktür. Bu

yöntemin dezavantajları kalıplama bileşimlerinin buzdolaplarında saklanmaları gerekliliği, kalıpların metal olmasından dolayı diğer kalıplardan daha maliyetli olması ve büyük parçaların üretimi için büyük ve pahalı preslere ihtiyaç olmasıdır. Hazır kalıplama yönteminde kullanılan bileşimler içeriklerine göre çeşitlilik göstermekle beraber en çok iki tür hazır kalıplama bileşimi kullanılmaktadır.

2.6.7 SMC (Sheet Moulding Composites) Yöntemi

SMC takviye malzemesi olarak kırılmış lif ile dolgu malzemesi içeren bir reçinenin önceden birleştirilmesi ile oluşan pestil biçiminde malzemedir. Sürekli lifler, 25-50 mm kırılmış olarak ve kompozitin toplam ağırlığının %25- 30 oranında kullanılır. Genellikle 1m genişliğinde ve 3mm. kalınlığında üretilir.

2.6.8 BMC (Bulk Moulding Composites) Yöntemi

BMC takviye malzemesi olarak kırılmış lif ve dolgu malzemesi içeren bir reçinenin önceden birleştirilmesi ile oluşan hamur biçiminde malzemedir.

Hazır kalıplama bileşimlerinin avantajları;

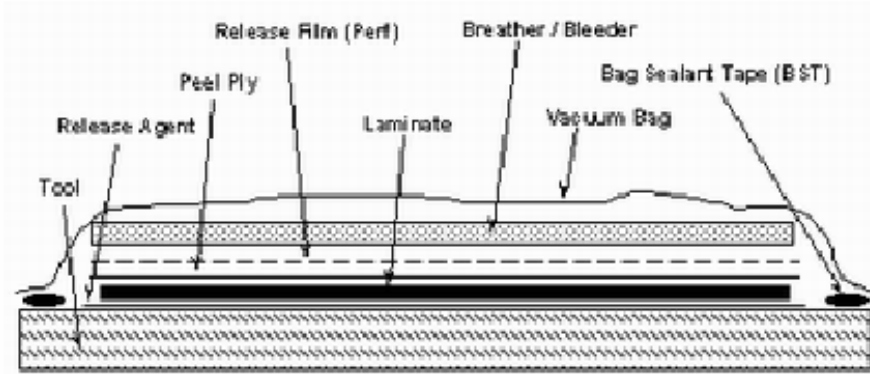
- Çok geniş tasarım esnekliği
- Düzgün yüzey
- Kolayca laklanabilme, boyanabilme ve kalıp içinde yüzeyin kaplanabilmesi
- Geri dönüştürülebilme ve hazırlığında geri dönüşümlü malzeme kullanabilme
- Metal gömme parçaların yerleştirilmesi ile montaj kolaylığı
- Yüksek alev dayanımı
- Isı dayanımı
- Soğukta kırılma olmama enjeksiyon kalıplama (injection moulding)

Bu yöntem RTM'ye benzer bir yöntemdir. Farklılığı reçine/elyaf karışımının kalıp dışarısında karışmış ve eritilerek basınç altında boş kalıp içine enjekte ediliyor olmasıdır. Sadece düşük viskoziteye sahip termoset reçineler bu yöntemde

kullanılabilir. Diğer yöntemlere göre daha hızlıdır. Çocuk oyuncaklarından uçak parçalarına kadar bir çok ürün bu yöntemle üretilmektedir.

2.6.9 Vakum Bonding / Vakum Bagging Yöntemi

Kompozit malzeme (genellikle geniş sandviç yapılar) önce bir kalıba yerleştirilir, ardından bir vakum torbası en üst katman olarak yerleştirilir. İçerideki havanın emilmesiyle vakum torbası, yatırılan malzemenin üzerine 1 atmosferlik basınç uygulayarak aşağıya çekilir. Sonraki aşamada tüm bileşim bir fırına yerleştirilerek reçinenin kür işlemi için ısıtılır. Bu yöntem sıklıkla elyaf sarma ve yatırma teknikleri ile bağlantılı olarak uygulanır. Kompozit malzeme tamir işlemlerinde de vakum bagging yöntemi kullanılmaktadır.



Şekil 2.9 Vakum bagging yöntemi

2.6.10 Otoklav / Autoclave Bonding Yöntemi

Termoset kompozit malzemelerin performanslarını artırmak için elyaf/reçine oranını artırmak ve malzeme içinde oluşabilecek hava boşluklarını tamamen gidermek gerekmektedir. Bunun sağlanması için malzemeye yüksek ısı ve basınç uygulayarak sağlanabilir. Vakum bagging yöntemindeki gibi sızdırmaz bir torba ile elyaf/reçine yatırmasına basınç uygulanabilir. Fakat 1atmosferden fazla düzenli ve kontrol edilebilir bir basıncın uygulanabilmesi için dış sal basınca ihtiyaç duyulur. Bu uygulama için, otoklav yönteminde de uygulanan ve kompleks şekillerde en çok

kontrol edilebilen metod, dışarıdan sıkıştırılmış gazın kompozit malzemenin içinde bulunduğu kaba verilmesidir. Otoklav kesin basıncın, ısının ve emişin kontrol edilebildiği basınçlı bir kaptır. Vacum bagging yöntemi ile benzerdir. Fırın yerine bir otoklav kullanılır. Böylece özel amaçlar için yüksek kalitede kompozit üretebilmek için kür şartları tam olarak kontrol edilebilir. Bu yöntem diğerlerine oranla daha uzun sürede uygulanır ve daha pahalıdır.

2.7 Kompozit Malzeme Kullanım Alanları

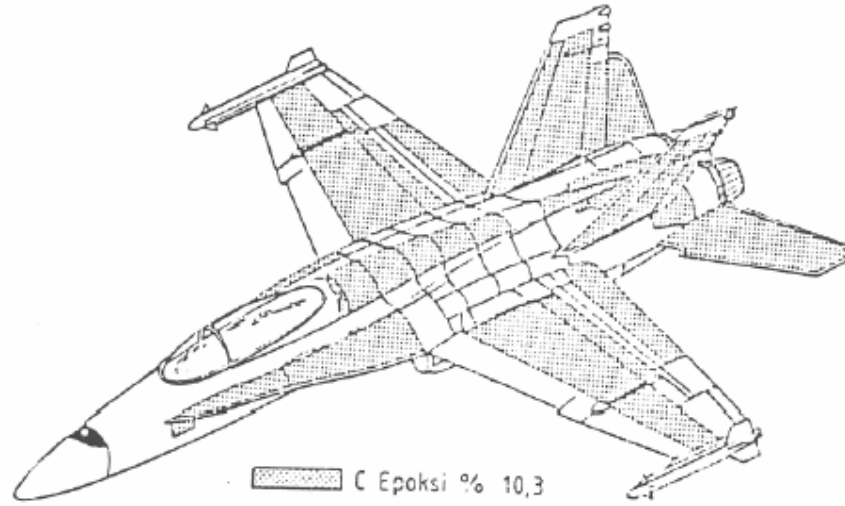
Kompozit malzemeler artık gittikçe artan oranlarda ve yeni sektörlerde kullanılmaya başlanmıştır. Uzun zaman uçak sanayisindeki ihtiyaçların yönlendirdiği kompozit malzeme gelişimleri son dönemde yeni birçok sektörde birçok farklı amaç için kullanılmaktadır.

2.7.1 Havacılık Sanayi

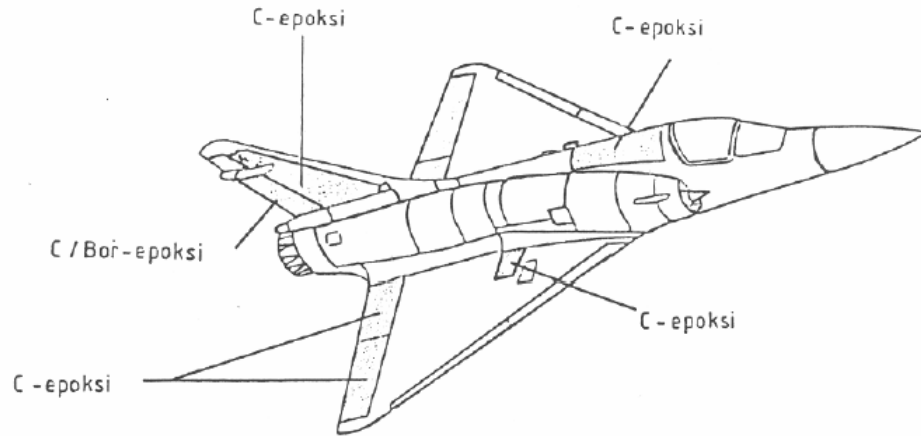
Özellikle ileri kompozit malzemeler havacılık sanayinde çok geniş uygulama alanları bulmaktadır. Kompozit malzemelerinin hafifliklerine oranla üstün mekanik özellikleri uçaklarda ve helikopterlerde sadece iç mekan değil yapısal parçalarında polimer esaslı kompozitlerle üretilmesine neden olmaktadır. Polimer matrisli malzemelerin en fazla tercih edildiği sektör havacılık sektörüdür. Günümüzde, askeri ve sivil uçak endüstrisinde kompozitleri, uçakların gövde ve motorlarında etkin bir şekilde uygulayan birçok üretici vardır.

F/A-18 uçaklarında kanat yüzeyleri, yatay ve dikey dengeleyiciler, hız frenleri ve kontrol yüzeyleri kompozit malzemedен imal edilmiştir. B2 bombardıman uçağı gövde panelleri; karbon fiber+epoksi, F-14 uçaklarında, yatay dengeleyiciler, F15'lerde ise yatay ve dikey dengeleyiciler, borepoksi kompozit malzemesinden yapılmıştır. AV-8B uçaklarında; kanatlar, yatay dengeleyiciler, ön gövde ve kontrol yüzeyleri karbon-epoksi olarak yapılmıştır. F-29 uçağının kanat yüzeylerinde grafit-epoksi kullanılmıştır.

(<http://www.hho.edu.tr/huten/2003-2004%20Seminer%20internet/UGUR>)



Şekil 2.10 F/A-18 Savaş uçağı



Şekil 2.10 Mirage 2000 uçağında kompozit malzemelerin kullanıldığı yerler

Amerikan yapımı olan Stealth Bombardıman Uçağı (Hayalet uçak) bu uçaklar polimer kompozit malzemenin kullanıldığıdır. Gerek malzemenin (Radar dalgalarını yutan özel doku) gerekse uçak gövde dizaynının sonucu olarak uçak radarlara yakalanmamaktadır. Körfez savaşında bu uçaklar görünmeden uzun mesafeli uçuşlar yaparak görünmeden bombardıman yapmışlardır.

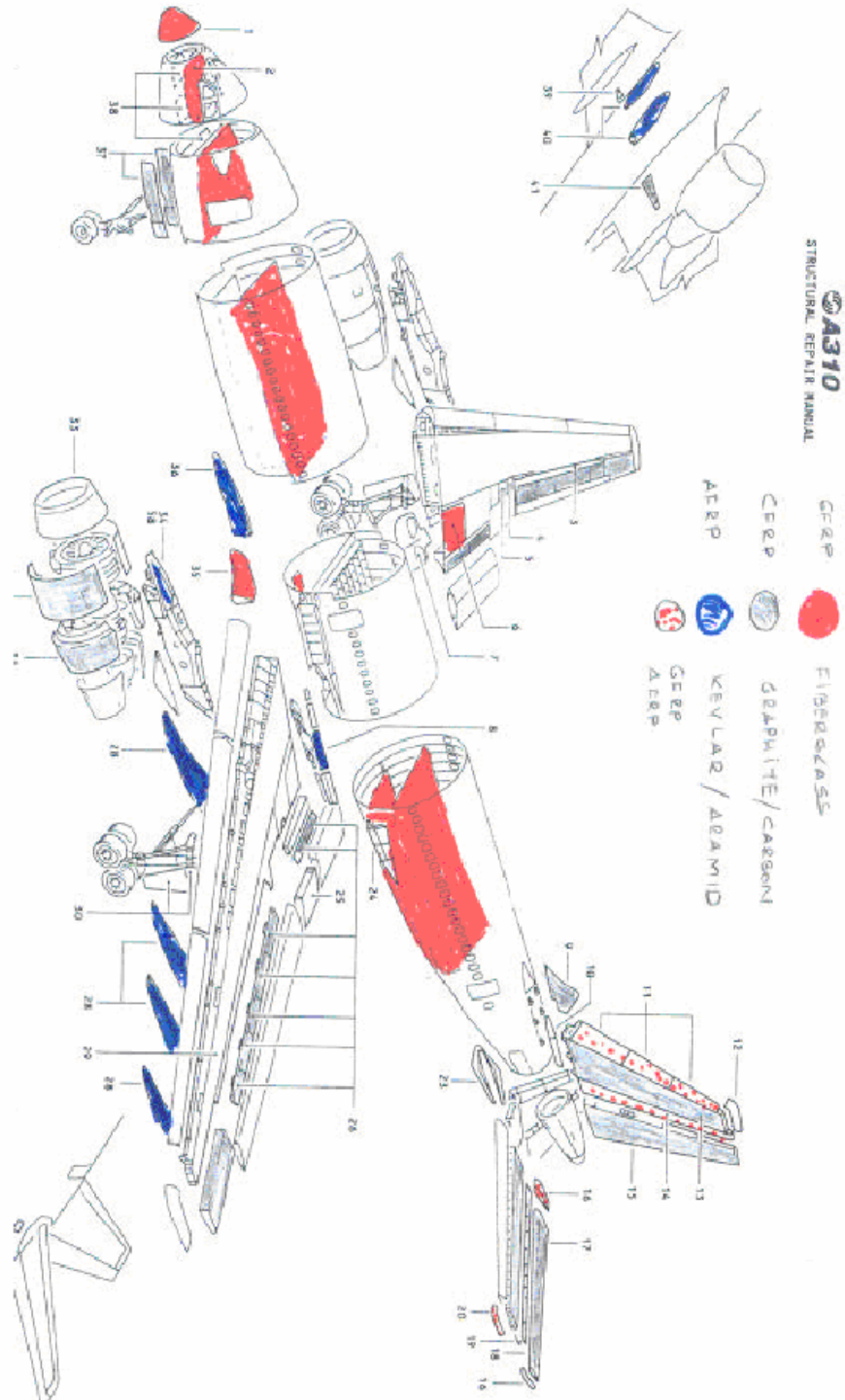
F-16, F-22 vb. Avcı Uçakları Karbon elyaf takviyeli polimer kompozit yapıya sahip bu uçaklar Alüminyum alaşımlarına oranla % 25 - 40 oranında daha hafiftirler. % 40 hafiflik uçak genelinde kg başına 50-500 \$ arasında tasarruf demektir. % 40

daha hafiflemiş bir uçak ise % 40 daha hızlı gidebilen, % 40 daha uzun menzilli uçabilen, yada % 40 daha fazla bomba taşıyabilen uçak anlamına gelmektedir. Çok katli tabakalı sürekli fiber takviyeli polimer kompozit gövdeye sahip uçağın yakıt deposuna kursun isabet etse bile parçalanmaz. Malzemenin özelliği gereği oluşan pek çok mikro çatlak gelen kurşunun darbe enerjisini pek çok mikro çatlak oluşturarak sönümler. Uçak yere indiğinde isabet eden panel değiştirilerek göreve devam edilir. F-16'larda, yatay ve dikey dengeleyicilerin yani sıra kontrol yüzeyleri de karbon-epoksi'dir.

Dış yapılarıdaki kullanımın yanı sıra uçak içerisindeki kabin ve diğer aksamın yapımında bu malzemeler ağırlıklı olarak kullanılmaktadır. Airbus A320 uçaklarında, spaylerlerde, eleronlarda, kuyruk takımlarında, silindirik motor kılıflarında, karbon takviyeli kompozitler kullanılmıştır.

Tablo 2.8 Potansiyel uçak malzemelerinin genel fiziksel ve mekanik özellikleri

Malzeme tipi	Malzeme	Yogunluk Kgm ⁻³	Dayanım MNm ⁻²	Rijitlik GNm ⁻²	Özgül dayanım (MNm ⁻² /Kgm ⁻³)	Özgül rijitlik (gnm ⁻² /Kgm ⁻³)
					.10 ³	.10 ³
Ahsap	Sitka spruce	420	39	9.4	93	22
Metal	Alüminyum alasimi	2700	420	73	156	27
	Titanyum alasimi	4500	380	110	184	24
	Alasimli çelik	7900	1100	215	139	27
Kompozit	Cam fiber takviyeli plastik	1700	550	30	323	18
	Karbon fiber takviyeli plastik	1600	1200	190	750	119



Şekil 2.11 Airbus A310 uçağı ve kompozit malzeme kullanım alanları.
(<http://www.hho.edu.tr/huten/2003-2004%20Seminer%20internet/UĞUR>)

2.7.2 Denizcilik Sanayi

- Yelkenli Gövdesi; CTP, Balsa ve polimer köpük üstüne cam, aramid karbon dokumaları ile kaplanması
- Yat, Tekne Arkası Platform
- Basamaklar; CTP
- Yelken Direği; Kevlar+Epoksi



Şekil 2.12 Kompozit malzemeden imal edilmiş deniz taşıtı

2.7.3 Spor Araçları

Kompozit malzemelerin popüler olduğu yeni sektörler arasında spor araç ve gereçleri her geçen gün daha da öne çıkmaktadır. Özellikle ağırlığın azalması, dolayısıyla hareket kabiliyetinin artması, ve dayanıklılığın artmasına neden olan cam ve karbon elyafı takviyeli kompozitler kullanılmaktadır. Kompozitler kano, sörf ve yatlar için çok önemli olan malzeme yoğunluğu ve darbe dayanımı konusunda üstün özelliklere sahiptirler. Dađ bisikletleri en iyi katılık/ağırlık oranı ve en düşük ağırlık özellikleri kazanmak için karbon elyafı ile üretilmektedir. Korozyona dayanım, şok emme ve sağlamlık gibi üstün özellikler kazandırmaktadır. Ayrıca golf sopası, tenis raketi gibi spor ürünlerinde ağırlığı düşürmek için karbon elyafı takviyeli kompozit malzemelerden üretilmektedirler.

Kompozit malzemelerin spor sektöründeki bazı kullanım alanları;

- Su kayağı; Termoplastik prepreg
- Kar kayağı; Ahsap üzerine sarılmış karbon, aramid, cam elyafı karışımı +epoksi
- Kano küreği; (%33 Cam+Poliftalamid)
- Su kaydırakları: CTP
- Sörf Tahtaları:: CTP
- Bisiklet; (Karbon+Poliamid)
- Reebok Spor Ayakkabı; termoplastik poliüretan, petek (honeycomb)
- Golf Sopası; Karbon Fiber+Epoksi
- Tenis Raketi; Aramid (Kevlar)+Epoksi
- Zıpkın Gövdesi; Karbon Fiber+Epoksi
- Palet; Karbon Fiber+Epoksi



Şekil 2.13 Kompozit malzemeden imal edilmiş spor araçları

2.7.4 Otomotiv Sektörü

Otomobil firması müşterilerinin ihtiyaçlarına karşılık vermek çevresel şartların baskısı altında daha hafif otomobiller üretmektedirler. Hafif otomobiller daha çabuk hızlanabilen, daha çabuk durabilen ilerlemek için daha küçük bir motora ve daha az benzine ihtiyaç duyan araç anlamına gelmektedir.



Şekil 2.14 Karbon-Epoksi kompozit malzemeden üretilmiş vites (şanzıman) kutusu

Kompozit malzemelerin otomotiv sektöründeki bazı kullanım alanları;

- Cam Sileceği; %30 Cam+PBT
- Filtre Kutusu; Mercedes, %35 Cam+Poliamid 66
- Pedallar; %40 Cam+Poliamid 6
- Dikiz Aynası; %30 Cam+ABS
- Far Gövdesi; BMW, %30 Cam+PBT
- Hava Giriş Manifoldu; BMW, Ford, Mercedes, %30 Cam+Poliamid 6
- Otomobil Gösterge Paneli; GMT
- Otomobil Spoiler; CTP
- Otomobil Yan Gövde İskeleti; Ford, CTP
- Otomobil kaporta; Corvette, SMC CTP

Formula 1 arabalarının yapımına ait düzenlemeler çok özeldir ve titizlikle uygulanmaktadır. Arabanın tüm ağırlığı 605 kilogramı aşmamalıdır. Tasarım mühendisleri en az ağırlıkla en sağlam çözümü bulmak durumundadırlar. Daha önceleri yarış arabalarında hafif bir metal olan alüminyum kullanılmaktaydı artık

kompozit malzemeler çok daha düşük ağırlıklarla serilik ikiye katlanabilmektedir. Ayrıca karmaşık parçaların kompozit malzemelerle üretilebilmesi F1 otomobillerin üretiminde gerekli parça sayısı azaltılabilmektedir. Alüminyumla 200'den fazla parçayla üretilen gövde ve şase beş parçaya düşürülmüştür. Kompozit malzemeler metal civatalar gibi bağlantı parçaları ile birleştirilmek yerine epoksi reçinesi ile birbirlerine bağlanmaktadır.

F1 arabalarında aşağıda belirtilenlerle beraber birçok parça imalatında kompozit malzemenin kullanıldığı görülmüştür;

- Motor kaplaması
- Burun kapağı
- Ön ve arka kanatlar, spoiler
- Ana gövde. Mühendislik
- Elektrik dağıtım Panoları; CTP



Şekil 2.15 Tek parça olarak imal edilmiş aero dinamik F1 otomobili burun yapısı

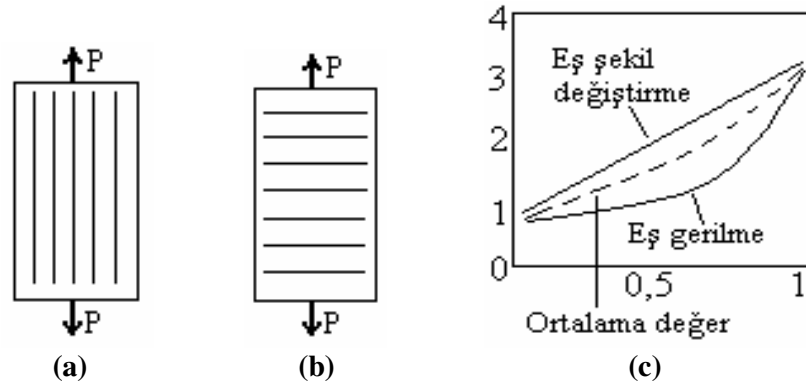
Formula1'de burun sistemleri daima değişken bir tabiat izlemiştir. Kimi zaman alçak, kimi zaman yüksek burunlar kullanılmış ve bu sayede aerodinamik avantaj sağlamak istenmiştir. Burun, otomobile çarpan havayı yarar ve drag direncini düşürmeyi ve aracın daha hızlı ilerlemesini sağlar.

Kompozit malzemelerin kullanıldığı diğer bazı sektörler ve imalat alanları;

- Korozyona dayanıklı ürünler
- Sağlık
- Ulaşım
- Müzik aletleri
- Yapı malzemeleri
- İş makineleri
- Rüzgar türbinleri
- Tarım sektör

2.8 Kompozit Malzemelerin Mekanik Özellikleri

Kompozitlerde lifler kuvvet yönüne paralel veya dik yönde ve yahut rast gele dağılmış durumda bulunurlar. Lifler yönlenmiş durumda iken kompozit büyük ölçüde anizotrop olur. Lifler rast gele dağılmış ise düzlemsel boyutta izotrop olurlar.



Şekil 2.16

- Ek şekil değiştirme hali (Paralel lifler)
- Eş gerilme hali (Dik lifler)
- Elastisite modülünün kompozitin bileşim oranı ile değişimi (Rast gele lifler)

Liflerle kuvvet birbirine paralel ise liflerle matris aynı miktarda şekil değiştirir. Buna eş şekil değiştirme hali denir. Matrisin elastisite modülü E_m , liflerinin elastisite

modülü E_f ve liflerin hacimsel oranı V_f ise kompozitin paralel doğrultudaki bileşke elastisite modülü

$$E_k = E_f * V_f + V_f (I - E_m) \text{ olur.} \quad (2.1)$$

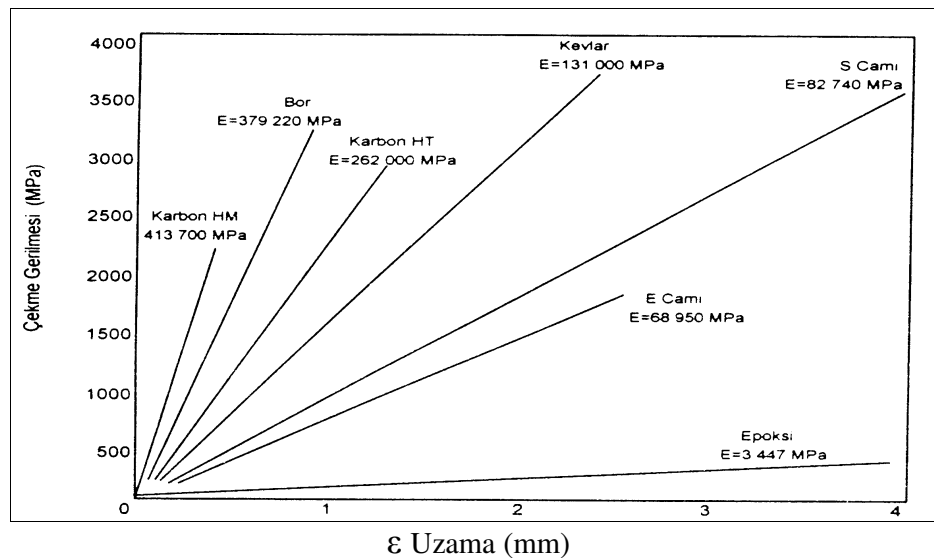
Kompozit malzemelerin çekme mukavemetleri liflerin kopmasıyla sona erer. En uygun kompozit yapısında lifler kuvvet doğrultusunda paraleldir.

Liflerin kuvvet yönüne dik olduğu hallerde makro ile lifler aynı yükü taşır. Eş gerilme hali bilinen bu yükleme karşısında kompozitin elastisite modülü;

$$E_k = \frac{E_m E_f}{E_m V_f + (1 - V_f) E_f} \quad (2.2)$$

Kompozit malzemenin çekme mukavemeti liflerin kopması ile sona erer. En uygun kompozit yapısında lifler kuvvet doğrultusuna paraleldir. E_f , T_f liflerin çekme mukavemeti, T_m liflerin koptuğu andaki şekil değiştirme için matristeki gerilme ve V_f liflerin hacimsel oranı ile kompozitin çekme mukavemeti.

$$T_k = T_f V_f + (1 - V_f) T_m \text{ olur.} \quad (2.3)$$



Şekil 2.17 Elyaf ve matris malzemelerin gerilme uzama diyagramı

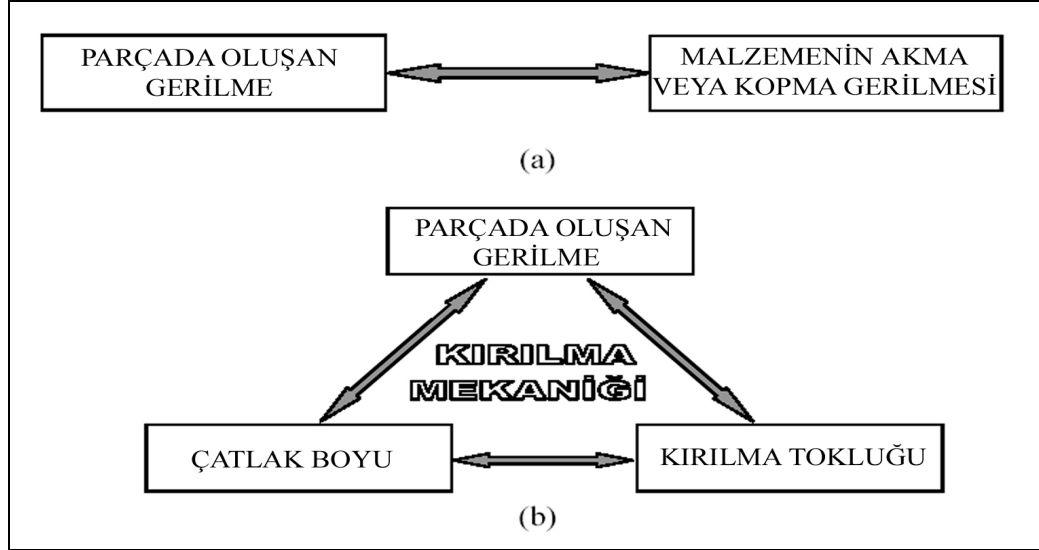
BÖLÜM ÜÇ

KIRILMA MEKANİĞİ

3.1 Kırılma Mekanikine Giriş

Kırılma mekaniği, mühendislik yapılarında kullanılan malzemelerdeki çatlak, boşluk ve enklozyon şeklindeki hataların yük taşıma kapasitesine etkisini ve kırılmayla belirlenen hasarları inceler.

Ortaya çıkması ve gelişmesi açısından Kırılma Mekanikliği iki ana kolda gelişmesini ve ilerlemesini sürdürmektedir. Bunlardan biri, kırılma olayının tamamen akademik olarak ele alınıp incelenmesi, ikincisi ise pratik olarak mühendislik yapılarının servis süreleri esnasında meydana gelen problemler ve bu problemlere aranan çözümlerden oluşmaktadır.



Şekil 3.1 Ürün tasarımında klasik yaklaşım ile kırılma mekaniği yaklaşımı.

Şekil 3.1 yapısal tasarımda klasik yaklaşımla kırılma mekaniği yaklaşımı arasındaki farkı ortaya koymaktadır. Klasik yaklaşımda, yükleme sonucu parçada ortaya çıkan maksimum gerilme, malzemenin akma veya kopma gerilmesine göre kıyaslanmaktadır. Böyle bir yaklaşımda iki tane değişken söz konusudur. Kırılma mekaniğinde ise yükleme sonucu elemanda oluşan gerilme ile birlikte parça içinde

bulunan çatlaklar veya süreksizlikler de göz önüne alınarak hesaplanan büyüklük, malzemenin akma mukavemeti yerine kırılma tokluğu ile kıyaslanır. Böylece kırılma mekaniğinde iki parametre yerine üç parametrelilik bir yaklaşım sergilenir.

Konstrüksiyonların ekonomik, hafif ve mukavemetli olarak elde edilebilmeleri için kullanılacak malzemeler mümkün olduğu kadar ucuz, mukavim ve en az yer kaplayacak şekilde üretilmelidir. Üretilen malzemelerden yapılan konstrüksiyonların görevini yerine getirebilmesi için malzemenin bu şartlara uygun olarak en iyi şekilde optimize edilmesi gerekir. Malzeme mukavemeti arttıkça bazı problemler ortaya çıkmaya başlar. Malzemeler kusursuz değildir ve bununla birlikte gerek imalat gerekse montaj esnasında da bir takım kusurlar meydana gelebilir. Malzemelerin mukavemetleri arttıkça hasarlara karşı davranışları hassaslaşır. Bunun için yüksek mukavemetli malzemeler ile dizayn yapılırken bu kusurların varlığı göz önünde bulundurulmalıdır. İşte kırılma mekaniği bu temel esastan hareket eder ve malzeme içindeki kusurların nereye ve ne zamana kadar kararlı olarak büyüdüğünü ve hangi büyüklüğe ulaştığında hasara neden olduğunu araştırır.

Çalışmaların ortaya çıkardığı sonuçlara göre mevcut teknolojilerin daha iyi kullanımının sağlanması durumunda kırılma sonucu oluşan hasarları 1/3 oranında azaltılabilmektedir. Diğer 1/3'lük kısmı ise uzun vadeli araştırma ve geliştirme faaliyetleri ile ortadan kaldırılabilir. Son 1/3'lük kısmının ise çok kapsamlı ve esaslı araştırma teknikleri olmaksızın şimdilik tamamen yok edilmesi mümkün olmamaktadır. Böylece kırılma sonucu oluşan hasarların 2/3'ü ya mevcut teknolojilerin kullanımı ile veya mevcut teknolojilerin kullanımını da içine alan daha kapsamlı bir dizayn yönteminin kabul edilebilir bir zaman içinde geliştirilmesi ile ortadan kaldırılabilir. Sonuç olarak malzemelerin mekanik deformasyonunun ve kırılmasının öğrenilmesi ve dizaynda kullanılmasının önemli ölçüde bir ekonomik boyutunun olduğu da bilinmelidir. Toplam kırılma olaylarının yaklaşık %10'a yakın bir kısmı motorlu araçlarda, yaklaşık %5'lik kısmı ise uçak-uzay sanayinde meydana gelmektedir. Ayrıca bu iki sektörde en fazla yorulma ve kırılma olayları meydana gelir.

Tablo 3.1 Bazı mühendislik yapılarında meydana gelen hasarların türleri

Hasarların Türleri	Hasara Sebep Olma Oranları (%)
Korozyon	29
Yorulma	25
Gevrek kırılma	16
Aşırı yükleme	11
Yüksek sıcaklık korozyonu	7
Gerilme korozyonu / Korozyonlu yorulma / Hidrojen gevrekliği	6
Sürünme	8
Aşınma	3

3.2 Kırılma

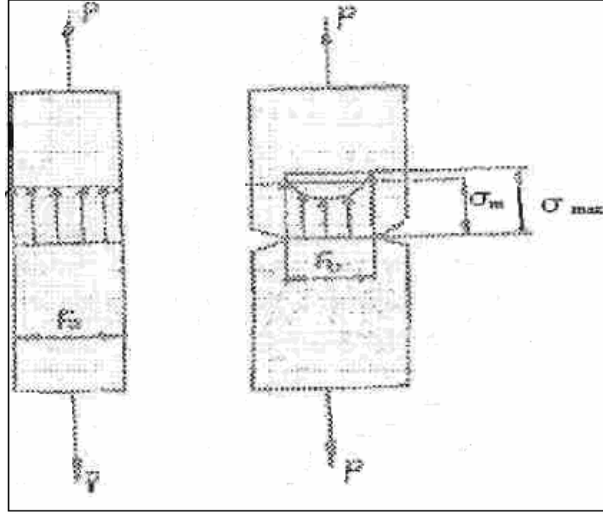
Kırılma başlıca iki aşamadan oluşur. Birincisi çatlak teşekkülü, ikincisi de çatlağın ilerlemesidir. Malzemelerin kırılma öncesi durumuna göre ve kırılmaya neden olan yükleme şartlarına göre kırılma aşağıdaki şekilde sınıflandırılabilir.

3.2.1 Gevrek Kırılma

Çok az veya hiçbir deformasyon bırakmadan malzemenin kırılmasına gevrek kırılma denir. Genellikle camlar ve seramik ile bazı metaller gevrek olarak kırılırlar. Gevrek kırılmaya yol açan faktörler şunlardır;

3.2.1.1 Çok Eksenli Gerilme Durumu

Bu durum malzemede çatlak, yarık, delik gibi bir kusurun bulunmasından dolayı ortaya çıkar. Uygulanan yükün oluşturduğu gerilme bütün kesitte homojen değildir. Çatlak, yarık gibi kusurların civarında gerilmelerin çok büyüdüğü görülür.



Şekil 3.2 Çentikli ve çentiksiz çubukta gerilme durumu

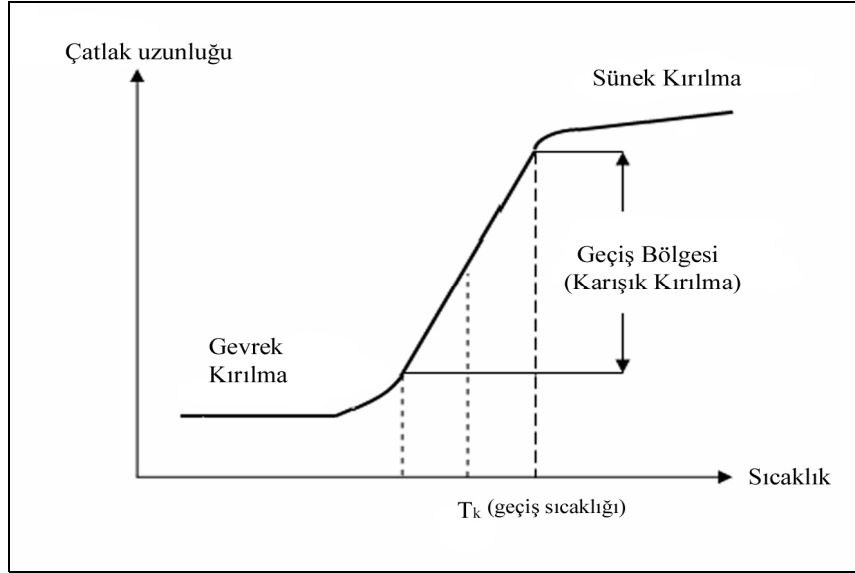
3.2.1.2 Yüksek Deformasyon Hızı

Malzeme içerisinde dislokasyonlar herhangi bir dış etki sonucu hareket ederler. Bu hareket esnasında önüne çıkan engelleri aşarak yolunu tamamlarlar. Şayet deformasyon hızı artırılırsa dislokasyonlar da hızlanacak ve önüne çıkan engelleri aşmayarak engel önlerine yığılacaklardır. Bu yığılma sonucu iç gerilmeler oluşur ve bu da mikro çatlakları doğurur. Sonuçta malzeme daha hızlı ve sürekli deformasyonlarda aniden kırılır.

3.2.1.3 Düşük Sıcaklık

Düşük sıcaklıklarda dislokasyonların hareketi yavaşlar malzeme mukavemeti artar ve neticede gevrekleşir. Böylece malzeme gevrek kırılma gerçekleştirebilecek yapıya sahip olur. Charpy deneyi ile malzemenin hangi sıcaklıkta gevrekleşeceğini ve bunun ölçüsünün ne olacağı tespit edilebilir. Malzeme çeşitli sıcaklıklarda teste tabi tutulur ve ilgili sıcaklıkla absorbe ettiği enerji miktarı belirlenir. Sıcaklık – çatlak uzunluğu eğrisi çizilirse, eğri bu konuda önemli bilgiler verir, Şekil 3.5. İlgili sıcaklıkta absorbe ettiği enerji miktarı belirlenir. Diyagrama göre en önemli bölge geçiş bölgesidir. Burada malzeme çok dar bir sıcaklık aralığında çok büyük özellik değişimine uğramaktadır. Bu sıcaklık aralığının tespiti için T_k geçiş sıcaklığı önem

taşımaktadır. Geçiş sıcaklığı; çentik açısının küçülmesi, numune kalınlığının artması, artan çarpma hızı ile daha da artmaktadır.



Şekil 3.3 Kritik sıcaklık ve kırılma bölgeleri.

3.2.1.4 Partikül Bombardmanı

Malzeme içinde mevcut noktasal hatalar (boş köşeler, ara yer atomları vb) partikül bombardmanı ile artar. Bu hataların artması neticesinde kafes çarpımları artarak dislokasyonların hareketi engellenir, sonuç olarak malzeme gevrekleşir.

3.2.1.5 Uygun Olmayan Malzeme

Malzeme gevrekleşmeye yatkın türde ise gevrek kırılmanın söz konusu olacağı koşullarda çalıştırılmamalıdır.

3.2.2 Sünek Kırılma

Kırılma öncesi malzemede plastik deformasyon meydana gelirse bu tip kırılmaya sünek kırılma denir. Sünek kırılmayı meydana getirmek için uygulanan gerilmenin, malzemenin plastik deformasyona uğramasını sağlayacak seviyede olması gerekir.

3.2.3 Yorulma Kırılması

Malzemeler elastik limit veya çekme dayanımı altında da olsa alternatif yüklere maruz kaldıklarında zamanla kırılırlar. Buna yorulma kırılması denir. Kırılma plastik deformasyon meydana gelmeden de oluşabilir. Bu durumda çatlakın her bir periyotta biraz daha ilerlediği bilinmektedir.

3.3 Mikroskopik Açıdan Kırılma Tipleri

3.3.1 Klivaj (Ayrılma) Kırılması

Kırılma, klivaj düzlemleri diye bilinen belirli kristallografik düzlemler boyunca meydana gelirse, buna klivaj kırılması denir. Klivaj düzlemleri en düşük yüzey enerjisine sahip düzlemlerdir. Bu tip kırılma, klivaj düzlemine dik normal gerilmelerin kritik bir değeri aşması ile klivaj düzlemine dik atom bağlarının koparılması sonucunda olur.

Tek eksenli gerilme halinde, çatlak, çekme yönüne dik olarak ilerleme eğilimi gösterir. Bu sebeple de klivaj kırılmaları düz bir görünüm gösterir. Malzemelerin gevrek kırılması, genellikle klivaj kırılması şeklinde olur.

Klivaj kırılmasında genellikle tanelerin şekli bozulmaz ve yüzeyin görünüşü düzdür, kırılma yüzeyi ışığı çok iyi yansıtır ve parlak olarak görünür.

3.3.2 Kayma Kırılması

Metalik malzemelerde plastik deformasyon, kaymaya karşı direnci az olan atom düzlemlerinin kayması ile meydana gelir. Bu düzlemlere kayma düzlemleri adı verilir. Metalik malzemelerde kayma çatlakları maksimum kayma gerilmesinin bulunduğu kısımlarda ilerleme eğilimi gösterir.

Bu tip kopma, çatlak ilerleyişi makroskopik olarak çekme yönüne dik olduğundan normal kopma veya kırık yüzeyi görünüşü lifi olduğundan lifi kırılma adını alır.

Mikroskopik olarak, çatlak çekme eksenine ile 45° lik açı yapan düzlemlerde ilerleyerek kayma kırılmasını meydana getirmiştir.

3.4 Taneleri Kesip Kesmemeye Göre Kırılma Tipleri

3.4.1 İntergranüler (Taneler Arası) Kırılma

Tane sınırlarında meydana gelen kırılma şeklidir.

3.4.2. Transgranüler (Taneleri Keserek) Kırılma

Taneleri keserek meydana gelen kırılma şeklidir.

3.5 Kırılma Mekanikliği Çeşitleri

Kırılma mekanikliğinde kırılmayla belirlenen hasarları incelemekte iki türlü yaklaşım kullanılmaktadır. Bunlardan birincisi Lineer Elastik Kırılma Mekanikliği diğeri ise Elastik Plastik Kırılma Mekanikliğidir.

3.5.1 Lineer Elastik Kırılma Mekanikliği

Kırılma mekanikliğinin incelenmesinde kullanılan ve malzemedeki tüm davranışların elastik sınırlar içinde kalması prensibinden hareketle geliştirilen analitik ifadelerin bütününe Lineer Elastik Kırılma Mekanikliği (LEKM) denir. Bu metodun temel prensibi çatlak ucunda oluşan gerilmelerin parçaya uygulanan gerilmeye, çatlağın uzunluğuna ve yönüne bağlı olarak ifade edilmesidir. Buna göre, bir çatlağın ilerleyebilmesi iki şekilde hesaplanabilir, birincisi yükleme sonucu parçada depolanan enerji kritik bir değeri aşmış ise, ikincisi çatlak ucundaki gerilmenin değeri kritik bir değere ulaşmış ise.

LEKM' nin dayandığı esaslar şu şekilde ifade edilebilir;

- Tüm malzemeler mikro çatlaklar içerir,

- Verilen bir yükleme durumu ve çatlak hali için gerilme şiddet faktörü K hesaplanabilir,
- Verilen bir malzeme için K belli bir kritik değeri aştığı zaman o malzemede hasar oluşabilir.

İçinde çatlak bulunan bir sistemin bir F kuvveti etkisi altında tutulması durumunda sistemin toplam enerji dengesi şu şekilde yazılacaktır,

$$dQ + dW = dU_{el} + dU_k + dU\gamma \quad (3.1)$$

Burada, U sistemin toplam enerjisi, W dış kuvvetlerin yaptığı iş ve Q çatlak ilerlemesi için harcanan enerji, U_k kinetik enerjidir.

$$dQ = 0, \text{ statik durumda } dU_k = 0 \text{ ise;}$$

$$dU = -dW + dU_{el} + dU\gamma = 0 \quad (3.2)$$

$$d(-W + U_{el} + U\gamma) = 0 \quad (3.3)$$

$$U = -W + U_{el} + U\gamma \quad (3.4)$$

Burada, U_{el} sistemde biriken enerji, $U\gamma$ yüzey enerjisidir.

Birim genişliğe sahip ve kalınlığı B, çatlak yarı uzunluğu a olan bir levhada bulunan çatlağın ilerlemesi durumunda;

$$G = -\frac{1}{B} \frac{d(-W + U_{el})}{da} = \frac{dU}{da} \quad (3.5)$$

yazılır. Burada, G değerine sistemde Enerji Boşalma Miktarı (Energy Release Rate) , Çatlak İtici Gücü veya malzemenin tokluğu denir. Kırılma mekaniğinde G değeri çatlağın birim alanı kadar ilerlemesi sonucu harcanan enerji olmak üzere $G = 2\gamma$ yazılabilir. Ayrıca $R = dU / da$ değeri de çatlak ilerleme direnci olarak bilinir. Dolayısıyla kuvvet altında çatlağın davranışı şu şekilde ifade edilebilir;

$G = R$ ise kararlı çatlak ilerlemesi var,
 $G < R$ ise çatlak ilerlemesi yok,
 $G > R$ ise kararsız çatlak ilerlemesi var.

3.5.1.1 Griffith Teorisi

Griffith camın kırılma mukavemetini incelerken, cam çubuğun boyu uzadıkça mukavemetinin azaldığını görmüştür. Bu durumun, camın yüzey hatalarından ileri geldiği düşünülmüştür, çünkü cam çubuğun boyu uzadıkça yüzey hatalarının bulunma ihtimali artmaktadır. Griffith gevrek bir malzemede çatlak bulunması halinde, malzemenin kırılmadan dayanabileceği gerilmeyi tayin eden ilk bağıntıyı geliştirmiştir.

$$\sigma_f = \left(\frac{2 \gamma E}{\pi a} \right)^{1/2} \quad (3.6)$$

Burada, σ_f kırılma gerilmesi, γ yüzey enerjisi, E elastisite modülü, a çatlak boyunun yarısıdır.

Griffith denklemine göre, kırılmaya sebep olan gerilme miktarı σ_f , mevcut çatlağın boyutu ile ters orantılıdır. Griffith denkleminde yüzey enerjisi terimi yerine, genellikle kırılma işini gösteren bir parametre G kullanılır. Bu durumda denklem;

$$\sigma_f = \left(\frac{E G_c}{\pi a} \right)^{1/2} \quad (3.7)$$

şeklini alır. Burada $G_c = 2\gamma$ olup, kırılma için gerekli toplam işi gösterir.

$$K = \sigma \sqrt{\pi a} \quad (3.8)$$

Yukarıdaki 3.5 ve 3.8 denklemlerinden K ile G arasındaki ilişki düzlem gerilmeye $E^* = E$ olduğundan şu şekilde yazılabilir;

$$K^2 = E^* G \quad (\text{Düzlem gerilme}) \quad (3.9)$$

Düzlem deformasyonda $E^* = E / (1 - \nu^2)$ yazılabileceğinden denklem aşağıdaki gibi yazılır;

$$K^2 = \frac{E G}{1 - \nu^2} \quad (\text{Düzlem deformasyon}) \quad (3.10)$$

Griffith, analizinde deformasyon enerjisinin çatlak ilerlemesi sırasında, ara yüzey enerjisine dönüşümünü esas almıştır. Dolayısıyla G, aynı zamanda çatlak birim yüzeyde ilerlemesi için gerekli olan enerji miktarıdır, birimi N/m' dir. Kırılma, G' nin kritik değeri olan G_c de meydana gelir.

3.5.1.2 Irwin Teorisi

Irwin ve arkadaşları gevrek kırılmayı ayrı bir görüşle analiz etmişlerdir. Onlar analizlerinde çatlak ucu civarındaki gerilme durumunu esas almışlardır. Çatlak ucu civarındaki gerilmelerin hesaplanmasından, bir gerilme şiddet faktörü K parametresi geliştirmişlerdir. Gerilme şiddet faktörü K uygulanan gerilmenin, çatlak boyut ve şeklinin bir geometrik faktörün fonksiyonudur.

Yukarıdaki 3.7 denklemi aşağıdaki şekilde yazıldığında;

$$\sigma_f \sqrt{\pi a} = \sqrt{E G_c} \quad (3.11)$$

elde edilir.

Yukarıdaki 3.11 eşitliğindeki ilk değer in ikincisine ulaştığında çatlak ilerleyeceği anlaşılmaktadır. İlk terimin çatlak ilerlemesi için gerekli kuvvet ölçüsü

olduğu düşünülerek, bu terim *gerilme şiddet faktörü* olarak isimlendirilir. Gerilme şiddet faktörü K 'nın kritik bir K_C değerinde kırılma olur. Bu durumda,

$$K_C = \sqrt{E G_C} \quad (3.12)$$

olur. Kritik gerilme şiddet faktörü " K_C " genellikle *kırılma tokluğu* olarak isimlendirilir. Kırılma tokluğunun birimi $MPa m^{1/2}$ 'dir.

Gerilme şiddet faktörü " K ", yalnız gerilme durumu ve çatlakın geometrisiyle ilgili bir parametre olup malzemenin özelliklerine bağlı değildir. Halbuki kırılma tokluğu " K_{IC} " malzeme özelliğiyle ilgili bir parametredir. Kırılma tokluğunun özelliğini belirlemek için gerilme şiddet faktörü ölçülür, $K = K_{IC}$ olduğunda çatlak ilerler ve kırılma olur.

3.5.1.3 Kırılma Modelleri

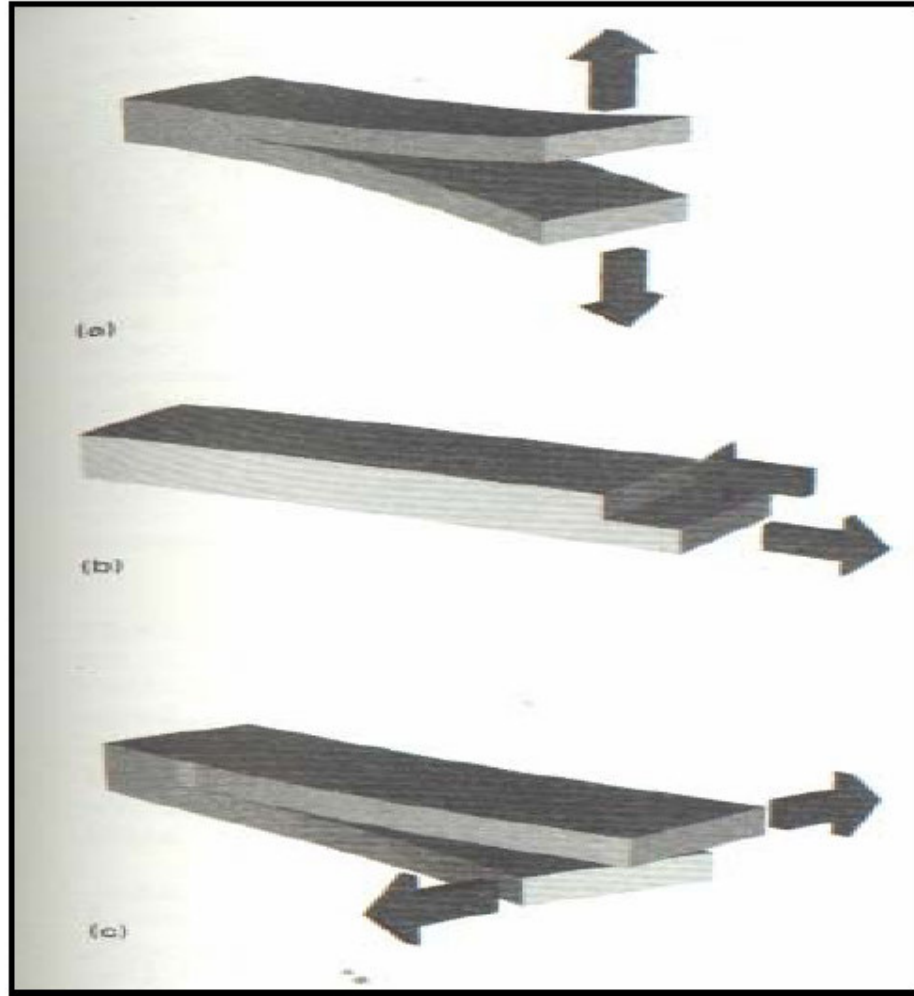
Kırılma tokluğu ölçülürken, kırılmada üç model düşünülür. Bunlar;

1. Çatlak açılma deformasyon tipi (Mod I)
2. Çatlak kayma deformasyon tipi (Mod II)
3. Çatlak yırtılma deformasyon tipi (Mod III)

3.5.1.3.1 Çatlak Açılma Deformasyon Tipi (Mod I). Mod I deformasyon tipinde, gerilmenin normal bileşeni, çatlak yüzeyine dik olarak y eksenini doğrultusunda etki etmektedir. Açılma deformasyon türü bunlar içerisinde en önemlisi olup, bu sebeple en çok bu kırılma şekli incelenmiştir.

3.5.1.3.2 Çatlak Kayma Deformasyon Tipi (Mod II). Mod II deformasyon tipinde, gerilmenin kayma bileşeni, çatlakla x eksenini doğrultusunda etki etmektedir.

3.5.1.3.3 *Çatlak Yırtılma Deformasyon Tipi (Mod III)*. Mode III deformasyon tipinde, gerilmenin kayma bileşeni, çatlığa z ekseni doğrultusunda, çatlağın dip kenarına paralel olarak etki etmektedir.



Şekil 3.4 Çatlak analizi için olası yükleme koşulları

Şekil 3.4 de ;(a) gösterimi Mod-I çekme konumu, (b); Mod-II; kayma konumunu, (c) gösterimi de Mod-III yırtılma konumunu ifade etmektedir. Bu proje kapsamındaki testlerde, iç yüzeysel çatlak analizi için a konumundaki model benimsenmiştir ve numuneler, Mod-I prensibine göre üretilmiştir.(Smith, 2002, s.82)

Tablo 3.2 Mod I ve Mod II için çatlak ucunda oluşan gerilme alanı

	Mod I	Mod II
σ_{xx}	$\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right)$	$\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left(2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right)$
σ_{yy}	$\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right)$	$\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}$
τ_{xy}	$\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}$	$\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right)$
σ_{zz}	0 (Düzlem gerilme) $\sigma_{zz} = \nu (\sigma_{xx} + \sigma_{yy})$ (Düzlem deformasyon)	0 (Düzlem gerilme) $\sigma_{zz} = \nu (\sigma_{xx} + \sigma_{yy})$ (Düzlem deformasyon)
σ_{xz} σ_{yz}	0	0

Bu denklemler ilk etapta karmaşık gibi görünmekle birlikte her üç çatlak modunda da çatlak ucundaki gerilmenin dağılımı aynı bağıntı ile belirlenir. Her bir durumda bir sabit (K_I , K_{II} veya K_{III}) ile r ve θ değişkenleri söz konusudur. Böylece K sabiti bilindiği takdirde çatlak ucundaki gerilmeler hesaplanabilmektedir. K 'nın değeri, gerilme gibi herhangi bir fiziksel parametreyi ifade etmeyip, çatlak ucundaki elastik alanın gerilme durumunu belirlemektedir.

En genel haliyle Mod I için K_I değeri aşağıdaki gibidir,

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} f(a/w) \quad (3.13)$$

Burada, σ parçaya uygulanan gerilme, $f(a/w)$ parçanın geometrisine bağlı şekil faktörüdür ki $a \ll w$ iken merkez çatlakta 1, kenar çatlakta 1,12 sabit değerlerini alır ve a çatlak uzunluğudur. K değeri, çatlak ucundaki gerilme şiddeti ile uygulanan gerilme ve parçanın geometrisi arasındaki bağıntıyı verir. Burada a merkezi çatlak durumunda yarı çatlak boyu, kenar çatlak durumunda ise tam çatlak uzunluğudur.

Malzemede oluşan gerilme durumunun düzlem gerilme olduğu kabul edilirse Mod I durumunda x yönünde oluşan şekil değişimi u , y yönünde oluşan şekil değişimi v ise bu değerler Tablo 3.4'deki gibi verilir.

Tablo 3.3 Mod I ve Mod II için şekil değişim miktarları

	Mod I	Mod II
u	$\frac{K_I}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos \frac{\theta}{2} \left[\kappa - 1 + 2 \left(\sin \frac{\theta}{2} \right)^2 \right]$	$\frac{K_{II}}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} \left[\kappa + 1 + 2 \left(\cos \frac{\theta}{2} \right)^2 \right]$
v	$\frac{K_I}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} \left[\kappa + 1 - 2 \left(\cos \frac{\theta}{2} \right)^2 \right]$	$-\frac{K_{II}}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos \frac{\theta}{2} \left[\kappa - 1 - 2 \left(\sin \frac{\theta}{2} \right)^2 \right]$

Burada μ kayma modülüdür.

$$\kappa = 3 - 4\nu \quad (\text{Düzlem deformasyon})$$

$$\kappa = (3 - 4\nu) / (1 + \nu) \quad (\text{Düzlem gerilme}). \text{Denklemdaki } \nu \text{ Poisson oranıdır.}$$

Mod II hali için oluşan elastik gerilme alanı Tablo 3.2' de, x ve y yönündeki şekil değişimleri (u, v) Tablo 3.3'deki bağıntılarla verilir. Genelde tanım gereği K_{II} şu bağıntı ile verilir,

$$K_{II} = \tau_i \sqrt{\pi a} f(a/w) \quad (3.14)$$

τ_i : Kayma gerilmesi

Gerilme şiddeti faktörünün bilinmesi durumunda çatlak ucundaki tüm gerilme ve deformasyonların (birim uzamanın) büyüklüğü tespit edilebilir. Bu gerilme ve deformasyonlar belirli bir kritik değere ulaştığında çatlak ilerler. Çatlak ucundaki bölgenin davranışını belirleyen büyüklüğe Gerilme Şiddeti Faktörü denir ve K_I ile sembolize edilir. Kritik değere Kritik Gerilme Şiddeti Faktörü denir. Kırılma Tokluğu (fracture toughness) olarak da bilinen bu büyüklük K_{IC} ile gösterilir. Bu değer tıpkı sertlik, akma gerilmesi veya elastik modülünde olduğu gibi bir malzeme parametresidir. K_I uygulanan gerilmeye ve numunenin geometrisine bağlıdır. Oysa ki K_{IC} bir malzeme sabitidir ve deneysel olarak tespit edilir.

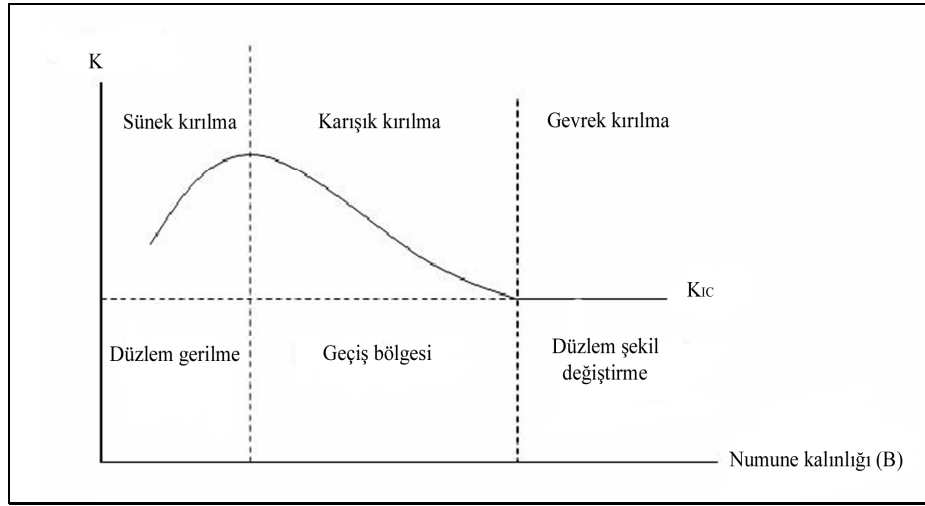
Çatlak ilerlemesi $K_I = K_{IC}$ olduğunda gerçekleşir. Örneğin sonsuz genişlikte bir levhada çatlak ilerlemesi için ilgili bağıntı;

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} = K_{IC} \quad (3.15)$$

3.13 denklemini birçok şekilde kullanılır. Örneğin bir yapısal malzemede K_{IC} , σ ve a değerlerinden ikisi belli ise üçüncüsü bulunabilir. Bu bağıntı en genel anlamı ile;

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} f(a/w) \leq K_{IC} \quad (3.16)$$

K_{IC} değerinin malzeme boyutlarından bağımsız olduğunu anlamak için kalınlıkları (B) farklı olan aynı çatlak boylarına sahip, aynı malzemeden numuneler hazırlanıp daha sonra bunlar çekme deneyine tabi tutulduğunda her birisinin K değeri bulunur ve K – B diyagramı bağıntılar kullanılarak elde edilir. Diyagramda B kalınlığı arttıkça K değeri önce artmakta, sonra azalmakta ve malzeme kalınlığının bir değerinden sonra sabit kalmaktadır, Şekil 3.9. İşte K değerinin kalınlıktan bağımsız olduğu sabit değeri K_{IC} kırılma tokluğudur ve ancak gevrek kırılma sonucunda elde edilir.



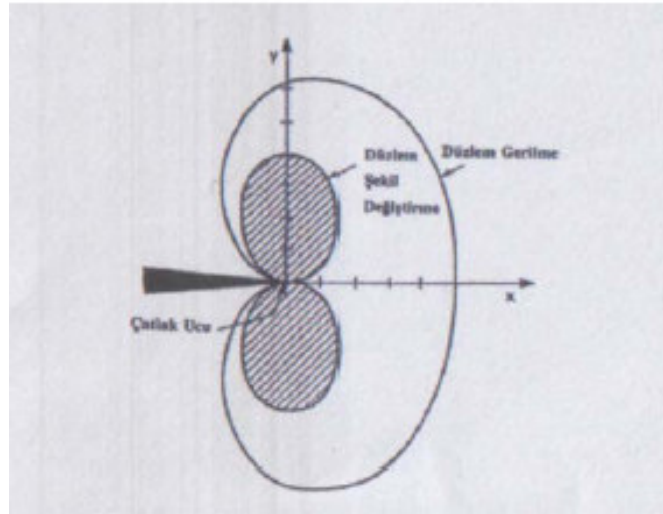
Şekil 3.5 Numune kalınlığının kırılma tokluğuna etkisi

3.5.1.4 Çatlak Ucu Plastik Bölgesi

Kırılma tokluğu deneyinde önemli olan diğer bir faktör de, plastik bölgenin boyutu r_p 'dir. Numunedeki çatlak ucunda, yükleme durumunda plastik deformasyona uğramış bir bölge bulunur. Plastik deformasyona uğramış bu bölge kırılma tokluğu deneyi sonuçlarını önemli ölçüde etkiler, çünkü kırılma tokluğu

deneyi malzemenin çatlama direncinin bir ölçümüdür, plastik deformasyona uğramış malzemenin çatlama direncinin ölçümü değildir. Bu sebeple numunedeki plastik deformasyon bölgesi büyüdükçe deneyin anlamı, dolayısıyla deney sonuçlarının geçerliliği azalır.

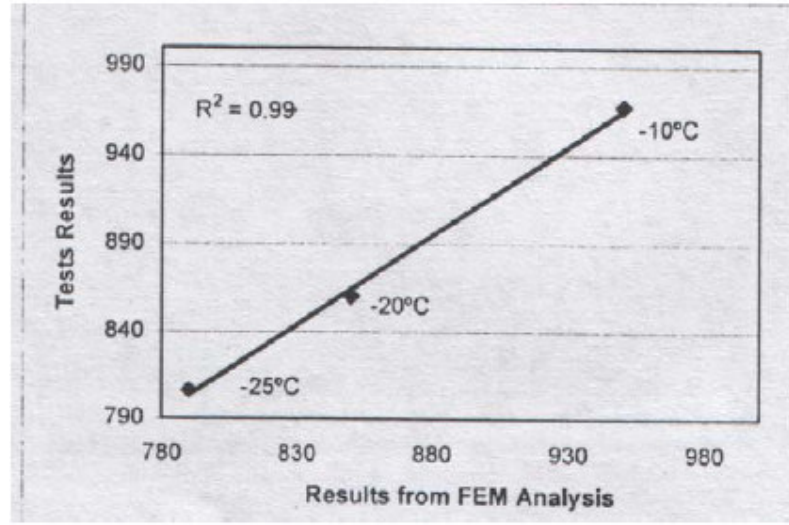
Numunede çatlağın ucunda meydana gelen plastik deformasyon bölgesine malzemenin akma gerilmesi etki eder. Malzemenin akma gerilmesi azalır, plastik deformasyon bölgesinin boyutu r_p büyür, çünkü plastik deformasyon daha kolay gerçekleşir. Eğer plastik deformasyon bölgesi küçülürse, kırılma tokluğu da azalır, çünkü malzeme deformasyondan ziyade çatlama özelliği gösterir. (Şekil 3.6)



Şekil 3.6 Von Mises akma kriterine göre düzlem gerilme ve düzlem germe plastik bölge şekilleri

3.5.1.5 Kırılma Tokluğuna Sıcaklığın Etkisi

Şekil 3.7'de görüldüğü gibi, sıcaklık azaldıkça malzemenin gevrek davranış gösterme eğilimi artar, dolayısıyla malzemenin kırılma tokluğu değeri azalır.



Şekil 3.7 Kırılma tokluğuna sıcaklığın etkisi

3.5.2 Elastik Plastik Kırılma Mekaniği

Lineer Elastik Kırılma Mekaniği (LEKM) yaklaşımı elastik koşullarda çatlak ilerlemesi ve kırılmayı belirlemek için geliştirilmiştir. Bu koşullar daha çok gevrek malzemelerde geçerlidir. LEKM ile incelenemeyecek kadar büyük ölçüde çatlak ucu plastik deformasyona sahip malzemelerde ise EPKM geliştirilmiştir. EPKM yaklaşımında çatlak ilerlemesini karakterize etmek için J integrali, çatlak ucu açılması (CTOD) kavramları kullanılmaktadır.

J integrali ve gerilme şiddet faktörü arasında,

$$J = \frac{K^2}{E^*} \quad (3.17)$$

ilişkisi vardır. Düzlem gerilme durumunda $E^*=E$ ve düzlem deformasyon durumunda ise $E^* = E / (1 - \nu^2)$ olmaktadır. Çatlak ucundaki yer değiştirme miktarının ölçüsü de plastik şekil değiştirme miktarı ile ilgili olduğundan bu kavram elastik plastik kırılma mekaniğinde kırılma kriteri olarak kullanılmaktadır.

BÖLÜM DÖRT

KIRILMA TOKLUĞU DENEYLERİ

Kırılma tokluğu testlerinde amaç bir malzemenin kırılmaya karşı direncinin bir ifadesi olan K_{IC} değerini tespit etmektir. Bu değer kalınlıktan ve numunenin geometrisinden bağımsız olmasından emin olmak için test numunesinin gerekli minimum ilk çatlak boyu ve numune kalınlığı kriterlerini sağlaması gerekir. Bu değerler:

$$B \geq 2.5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (4.1)$$

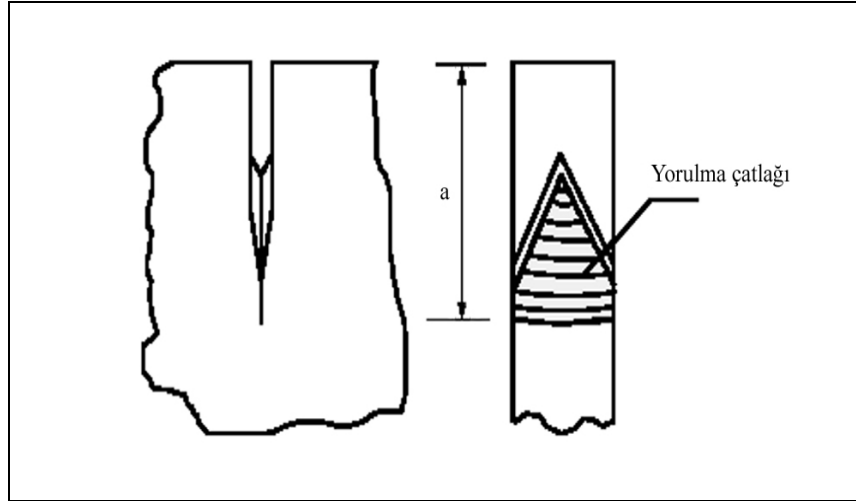
$$w \geq 5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (4.2)$$

$$a \geq 2.5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (4.3)$$

$$(w-a) \geq 2.5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (4.4)$$

olarak verilir. Burada, B numunenin kalınlığı, a çatlak boyu, w numune yüksekliği, σ_{YS} akma mukavemetidir.

Kırılma tokluğu deneylerinde ilk çatlağın numunede oluşturulması özel bir metodu gerektirir. Bu deneylerde başlangıç çatlağının, ucunun düz, keskin ve numune yüzeylerine dik olması gerekmektedir. Başlangıç çatlağı için bu özellikleri elde etmek için en etkili yöntem mevcut çentik uzunluğunun yorulma çatlak ilerlemesi sonucu uzamasıdır. Çentiğin ve yorulma çatlağının amacı, gerilme şiddeti analizinde yapılan kabullere uyum sağlamak üzere çatlak ucu yarıçapını mümkün olduğunca sıfıra yaklaştırmak ve düz bir çatlak ucu elde etmektir. Şekil 4.1'de çentik ve yorulma çatlağı görülmektedir.



Şekil 4.1 Yorulma çatlakları ve çentik şekli.

En yaygın kırılma mekaniği test yöntemlerinden ikisi sabit yük ve sabit şekil değişimi yöntemleridir. Sabit yük testinde, kırılma mekaniği test numunesine sabit ağırlıklı bir yükün direkt olarak, bir manivela veya makara sistemi ile uygulanmasından ibarettir. Böylece test boyunca yük sabit tutulur. Bu tür bir yükleme, daha ziyade çatlak başlama zamanını belirlemek üzere yapılır ve çatlak ilerleme hızının zamana bağlı olarak değişimini belirleme üzere gerçekleştirilir.

Sabit yük yöntemine alternatif yükleme türlerinden ikincisi ise sabit yer değiştirme yöntemidir. Burada kuvvet sabit bir deformasyon hızında parçaya uygulanır. Burada uygulanan kuvvetin artması sonucu çatlak başlama için gerilme şiddetinin belli bir değeri aşması gerekir. Çatlak başladığında bir taraftan çatlak ilerlerken bir taraftan da gerilme şiddeti faktörü azalır.

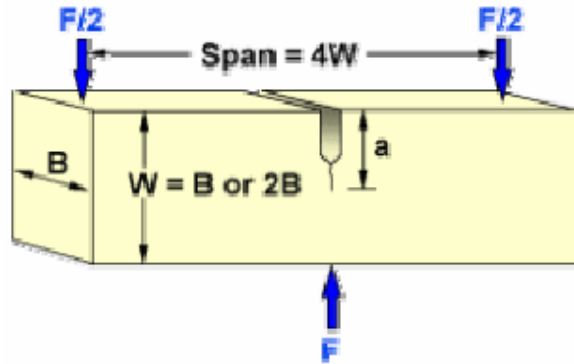
Statik kırılma tokluğu deneylerinde en yaygın olarak kullanılan test teknikleri; Üç nokta eğme deneyi ve kompakt çekme deneyleridir. Yapılan çalışmalardan bu metotlar kullanılarak %15'lik sapma ile K_{IC} değerinin hesaplanabileceği ortaya konmuştur.

4.1 Kırılma Tokluğu Deney Çeşitleri

Malzemenin kırılma direncini ortaya koyan K_{IC} değerinin doğruluğu, gerilme şiddet faktörünün yorulma çatlaklarının hemen ucunda oluşan gerilme ve deformasyon değerlerini ne derece doğru karakterize ettiğine bağlıdır. Çünkü burası kararsız çatlak ilerlemesinin ortaya çıktığı bölgedir. K_{IC} testleri için numune boyutlarını belirlerken, bu boyutların çentiğin ucunda oluşan plastik bölgeden büyük olması ilkesi esas alınmalıdır. Bu yüzden, plastik bölgenin gerilme şiddeti analizine etkisi ihmal edilebilir ve bu şekilde düzlem deformasyon halinin oluşması sağlanır. Bu noktalardan hareketle önemli numune büyüklükleri; çatlak boyu, numune genişliği ve çentik ucundaki kalan kısmın uzunluğudur.

4.1.1 Üç Nokta Eğme Deneyi (SENB)

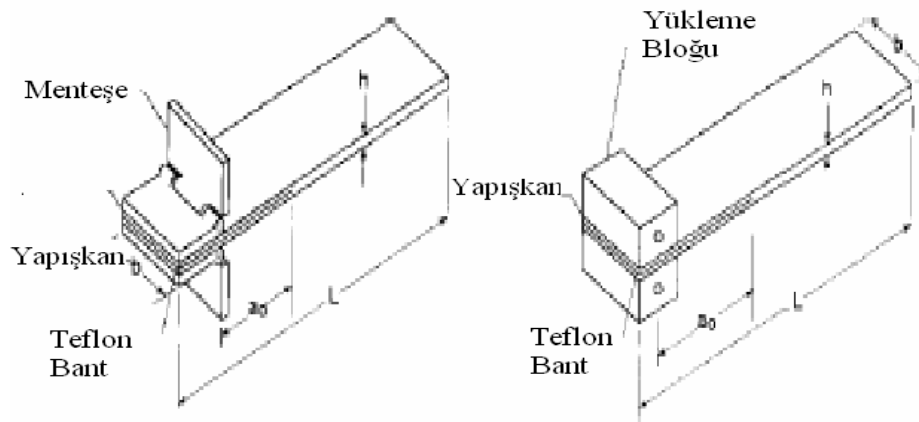
Üç nokta eğme deneyinde, Şekil 4.2' de boyutları verilmiş olan test numunesi ASTM standardına göre çentiği oluşturulur ve bu kenar deney düzeneğinde iki mesnet üzerine yerleştirilir ve çentiğin karşı kenarından numuneye kuvvet uygulanır, numunenin kırılması ve kuvvet-deplasman grafiğinin bulunması ile deney sonlanır.



Şekil 4.2 SENB test numunesi, ASTM E 399-83.

4.1.2 Çift Ankastre Kiriş Test Tekniği (DCB)

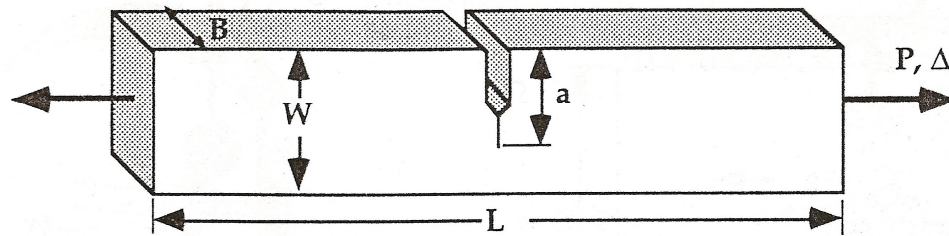
DCB deneyinde, Şekil 4.5' de boyutları verilmiş olan numuneye önce çatlak açılır. Sonra numune ucu delinir veya uca menteşe yapıştırılır. Numune çekme cihazına bağlanır, ucundan kuvvet uygulanıp çatlağın ilerlemesi sağlanır. Uygulanacak kuvvetin değeri ve döngüsü ASTM standardına bağlı olarak belirlenir. Çatlağın ilerlemesi kaydedilir. İstenildiğinde artan genişlikli test numunesi de kullanılabilir.



Şekil 4.3 DCB test numuneleri, ASTM D 5528-01

4.1.3 Tek Çentik Kenarlı Çekme Deneyi (SENT)

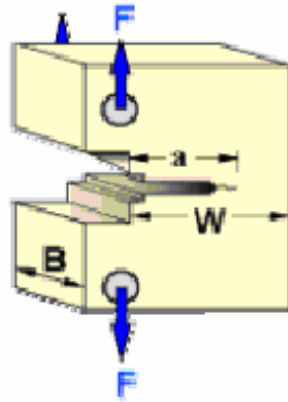
SENT deneyinde, Şekil 4.3' de boyutları verilen deney numunesinin bir kenarına ASTM standardına göre çatlak açılır, daha sonra numune çekme cihazına bağlanır ve iki ucundan çekmeye maruz bırakılır. Test numunesinin kırılması ve kuvvet-uzama grafiğinin elde edilmesi ile deney sonlanmış olur.



Şekil 4.4 SENT test numunesi, ASTM E 1290-93

4.1.4 Kompakt Çekme Deneyi (C-T)

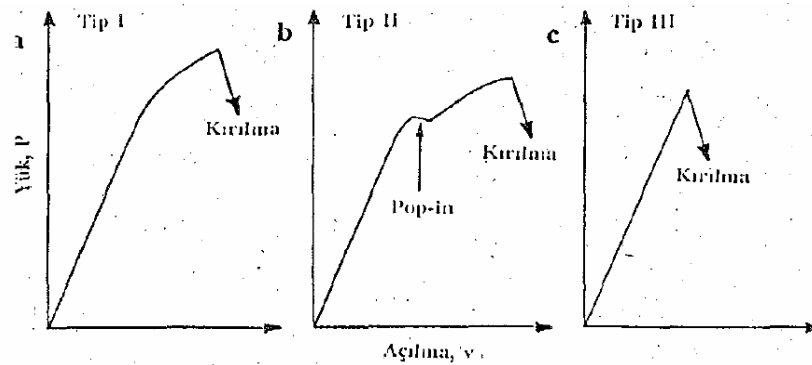
Kompakt çekme deneyinde, Şekil 4.4' de boyutları verilen test numunesine ASTM standardına göre çatlak ve delik açıldıktan sonra numune çekme test cihazına bağlanır ve çekme deneyi yapılır. Deney belirlenen numune sayısı kadar tekrar edilir. Elde edilen sonuçlar bilgisayara aktarılır, grafikleri çizilir ve kırılma tokluğu değeri hesaplanır.



Şekil 4.5 CT test numunesi, ASTM E399.

4.2 Yük-Açılma Kaydının Analizi ve K_{IC} ' nin Saptanması

Yük-açılma diyagramları malzemenin cinsine göre çeşitli şekillerde olabilir. Görülebilecek üç ana tip Şekil 4.6' da aşağıda verilmiştir.

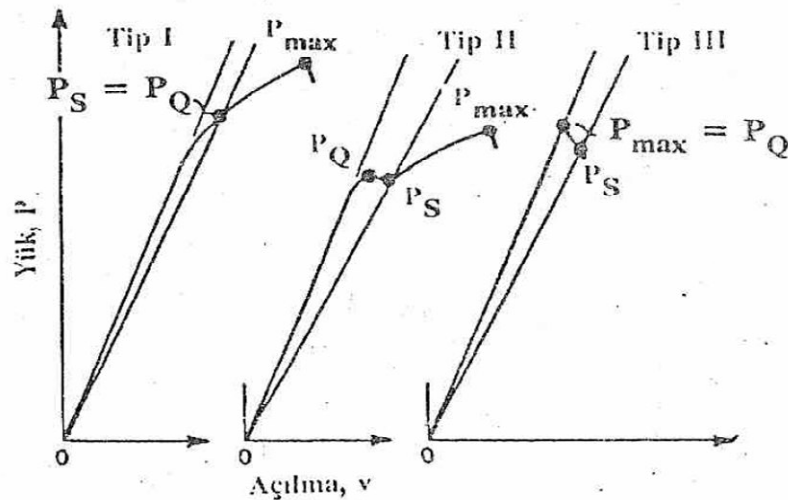


Şekil 4.6 Düzlem germe kırılma tokluğu deneyinden elde edilebilecek üç ana diyagram

- a - Plastik deformasyon sonucu kararlı çatlak ilerleyişini tanımlayan I. tip
- b - Kısa bir anın çatlak ilerleyişini (pop-in) ve sonra kararlı çatlak ilerleyişini tanımlayan II. Tip
- c - Tümüyle elastik olarak davranan bir malzemenin kararsız çatlak ilerleyişini tanımlayan III. Tip

Yük-açılma diyagramlarından görüldüğü gibi, başlangıçta açılma (v), yük (P) ile lineer olarak artar. Birçok durumda gittikçe artan bir *lineerliklen sapma* bunu izler veya ani bir çatlak ilerlemesi ve durmasını (pop-in) yine lineer olmayan davranış izler. Bu lineer olmayan davranışın nedeni, ani kırılmadan önceki plastik deformasyon ve kararlı çatlak ilerlemesidir. Eğer malzeme hemen hemen ideal elastik gibi davranırsa (buna çok nadiren rastlanır).

Kıc'ye karşılık gelen yükü saptamak için şekilden görüldüğü gibi OA'nın eğiminden (lineer bölgenin eğimi) %5 daha az eğimli bir doğru, O orijininin başlayarak çizilir. Bu doğrunun deney eğrisini kestiği yere karşılık gelen yük P_s olarak kaydedilir, PQ ise KQ (eğer test geçerliyse Kıc)hesabında kullanılacak yüküdür. P_c 'nin saptanması aşağıdaki gibi gerçekleştirilir;



Şekil 4.7 P_s ve P_Q değerlerinin yük-açılma üzerinden saptanması

4.3 Double Contilever Beam (DCB) Deney Numunelerinin Hazırlanması

Çift ankastre kiriş test tekniği (DCB) deneyi için gerekli olan test numuneleri İzoreel firmasında üretilmiştir. Üretilecek numuneler cam elyaftan oluşmaktadır. Malzeme üretiminde elle yatırma yöntemi kullanılmış, sabit sıcaklık ve basınç altında presleme yöntemi kullanılarak, tabakalı kompozitler elde edilmiştir.

Bu üretim şeklinde öncelikle laminasyon yapılacak yapı kalıbı hazırlanmış ve kürlenmenin tamamlanmasının ardından yapının kalıptan kolay ayrılması için öncelikle kalıp yapışmaz muşamba ile kaplanıp, daha sonra yüzeye uygun boyutlarda fiber açısı $0 - 90^\circ$ (örgü sistemi) olan ve 330 g/m^2 yoğunluğa sahip (E) tipi örgülü cam elyaflar kesilip, büyük yüzeyler için rulo fırça küçük yüzeyler için ufak boya fırçası kullanılarak elyafla kaplı yüzeye epoksi uygulanarak elyafta kuru bir bölge kalmayınca kadar epoksi elyafa emdirilmiştir. Arkasından diğer katman lamine edilmiş, istenilen kalınlığa ve lamine sayısına ulaşıncaya kadar bu işlemler birbirlerini takip etmiştir.

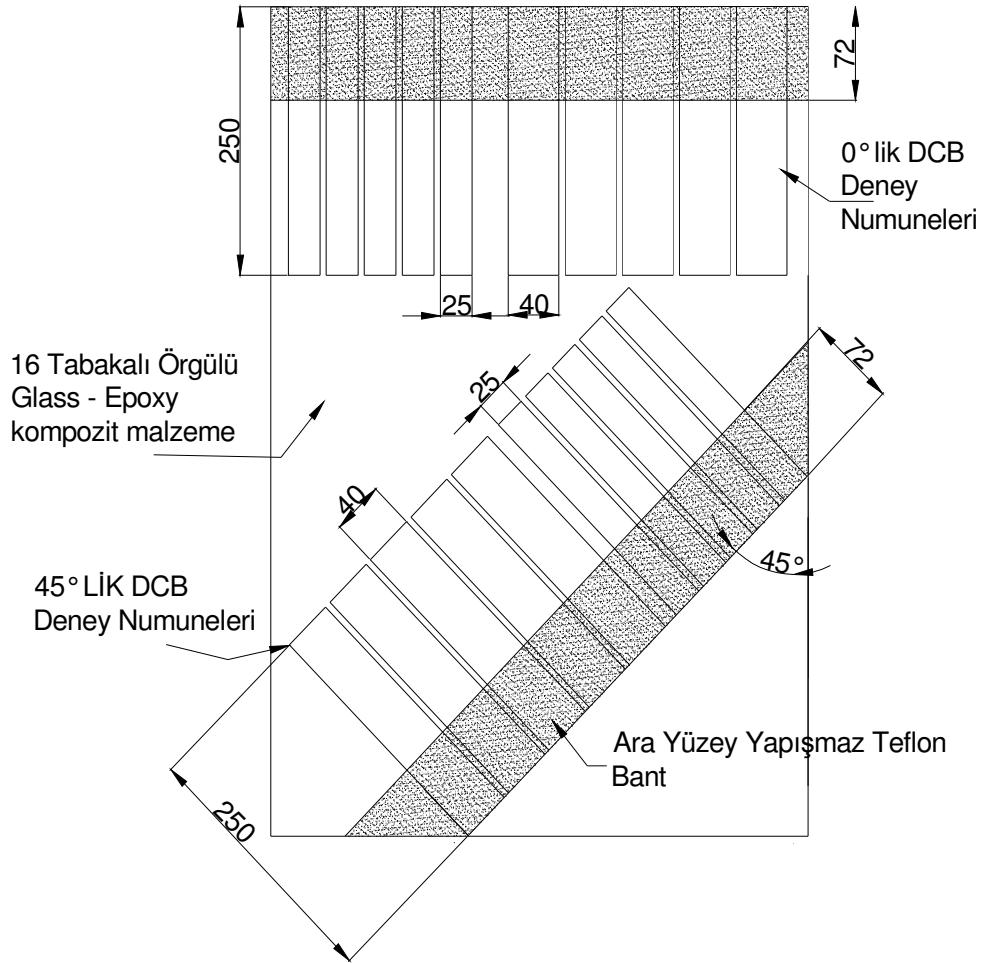


Şekil 4.8 Elle yatırma yöntemi ile cam/epoksi kompozit malzeme üretimi

Bu işlemler aynı doğrultuda 16 elyaf tabakası için gerçekleştirilmiş ve doğal ön çatlak a_0 oluşumu için kompozit levhanın 8 ve 9. orta elyaf tabakaları arasına 2 farklı yönde ve açıda kalınlığı 0,05 mm olan yapışmaz teflon bant istenilen numune dizaynına göre Şekil 4.9'da görüldüğü gibi yerleştirilmiştir.

Sıcaklık ve basınç ayarlaması yapılarak, sıcaklık 120°C ve uygulanan basınç ise parça kalınlığından bağımsız olarak 150 – 160 bar olarak seçilmiştir.

Presleme işlemi bittikten sonra malzeme oda sıcaklığında soğumaya bırakılmış, soğuyan malzeme muşambasından çıkarılarak plaka halinde tabakalı kompozit malzeme üretimi yapılmıştır. Levha şeklinde 2,49 mm kalınlığında üretilen 16 tabakalı kompozit malzeme Şekil 4.9’ da verilen teknik resme uygun olarak deney numunelerine ayrılmıştır.



Şekil 4.9 Farklı açılardaki ve genişlikteki deney numunelerinin aynı kompozit levhadan üretilmesi

ASTM D 5528-01 standartlarına uygun olarak 0° ve 45° derece her açı kombinasyonunun 25 mm ve 40 mm genişlikte numune üretilmek suretiyle dört farklı numune tipi üretilmiştir. Bu numuneler aşağıdaki gibi kendine özgü kodlama yapılarak tanımlaması sağlanmıştır.

- 0° x 25 – n (0 derece 25mm genişliğinde numuneler için)
 0° x 40 – n (0 derece 40 mm genişliğinde numuneler için)
 45° x 25 – n (45 derece 25 mm genişliğinde numuneler için)
 45° x 40 – n (45 derece 40 mm genişliğinde numuneler için)

Kodlama sistemindeki ‘‘n’’ indisi 1 den 5’e kadar olan numune sayılarını belirtmektedir.

Numune kalınlığı ve başlangıç tabakalar arası delaminasyon uzunluğu tespitinde aşağıdaki formüller kullanılmış ve bu kriterlere uygunluğuna göre numune boyutları tespit edilmiştir.(ASTM D 5528-01)

$$a_0 \leq 0,042 \sqrt{\frac{h^3 E_{11}}{G_{IC}}} \quad (4.5)$$

$$h \leq 8,28^3 \sqrt{\frac{G_{IC} a_0^2}{E_{11}}} \quad (4.6)$$

Burada;

a_0 = Başlangıç delaminasyon uzunluğu

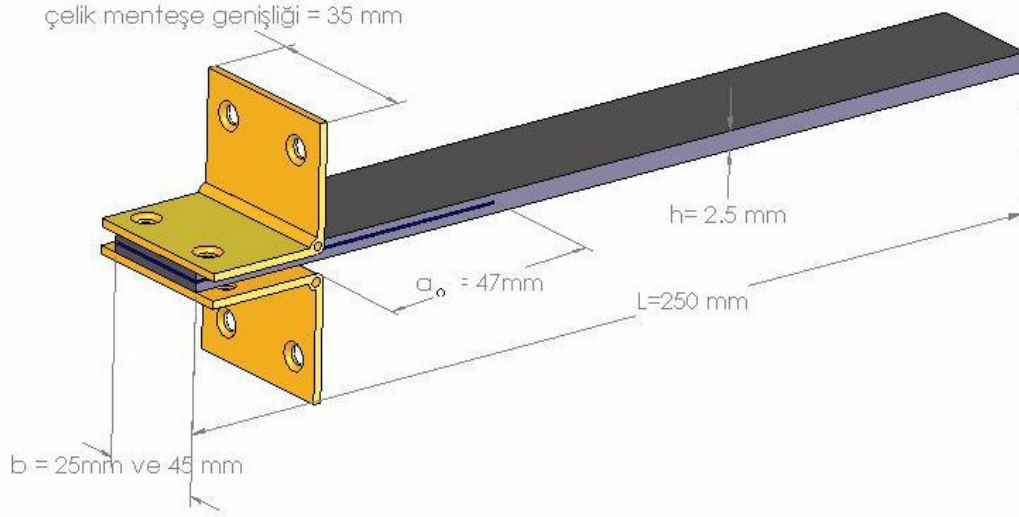
h = Numune kalınlığı

E_{11} = Numunenin fiber doğrultusundaki elastisite modülü

Yapışma yüzey uzunluğu 25 mm, genişliği 35 mm olan çelik menteşeler numunelerin delaminasyon başlangıç alt ve üst yüzeylerine güçlü yapıştırıcılarla kalibre ve eksen kaçıklığı olmadan yapıştırılmıştır. Bu menteşelerin yapıştırılacağı yüzeyler yapıştırma işleminden önce yabancı maddelerden temizlenmesi için bir miktar zımparalanıp, aseton ile silinmiştir. Bu işlemlerden sonra numunenin üst yüzeyinin her iki kenarına yüklem sırasında delaminasyon çatlak ilerlemesini temsil eden (Δa) çatlak boyunu tespit etmek için milimetrik ölçüm yapabileceğimiz ve gözlemleyebileceğimiz skalalar yerleştirilmiştir. Buna ilave olarak numuneleri

tanımamız açısından numune üst yüzeye numune bilgilerini içeren etiketler yerleştirilmiştir.

Üretilmiş olan kompozit levhanın yoğunluğu $1,72 \text{ gr/cm}^3$ ve cam fiberin hacimsel yüzde oranı ise %38,4 olarak tespit edilmiştir.



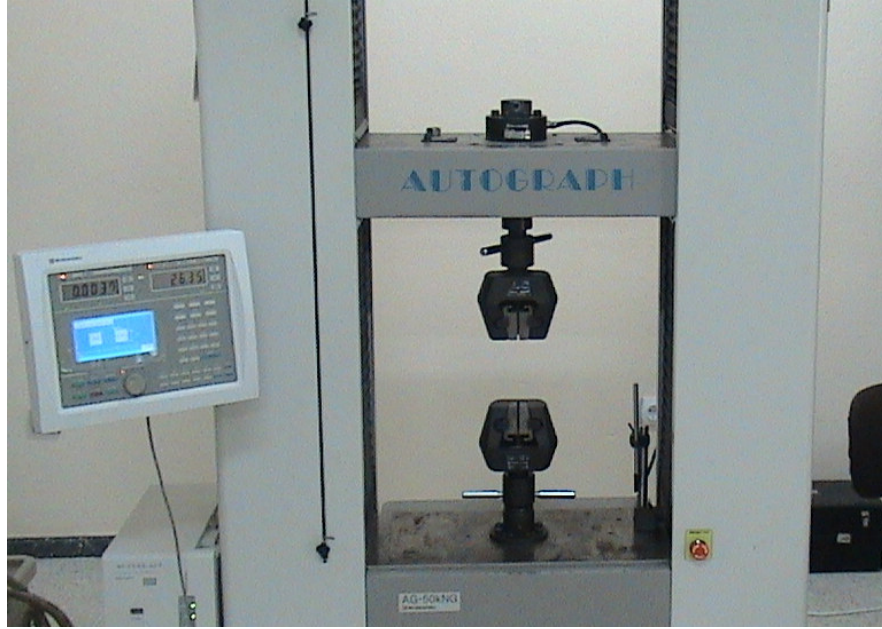
Şekil 4.10 DCB test numunesinin Solid Works programında modellenmesi ve ölçülendirilmesi

4.4 Double Cantilever Beam (DCB) Deneyinin Yapılışı

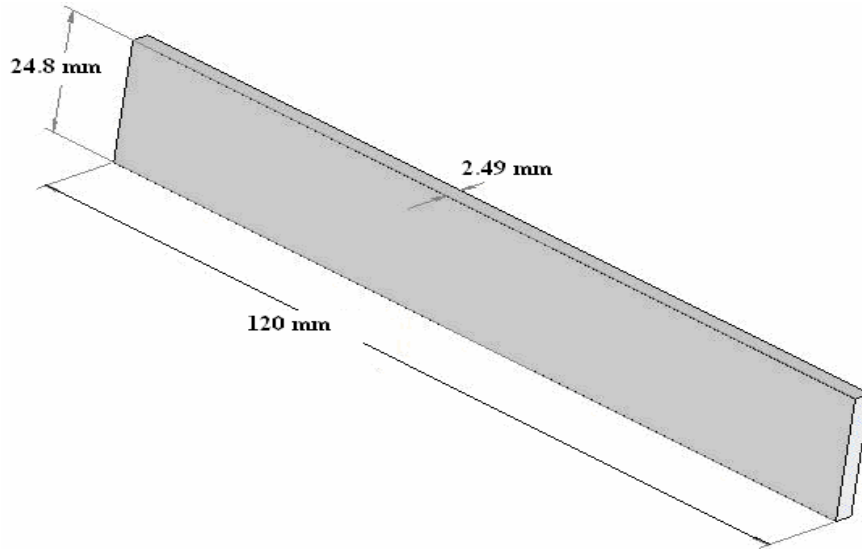
Deney koşulları ve uygulaması ASTM D 5528-01 standartlarına uygun olarak yapılmıştır. Standartlarda istenildiği gibi deneyin yapıldığı laboratuvar sıcaklık şartları $22 \text{ }^\circ\text{C}$ ve bağıl nem oranı ise % 50 olarak tespit edilmiştir. Deney cihazı olarak Şekil 4.11’de görülen SHIMADZU marka yüksek hassasiyetli, kalibre edilmiş ve 5 ton çekme kapasiteli çekme cihazı kullanılmıştır.

4.4.1 Deney Malzemesinin Mekanik Özelliklerinin Hesaplanması

Örgülü tip cam/epoksi kompozit malzemesinin 0° ve 45° örgü doğrultuları için test edilmeleri planlandığından belirtilen iki fiber açısı için malzemenin kırılma tokluğu hesaplarında kullanılmak üzere mekanik özelliklerinin tespiti gerekmektedir.



Şekil 4.11 DCB deneyi test cihazı



Şekil 4.12 Mekanik özellik tespitinde kullanılacak numune ölçüleri (mm)

Bu test aşaması için Şekil 4.12’ de görülen standart numune boyutları belirlenerek her 0° ve 45° derece açı değişkenleri için her açıdan ikişer adet olmak kaydıyla numuneler ASTM standardındaki boyutlarına uygun olarak kesilerek ikişer adet numune üretimi yapılmıştır. Birinci numuneler için Şekil 4.13 ve Şekil 4.14’de görüldüğü gibi kopma deneyi yapılarak numunelerin elastik bölgeleri, plastik

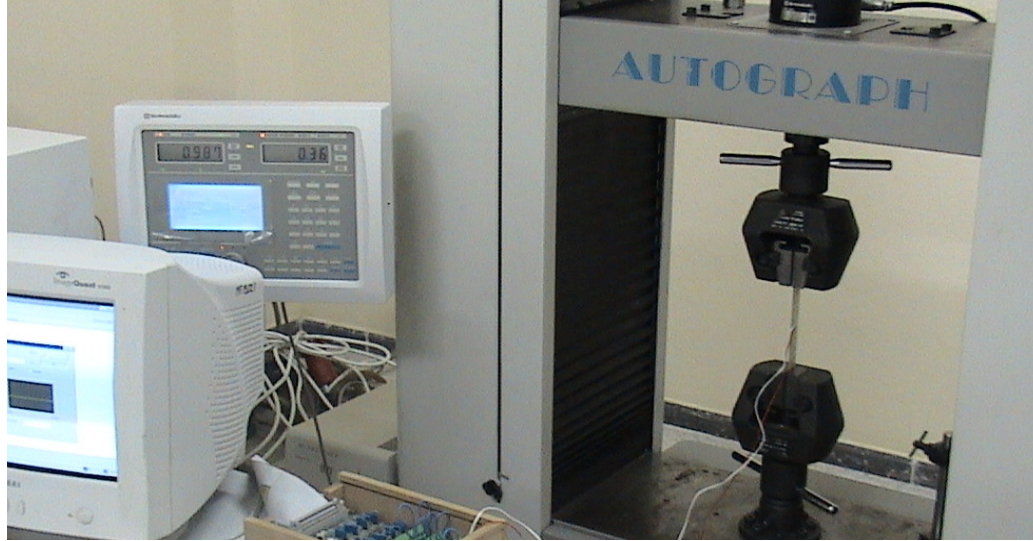
bölgeleri, akma ve kopma mukavemetleri tespit edilmiştir. İkinci deneyler için uygulanacak olan maksimum kuvvetler ve deplasmanların tespiti yapılmıştır.



Şekil 4.13 0° numune için kopma deneyi sonucu görünümü



Şekil 4.14 45° numune için kopma deneyi sonucu görünümü



Şekil 4.15 Elastik bölge çekme deneyi görünümü

Tablo 4.1 0° örgülü cam/epoksi numune strain – gauge deney data tablosu

Kuvvet (KN)	S1 (Dikey Doğrultudaki Strain-gauge değeri)	S2 (Yatay Doğrultudaki Strain-gauge değeri)	P (KN)	ϵ_1 (dikey doğrultuda S2-S1 Değerleri)	ϵ_2 (yatay doğrultuda S2-S1 Değerleri)	ν (Poisson oranı)
0.107	3856	3765	0,108	73	9	0,121
0.215	3929	3756	0,177	101	9	0,089
0.382	4030	3747	0,206	127	18	0,141
0.588	4157	3729	0,216	132	19	0,144
0.804	4289	3710	0,177	111	10	0,09
0.981	4400	3700	0,274	174	22	0,126
1.255	4574	3678	0,196	121	13	0,107
1.451	4695	3665	0,255	164	18	0,109
1.706	4859	3647	0,177	120	10	0,083
1.893	4979	3637	0,314	131	24	0,183
2.207	5110	3613	0,187	200	9	0,045

İkinci aşama deneylerde ise Şekil 4.15’de görüldüğü gibi numunelerin merkez yüzeylerine cihaz çekme doğrultusuna göre 0 ve 90 derece doğrultularda Strain-Gauge’ler yapıştırılarak numunelerin elastik bölge içerisindeki kuvvet - birim şekil değiştirme değerleri bulunmuş ve değerler Tablo 4.1 ve Tablo 4.2’de sırasıyla verilmiştir.

Numune kalınlığı = 2,49 mm

Numune genişliği = 24,80 mm

Buradan numune kesit alanı bulunur,

$$A = 2,49 \times 24,80 = 61,75 \text{ mm}^2$$

Elastik gerilme değeri bulmak için denklem 4.7’deki değerler yerine konulursa;

$$\Delta\sigma = \frac{\Delta P}{A} \quad (4.7)$$

$$\Delta\sigma = \frac{2,286 \times 10^3}{61,75} = 37,02 \text{ MPa}$$

$\Delta\sigma$ her değer için aynı olduğundan,

$$\epsilon_{1 \text{ ort}} = \epsilon_1 + \epsilon_2 + \epsilon_3 \dots + \epsilon_n / n \quad \text{Fiber doğrultusunda} \quad (4.8.a)$$

$$\epsilon_{2 \text{ ort}} = \epsilon_1 + \epsilon_2 + \epsilon_3 \dots + \epsilon_n / n \quad \text{Fibere dik doğrultuda} \quad (4.8.b)$$

Denklem (4.8.a) ve (4.8.b)’nin kullanımıyla;

$$\epsilon_{1 \text{ ort}} = 131,27 \times 10^{-6}$$

$$\epsilon_{2 \text{ ort}} = 14,63 \times 10^{-6} \text{ bulunmuştur.}$$

Genel mukavemet hesabından,

$$\Delta\sigma = E_1 \times \epsilon_{1 \text{ ort}} \quad (4.9)$$

0° örgülü cam/epoksi numunesi için fiber doğrultusundaki elastisite modülü olan E_1 denklem (4.9)’da değerler yerine yazılırsa; $E_1 = 28,20 \text{ GPa}$ bulunmuştur.

Her iki doğrultuda Poisson oranını saptamak için;

$$\nu_1 = \epsilon_{21} / \epsilon_{11} \quad (4.10.a)$$

$$\nu_2 = \epsilon_{22} / \epsilon_{12} \quad (4.10.b)$$

$$v_n = \varepsilon_{2n} / \varepsilon_{1n} \quad (4.11)$$

Denklem (4.11) kullanılarak;

$$v_{ort} = \frac{v_1 + v_2 + v_3 + \dots + v_n}{n} \quad (4.12)$$

$v_{ort} = 0,111$ poisson oranı bulunmuştur.

Tablo 4.2 45° numune strain – gauge deney data tablosu

Kuvvet (KN)	S1 (Dikey Doğrultudaki Strain-gauge değeri)	S2 (Yatay Doğrultudaki Strain-gauge değeri)	P (KN)	ε_1 (Dikey doğrultuda S2-S1 Değerleri)	ε_2 (Yatay doğrultuda S2-S1 Değerleri)
0,058	5073	2850	0,079	85	43
0,137	5158	2807	0,118	136	78
0,255	5294	2729	0,157	191	92
0,412	5485	2637	0,196	236	128
0,608	5721	2509	0,137	181	97
0,745	5910	2412	0,186	234	130
0,931	6144	2282	0,197	302	165
1,128	6446	2117	0,176	297	170
1,304	6743	1947	0,147	278	170
1,451	7021	1777	0,206	306	150
1,657	7427	1627			

Numune kalınlığı = 2,49 mm

Numune genişliği = 24,80 mm

0° örgülü cam/epoksi numunesindeki işlemler ve hesaplamalar aynen yapılır.

Denklem 4.7 kullanılarak $\Delta\sigma$ değeri için 26,83 MPa bulunur.

Yine denklem (4.8.a) ve (4.8.b) kullanılarak;

$$\varepsilon_{1 \text{ ort}} = 215,40 \times 10^{-6}$$

$$\varepsilon_{2 \text{ ort}} = 126,93 \times 10^{-6} \quad \text{bulunmuştur.}$$

45° örgülü cam/epoksi numunesi için çekme doğrultusundaki elastisite modülü olan E_1 denklem (4.9)'da değerler yerine yazılırsa; $E_1 = 12,45 \text{ GPa}$ bulunmuştur.

0° ve 45° örgülü cam/epoksi numunelerinin örgü yapısından dolayı çekme doğrultusundaki ve buna dik doğrultudaki elastisite modülleri birbirine eşit kabul edilir. Yani $E_1 = E_2$ 'dir.

İleriki aşamalarda hesaplayacağımız kırılma tokluğu değerleri için fiber doğrultusundaki yani 0° örgülü cam/epoksi numunesinin değeri için hesaplanmış olan elastisite modülü $E_1 = 28,20 \text{ GPa}$ değeri kullanılacaktır. Tablo 4.3'de deneysel olarak bulmuş olduğumuz elastisite modülü ve poisson oranı Gay, Hoa ve Tsai (1997) cam/epoksi malzemelerin mekanik özelliklerinin araştırılması çalışmasından çıkan sonuçlar ile kıyaslanmıştır.

Tablo 4.3 Deney sonuçlarının daha önceki tezlerde kullanılmış sonuçlarla karşılaştırılması

	Deneysel Elastisite Modülü	Deneysel Poisson Oranı	Diğer Tez Çalışmaların Elastisite Modülü	Diğer Tez Çalışmaların Poisson Oranı
0° Örgülü Cam/Epoksi Numunesinin	28200 MPa	0,111	20000 MPa	0,13

4.4.2 DCB Deney İşlem Basamakları

DCB deneyi ASTM D 5528 – 01 standartlarına göre yapılmış olup çeşitli adımlardan oluşmaktadır. Bunlar;

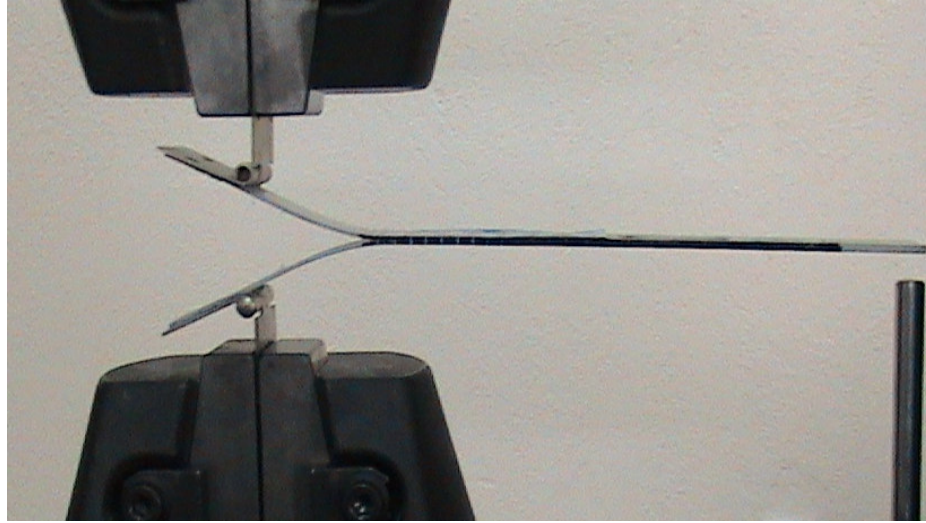
Deney Makinesi ve Aparatlarının Seçimi : Deney için gerekli olan tam olarak kalibre edilmiş, 0-7 mm aralığı bulunan çekme çenesi aparatlı, sabit deplasman hızı 0,5 ile 5 mm/dk aralığında olan, hassas ve programlanabilen çekme cihazı kullanılmıştır. Yük-deplasman grafiğinde çatlak ilerlemesinin olmadığı deney başlangıcı ve dönüşlerde lineer bir eğri elde edebilmek için extansiyometreler kullanılmıştır. Çatlak ucu ilerleme görüntüsünün alınabilmesi için görüntüyü 10 kat büyütebilen büyüteçler kullanılmıştır.

Deney Prosedürü : Deney için laboratuvar çevre şartları, sıcaklık 22 °C ve bağıl nem oranı %50 civarında ayarlanmıştır. Numune uzunluğu boyunca numunenin genişliğinde ve kalınlığındaki ölçü değişiminin maksimum. 0,1 mm olması istenmektedir. Her deney numunesinin kendi grupları içerisinde genişlik ve kalınlıkları numune uzunluğu boyunca kumpas ile hassas olarak ölçülmüş, ölçülerin bu kriterlere uyması sağlanmıştır. Çatlak ilerlemesinin daha net bir şekilde gözlemlenebilmesi için numunelerin her iki kenarı bir miktar zımparalanıp boyanmıştır. Boyanan kenarlar her iki taraftan ilk çatlak a_0 ’ dan itibaren ilk 5 mm 1’er mm aralıklarla olmak üzere çizgi biçiminde dikey olarak işaretlenmiştir ve ilk 5 mm’den sonraki uzunluklar 5’er mm olmak üzere 60 mm uzunluğa kadar dikey çizgi olarak her iki boyalı kenara işaretleme yapılmıştır. Bu işaretlerde iki kenar arasında bir kaçıklığın olmamasına dikkat edilmiştir.

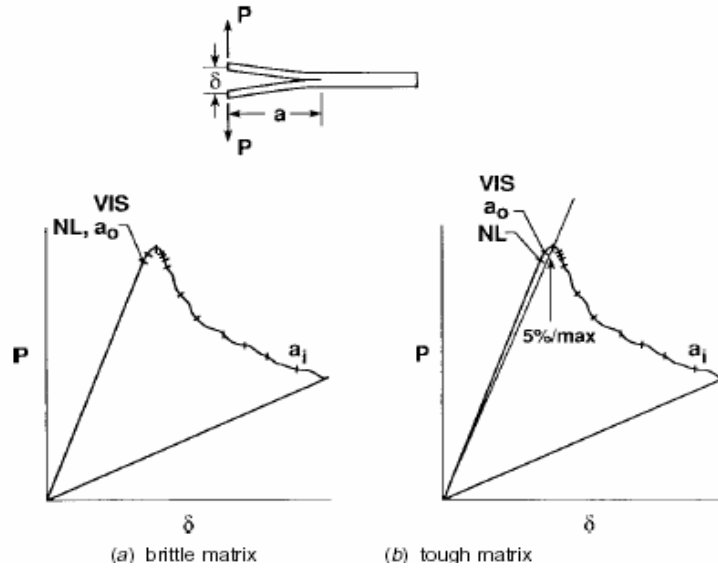
Menteşeler, çekme aparatına aynı hizada ve merkezde yerleştirilmiştir. Bu işlem çok önemlidir çünkü, menteşeler aynı merkezli ve dengeli bir şekilde yerleştirilmez ise asimetric yükleme ve menteşe ayrılması gözlenir ki sonuç itibariyle o numune deneyinin iptaline sebep olur.

Yükleme hızı sabit olarak 2 mm/dk belirlenerek Şekil 4.16’daki gibi yükleme başlatılmıştır. Test makinesi her yükleme-deplasman durumunu saniyede 20 data olarak bilgisayara kaydedilmiş yük-deplasman eğrileri otomatik olarak bilgisayar ortamında çizilmiştir. ASTM 5528-01 standartına göre yükleme işlemi 2 aşamadan oluşmaktadır. Birinci aşamada yükleme, deplasman yaklaşık 28 mm ve ilk çatlak ilerlemesi Δa 2-3 mm oluncaya kadar sabit 2 mm/dk çene deplasman hızıyla devam

ettirilmiş ardından çene sıfır noktasına 25 mm/dk sabit deplasman hızıyla geri döndürülerek bir doğal ön çatlak oluşturulmuştur. İkinci aşamada ise yükleme, deplasman 80 mm oluncaya kadar sabit 2 mm/dk çene hızıyla devam ettirildi ve 25 mm/dk sabit hızla çene sıfır noktasına geri döndürülerek deneyin ikinci aşamasında tamamlanmış oldu.



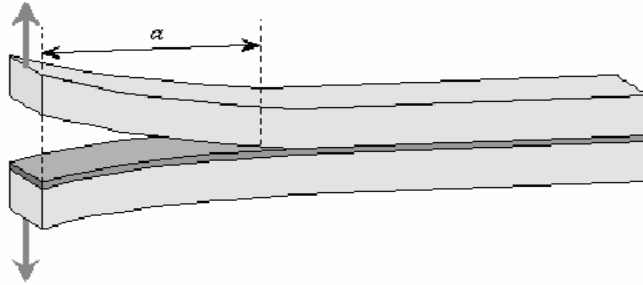
Şekil 4.16 Deney numunesinin aparata bağlandıktan sonraki yükleme başlangıç hali



Şekil 4.17 (a) Gevrek matriks yapının öngörülen yük-deplasman grafiği

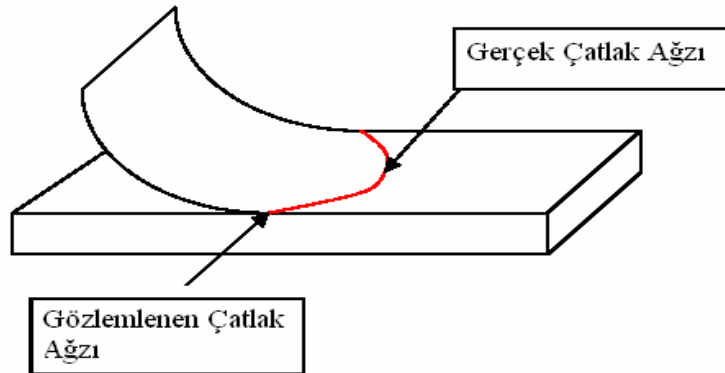
(b) Tok matriks yapının öngörülen yük-deplasman grafiği

Test aşamalarında yük-deplasman eğrileri çizilirken aynı zamanda numunenin iki yanına çizilmiş olan dikey işaretlere çatlak ilerlemesi ulaştığı anda çatlak ilerleme miktarına karşılık gelen kuvvet ve deplasman miktarları standart deney rapor sayfasına yazılmıştır. Deneyin analizi sırasında epoksi matris malzeme kırılgan ve gevrek kırılma özelliği gösterdiğinden dolayı hesaplamalar için Şekil 4.17 öngörülen ve gösterilen gevrek malzemenin yük-deplasman grafiği kabul edilmiştir.

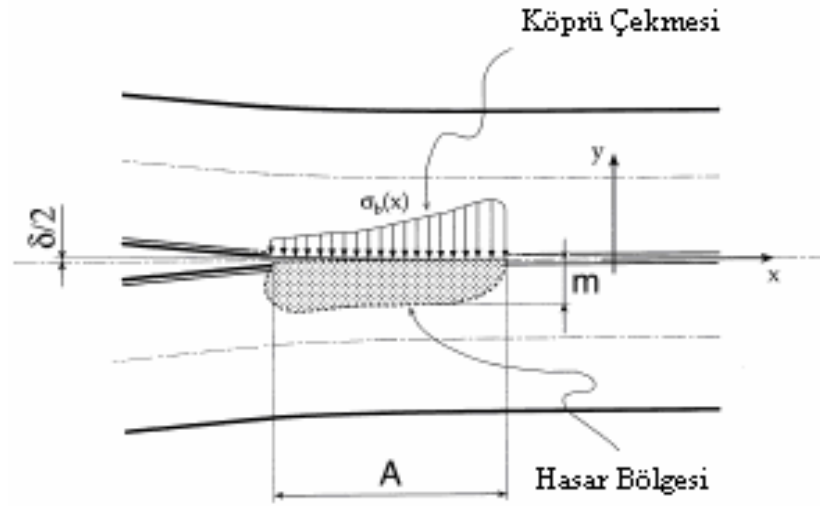


Şekil 4.18 Yük altındaki DCB numunesi ve çatlak ilerlemesi

Çenelerin yükü boşaltmasından ve sıfır noktasına gelmesinden sonra numunelerde öngörülmeyen herhangi bir kalıcı deformasyon olması halinde deney raporuna ilave edilmiştir. Deney esnasında çatlak ilerlemesi orta laminalar arasından bir sapma göstererek, fiber dokuyu aşarak başka laminalar arasında ilerleme yapması durumunda test sonucu geçersiz olup, testin tekrarlanarak test raporuna kaydedilmesi gerekmektedir. Çatlak ilerlemesinin laminalar arasındaki ilerleme konumu Şekil 4.19'da ve laminalar arası delaminasyon bölgesinde meydana gelen gerilmeler ve oluşan kalıcı hasar bölgeleri Şekil 4.20'de verilmektedir.

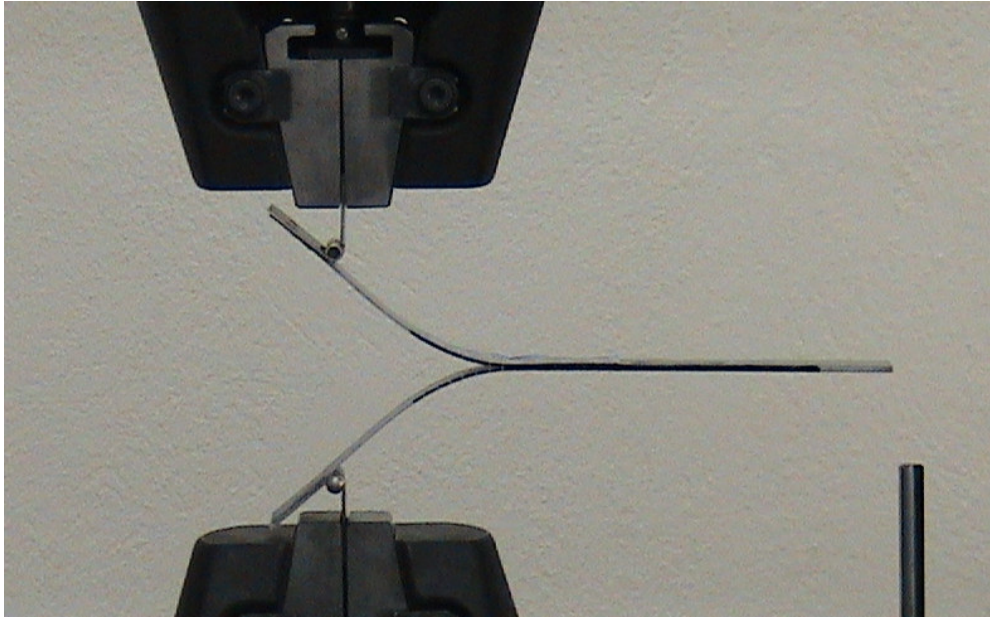


Şekil 4.19 Çatlak ucunun laminalar arasındaki ilerleme konumu



Şekil 4.20 Delaminasyon esnasında çatlak ucunda oluşan gerilme ve hasar bölgesi

Deney raporunda çatlak ilerlemesine karşılık gelen kuvvet-deplasman dataları arasından kırılma tokluğunu bulmak için P_{kritik} yüke karşılık gelen değerler kullanılarak, kırılma tokluğu hesaplamaları yapılmıştır. Maksimum yükün birden fazla çatlak için oluşması halinde ilk çatlak ilerlemesi ve o çatlığa denk gelen kuvvet ve deplasman bilgileri kullanılmıştır.



Şekil 4.21 Örgülü Cam/Epoksi DCB numunesinin delaminasyonu ve çatlak ilerlemesi



Şekil 4.22 Örgülü Cam/Epoksi DCB numunesinin delaminasyona maruz kalan ara yüzeyi

Hesaplamalar : DCB test metodu için kullanabileceğimiz üç adet hesaplama yöntemi vardır. Bunlar sırasıyla;

- Modified Beam Theory (MBT) Metodu
- Compliance Calibration (CC) Metodu
- Modified Compliance Calibration (MCC) Metodu

Bu üç deney yöntemi, DCB deneyi için güvenle kullanabileceğimiz yöntemlerdir. ASTM D5528-01 standartında da belirtildiği gibi daha önce bu hesaplama yöntemleri üzerinde yapılan çalışmalar vasıtasıyla elde edilen bilgiler ışığında aynı testler için bu üç hesaplama yöntemi sonuçları arasındaki fark % 3,1'den daha fazla olmamaktadır. Enerji boşalma miktarı veya başka bir deyişle malzeme tokluğu G_c tespiti için bu üç yöntemde güvenle kullanılabilir.

$$G_c = \frac{3P\delta}{2ba} \quad \text{Modified Beam Theory Metodu} \quad (4.13)$$

$$G_c = \frac{nP\delta}{2ba} \quad \text{Compliance Calibration Metodu} \quad (4.14)$$

$$G_c = \frac{3P^2 C^{\frac{2}{3}}}{2A_1 b h} \quad \text{Modified Compliance Calibration Metodu} \quad (4.15)$$

Yapılan deneyler için Compliance Calibration (CC) metodu kullanılmıştır. Burada;

P = Yük (N)

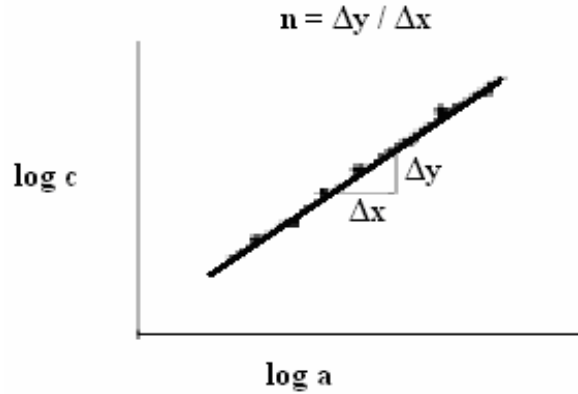
δ = Yüke karşılık gelen deplasman miktarı (mm)

b = Numune genişliği

a = Delaminasyon çatlak boyu uzunluğu

n = $\log(\delta_i/P_i)$ karşılık gelen $\log(a_i)$ grafiğinin eğimidir.

n değeri nümerik bir değer olup birime sahip değildir. n değeri en küçük kareler yöntemi ile $\log(\delta_i/P_i)$ karşılık gelen $\log(a_i)$ grafiğinin eğiminin bulunmasıdır. En küçük kareler yöntemi Excel programında oluşturularak hesaplama yapılmıştır. Bulunan doğrunun eğimi bize n değerini vermektedir. En küçük kareler yöntemi ile hesaplanan ve logaritmik skalalara aktarılan komplians , çatlak uzunluğu değerleri ve n doğrusu Şekil 4.23'de verilmektedir.



Şekil 4.23 Eğimi ifade eden n değerinin grafikten bulunması

İstatistiksel Çalışma : Standart Sapma istatistiksel analizde büyük önemi olan bir dağılım ölçüsüdür. "Kareli Ortalama Sapma" adı da verilen bu ölçü formül 4.16'da

gösterildiği gibi "değişkenlerin aritmetik ortalamadan sapmalarının kareli ortalaması" olarak adlandırılıp aşağıdaki gibi verilmektedir.

Genel olarak, standart sapmanın küçük olması; ortalamadan sapmaların ve riskin az olduğunun, büyük olması ise; ortalamadan sapmaların, riskin çok olduğunun ve oynaklığın göstergesidir.

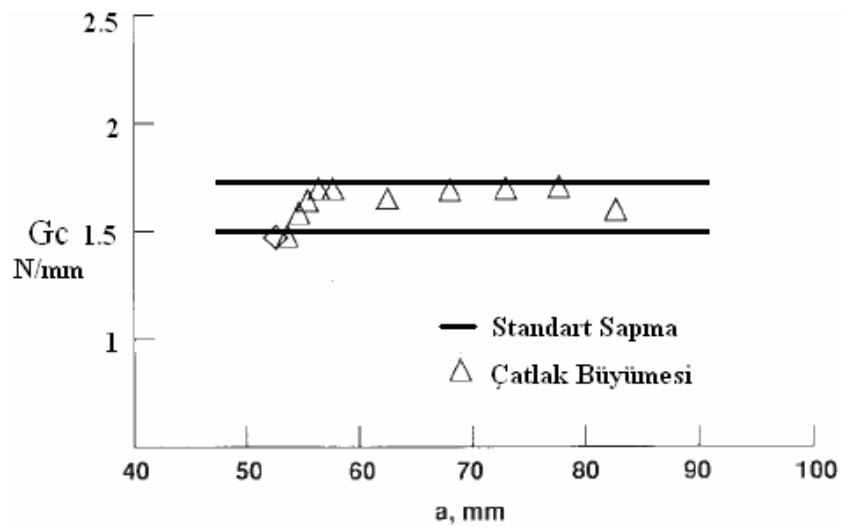
$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (X_i - \bar{X})^2}{N-1}} \quad (4.16)$$

X_i = Değişken

N = Data sayısı

Deneyde istatikselsel ifadeyi Şekil 4.24'de görüldüğü gibi çatlak boylarına karşılık gelen numune gruplarının ortalama kırılma tokluğu ifadesinde kullanılmaktadır.

Şekil 4.24'de gösterildiği gibi çatlak uzunluğunun malzeme tokluğuna etkisini gösteren delaminasyon mukavemet eğrisi aynı zamanda G_c değerlerinin standart sapmalarının hesaplanabildiği bir grafikdir.



Şekil 4.24 Delaminasyon mukavemet eğrisi (ASTM D 5528-01)

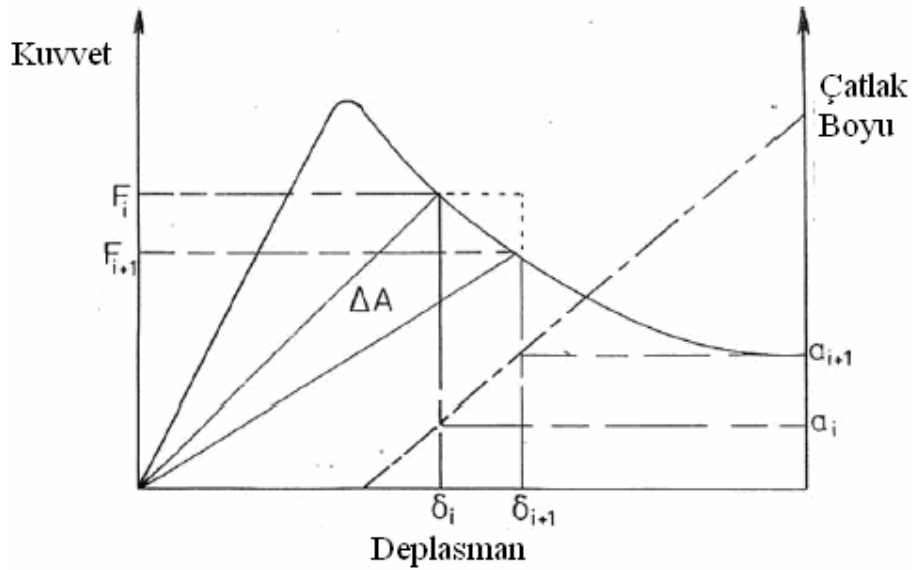
4.4.3 DCB Deney Sonuçları

Deney sonuç bölümünde her numune grubu için numune kuvvet-deplasman grafikleri, compliance calibration methodu ve n bilinmeyeninin deneysel ve grafiksel olarak bulunduktan sonra çatlak uzunluğuna karşılık gelen ortalama enerji boşalma miktarı veya malzeme tokluğu olan G_c değerleri ve her deney numunesi için maksimum kuvvet ve G_c değerleri tablo halinde verilmiş, deney esnasında oluşabilecek özel durumlar not edilmiştir. Deney sonuç bölümünde verilmiş olan çatlak uzunluğuna karşılık gelen ortalama G_c değerlerinin üzerinde istatistiksel olarak çalışılmış, standart sapma miktarları bulunarak grafik üzerinde gösterilmiş ve not edilmiştir. Deney sonuç bölümünde bulunmuş olan değerler salt olarak belirtilmiş, bu çıkan sonuçların değerlendirilmesini tez sonuç bölümüne bırakılmıştır.

Örgülü fiber açısı 0° ve 45° ve numune genişliği 25 mm ve 40 mm olmak üzere dört değişik numune kombinasyonunda ve toplam 20 adet numunede deneyler yapılmıştır. Bu numunelerin deneylere tabi tutulması ve sonuçların incelenmesi sırasında herhangi bir karışıklığa mahal vermemek için markalanmışlardır. Markalama için örgülü fiber doğrultu açıları markalamaya ilk yazılmış, daha sonra ise araya çarpı işareti konularak değişken olarak numune genişliği belirtilmiştir. Numune markalanması, bu işlemlerden sonra numunenin sayısı belirtilerek sonlandırılmıştır.

Deneyler yapılırken, ASTM D5528 standartına göre 0,5 mm olan ölçüm toleransının dışına çıkmadığında deneyin iptaline yol açacağından dolayı test edilen beş numunenin yanında yedek numuneler bulundurulmuş ve toleranslar içerisinde kalacak mümkün mertebe hassas ölçümler alınmaya çalışılmıştır. Deney cihazı saniyede yirmi kuvvet-deplasman değerini tespit etmiş ve bilgisayar ortamında hafızaya kaydetmiştir. Her numune için deney süresinin yaklaşık olarak bir saat olması dolayısıyla yüksek sayılarda deney datası kaydedilmiş ve bu deney datalarının sayıları Excel programının tekrardan grafik çizibilmesi için her on datadan birisi alınarak dataların %10 kullanılmıştır. Deney numuneleri için bulunan değerler vasıtasıyla kuvvet-deplasman grafikleri çizilmiştir. Şekil 4.25'de öngörülen kuvvet-

deplasman-çatlak boyu değerleri gözlemlenmiş ve analiz edilmiştir. Şekil 4.25’de görüldüğü gibi grafikte, deplasman ve çatlak boyu miktarı arttıkça kuvvette düşme yaşanmaktadır. Çatlak boyuna karşılık gelen deplasman ve kuvvet grafikleri numune karakteristik özelliğini göstermiş ve sonuçlar bölümünde gösterilmiştir.



Şekil 4.25 Tipik bir kuvvet-deplasman-çatlak uzunluğu grafiği

4.4.3.1 0°x25 mm 1. Grup Cam/Epoksi DCB Test Numunelerinin Deney Sonuçları

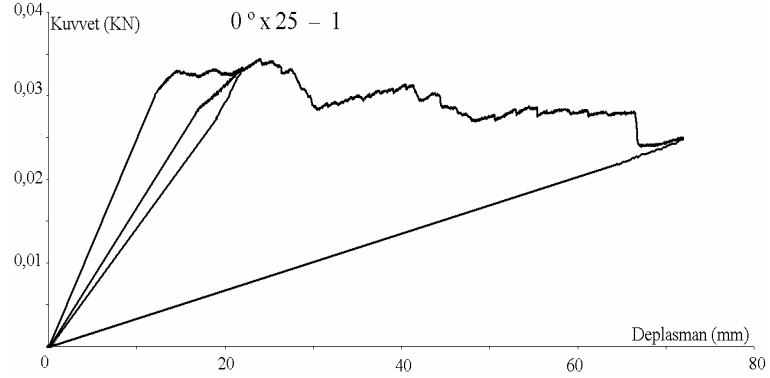
0° derece örgülü cam lifi - epoksi malzemeden imal edilmiş ve genişliği 25 mm olan kompozit malzemenin çatlak ilerleme deneyleri herhangi bir sorunla karşılaşılmadan beş adet numune rahatlıkla incelenebilmiştir. Bu numune grubunun tüm ortalamaları ve standart sapmaları beş numune üzerinden hesaplanmıştır.

Deney sonuç bölümlerinde sırasıyla yapılan işlemler ve gösterimler;

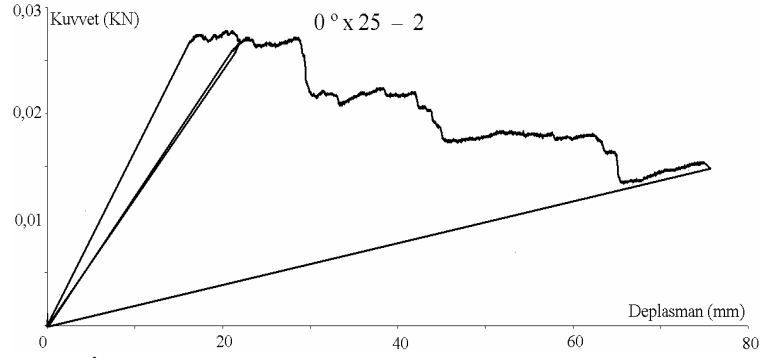
- Kuvvet-Deplasman grafikleri gösterimi
- n değerinin bulunması ve logc-loga grafiğinin gösterimi
- Her numune için maksimum yük ve G_c değerlerinin tablo olarak verilmesi

- Çatlak boyuna karşılık gelen G_c değerleri grafiğinin gösterimi ve standart sapma miktarlarının verilmesi

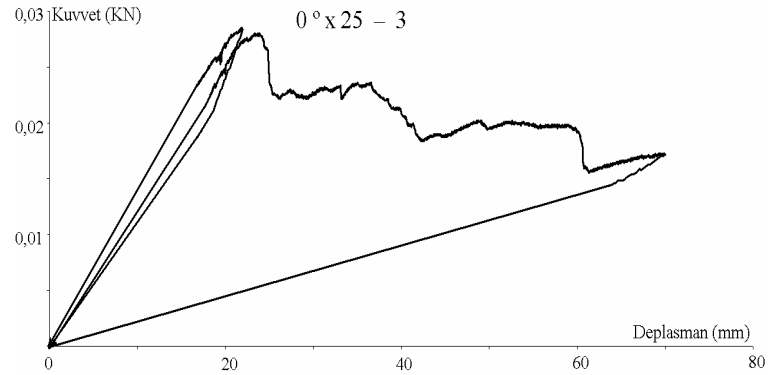
Yukarıda yazılı işlemler her numune grubu için sırasıyla deney sonuç bölümlerinde gösterilmiştir.



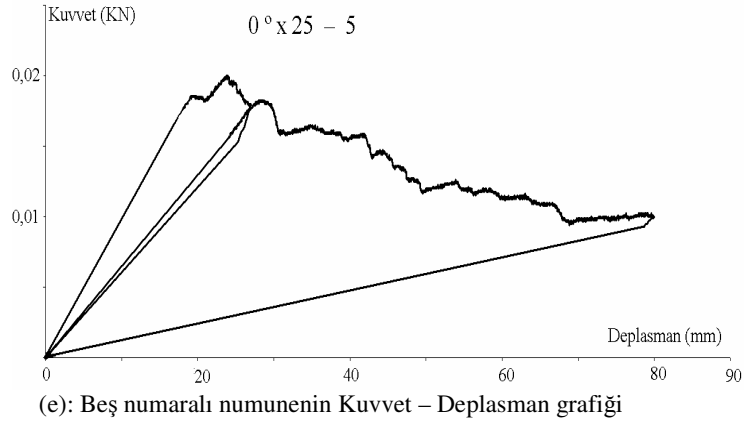
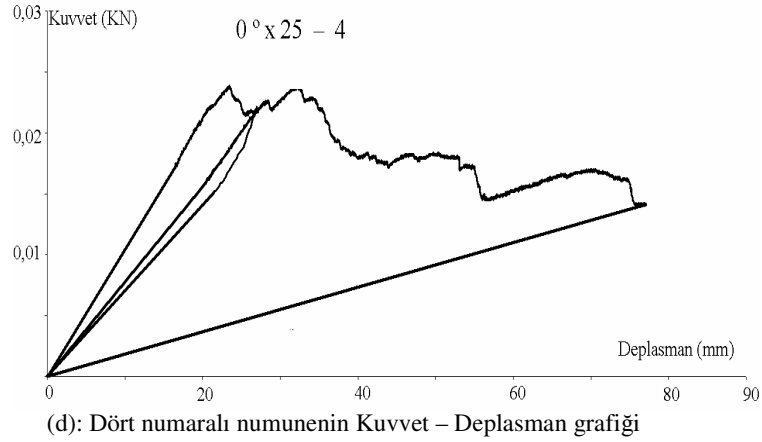
(a): Bir numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği



(b): İki numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği

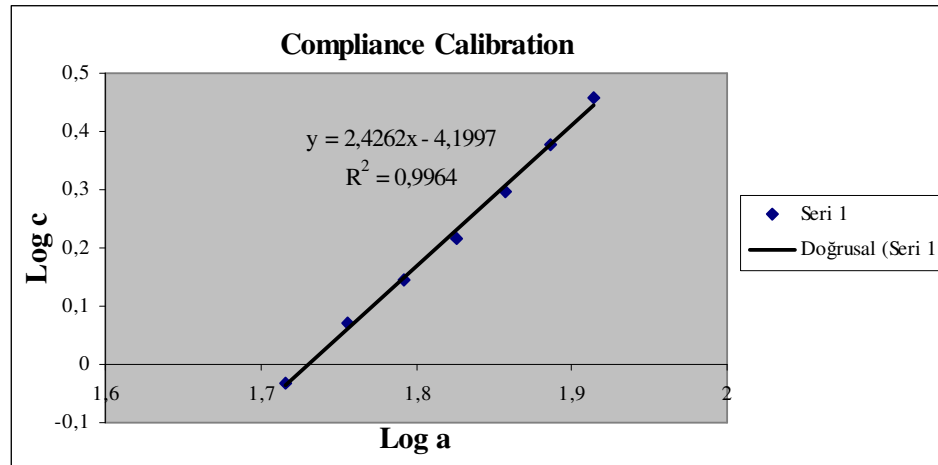


(c): Üç numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği



Şekil 4.26 0° derece fiber açılı, 25 mm numune genişliğine sahip 5 adet örgülü cam/epoksi numunesinin DCB deney sonucunda elde edilen yük-deplasman grafikleri (a, b, c, d, e).

Daha öncede bahsedildiği üzere bu tez çalışmasında Compliance Calibration hesaplama yöntemi kullanımı seçildiğinden dolayı numune çatlak boylarına karşılık gelen ortalama komplians değerlerinin logaritmasının ($\log c$), çatlak boyu logaritmasına ($\log a$) karşılık gelen grafiğin eğimi bize bu numune grubu için bir "n" değeri verir ve biz bu n değerlerini Denklem 4.14'de yerine koyarsak G_c değerlerine ulaşırız. ASTM D 5528-01 standardında n değerini ortalama değerler üzerinden en küçük kareler yöntemiyle çözümlenmiştir ki bizim deneylerimizde de aynı yöntem kullanılmış bunun yanında Office Excel programında data noktaları için atadığımız doğrunun denkleminin türevi, hesaplama yöntemiyle bulmuş olduğumuz "n" değerlerini verdiği tespit edilmiş ve doğrulanmıştır.



Şekil 4.27 0°x25 mm 5 adet deney numunesi ortalama değerleri için "n" değerinin bulunuşu

Elde edilen denklem:

$$y = 2,4262x - 4,1997$$

Şeklinde olup, bu denklemin türevi alınır ise elde edilen y değeri bize "n" değerini vermektedir. Yani;

$$y' = n \text{ ise } \Rightarrow \text{bu numune grubu için } n = 2,4262 \text{ 'dir.}$$

Bu deneyde R Square (R^2) değerleri de elde edilerek grafiğin ve doğru denkleminin istatistiksel olarak güvenilirliğini de kontrol etmiş oluyoruz. R^2 değeri 1'e ne kadar yakın ise o formülün ve doğrunun güvenilirliği o derece yüksek olur. Görüldüğü gibi bizim deneyimizden elde etmiş olduğumuz R^2 değeri 0,9964'dür ve bu değerde bize bulmuş olduğumuz n değerinin son derece güvenilir olduğunu göstermektedir.

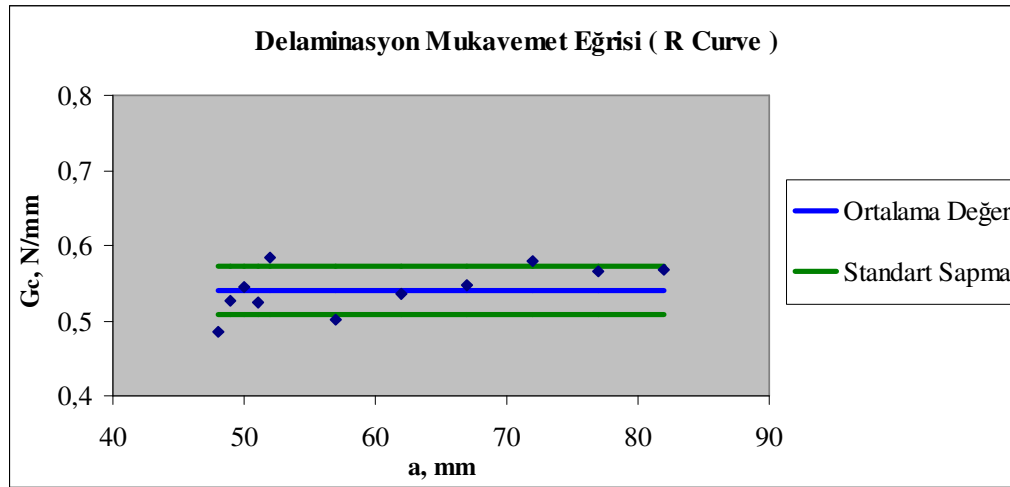
Elimizde bir "n" değeri, deney standart data rapor sayfasından elde ettiğimiz P_{kritik} değeri, P_{kritik} değerine karşılık gelen standart data rapor sayfasından aldığımız δ deplasman miktarı, b numune genişliği ve son olarak standart data rapor sayfasından a çatlak uzunluğunu bulduğumuz için bu değerler Denklem 4.14'de yerine konulduğunda bulunan G_c değerleri hesaplanmış ve Tablo 4.4'de verilmiştir.

Lineer elastik kırılma mekaniği (LEKM) düzlem gerilme durumu için bulunmuş olduğumuz malzeme tokluğu (G_c) ve fiber doğrultusundaki elastisite modülü (E) değerleri Denklem 3.9'da yerine konulduğunda, kırılma tokluğu (K_c) değerleri hesaplanmıştır. $0^\circ \times 25$ mm 1. grup cam/epoksi DCB test numunelerinin P_{max} değerleri, G_c değerleri ve bu değerlerin ortalamaları Tablo 4.4'de verilmektedir.

Tablo 4.4 Maksimum yük dağılımları, G_c değerleri ve bu değerlerin ortalamaları

Numuneler	$0^\circ \times 25 -1$	$0^\circ \times 25 -2$	$0^\circ \times 25-3$	$0^\circ \times 25-4$	$0^\circ \times 25-5$	ORT.
Max. Yük (N)	34	27,5	28,2	23,2	19,5	26,48
Max. Yüke Karşılık Gelen G_c N/mm	0,719	0,534	0,591	0,65	0,449	0,589

Yukarıdaki tabloda belirtilen malzeme tokluğu değerlerinin bulunmasından sonra standart data rapor sayfasından her çatlak uzunluğuna karşı gelen yük ve deplasman miktarlarının beş numune için aritmetik ortalamalarının alınmasıyla buluna çatlak uzunluğuna karşılık gelen G_c değerleri istatistiksel çalışmayla ve standart sapma miktarları ile Şekil 4.29'da verilmiştir.



Şekil 4.28 $0^\circ \times 25$ mm numune grubu için çatlak boyu değişimine bağlı G_c dağılımı

Çatlak boyuna karşılık gelen malzeme tokluğu dağılımı ve bu grafikte G_c değerlerinin istatistiksel çalışma yapılarak standart sapması (σ) ve aritmetik ortalama

değer ifadeleri bulunmuştur. Daha önce bahsettiğimiz gibi standart sapma miktarı ne kadar az olur ise yaptığımız deney ve aldığımız değerler o derece güvenilir ve deneyimiz kabul edilebilir olacaktır.

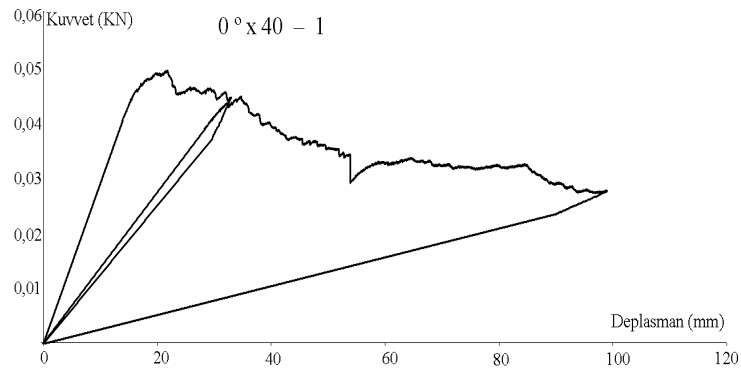
Ortalama değer (μ) = 0,541 N/mm

Standart sapma miktarı (σ) = 0,0316 N/mm olarak hesaplanmıştır.

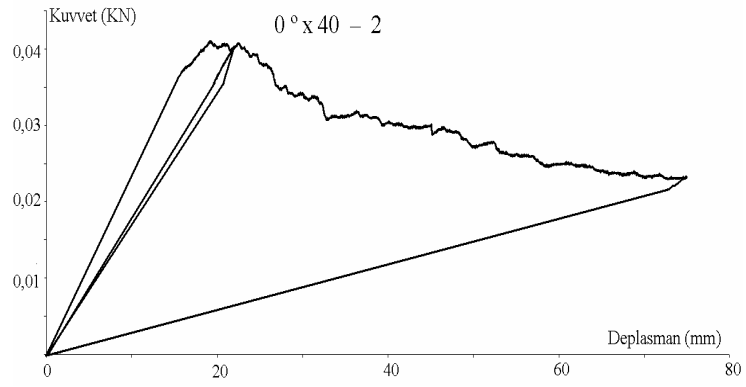
Yukarıda verilen $0^\circ \times 25$ mm deney numune grubuna ait deney sonuçları diğer üç deney grubuna örnek olması açısından açıklayıcı bir şekilde sunulmuştur. Diğer üç deney grubu için aynı kriterler geçerli olup tablo ve şekiller yerine yerleştirilecek ve salt bilgiler, yukarıdaki açıklamalar emsal kabul edilerek verilecektir.

4.4.3.2 $0^\circ \times 40$ mm 2. Grup Cam/Epoksi DCB Test Numunelerinin Deney Sonuçları

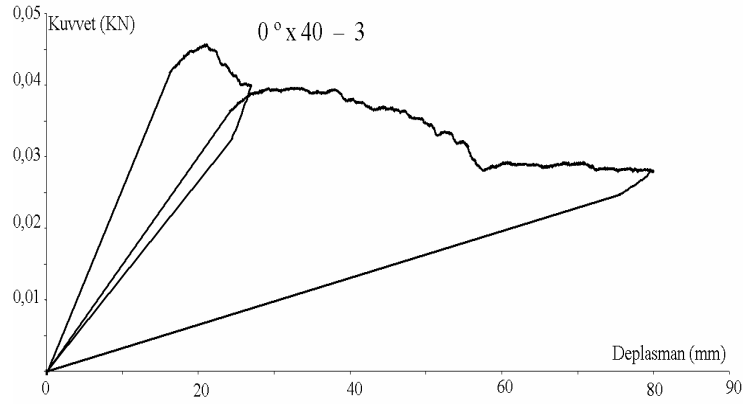
0° derece örgülü cam/epoksi malzemeden imal edilmiş ve genişliği 40 mm olan kompozit malzemenin çatlak ilerleme deneyleri herhangi bir sorunla karşılaşmadan beş adet numune olarak incelenmiştir. Bu numune grubunun tüm ortalamaları ve standart sapmaları beş numune üzerinden hesaplanmıştır.



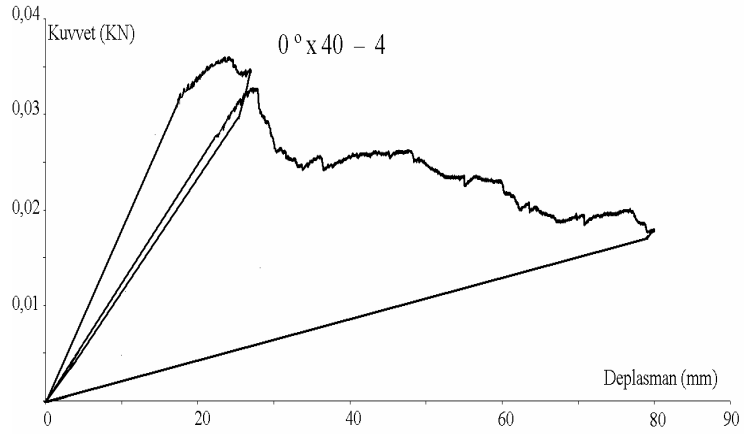
(a): Bir numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği



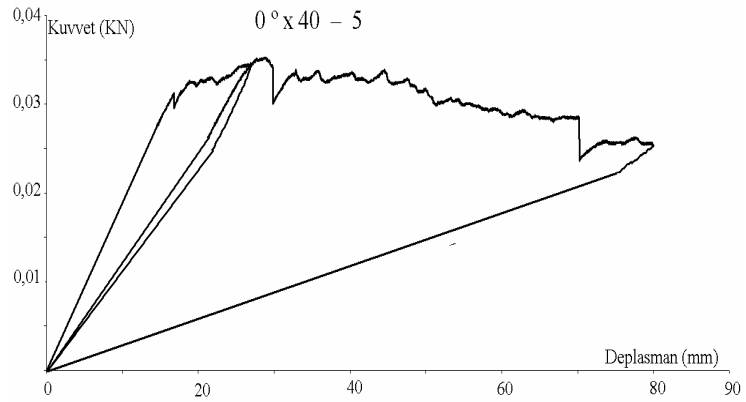
(b): İki numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği



(c): Üç numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği

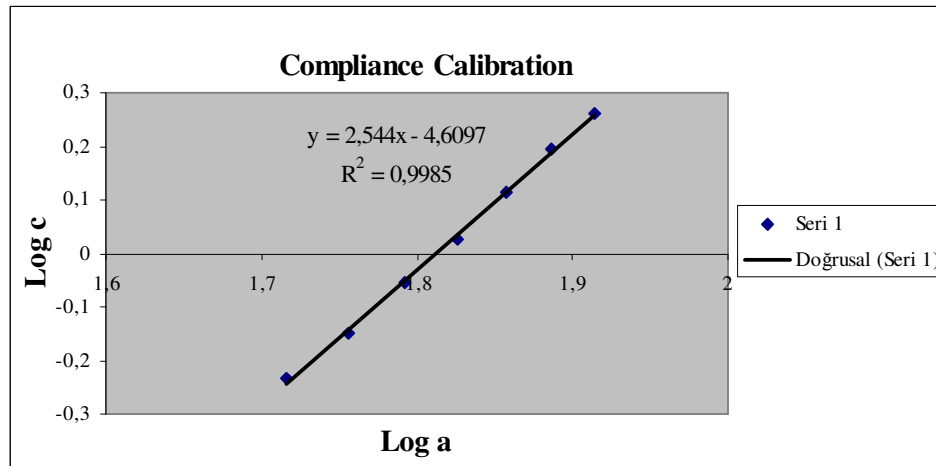


(d): Dört numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği



(e): Beş numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği

Şekil 4.29 0° derece fiber açılı, 40 mm numune genişliğine sahip 5 adet örgülü cam/epoksi numunesinin DCB deney sonucunda elde edilen yük-deplasman grafikleri (a, b, c, d, e).



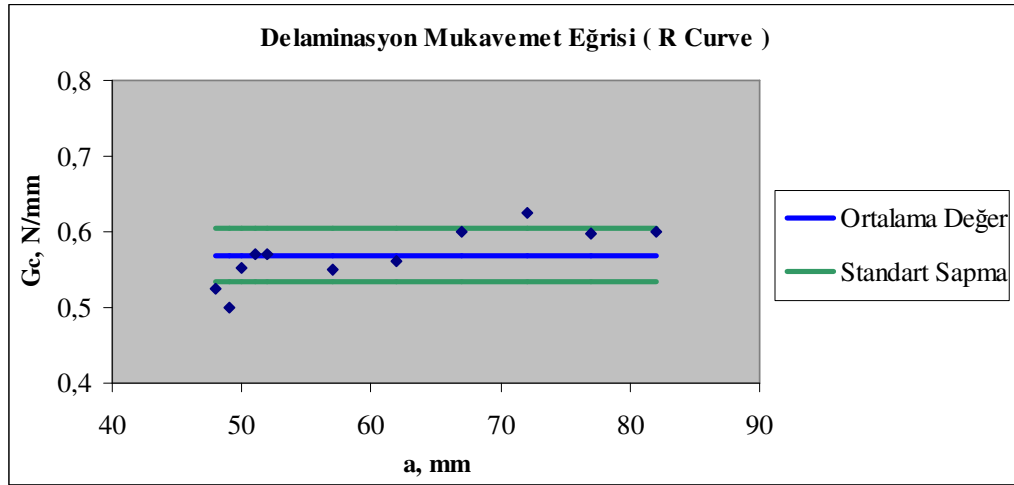
Şekil 4.30 0°x40 mm 5 adet deney numunesi ortalama değerleri için "n" değerinin bulunuşu

$y' = n$ ise \Rightarrow bu numune grubu için $n = 2,544$ 'dür.

$$R^2 = 0,9985$$

Tablo 4.5 Maksimum yük dağılımları, G_c değerleri ve bu değerlerin ortalamaları

Numuneler	0° x 40 -1	0° x 40 -2	0° x 40-3	0° x 40-4	0° x 40-5	ORT.
Max. Yük (N)	48,5	40,5	45	35,7	34,2	40,78
Max. Yüke Karşılık Gelen G_c N/mm	0,652	0,497	0,613	0,547	0,508	0,563



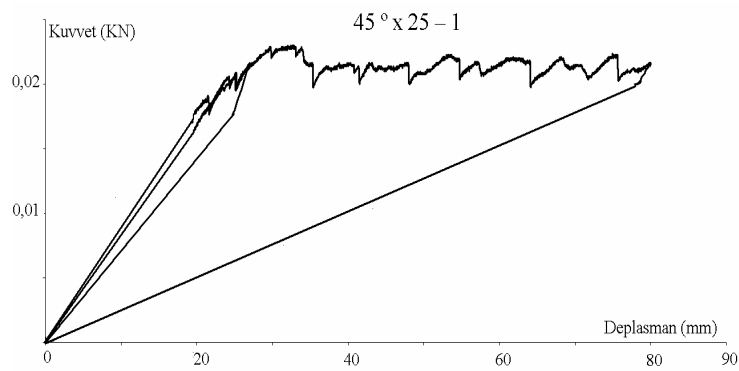
Şekil 4.31 0°x40 mm numune grubu için çatlak boyu değişimine bağlı G_c dağılımı

Ortalama değer = 0,569 N/mm

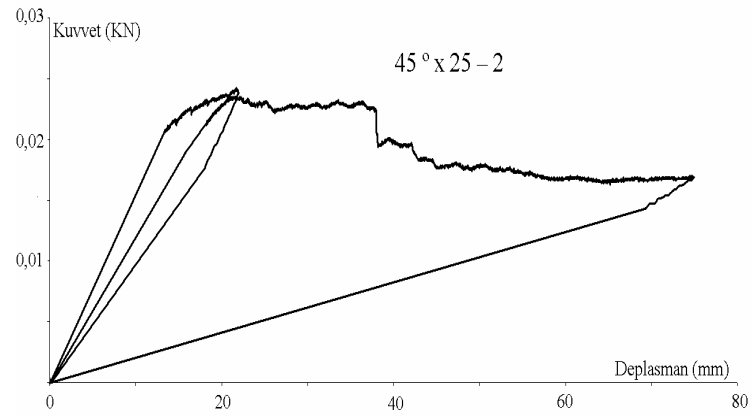
Standart sapma miktarı (σ) = 0,0359 N/mm olarak tespit edilmiştir.

4.4.3.3 45°x25mm 3.Grup Cam/Epoksi DCB Test Numunelerinin Deney Sonuçları

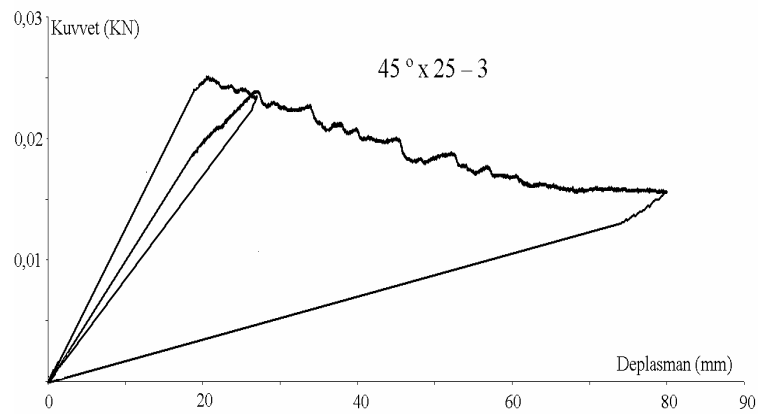
Bu numune grubunun tüm ortalamaları ve standart sapmaları, beş adet numunenin başarılı deney sonucu üzerinden hesaplanmıştır.



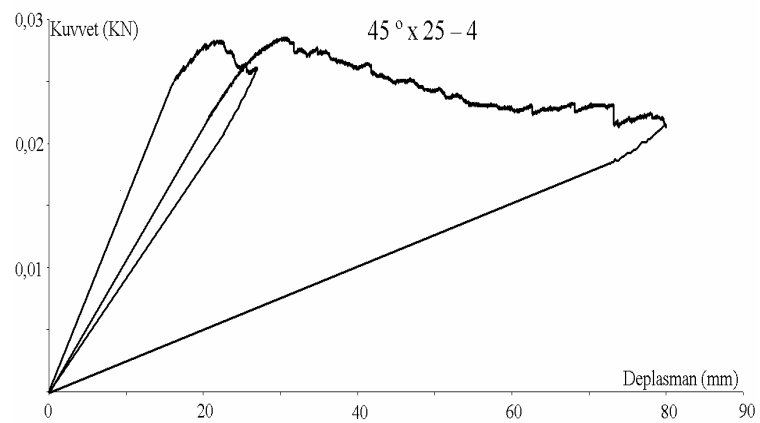
(a): Bir numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği



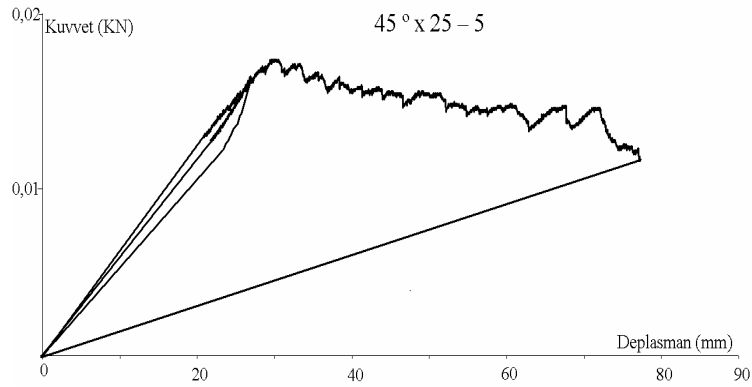
(b): İki numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği



(c): Üç numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği

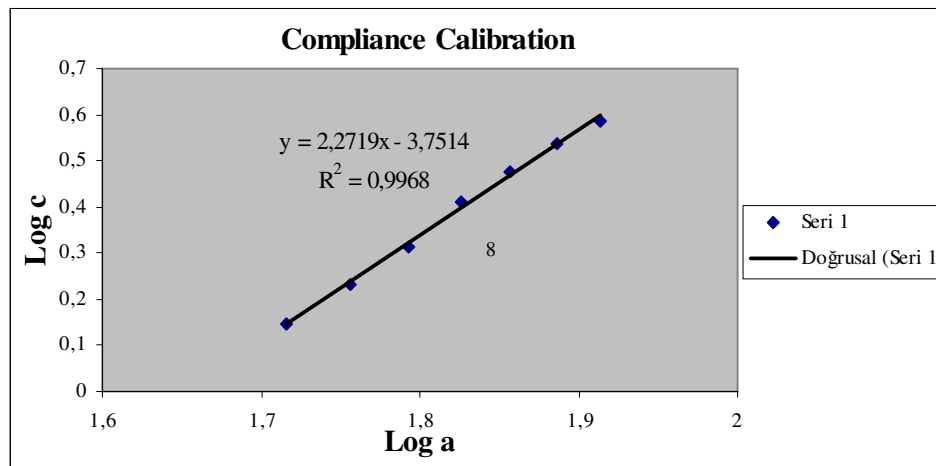


(d): Dört numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği



(e):Beş numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği

Şekil 4.32 45° derece fiber açılı, 25 mm numune genişliğine sahip 5 adet örgülü cam/epoksi numunesinin DCB deney sonucunda elde edilen yük-deplasman grafikleri (a, b, c, d, e).



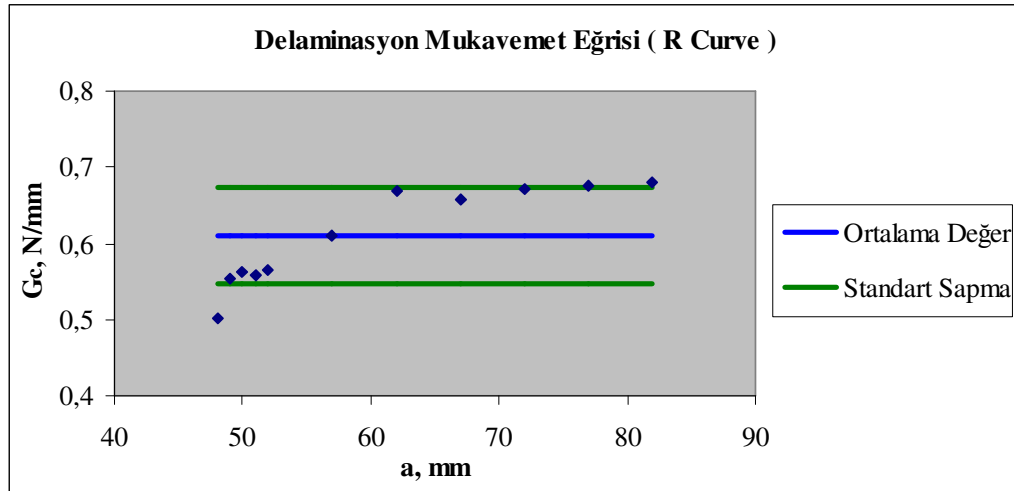
Şekil 4.33 45°x25 mm 5 adet deney numunesi ortalama değerleri için "n" değerinin bulunuşu

$y' = n$ ise \Rightarrow bu numune grubu için $n = 2,272$ 'dir.

$$R^2 = 0,9968$$

Tablo 4.6 Maksimum yük dağılımları, G_c değerleri ve bu değerlerin ortalamaları

Numuneler	45°x25-1	45°x25-2	45°x25-3	45°x25-4	45°x25-5	ORT.
Max. Yük (N)	22,7	24	24,5	27,7	17	23,18
Max. Yüke Karşılık Gelen G_c N/mm	0,69	0,482	0,512	0,531	0,506	0,544



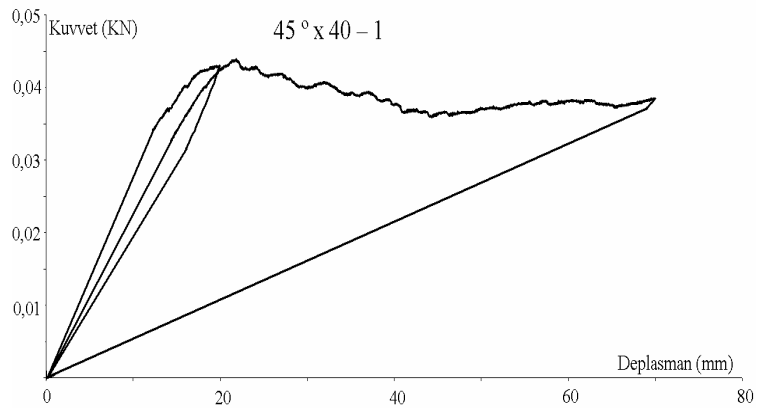
Şekil 4.34 45°x25 mm numune grubu için çatlak boyu değişimine bağlı G_C dağılımı

Ortalama değer = 0,610 N/mm

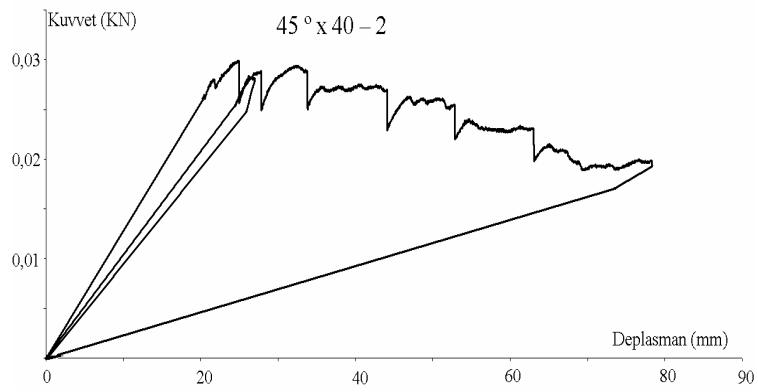
Standart sapma miktarı (σ) = 0,0639 N/mm olarak tespit edilmiştir.

4.4.3.4 45°x40mm 4.Grup Cam/Epoksi DCB Test Numunelerinin Deney Sonuçları

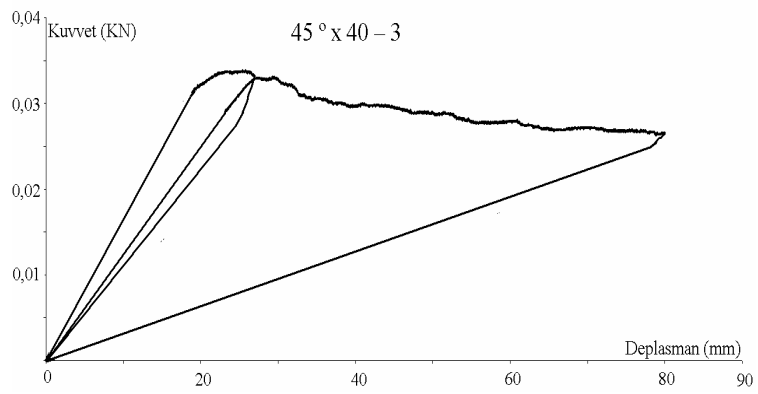
Bu numune grubunun tüm ortalamaları ve standart sapmaları, beş adet numunenin başarılı deney sonucu üzerinden hesaplanmıştır.



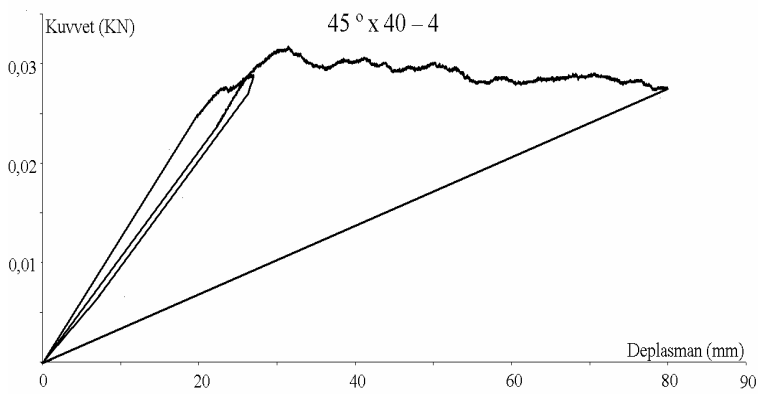
(a): Bir numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği



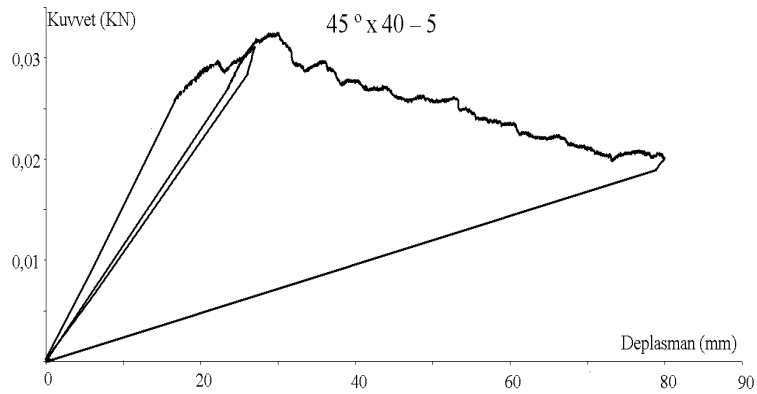
(b): İki numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği



(c): Üç numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği

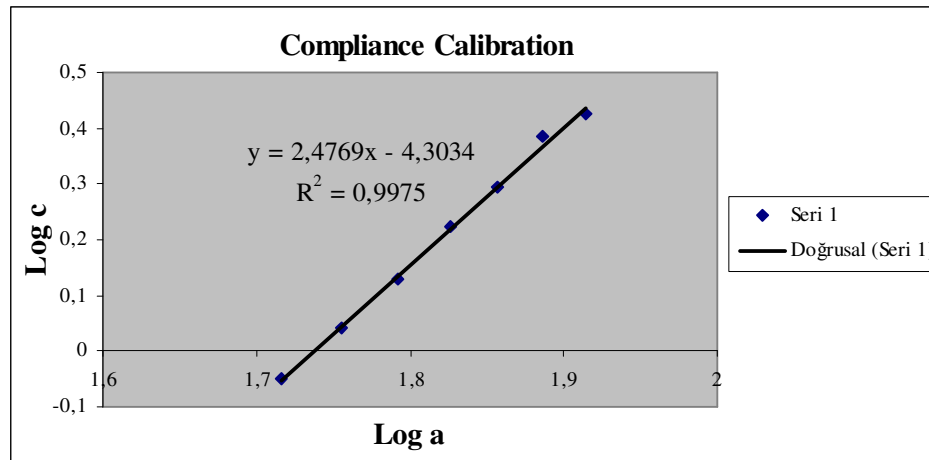


(d):Dört numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği



(e): Beş numaralı numunenin Kuvvet – Deplasman grafiği

Şekil 4.35 45° derece fiber açılı, 40 mm numune genişliğine sahip 5 adet örgülü cam/epoksi numunesinin DCB deney sonucunda elde edilen yük-deplasman grafikleri (a, b, c, d, e).



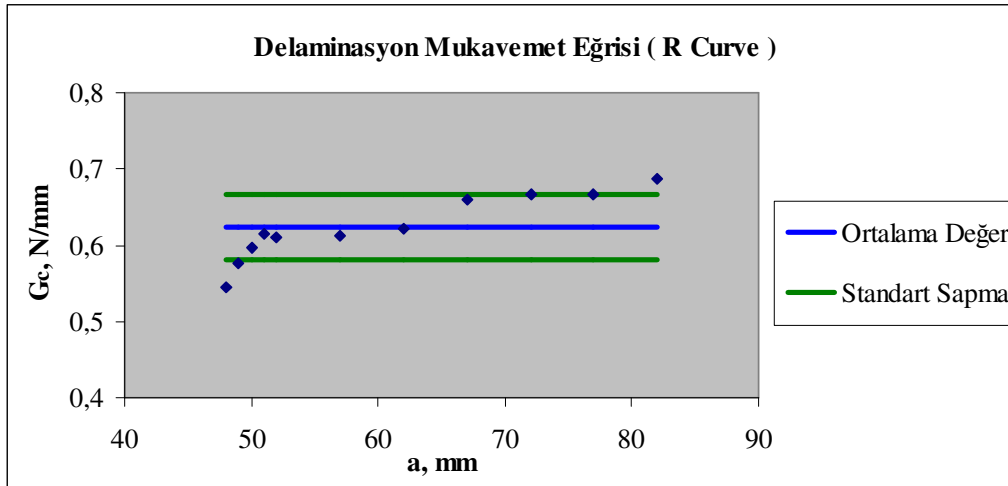
Şekil 4.36 45°x40 mm 5 adet deney numunesi ortalama değerleri için "n" değerinin bulunuşu

$y' = n$ ise \Rightarrow bu numune grubu için $n = 2,477$ 'dir.

$$R^2 = 0,9975$$

Tablo 4.7 Maksimum yük dağılımları, G_c değerleri ve bu değerlerin ortalamaları

Numuneler	45°x40-1	45°x40-2	45°x40-3	45°x40-4	45°x40-5	ORT.
Max. Yük (N)	42,7	29,2	33,7	31	32	33,72
Max. Yüke Karşılık Gelen G_c N/mm	0,53	0,45	0,52	0,586	0,564	0,530



Şekil 4.37 45°x40 mm numune grubu için çatlak boyu değişimine bağlı G_c dağılımı

Ortalama değer = 0,623 N/mm

Standart sapma miktarı (σ) = 0,0432 N/mm olarak tespit edilmiştir.

BÖLÜM BEŞ

SONUÇ

Ara yüzey kırılma tokluğu hesaplanacak olan cam/epoksi kompozit malzemesi kırılğan ve gevrek bir yapıya sahiptir. Bu yüzden bu malzemenin kırılma tokluğu hesapları için lineer elastik kırılma mekaniği kriterleri göz önüne alınmıştır. Numune boyutlarındaki kalınlık ihmal edilebilir düzeyde olduğundan, düzlem gerilme durumu geçerlidir ve denklem 3.9 kullanılarak Tablo 5.1’de verilen numune gruplarının ortalama kırılma tokluğu K_c değerleri bulunmuştur.

Tablo 5.1 Numune deney grupları için ortalama kırılma tokluğu değerleri

	0°x25 mm	0°x40 mm	45°x25 mm	45°x40 mm
Ortalama G_c 'ye Karşılık Gelen K_c Değerleri $MPa \sqrt{m}$	4,076	3,984	3,916	3,866

Deney numuneleri açı ve genişlik olmak üzere 2 farklı kombinasyona sahiptirler. Bu 2 farklı değişkene göre kırılma tokluğu değerleri azda olsa değiştiği gözlenmiştir. İlk olarak örgülü lifler arasındaki açıları sabit ama numune genişliğini değişken olarak ele aldığımızda, kıyaslanan numune gruplarında yaklaşık olarak aynı sonuçlara ulaşılmıştır.

25 mm ve 40 mm genişliğinde örgülü 0° numunelerden 5'er adet numune vardır. Sonuçlar kıyaslandığında %60 oranında numune genişliği artışına karşılık kırılma tokluğu değeri %2,20 oranında azalmıştır. Aynı şekilde 25 mm ve 40 mm genişliğinde 5'er adet 45° numuneler içinde sonuçlar kıyaslandığında %60 oranında genişlik artışı olduğunda %1,27 gibi bir kırılma tokluğu değerinde azalma bulunmuştur.

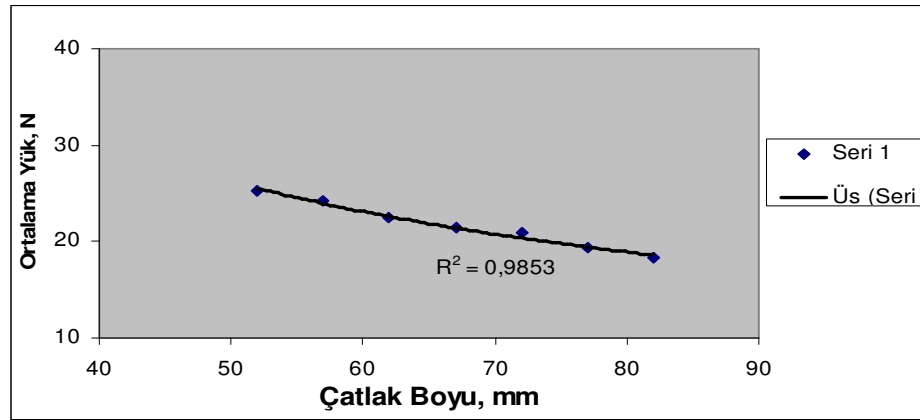
Genişlik artışı ile kırılma tokluğu değerlerinde az da olsa bir düşme olmuştur. Numune genişliği arttıkça kırılma tokluğundaki bu düşüş hesaplamalarda göz ardı edilebilir ve ASTM D 5528 standardında da not edildiği gibi DCB deneylerinde

genişlik kritik bir değer değildir ve bununla birlikte kırılma tokluğu değerleri genişlikten bağımsızdır diye kabul edilmiştir.

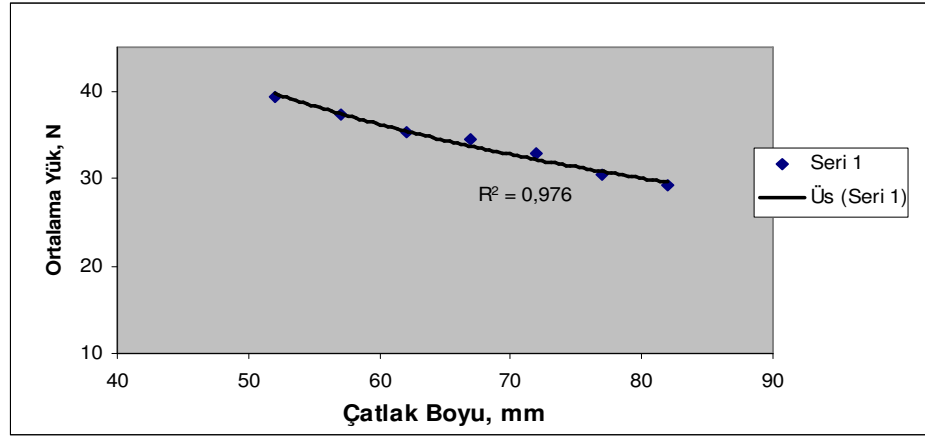
İkinci olarak, 25 mm genişliğindeki numune gruplarında 0° ve 45° için örgülü cam fiberler kırılma tokluğu değerleri hesaplanmış ve 0° numunelerin 45° numunelerden %3,93 daha fazla kırılma tokluğu değerlerine sahip olduğu gözlemlenmiştir. Aynı şekilde 40 mm genişliğindeki numune gruplarında 0° ve 45° numuneler içinde sonuçlar kıyaslandığında, 0° numunelerin 45° numunelerden %2,96 oranında daha fazla kırılma tokluğu değerlerine sahip olduğu bulunmuştur.

Bulunan bu değerler ihmal edilebilecek düzeyde olmakla birlikte 0° fiber açısının kırılma tokluğu değerlerinin 45° fiber açısına oranla azda olsa yüksek çıkmasının nedeni olarak çatlak ilerlerken kendisine dik gelen fiber açılarını geçmekte zorlanması, kendisi ile paralel ilerleyen fiber açılarında ise daha rahat ilerlemesi olarak yorumlanmıştır.

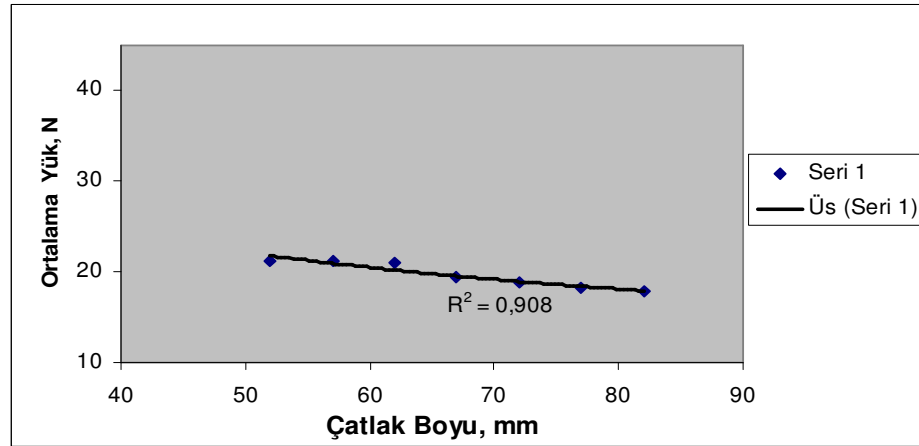
DCB deneyi karakteristik özellikleri bakımından her numune grubunun çatlak ilerleme miktarına karşılık gelen ortalama kuvvet ve deplasman miktarları numuneleri yorumlamamız açısından da önem kazanmaktadır. Şekil 5.1'den Şekil 5.4'e kadar çatlak ilerlemesine karşılık ortalama yük karakteristik özellikleri veren grafikler verilmiştir.



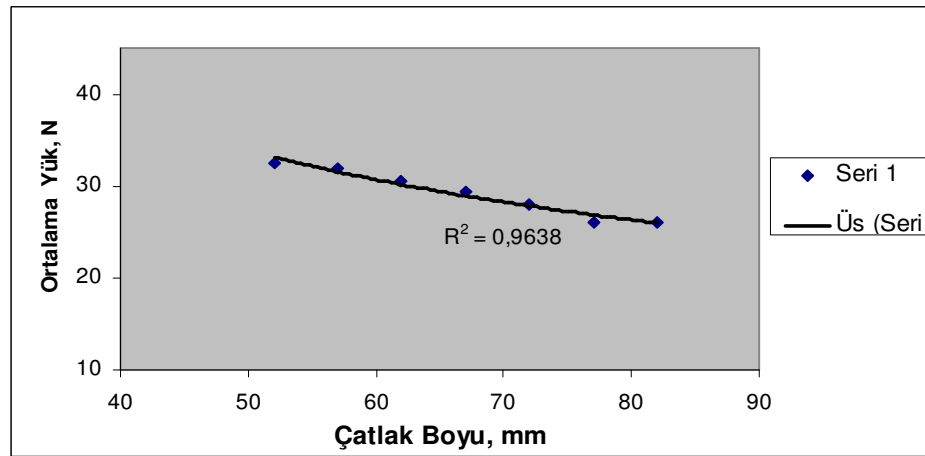
Şekil 5.1 0° x25 mm deney grubu için çatlak ilerlemesine karşılık gelen kritik yük grafiği



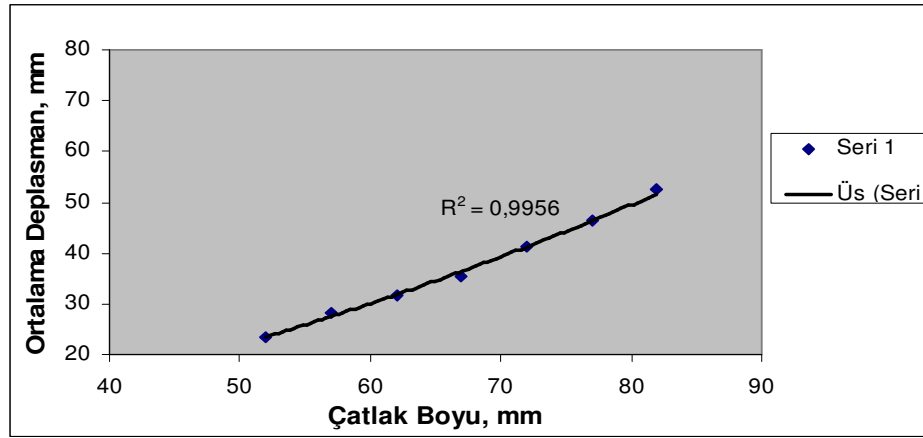
Şekil 5.2 0°x40 mm deney grubu için çatlak ilerlemesine karşılık gelen kritik yük grafiği



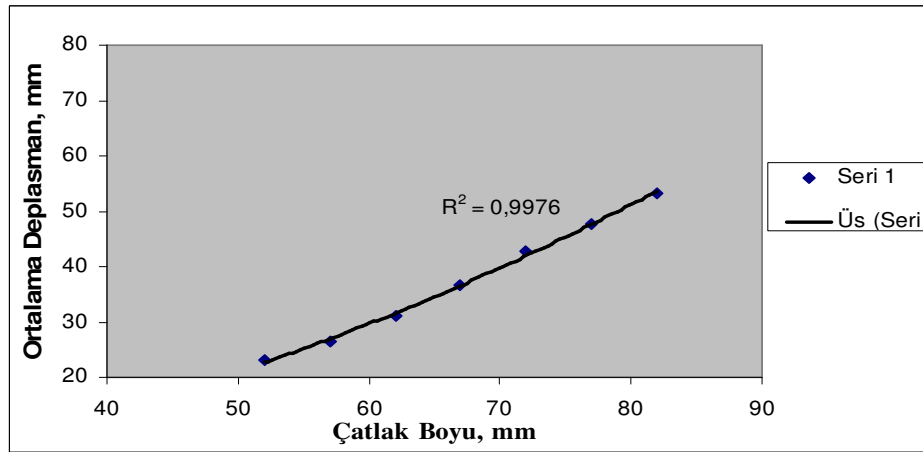
Şekil 5.3 45°x25 mm deney grubu için çatlak ilerlemesine karşılık gelen kritik yük grafiği



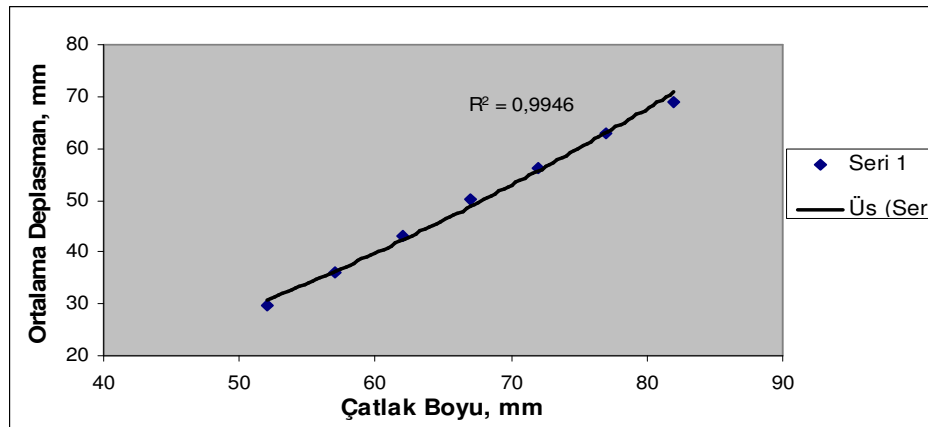
Şekil 5.4 45°x40 mm deney grubu için çatlak ilerlemesine karşılık gelen kritik yük grafiği



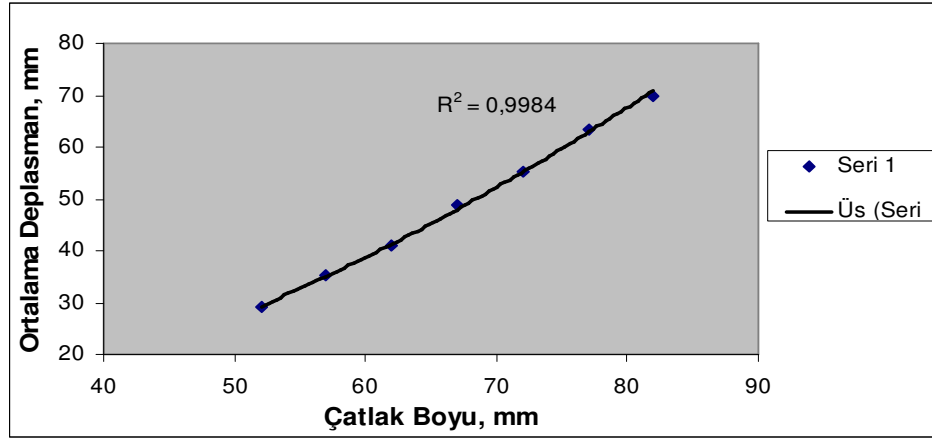
Şekil 5.5 0°x25 mm deney grubu için çatlak ilerlemesine karşılık gelen deplasman grafiği



Şekil 5.6 0°x40 mm deney grubu için çatlak ilerlemesine karşılık gelen deplasman grafiği



Şekil 5.7 45°x25 mm deney grubu için çatlak ilerlemesine karşılık gelen deplasman grafiği



Şekil 5.8 45°x40 mm deney grubu için çatlak ilerlemesine karşılık gelen deplasman grafiği

Şekil 5.1'den 5.4'e kadar olan karakteristik gösterimlerde çatlak boyu ilerledikçe ortalama yükün düştüğü gözlemlenmiştir.

Şekil 5.5'den Şekil 5.8'e kadar olan ortalama deplasman-çatlak boyu grafiklerinde ise deplasmanın çatlak boyu ile doğru orantılı olduğu gözlemlenmiştir.

KAYNAKLAR

Aksoy, T. (1984). *Kırılma mekaniği*. İzmir: Mühendislik - Mimarlık Fakültesi Basım Ünitesi.

ASTM Standard D 5528-01 (1984). *Standard test method for mod I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites* Annual Book of ASTM Standards, Vol 03.01, Philadelphia.

Davidson, B.D., Kruger, R., & Konig. (1996). Effect of Stacking Sequence on Energy Release Rate Distributions in Multidirectional DCB and ENF Specimens. *Engineering Fracture Mechanics*, 55 (4), 557-569.

Fracture mechanics, The history of fracture mechanics (b.t). 4 Ocak 2007, http://en.wikipedia.org/wiki/Fracture_mechanics

Gay,D., Hoa, S.V, & Tsai S.W. (1997). *Composite materials* (4th ed.). Paris: CRC Press LLC

Akovaıı, G.(1996). Polimerik ileri malzemeler. *Metalurji Mühendisleri Odası Yayını*, Ekim Vol. 20, s.32

Havacılık sanayiinde kullanılan plastik matrisli kompozit malzemeler, (b.t). 12 Eylül 2007, [http:// www.hho.edu.tr/huten/2003-2004/%20Seminer%20internet/UĞUR](http://www.hho.edu.tr/huten/2003-2004/%20Seminer%20internet/UĞUR).

Kalarikkal, S.G. (2004). *Fracture toughness of graphite/epoxy laminates at cryogenic conditions*. Degree Of Master Of Science, Florida: University Of Florida.

Kompozit malzeme kullanım alanları, (b.t). 3 Mayıs 2007, <http://www.gmcomposite.com/index2>.

- Kompozit malzemeler ve mekanik özellikleri*, (b.t). 17 Temmuz 2007, http://www.teknolojikarastirmalar.com/e-egitim/yapi_malzemesi/icerik/kompozit.
- Uğuz, A. (1996). *Kırılma mekaniğine giriş*. Bursa: Uludağ Üniversitesi Güçlendirme Vakfı, Yayın No: 118.
- Onuk,K.N. (26 Mart 2003) . *Kompozit malzemeler*.22 Eylül 2004 www.gidb.itu.edu.tr/staff/odabasi/KAANKOMP.PDF
- Özdemir, A.(2006). *Seramik malzemelerin kırılma tokluğu değerlerinin üç boyutlu sonlu elemanlar yöntemi ile teorik olarak belirlenmesi*. Yüksek Lisans Tezi, İzmir: Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Smith, W.F. (1993). *Foundations of materials science and engineering (Second ed.)*, Singapore: Mc Graw-Hill.
- Sönmez, Ö.F. (17 Temmuz 2007). *Otomotiv sanayiinde kompozit malzeme kullanımı*. <http://www.yenimuhendis.com/forum/kompozit-malzemeler-t207>.
- Sun, C.T., & Zheng, S. (1996). Delamination characteristics of double cantilever beam and end-notched flexure composite specimens. *Composites Science and Technology*, 56, 451-459.
- Toparlı, M. ve Aksoy, T. (1998). Fracture toughness determination of composite resin and dentin / composite resin adhesive interfaces by laboratory testing and finite element models. *Dental Materials*, (Vol.14), 287-293.
- Williams, J. G. (1989). The fracture mechanics of delamination tests. *Journal of Strain Analysis*, 24 (4), 1989, 207–214.