

DOKUZ EYLÜL ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ORTHOTROPIC MALZEMELERDE
ÇATLAK İLERLEMESİ VE
KIRILMA TOKLUĞU TAYİNİ

Ali SORUCU

Kasım, 2007

İZMİR

ORTHOTROPIC MALZEMELERDE ÇATLAK İLERLEMESİ VE KIRILMA TOKLUĞU TAYİNİ

Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek Lisans Tezi

Makine Mühendisliği Bölümü, Mekanik Anabilim Dalı

Ali SORUCU

Kasım, 2007

İZMİR

YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU

ALİ SORUCU, tarafından YRD. DOÇ. DR M.EVREN TOYGAR yönetiminde hazırlanan “**ORTHO TROPIC MALZEMELERDE ÇATLAK İLERLEMESİ ve KIRILMA TOKLUĞU TAYİNİ**” 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. Çınar YENİ

Jüri Üyesi

.....
Yrd. Doç. Dr. Mustafa TOPARLI

Jüri Üyesi

.....
Prof. Dr. Cahit HELVACI

Müdür

Fen Bilimleri Enstitüsü

TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın ortaya çıkarılması ve yürütülmesi esnasında beni yönlendiren, destekleyen ve yardımlarını esirgemeyen başta hocam Sayın YRD. DOÇ. DR. M.EVRENTÖYGAR'a sonsuz teşekkür ederim.

Çalışmam boyunca bana gösterdikleri hoşgörü ve yardımlar için çalıştığım şirket MAK-SAN Makine San. ve Tic. A.Ş. ve mesai arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Son olarak, benim bu günlere gelmemde büyük emeği olan, beni sürekli destekleyen, çalışmalarımın her aşamasında maddi ve manevi desteklerini esirgemeyen aileme teşekkürü bir borç bilirim.

Ali SORUCU

ORTO TROPİK MALZEMELERDE ÇATLAK İLERLEMESİ VE KIRILMA TOKLUĞU TAYİNİ

ÖZ

Bu çalışmada, cam epoksi kompozit malzemenin kırılma tokluğu değerleri, deneysel olarak bulunmuştur. Kırılma tokluğu değerlerinin belirlenmesinde Lineer Elastik Kırılma Mekaniği (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 mekaniği hakkında genel bilgi verilmiştir. Dördüncü bölümde kırılma tokluğu deneylerinden bahsedilmiş ve deneysel çalışma anlatılmıştır. Aynı bölüm içerisinde kırılma tokluğu hesaplamalarının nasıl yapıldığı ifade edilmiş, deneysel çalışmadan elde edilen sonuçlar verilmiştir. Son olarak beşinci bölümde bu sonuçlar değerlendirilmiş ve derdlenmiştir.

Anahtar sözcükler : Kırılma mekaniği, kırılma tokluğu, kompozit, lineer elastik kırılma mekaniği.

THE DETERMINATION OF CRACK PROPAGATION AND FRACTURE TOUGHNESS IN ORTHOTROPIC MATERIALS

ABSTRACT

In this study, fracture toughness values of glass epoxy composite material have been found by experimental results. While determining fracture toughness values Linear Elastic Fracture Mechanics (LEFM) approach has been used.

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 fracture toughness have been discussed. In the last chapter, all the results of the experiments have been assessed.

Keywords : Fracture mechanics, fracture toughness, composite, linear elastic fracture mechanics.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
TEZ SONUÇ FORMU	ii
TEŞEKKÜR	iii
ÖZ	iv
ABSTRACT	v
BÖ LÜ M B İ R – G İ R İ Ş	1
BÖ LÜ M İ K İ – K O M P O Z İ T M A L Z E M E L E R	6
2.1 Kompozit Malzemelerin Tanımı.....	6
2.2 Kompozit Malzemelerin Özellikleri	7
2.3 Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları.....	9
2.3.1 Havacılık Sektöründe Kullanılan Kompozit Malzemeler	10
2.3.2 Otomotiv Sektöründe Kullanılan Kompozit Malzemeler	14
2.4 Kompozit Malzeme Türleri	17
2.4.1 Elyafli Kompozitler	17
2.4.2 Parçacıklı Kompozitler	18
2.4.3 Karma Kompozitler	18
2.4.4 Tabakalı Kompozitler	19
2.5 Matris Malzemeleri	20
2.5.1 Polimer Matris Malzemeler	21
2.5.1.1 Epoksi Reçine Matrisler	22
2.5.1.2 Polyester Reçine Matrisler	23
2.5.1.3 Fenolik Reçine Matrisler	23
2.5.1.4 Vinylester Reçine Matrisler	24
2.5.1.5 Silikon Reçineler	24
2.5.2 Metal Matris Malzemeler	24
2.6 Elyaf lar	24

2.6.1 Cam Elyaf lar	26
2.6.2 Asbest Ely aflar	26
2.6.3 Kar bon Ely aflar	27
2.6.4 Aramid Ely aflar	27
2.6.5 Bor Ely afları	27
2.6.6 Silisyum Karbür Ely afları	27
2.7 Kompozitlerin Mekanik Davranışı	28
2.8 Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri	29
2.8.1 Elle Y atırma	29
2.8.2 Püskürtme	29
2.8.3 Elyaf Sarma	30
2.8.4 Reçine Transfer Kalıplama	30

BÖ LÜ M Ü Ç – KIRILMA MEKANİ Ğ İ 32

3.1 Kırılma Mekan i Ğ ne Giriş	32
3.2 Kırılma Çeşitleri	39
3.2.1 Gevrek Kırılma	39
3.2.1.1 Çok Eksenli Gerilme Durumu.....	39
3.2.1.2 Yüksek Deformasyon Hızı.....	39
3.2.1.3 Düşük Sıcaklık	40
3.2.1.4 Partikül Bom bard ır m anı	40
3.2.1.5 Uygun Olmayan Malzeme.....	41
3.2.2 Sünek Kırılma	41
3.2.3 Sürünme Kırılması	41
3.2.4 Yorulma Kırılması.....	41
3.3 Kırılma Mekan i Ğ i Çeşitleri.....	41
3.3.1 Lineer Elastik Kırılma Mekan i Ğ i.....	42
3.3.1.1 Griffith Teorisi	43
3.3.1.2 Irwin Teorisi	45
3.3.1.3 Kırılma Modelleri	46
3.3.2 Elastik Plastik Kırılma Mekan i Ğ i	51

BÖ LÜ M DÖ RT- KIRILMA TO KLU Ğ U DENEYLERİ..... 52

4.1 Kırılma Tokluğu Deney Çeşitleri	54
4.1.1 Üç Nokta Eğme Deneyi (SENB)	55
4.1.2 Tek Çentik Kenarlı Çekme Deneyi (SENT).....	55
4.1.3 Kompakt Çekme Deneyi (C-T)	56
4.1.4 Çift Ankastre Kiriş Test Tekniği (DCB)	56
4.2 Kuvvet - Deplasman Grafikleri	57
4.3 Kırılma Tokluğu (K_{IC}) Test Prosedürü	59
4.4 Test Numunesi Üretimi	59
4.5 Üç Nokta Eğme Deneyinin Yapılışı.....	62
4.6 Tek Çentik Kenarlı Çekme Deneyinin Yapılışı	76

BÖ LÜ M BEŞ – SONUÇ 86

KAYNAKLAR 88

BÖLÜM BİR

GİRİŞ

Üretimin devam etmesi için malzeme çok önemli bir yer tutar. Modern teknoloji, malzemelerin özelliklerini arttırma ve iyileştirme olanağı sağlamıştır. Uzay, uçak, otomotiv endüstrileri gibi ileri teknoloji alanında kullanılmak üzere hafif ve üstün özelliklere sahip yeni malzemelere ihtiyaç duyulmaktadır.

Malzemecilerin araştırma konularında yoğunlaşmaları, mukavemeti yüksek ve sünekliği iyi olan malzemeler üzerine olmuştur. Malzemelerin mukavemet değerleri arttıkça yük taşıma kapasiteleri artar, iyi bir süneklik ile ani ve yıkıcı hasarlar engellenmiş olur.

Modern teknolojinin kullanıldığı üretim alanlarında mukavemet/ağırlık, mukavemet/yoğunluk oranları gibi malzeme özellikleri önemli yer tutar. Ağırlığa duyarlı alanlarda kullanılan malzemelerin mukavemet limitlerinin zorlanması, belirli kurallar içinde farklı malzemeler karıştırılarak özelliklerin iyileştirilmesi bu alanda önemli gelişmelere yol açmıştır. Tek bir malzeme kullanmak ve sınırlı mekanik özelliklerle yetinmek yerine, iki yada daha fazla sayıda değişik malzemeyi birleştirip kompozit haline getirme düşüncesi kullanışlı ve başarılı olmuştur. Böylece tek bir malzemede bulunmayan özellikler kompozit ile elde edilmiş olur.

Makine 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.

Hemen hemen tüm mühendislik malzemeleri mikroskopik 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 Mekanikliği*dir.

A.A Griffith 1920'lerin başlarında kırılma olayını, çatlak ilerlemesi için gerekli enerji olarak tespit edip bu çalışmasını yayınlamıştır.

Kırılma Mekaniği, önemli ölçüde Griffith'in 1920' de yayınlamış olduğu çalışma ile başlamış ve Irwin'in 1958'deki çalışması ile hız kazanmıştır. Irwin (1983), kırılma mekaniğini şu şekilde tanımlamıştır: “.....malzemelerin kırılması, uygulamalı mekaniğin kanunları ve malzemelerin makroskobik özelliklerine bağlı olarak açıklanabilir. Kırılma Mekaniği, gerilme analizine bağlı olarak kırılma direncini, uygulanan yüke ve hata içeren parçaların yapısal geometrisine bağlı olarak ortaya koyan bir yaklaşımdır”.

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 almalıdırlar.

Kırılma Mekaniği aşağıdaki temel soruların cevaplandırılmasına yardımcı olur.

- Çatlak ilerleyecek mi?
- Kritik çatlak uzunluğu nedir?
- Bir çatlak 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 arttırılması,
4. Mikroyapının kontrolü sonucu mekanik özelliklerin arttırılması.

• 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 toleranslıdırlar. 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 kullanıcısını riske atmaktadır. Ekonomik problemler ise ekipmanın ömrünü ve ürün maliyetini olumsuz yönde etkilemektedir.

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

Ekonomik problemler ise yavaş yavaş ve sinsice 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), dış 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, çigneme 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.

Avcı, Arıkan ve Akdemir (2003), yaptıkları çalışmada çelik fiber takviyeli polimer kompozitin kırılma davranışını incelemişlerdir. Yapılan çalışmada, çelik fiber takviyeli parçacık dolgulu polimer kompozit kirişler ağırlıkça farklı çelik fiber oranlarında üretilmiş ve deney için başlangıç çatlağı açılmıştır. Hazırlanan numunelere üç nokta eğme testi uygulanmış ve Mod I' e göre kırılma davranışları

incelenmiştir. Numunelerin gerilme şiddet faktörleri başlangıç çatlak derinliği, kompians ve J-integral metotları gibi farklı metotlar kullanılarak hesaplanmış ve sonuçlar birbirleriyle karşılaştırılmıştır.

Avcı, Uyaner ve Şahin (2003), yaptıkları çalışmada cam kumaş-polyester kompozit levhalarda takviye açısının kırılma davranışına etkilerini deneysel olarak incelemişlerdir. Bu amaç için, ASTM E-399 standardına uygun olarak kompakt çekme numuneleri hazırlamışlar ve bu numunelerle kırılma mekaniği deneyleri yapmışlardır. Yapılan deneyler sonucunda kompozit malzemenin kırılma tokluğu değerini belirlemişlerdir. Takviye açısı farklı numunelerle deneylere devam etmişler, takviye açısına bağlı olarak elde ettikleri kırılma tokluğu sonuçlarını grafik olarak yayınlamışlardır.

Hattatoğlu, Hınıslioğlu ve Özel (2003), düşük sıcaklıktaki asfalt betonu kırışlarının kırılma tokluğunun sonlu elemanlar yöntemi ile tahmin edilmesi üzerine bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışmada, düşük sıcaklıktan dolayı asfalt kaplamalarda meydana gelen çatlamların Lineer Elastik Kırılma Mekaniği (LEKM) kanunlarıyla araştırılabileceğini ortaya koymuşlar ve buna bağlı olarak asfalt malzemeler için ömür tahmini yapmışlardır.

BÖLÜM İKİ

KOMPOZİT MALZEMELER

2.1 Kompozit Malzemelerin Tanımı

İstenilen bir amaç için tek başına uygun olmayan iki yada 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.

Kompozit malzemeler, genellikle **matris** denilen ana faz ile takviye verici olarak adlandırılan ikincil fazdan oluşurlar. Burada ikincil fazı **fiber** olarak adlandırabiliriz. Matris (anafaz) ve ikincil fazdan (fiber) istenilen özellikleri elde edilecek oranda fiziksel karışımı ile kompozit malzeme üretilir. Bu iki ana karışım grubundan çekirdek olarak kullanılan fiber malzeme, kompozit malzemenin mukavemetini ve yük taşıma kabiliyetini sağlar. Matris malzemede plastik deformasyona geçişte oluşabilecek çatlak ilerlemelerini önleyici bir rol oynamakta ve kompozit malzemenin kopmasını geciktirici etki yapmaktadır. Matris olarak kullanılan malzemenin diğer bir amacı da fiber malzemeleri yük altında bir arada tutmak ve yükü lifler arasında homojen olarak dağıtmaktır. Bunun sonucu olarak, fiber malzemelerde plastik deformasyon gerçekleştiğinde ortaya çıkacak çatlak ilerlemesinin önüne geçilmiş olur.

Kompozit malzemeler; doğal bir malzeme olmaması, kimyasal bileşimleri birbirinden farklı ve belirli ara yüzeylerle ayrılmış en az iki malzemenin bir araya getirilmiş olması, farklı bileşenlerin üç boyutlu olarak bir araya getirilmiş olması gibi tanımlamalara göre mikroskobik açıdan heterojen bir malzeme özelliği göstermekte, ancak makroskobik açıdan homojen bir malzeme gibi davranmaktadır.

2.2 Kompozit Malzemelerin Özellikleri

Taşıdığı karakteristik özellikleri ile diğer materyallere göre birçok avantajı bulunan kompozit malzemeler uzun ömürleri ile hafiflikleri yanı sıra yüksek kimyasal ve mekanik dayanımları sebebi ile tercih edilmektedir.

Yüksek mekanik özellikler: Çekme, basma, darbe, yorulma dayanımları yüksektir. Kompozit malzemeler yapıları gereği mekanik özellikleri değişken malzemelerdir, ama bu değişkenlik kullanım alanına göre arttırıldığında istenen sonuçlara ulaşılabilmektedir.

Hafiflik: Metallere oranla daha hafif malzemelerdir. Örneğin kompozitten üretilen bir profil kesit muadili bir çelik profilin ortalama 1/4'ü ağırlığındadır. Polimer kompozitler genelde 1,5-2 gr/cm yoğunluğundadır. Metal kompozitlerin yoğunlukları 2,5-4,5 gr/cm olmakla birlikte değişiklik görülebilir.

Rijitlik ve Boyut Kararsızlığı: Genleşme katsayıları nispeten düşük olup sert, sağlam bir yapı ve büyük bir boyut kararlılığı gösterirler.

Isı Dayanımı: Kompozit malzemeler ısıl değişikliklerden etkilenmezler. Yani ısı ile şekil değiştirmezler. Bu özellikleri kompozit malzemelere ısı altında çalışan bir sistemde sorunsuz çalışabilme yeteneği kazandırır. Buna ek olarak ısı izolasyonu sağlayan malzemeler olduklarından ısıyı bünyelerinde iletmezler. Alev dayanım özellikleri ise katkılarla kazanılmış özelliklerdir. Alev geciktirme, iletmemeye ve kendiliğinden sönmeye özelliklerine sahip kompozit malzemelerin yangın esnasında çıkardığı zehirli gaz miktarı da minimum seviyededir. Bu özellikleri ile yangın merdiveni gibi kritik güvenlik noktalarında kullanılabilmektedir.

Kimyasal Direnç: Kompozit bir çok kimyasal maddelere, asitler, alkaliler, çözücüler ve açık hava şartlarına karşı son derece direnç gösterirler. Kimya tesisleri için çok kullanılan malzemelerdir.

Elektriksel Özellikler: Elektriksel özellikler kompozitlerde isteğe göre ayarlanabilir. Yalıtkan özellikleri sayesinde trafo üretiminde yüksek miktarda kullanılan kompozit malzemeler elektrik sektöründe bir çok üründe kullanılmaktadır.

Bütün bu özelliklerin yanı sıra geniş renk ve desen seçenekleri, esneklik, U.V. dayanımı, montaj kolaylığı gibi bir çok artısı bulunan kompozit malzemeler bu özellikleri sayesinde her sektörde kendine yer edinmiştir. Dünyada bir çok isimle anılan cam takviyeli kompozit malzemeler (Fiberglass, CTP, FRP, GRP vs...) denizcilikten gıdaya, müzik aletlerinden otobüs ve tren yan panellerine kadar bir çok yerde kullanılmaktadır.

Kompozit malzeme üretiminde genellikle aşağıdaki özelliklerden birinin veya birkaçının geliştirilmesi amaçlanmaktadır.

Mekanik dayanım, çekme, basınç, eğilme, çarpma dayanımı,
Kırılma tokluğu,
Korozyon direnci,
Yorulma dayanımı, aşınma direnci,
Yüksek sıcaklığa dayanıklılık,
Isı iletkenliği yada ısı direnç,
Elektrik iletkenliği veya elektriksel direnç,
Akustik iletkenlik, ses tutuculuğu,
Rijitlik,
Ağırlık,
Görünüm, gibi özellikler.

Bu amaca yönelik olarak, kompozit üretiminde farklı yöntemler kullanılmaktadır. Ancak hepsinde değişmeyen temel ilke, bileşenlerin zayıf yönlerinin amaç doğrultusunda iyileştirilerek daha nitelikli yapının elde edilmesidir.

2.3 Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları

Kompozit malzemeler, genellikle birleşim malzemelerinin en iyi özelliklerini alacak tarzda imal edilirler. Hafif fakat mukavim olması istenen uygulamalarda çelik ve benzeri metallerin yerini almıştır. Belirli özgül özelliklerinin yüksek olması sebebiyle kompozit malzemelerin bir çok endüstri alanında kullanımı yaygınlaşmaktadır. Başlangıçta hafiflikleri sebebiyle uzay sanayiinde kullanılmışlardır, günümüzde gıda sektöründen otomotiv sektörüne, inşaat sektöründen denizcilik sektörüne kadar her alanda kullanım imkanları araştırılmaya devam edilmektedir. Kompozit malzemelerin yaygın olarak kullanıldığı başlıca sektörler ve bu sektörlerde kullanılan ürün tipleri şu şekilde özetlenebilir.

İnşaat ve Yapı Sektörü: Dış ve iç cephe kaplamaları, prefabrik binalar, çatı kaplama levhaları ve çatı detay profilleri, dekoratif uygulamalar, beton kalıpları, taşıyıcı profiller, yağmur suyu taşıma sistemleri, muhtelif amaçlı izolasyon işleri, köprüler vs...

Savunma Sanayii ve Havacılık Sektörü: Uçak ve helikopter gövde parçaları, uçak burun ve kanat parçaları, havan topları gövdeleri ve sandıkları, kurşun geçirmez panel imali, miğferler, mayın ve hücum bot parça ve gövdeleri, barınaklar vs..

Gıda ve Tarım Sektörü: Silolar, gıda depolama tankları, salamura tankları, kültür balıkçılığı ekipmanları, seralar, tahıl depoları, sulama kanalları vs..

Otomotiv ve Taşıma Sektörü: Otomobil kaportaları, kamyon ve otobüs yan panelleri, tır yan çitaları, kamyon rüzgarlık ve ön panelleri, karayolu işaret levhaları, karayolu kenar çökmeleri vs..

Kimya Sektörü: Asit tankları ve kaplamaları, muhtelif amaçlı boru ve bağlantı parçaları, kimyasal tesis zemin ızgaraları, arıtma ekipmanları, endüstriyel platform ve korkuluklar, havalandırma kanalları vs..

Denizcilik Sektörü: Yelkenli/motorlu tekneler, can kurtarma filikaları, şamandıralar, kanolar, deniz motosikleti, sörf tahtası, dubalar, iskeleler, marina ekipmanları vs...

Isı Sektörü: Güneş enerjisi sistemi ekipmanları, izolasyon cıdarları, izolasyonlu tanklar ve kaplar, soğutma kuleleri, havalandırma kanalları vs..

Elektrik Sektörü: Sigorta-panel kutuları, aydınlatma gövdeleri, antenler, izolatörler, devre kesiciler, yalıtkan platformlar, elektrik ve aydınlatma direkleri, kablo taşıyıcıları, kablo kanalları, merdivenler vs...

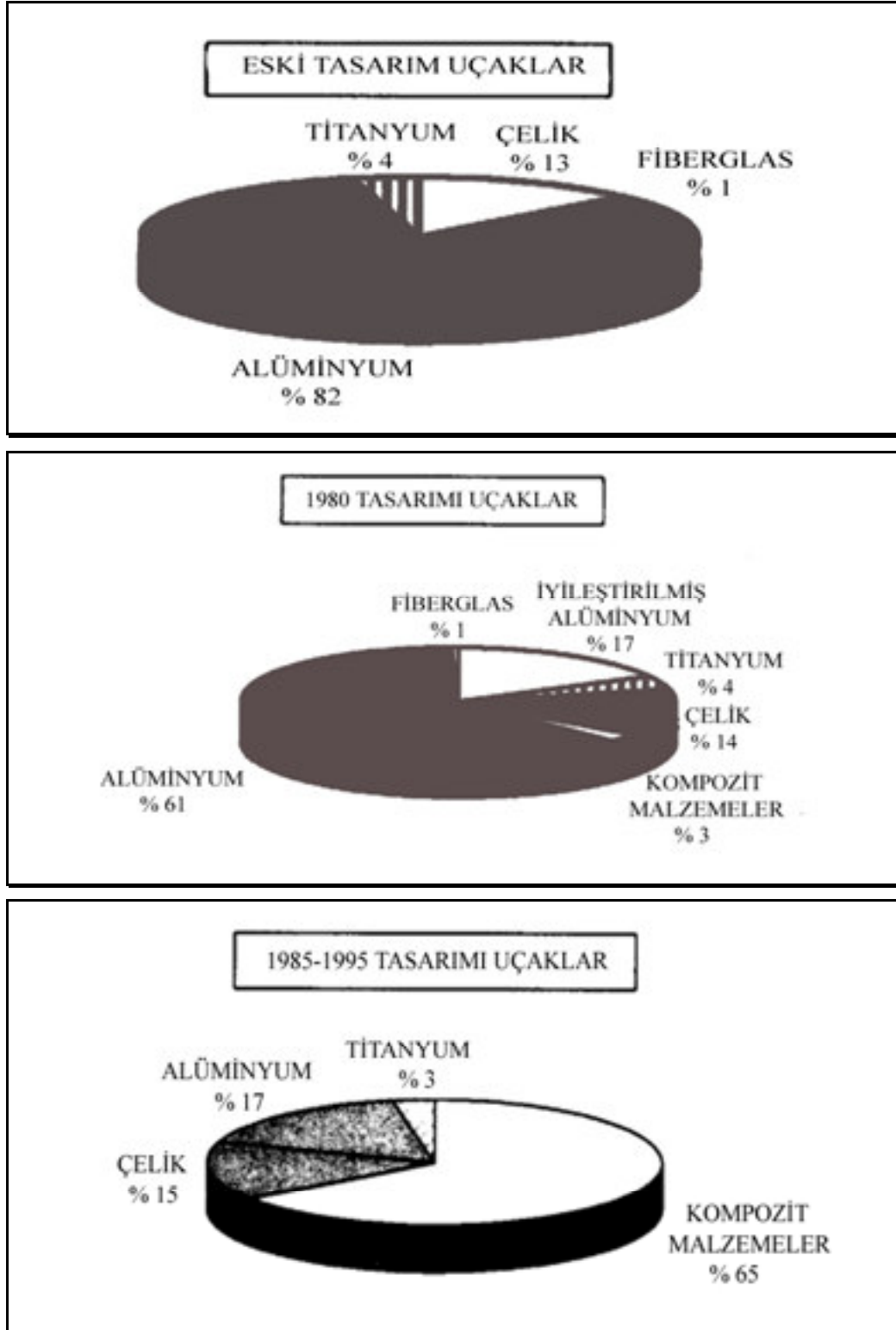
Diğer Uygulamalardan Örnekler: Spor tribünü oturakları, lunapark gereçleri, karavanlar, tenis racketleri, kasklar, su kaydırakları, havuz başı ekipmanları, olta kamışları, golf sopaları, bisikletler, spor aletleri parçaları, kızaklar, kayaklar, snowboard, müzik aletleri vs...

2.3.1 Havacılık Sektöründeki Kompozit Malzemeler

Havacılıkta son yıllarda yapılan temel bir atılım metal malzeme yerine kompozit malzeme kullanımı konusudur. Uçak yapılarında kullanılan kompozitler elyaf takviyeli kompozitlerdir. Genellikle epoksi matris içinde sürekli elyaf kullanılmaktadır. Düşük yoğunluğa sahip kompozit yapıların uçak tasarımında kullanılması ile metal yapıya oranla ağırlık kazancı sağlanmıştır.

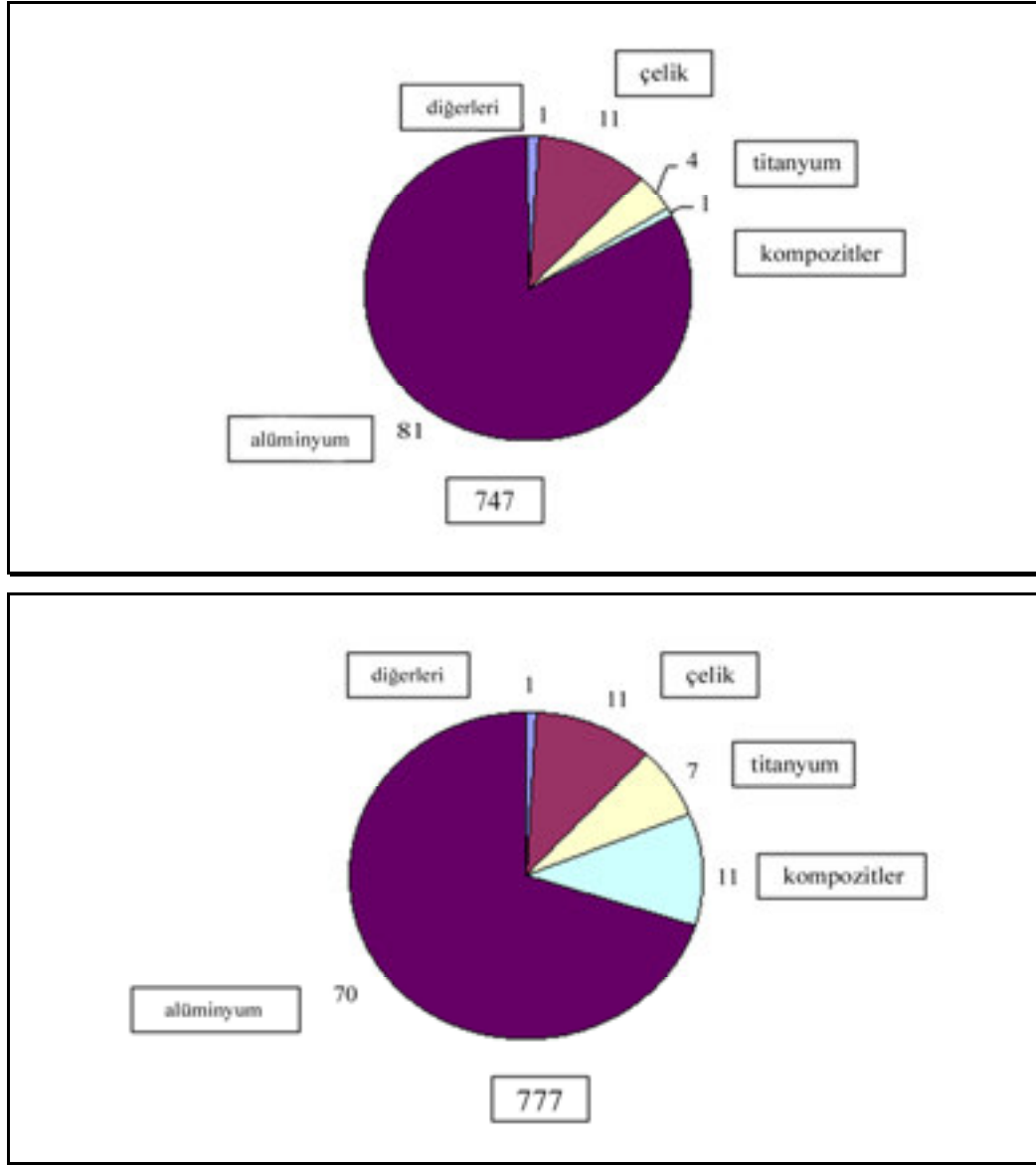
Uçak tasarımında ağırlık kazancı önemli miktarda yakıt kazancıda sağladığından NASA'nın Uçak Enerji Verimliliği programları çerçevesinde uçak yapısı için kompozit malzeme geliştirilmesine gidilmiştir. 1980'lerde sadece ikinci dereceden yapısal elemanlarda kompozit kullanılırken, 1985'lerde birinci dereceden temel yapısal elemanlar için kullanılmaya başlanmıştır (Dexter, 1980).

Aşağıda uçak yapımında kullanılan malzemelere örnek verilmiştir, Şekil 2.1



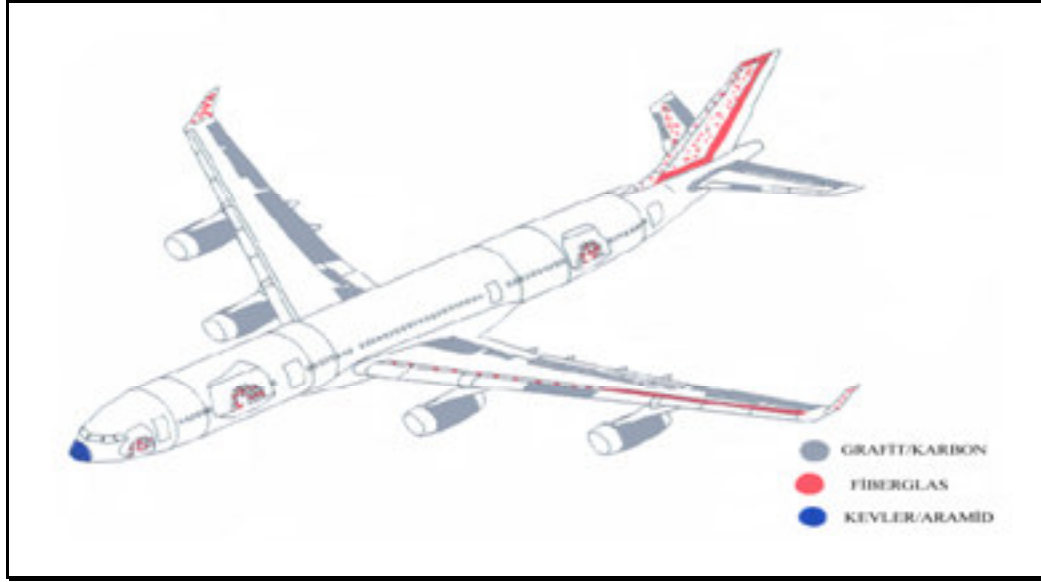
Şekil 2.1 Eski ve yeni tasarım uçaklarda kullanılan malzeme oranları.

Şekil 2.2’de ilk uçuşunu 1969’da gerçekleştiren Boeing 747 ve ilk uçuşunu 1994’te gerçekleştiren Boeing 777 uçaklarının çeşitli yapılarında kullanılan malzemelerin oranları gösterilmiştir.



Şekil 2.2 Boeing 747 ve Boeing 777 uçaklarında kullanılan malzeme oranları.

Dış yapılarıdaki kullanımının yanı sıra uçak içerisindeki kabin ve diğer aksamın yapımında da bu malzemeler ağırlıklı olarak kullanılmaktadır. Toplam kullanım miktarı olarak Airbus'un yeni modeli A340'ta % 15, Boeing 777'de % 13 kompozit malzeme kullanılmıştır, Şekil 2.3.

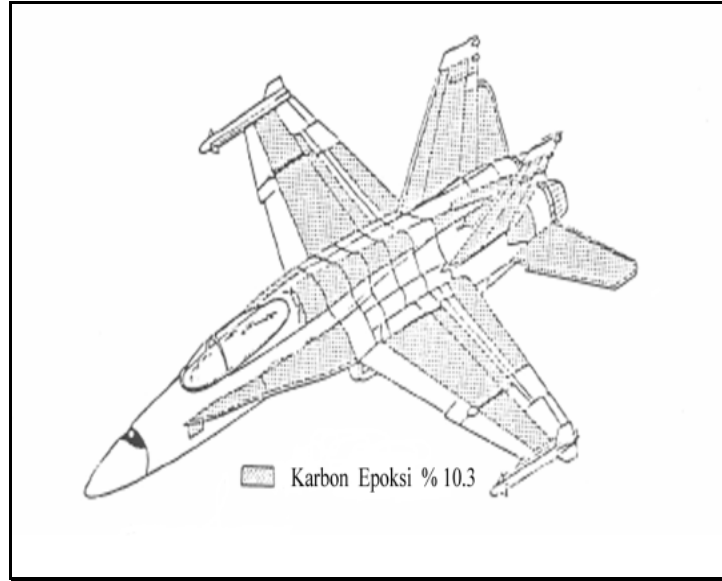


Şekil 2.3 A340-200/300 uçak modelinde kullanılan kompozitler.

- B2 bombardıman uçağı gövde panelleri; karbon fiber + epoksi
- A380 yolcu uçağı kanat panelleri; karbon fiber + epoksi
- A380 yolcu uçağı burun bölümü; CTP
- A380 yolcu uçağı dikey dengeleyici; Aramid fiber + epoksi
- Airbus A320 uçaklarında kanatlarda, kuyruk takımlarında, silindirik motor kılıflarında, karbon takviyeli kompozitler kullanılmıştır.
- Airbus 300/600 uçaklarında zemin plakası; karbon takviyeli Polieterimid
- Uçak EAPS kapağı; (Karbon elyafı + PEEK)
- F-14 uçaklarında yatay dengeleyiciler, F-15 uçaklarında ise yatay ve dikey dengeleyiciler; bor-epoksi kompozit malzemesinden yapılmıştır, Şekil 2.4.
- F-16 uçaklarında, yatay ve dikey dengeleyicilerin yanı sıra kontrol yüzeyleri de karbon epoksidir. F/A-18 uçaklarında kanat yüzeyleri, yatay ve dikey dengeleyiciler, hız frenleri ve kontrol yüzeyleri, AV-8B uçaklarında; kanatlar, yatay dengeleyiciler, ön gövde ve kontrol yüzeyleri karbon-epoksi olarak yapılmıştır. Boeing 757 ve 767 lerde; ön gövde ve kontrol yüzeyleri karbon-epoksi olarak yapılmıştır.



Şekil 2.4 F14 ve F15 uçaklarındaki yatay ve dikey dengleyiciler.



Şekil 2.5 F/A-18 uçağındaki kanat yüzeyleri, yatay ve dikey dengleyiciler.

2.3.2 Otomotiv Sektöründeki Kompozit Malzemeler

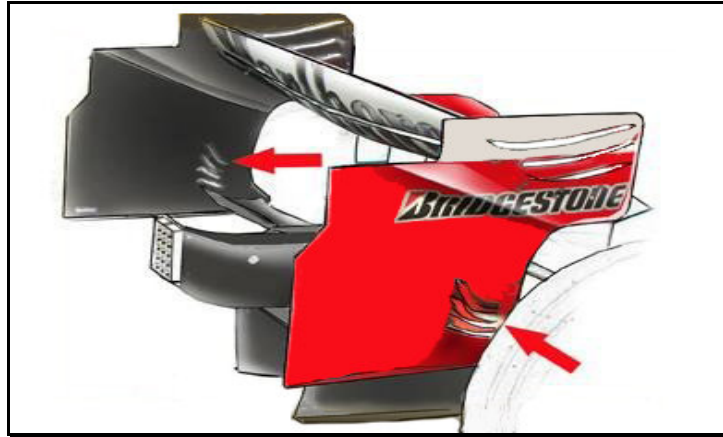
Otomobilin ağırlığını azaltmak, yakıt tüketiminden tasarrufa yol açtığından, otomobil üreticileri ağırlığı azaltacak yeni malzeme arayışlarına girmişlerdir. Buna ilaveten petrol yakıtlarına alternatif olarak geliştirilmeye çalışılan elektrikli

arabaların motorları nispeten daha az güç ürettiğinden, arabanın ağırlığı büyük önem kazanır. Kompozit malzemeler, katılığın özgül ağırlığa oranı bakımından çelik ve alüminyum ile karşılaştırıldığında, bu değer birkaç kat daha fazla olabilmektedir. Bu sebeple kompozit malzemeler ağırlık azaltmada en önemli adaylardır.

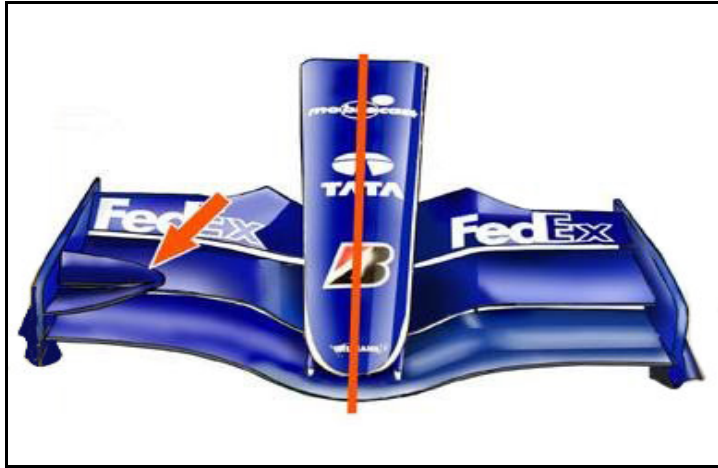
Otomotiv sektöründe, kompozit malzemeler arasında en yaygın olarak polimer matrisli kompozitler kullanılmaktadır. Plastik matrisli olmalarına rağmen metaller kadar emniyetli tasarımları mümkündür. Golf A4 ve POLO A03 dahil olmak üzere bütün yeni VW arabalarının ön kısımları cam elyaf örgülü termoplastik tabakalardan yapılmıştır. Son zamanlarda giriş manifoldları genellikle alüminyumdan imal edilmektedir. Fakat bu parçaların şekilleri daha karmaşık hale geldikçe ve tek kalıpla üretilen cam elyaf takviyeli termoplastikler ağırlıktan tasarruflar sağladıkça, termoplastikler tasarımcılara cazip gelmeye başladı. Ford Mondeo'nun 4 silindri 16 valfli motorunun giriş manifoldu cam elyaf katkılı PA'dan imal edilmiştir. Chevrolet giriş manifoldlarında cam elyaf katkılı naylon kullanılmaktadır. Plastik ağırlıktan tasarruf sağladığı gibi motorun performansını da artırmıştır. Giriş manifoldlarının iç yüzeyi son derece pürüzsüz olmalıdır. Aksi takdirde oluşacak türbülans, motorun verimliliğini azaltır. Düzgün yüzeyleriyle plastik manifoldlar alüminyumla yapılanlara göre motorun verimini %5 kadar artırabilmektedir. Malzemenin düşük ısı iletkenliği, manifold içindeki havanın motorun sıcaklığından daha iyi yalıtılmasına yol açmakta, manifoldun havayı daha yoğun olarak tutmasıyla, yanma daha verimli gerçekleşmektedir. Plastik titreneyi azalttığından motorun gürültüsü azalmaktadır. Avrupalı motor üreticisi PSA da Peugeot 406 ve 605, Citroen Xantia ve XM modellerinde kullanılmakta olduğu motorun giriş manifoldunda naylon kullanarak benzer faydaları elde etmektedir.

- Cam sileceği; % 30 Cam + PBT
- Pedallar; % 40 Cam + Poliamid 6
- Dikiz aynası; % 30 Cam + ABS
- Hava giriş manifoldu; BMW, Ford, Mercedes, % 30 Cam + Poliamid 6
- Otomobil yan gövde iskeleti; Ford, CTP
- Otomobil kaportası; Corvette, CTP

Formula 1 arabalarının yapımına ait düzenlemeler çok özeldir ve titizlikle uygulatılmaktadır. 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 sertlik ikiye katlanabilmektedir. Ayrıca karmaşık parçaların kompozit malzemelerle üretilmesi ile F1 otomobillerinin 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 araçlarındaki kompozit malzemelerin kullanım yerlerine örnekler; ana gövde, elektrik dağıtım panoları, motor kaplaması, burun kapağı, ön ve arka kanatlar, Şekil 2.6, 2.7, 2.8.



Şekil 2.6 F1 araçlarında kullanılan ark akanat.



Şekil 2.7 F1 araçlarında kullanılan ön kanat.



Şekil 2.8 F1 araçlarında kullanılan burun.

2.4 Kompozit Malzeme Türleri

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

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

2.4.1 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 diğer bir unsur ise elyaf ile matris arasındaki bağın yapısıdır. Matris yapıda boşluklar söz konusu ise elyaflarla temas azalacaktır. Nem alması da elyaf ile matris arasındaki bağı bozan olumsuz bir özelliktir.

2.4.2 Parçacıklı Kompozitler

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

2.4.3 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.

Örneğin, kevlar ucuz ve tok bir elyaftır. Ancak basma mukavemeti düşüktür. Grafit ise düşük tokluğa sahip, pahalı ancak iyi basma mukavemeti olan bir elyaftır. Bu iki elyafın kompozit yapısında bir arada bulunması ile elde edilen hibrid kompozitin tokluğu grafit kompozitten daha iyi aynı zamanda maliyeti daha düşük ve basma mukavemeti de kevlar elyafli kompozitten daha yüksektir.

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.

2.4.4 Tabakalı Kompozitler

Tabakalı kompozit yapı, en eski ve en yaygın kullanım alanına sahip olan tiptir. Farklı elyaf yönlendirmelerine 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 taşıyarak sadece izolasyon özelliğine sahip olan düşük yoğunluklu bir çekirdek malzemenin alt ve üst yüzeylerine mukavemetli levhaların yapıştırılması ile elde edilirler.

Tabakalı kompozitlerin üretiminde deformasyon ve birleştirme tekniklerini de içeren pek çok farklı metod kullanılmaktadır.

Haddeleme; Giydirilmiş ve ikili metal gibi bir çok metalik katmanlı kompozitler sıcak veya soğuk haddelme ile üretilmektedir. Deformasyon miktarı yeterince büyük ise merdaneler tarafından uygulanan basınç yüzeydeki oksitleri kırmakta atom atoma temas eden yüzeyler oluşturmakta ve iki yüzeyin kaynak edilmesine imkan sağlamaktadır.

Patlama Kaynağı; Metallerin birleştirilmesi için gerekli basınç bir patlama

yüklemesi ile sağlanabilir. Bu işlem özellikle hadde merdanesine sığmayan, büyük plakaların birleştirilmesi için çok uygundur.

Birlikte Ekstrüzyon; Ortak eksenli kablo gibi çok basit tabakalı kompozitler, yumuşak malzemenin sert malzemeyi saracak şekilde bir kalıp içerisinde iki metalin birlikte ekstrüzyonu ile üretilmektedir. Benzer şekilde termoplastik polimerler metal iletken teller çevresine birlikte ekstrüze edilebilmektedir.

Presleme; Küçük parçalar için, yüksek sıcaklıklarda yüksek basınç uygulanması yapışmayı sağlamaktadır. Katmanlardaki yapıştırıcıyı sertleştirmek için genellikle sıcak presleme kullanılmaktadır.

Sert Lehim; Sert lehim kompozitleri birbirine bağlayabilmektedir. Metalik levhalar tercihen 0,075 mm. aralıkla ayrılmıştır ve sert lehim, alaşımının ergime sıcaklığının üzerinde ısıtılmaktadır. Sıvı sert lehim alaşımı, kılcal hareketle ince bağlantı aralığına yayılarak birleştirmeyi sağlar.

2.5 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 duyarlılığın a sahip yapıların üretilmesi doğrultusundadır.

2.5.1 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 yumuşatılmalı ve şekillendirilmeleri mümkün değildir. Bunlardan en önemli olanları sürekli fiberlerle takviye edilen polyester ve epoksi reçine matrisleridir. Epoksi reçine matrisli kompozitlerinin en önemli uygulamalarından biri havacılık uygulamalarıdır.

Tablo 2.1 Bazı matris malzemelerinin özellikleri

Özellikler	Epoksi O da Sıc. Kürlenmiş	Epoksi Yük. Sıc. Kürlenmiş	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 Uzama ası (%)	2-6	2-5	2	2-3	1.2
Maks. işlem sıc. (°C)	70-100	100-180	180	60-80	100-125

2.5.1.1 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.

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.

2.5.1.2 Polyester Reçine Matrisler

Polyesterlerin ana tipleri polyester bileşeninin doymuş asitle modifikasyonu temeline dayanır. Ayrıca matrisin esnekliği iyileştirilerek kopma gerilmesi artırılabilir. Çevresel dayanımının iyi olması, düşük maliyet, takviyelerin nemini kolayca dışarı atabilmesi avantajları olarak sayılabilir.

2.5.1.3 Fenolik Reçine Matrisler

Fenolik reçinelerin ısı ve elektrik özellikleri, suya ve alkaliler dışındaki kimyasal maddelere dayanımları çok iyidir. Bu reçineler 300 °C'ye kadar sürekli olarak dayanabilirler.

2.5.1.4 Vinylester Reçine Matrisler

Polyestere benzerler. En önemli avantajları elyaf ve matris arasında iyileştirilmiş bir bağ mukavemetine sahip olmasıdır. Korozyif ortamlardaki kullanımlar için yararlanılmaktadır. Bu polimerler kimyasal dayanım gerektiren kimya tesislerinde, borularda ve depolama tanklarında kullanılmaktadır.

2.5.1.5 Silikon Reçineler

Silikon reçineler, yapılarında karbon yerine inorganik esaslı silikonlar bulunan malzemelerdir. Mekanik ve elektriksel özelliklerini çok az değişikliklerle 250 °C'ye kadar koruyabilen silikon esaslı reçinelerin kullanımları, mekanik dayanımlarının diğer reçinelere göre daha düşük ve maliyetinin de genelde daha yüksek olması nedeniyle kısıtlıdır.

2.5.2 Metal Matrisler

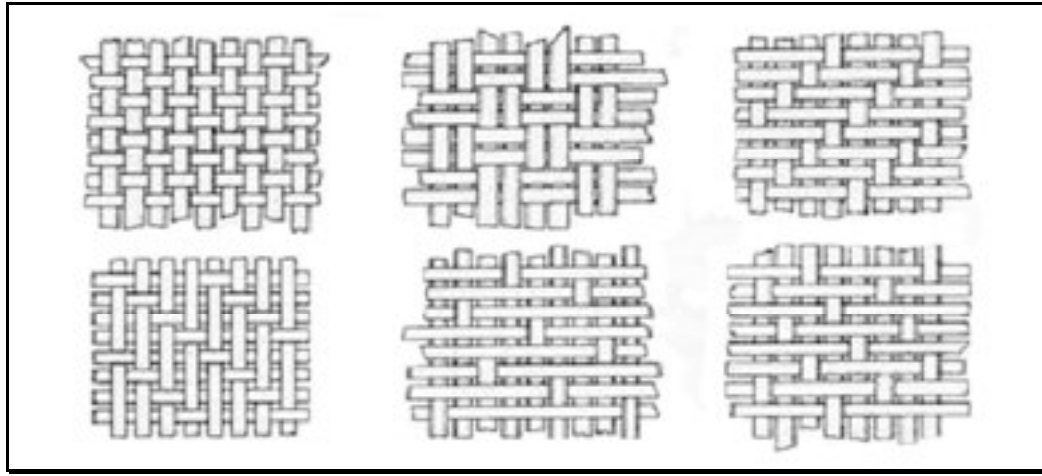
Taşıyıcılık açısından özellikle diğer matris malzemelerine kıyasla yüksek dayanıma sahiptirler. Üretimleri zor olup maliyeti yüksek olmasına karşın, metal matris malzemesi kompozitin tokluğunu önemli ölçüde arttırmakta ve yüksek sıcaklık etkisindeki uygulamalara olanak vermektedir. Kompozit üretiminde 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.

2.6 Elyaf

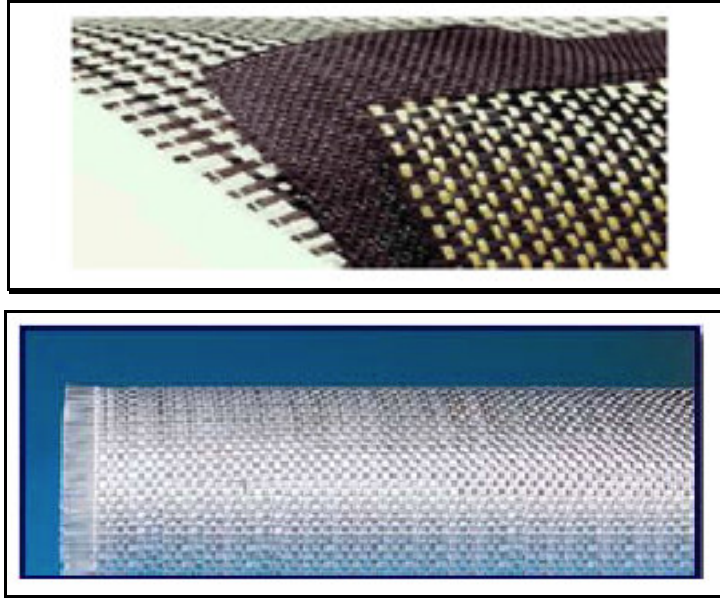
Matris malzeme içerisinde yer alan elyaf takviyeler kompozit yapının temel mukavemet elemanlarıdır. Düşük yoğunluklarının yanı sıra yüksek elastisite modülüne ve sertliğe sahip olan elyaflar kimyasal korozyona da dirençlidirler.

Günümüzde kompozitlerin donatılmasında boyutsal ve şekilsel özellikleri çok farklı lifler (elyaflar) kullanılmaktadır. Örneğin, cam lifleri gibi lifler üretim sırasında demetler halinde hazırlanmaktadır.

Malzemenin dayanımı arttırmak, tüm yönlerde eşit mukavemet elde etmek için elyaflar kumaş olarak dokunurlar. Sürekli liflerle hazırlanan dokuma elyaf kumaşların farklı amaçlar için geliştirilmiş türleri vardır, aşağıda dokuma türlerine, karbon ve cam elyafa örnek verilmiştir, Şekil 2.9 ve Şekil 2.10.



Şekil 2.9 Çeşitli elyaf dokuma örnekleri



Şekil 2.10 Karbon ve cam elyaf örnekleri

2.6.1 Cam Elyaf lar

Cam lifleri veya diğ er bir deyiş le cam elyaf ı kompozitlerin üretiminde en çok kullanılan donat ı malzemelerindendir. Ü stün özelliklerinin yanı sıra, ekonomik bir donat ı türü olması bu sonucu ortaya çıkarmaktadır. Ç eş itli matris malzemeleriyle kullanılmış olmasına karş ılık, temel kullanım alan ı cam takviyeli plastik (CTP) endüstrisidir. Cam liflerinin ticari anlamda üretim i 1930'lu yıllarda İngiltere'de baş lanmış olmasına karş ılık, bu malzeme plastik malzemenin donat ılmasında 1950'lerin baş ından itibaren kullanılmaya baş lanmıştır.

Cam elyaf ı, elyaf takviyeli kompozitler arasında en bilinen ve kullanılan ıdır. Elyaf lar üretim aş amasında dayanıklılıklarının %50'sini kaybetmelerine karş ılık son derece sağlamdırlar. Cam lifi üretiminde kullanılan cam ın cinsi, iş lem sıcaklığı, cam ın viskozitesi, çekme hız ı, özel üretim yöntemleri ve değı ş ik kimyasalların eklenmesi gibi etkenler değı ş tirilerek farklı tür ve ç aplarda cam lifleri ü retilmektedir.

A cam ı; pencere ve şi ş elerde en çok kullanılan ç eş idir.

C cam ı; yüksek kimyasal direnç gösterir. Depolama tankları gibi yerlerde kullanılır.

E cam ı; takviye elyaf larının üretiminde en çok kullanılan cam türüdür. Düş ük maliyet, iyi yalıtım ve düşük su emiş oran ı özelliklerine sahiptir.

2.6.2 Asbest Elyaf lar ı

Asbest, lif yapı lı bir do ğ al mineraldir. Esas ı magnezyum silikat olan, yanmazlık özelliğine sahip bu maddenin bir çok türü vardır. Bu do ğ al maddeden elde edilen asbest liflerinin boyları, genel olarak 0,8 mm ile 19-20 mm arasındadır. Asbest lifleri ç imento bağ layıcı ile teknik açıdan başarıyla kullanılmaktadır. Asbest lifleri genel olarak levha üretiminde %9-12, basınç lı boru üretiminde %20-30 oranları arasında, ç imento bağ layıcıyla birlikte karış ımlarda yer almaktadır.

2.6.3 Karbon Elyafı

Bu elyafların düşük yoğunluğuna karşın çekme dayanımı ve elastisite modülü yüksektir. Yüksek sıcaklıklara dayanabilen karbon liflerinin özellikleri, üretimdeki son işlem sıcaklığına bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Karbon elyafı, bilinen tüm malzemelerle eşit ağırlıklı olarak karşılaştırıldığında en sert malzeme dir. Üstün özelliklerinin yanı sıra maliyeti yüksek olan karbon lifleri, özellikle uzay ve havacılık endüstrisinde yararlanılan bir malzeme niteliğindedir.

2.6.4 Aramid Elyafı

Aramid kelimesi bir çeşit naylon olan aromatik poliamid maddesinden gelmektedir. İki farklı tip aramid mevcuttur. Bunlar Kevlar 29 ve Kevlar 49'dur. Camdan daha hafif ve daha rijit olan bu malzeme, fiyat açısından da cam lifleri dışında kalan bir çok lif türünden daha ucuzdur. Uçak yapılarında, düşük basma mukavemetleri nedeniyle karbon elyafarla birlikte hibrid kompozit olarak, kumanda yüzeylerinde kullanılmaktadır.

2.6.5 Bor Elyafı

Yüksek dayanımlı ve pahalı bir malzeme olan bor lifleri, günümüzde özellikle metal matris elemanlarıyla birlikte kullanılmaktadırlar. Üstün mekanik özelliklere sahip bor elyaf, uçak yapılarında kullanılmaktadır. Ancak maliyetinin çok fazla olması nedeniyle yerini karbon elyaflara bırakmıştır.

2.6.6 Silisyum Karbür Elyafı

Yüksek sıcaklıktaki özellikleri bor liflerinden daha iyidir. Jet motor parçalarında, Titanyum, Alüminyum, Vanadyum alaşımlı matris ile kullanılırlar.

2.7 Kompozitlerin Mekanik Davranışı

Kompozitlerde elyaf lar kuvvet yönüne paralel, dik veya rast gele dağılmış durumda bulunurlar. Elyaf lar yönlenmiş durumda iken kompozit büyük ölçüde anizotrop olur. Elyaf lar rast gele dağıtılmış ise düzlemsel boyutta izotrop olurlar.

Elyaf ile kompozite uygulanan kuvvet birbirine paralel ise elyaf ile matris aynı miktarda şekil değiştirir, buna Eş Şekil Değiştirme hali denir. Kompozitin bileşke elastisite modülü;

$$E_k = E_f V_f + (1 - E_m) V_f \quad \text{olur.}$$

Burada E_k kompozitin elastisite modülü, E_f elyaf ın elastisite modülü, E_m matrisin elastisite modülü, V_f elyaf lar ın hacimsel oranıdır.

Elyaf ile kuvvet birbirine dik olduğunda matris ile elyaf aynı yükü taşır, buna Eş Gerilme hali denir ve bu durumdaki kompozitin elastisite modülü aşağıdaki gibi olur.

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

Kompozit malzemenin çekme mukavemeti elyaf lar ın kopması ile sona erer. En uygun kompozit yapısında elyaf lar kuvvet doğrultusuna paraleldir. Kompozitin çekme mukavemeti;

$$\sigma_k = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f) \quad \text{olur.}$$

Burada σ_f elyaf lar ın çekme mukavemeti, σ_m elyaf lar ın koptuğu andaki şekil değiştirme için matristeki gerilmedir.

2.8 Kompozit Malzeme Üretim Yöntemleri

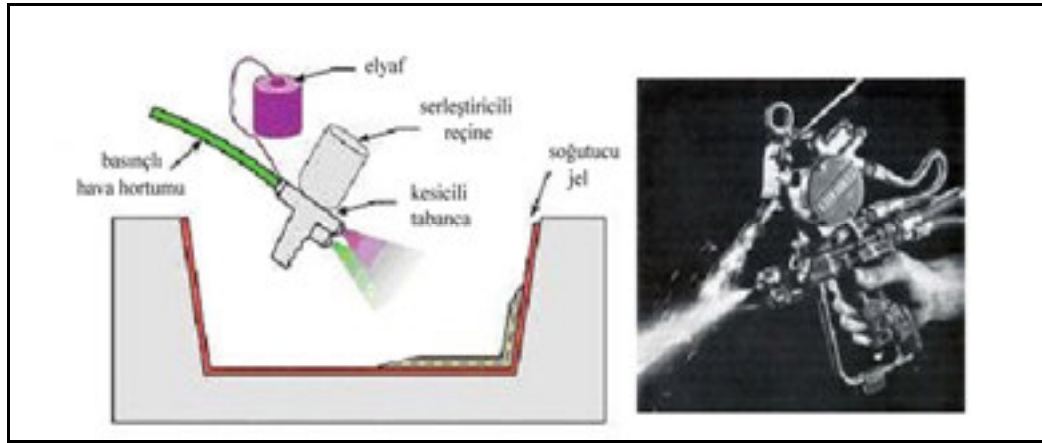
İstenilen özelliklerde ve biçim de kompozit malzeme üretimi için bir çok yöntem bulunmaktadır. Bu yöntemlerden bazıları şunlardır;

2.8.1 Elle Yatırma (*hand lay-up*)

Dokuma veya kırılmış elyaflarla hazırlanmış takviye kumaşları 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. Elle yatırma tekniğinde en çok kullanılan polyester ve epoksinin yanı sıra vinylester ve fenolik reçineler de tercih edilmektedir. Elle yatırma yoğun işçilik gerektirmesine rağmen düşük sayıdaki üretimler için çok uygundur.

2.8.2 Püskürtme (*spray-up*)

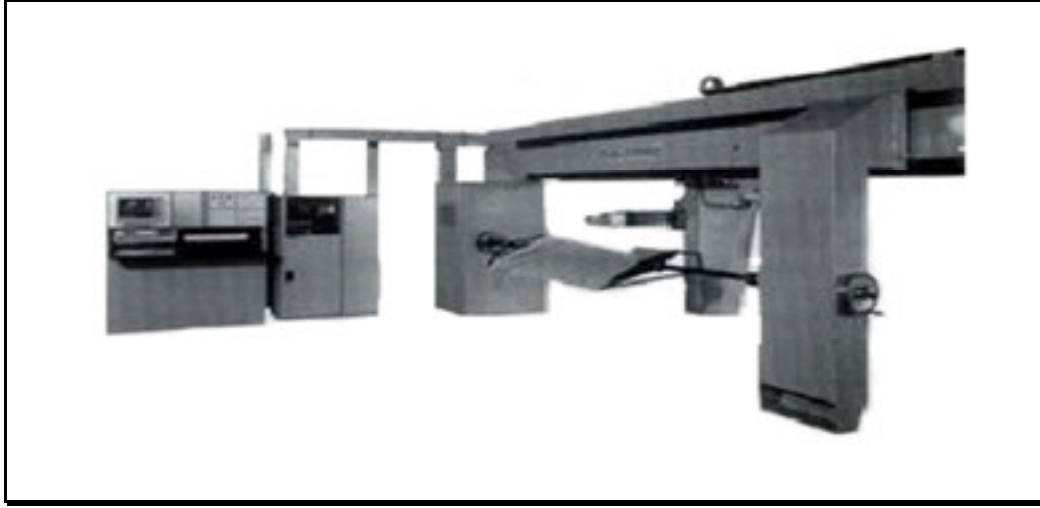
Püskürtme yöntemi elle yatırma yönteminin aparatla yapılanı olarak kabul edilebilir. Kırılmış elyaflar kalıp yüzeyine, içine sertleştirici katılmış reçine ile birlikte özel bir tabanca ile püskürtülür. Elyafın kırılma işlemi tabanca üzerinde bulunan ve bağımsız çalışan bir kırıcı sayesinde yapılır, Şekil 2.11. Püskürtülme işlemi sonrası yüzeyin bir rulo ile düzeltilmesiyle ürün hazırlanmış olur.



Şekil 2.11 Püskürtme yönteminin şematik gösterimi ve püskürtme tabancası.

2.8.3 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 katinin 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.



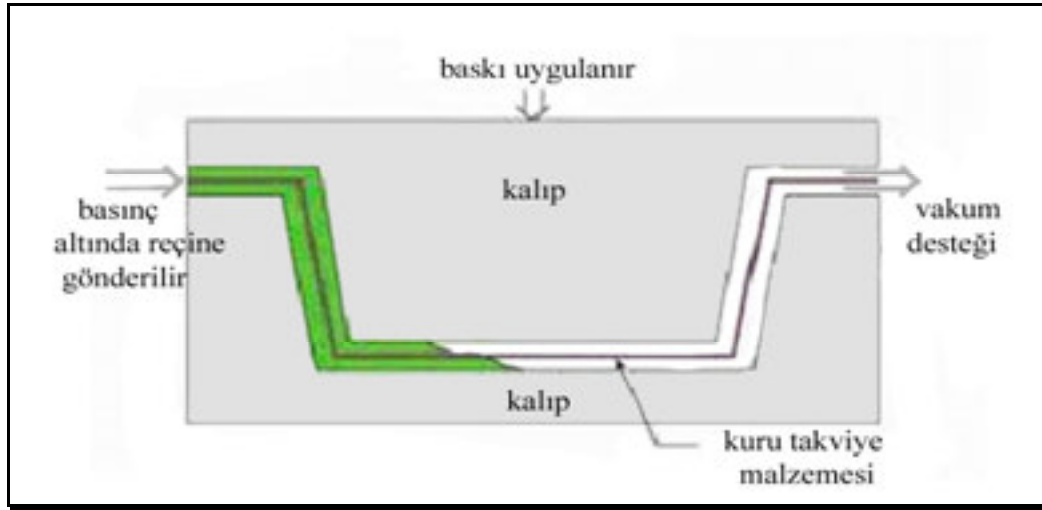
Şekil 2.12 Elyaf sarma makinesi.

2.8.4 Reçine Transfer Kalıplama (RTM / reçine enjeksiyonu)

Bu kompozit üretim yönteminde elle yatırma işleminden daha hızlı ve uzun ömürlü olmakla birlikte iki parçalı kalıp kullanmak gereklidir. Kalıbın kompozit malzemeye yapılması çelik kalıp maliyetine göre daha düşük kalmasına neden olmaktadır. RTM yöntemi çoğunlukla jelkotlu veya jelkotsuz her iki yüzeyinin de düzgün olması istenen parçalarda kullanılır.

Takviye malzemesi kuru olarak keçe, kumaş veya ikisinin kombinasyonu kullanılır. Takviye malzemesi önceden kalıp boşluğunu doldurulacak şekilde kalıba

yerleştirilir ve kalıp kapatılır. Elyafar matris içinde geç çözünen reçinelerle kaplanarak kalıp içerisinde sürüklenmesi önlenir. Reçine basınç altında kalıba pompalanır. Bu süreç daha fazla zaman ister. Matris enjeksiyonu soğuk, ilik 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 2.13 Rımyönteminin şematik gösterimi .

BÖLÜM ÜÇ

KIRILMA MEKANİĞİ

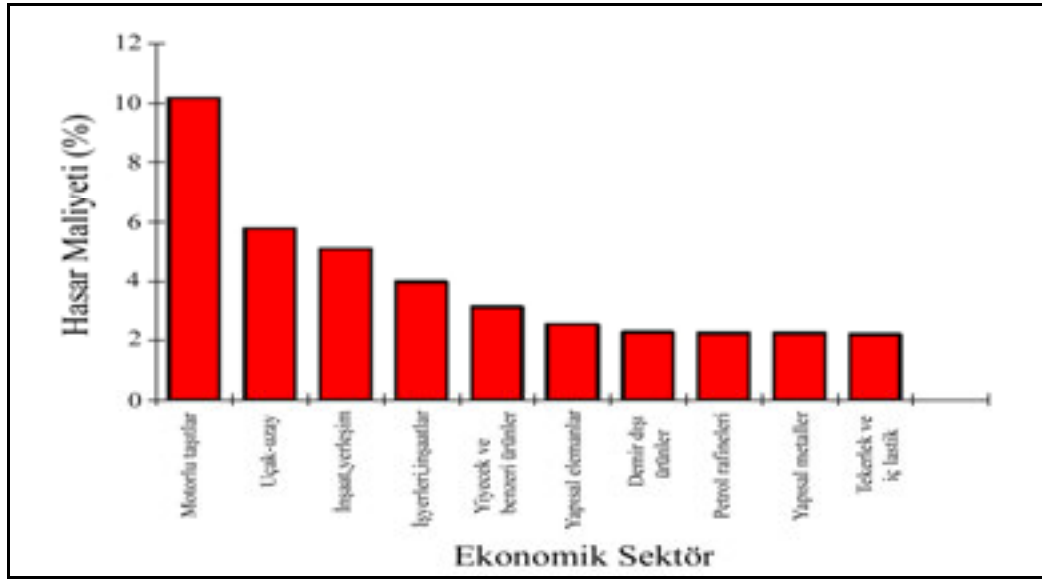
3.1 Kırılma Mekanikine Giriş

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.

Kırılma olayı, insanlığa zaman zaman zevk ve kazancı birlikte getirdiği gibi bazen de can ve mal kaybına sebep olmaktadır. Kırılma olayından ilk zamanlarda kayaların içinde erimiş bulunan değerli taşların çıkarılmasında faydalanılmıştır. Günümüzde ise kırılma mekaniğinden yeni doğal kaynakların tespit ve temininde, atıkların işlenmesinde, kaya ve taşların kırılmasında, ilaç, kimya ve gıda sanayinde öğütme işlemlerinde faydalanılmaktadır. Öte yandan kırılma olayı hava, deniz ve karada kullanılan uçak, roket, gemi ve kimyasal ekipmanlarda korkunç kazalara yol açabilmektedir.

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 kaldırılabilmektedir. 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 kaldırılabilmektedir. Sonuç olarak malzemelerin mekanik deformasyonunun ve kırılmasının öğrenilmesi ve dizaynda kullanılmasının önemli ölçüde bir ekonomik boyutunun olduğu da bilinmelidir. Şekil 3.1'de de görüldüğü gibi toplam kırılma olaylarının yaklaşık %10'a yakın bir kısmı motorlu araçlarda, yaklaşık %5'lik kısmı ise uçak-uzay sanayiinde meydana gelmektedir. Ayrıca bu iki sektörde en fazla yorulma ve kırılma olayları meydana gelir.



Şekil 3.1 Kırılma sonucu oluşan maddi kaybın sektörlere göre dağılımı.

Kırılma, bir parçanın çeşitli kuvvetler etkisi altında iki ya da daha fazla parçaya ayrılması olarak tanımlanabilir. Kırılma Mekaniği ise kırılma olayını mekaniğin temel prensiplerini kullanarak makro ve mikro açılardan ele alan ve inceleyen bir bilim dalı olarak ifade edilebilir.

Yapılan çalışmalardan ve hasar analizlerinden elde edilen bilgilere göre hasarların meydana geliş nedenleri Tablo 3.1’de, hasar türleri ise Tablo 3.2’de verilmiştir.

Tablo 3.1 Hasarların meydana geliş sebepleri

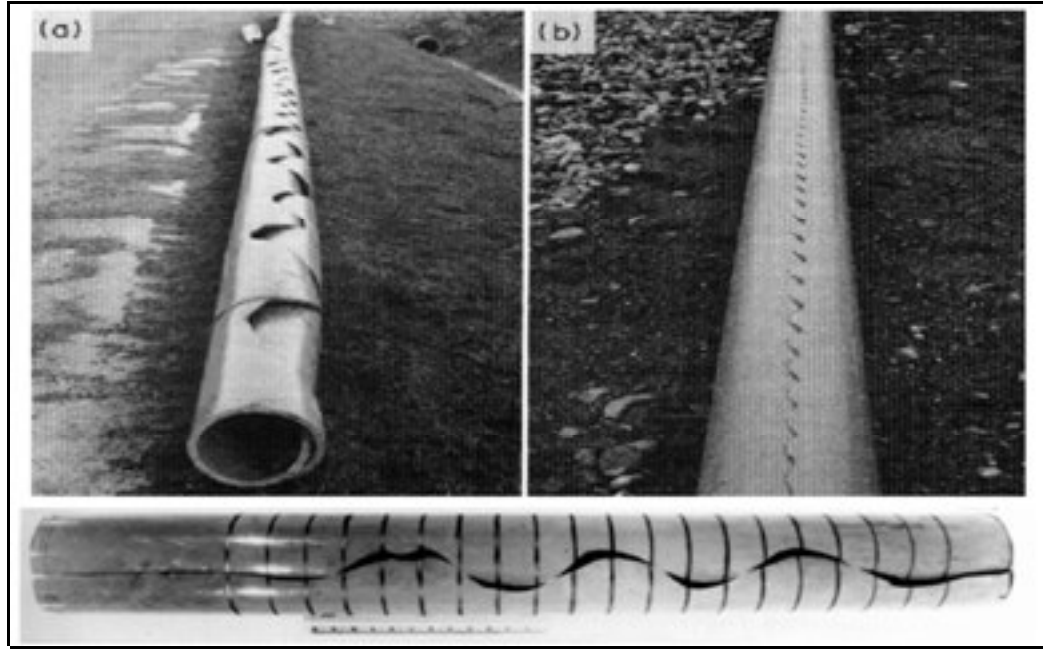
<i>Hasarların Nedeni</i>	<i>Hasara Sebep Olma Oranları (%)</i>
Uygun olmayan malzeme seçimi	38
Üretim Hatası	15
Isıl işlem hatası	15
Dizayn hatası	11
Ön görülmemiş çalışma şartları	8
Uygun olmayan çevresel koşullar	6
Uygun olmayan inceleme ve kalite kontrol	5
Malzeme karışımı	2

Tablo 3.2 Bazı mühendislik yapılarında meydana gelen hasarların türleri

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

Bir kırılma problemi ortaya çıktığında, normal malzeme test yöntemi şöyledir. Önce malzemenin mikroyapısı detaylı bir şekilde karakterize edilmelidir. Sonra, hasarın meydana geldiği koşullar altında mekanik testler gerçekleştirilir (Örneğin yorulma veya çentik darbe). Test numuneleri ile hasara uğrayan malzemelerin kırılma yüzeylerinde farklı teknikler kullanılarak hasar analizi gerçekleştirilir. Burada amaç, laboratuvar testlerinin gerçek numunelerdeki kırılma yüzey özellikleri ile aynı veya yakın özellikler sergilemesidir. Bir sonraki aşamada ise malzemenin mikroyapısı iyileştirilerek ve optimize edilerek problemin çözümüne geçilir.

Gaz boru hatlarında oluşan çatlak ve kırılmalarda çatlakın bazen 1-2 km/sn gibi yüksek bir hızda birkaç km ilerlediğine rastlanılmıştır. Şekil 3.2’de polietilen doğal gaz borusunda bu şekilde oluşan bir çatlak verilmiştir. Özellikle deniz ve hava ulaşımında kırılmanın sebep olduğu korkunç kazalar mevcuttur. Dünyada ilk jet uçağının (Comet serisi, İngiltere) havada infilak ettiği ve içinde bulunan tüm yolcu ve mürettebatından kurtulan olmadığı bilinmektedir. Bu kaza sonucu 250.000 parçacık yerden toplanmıştır. Yapılan incelemeler kaza nedeninin, yanlış yerleştirilen perçin delikleri olduğunu göstermiştir. Günümüzde bu tür kazanın ortaya çıkış sebebi, aynı anda rast gele yönelmiş yorulma çatlaklarının ilerlemesine bağlanmaktadır.



Şekil 3.2 Hızlı çatlak ilerlemesi sonucu polietilen doğal gaz borusunda ortaya çıkan hızlı çatlak ilerlemesi.

1942 ile başlayıp 1958 yılına kadar devam eden II. Dünya Savaşı öncesine ve sonrasına karşılık gelen yıllarda denizde korkunç kazalar meydana gelmiştir. Bunlardan ilki 1942 yılında büyük ölçüde kaynak kullanılarak üretilen Liberty türü gemilerde ortaya çıkmıştır. Bu dönemde üretilen yaklaşık 2700 gemiden 400’ünde kırılmalar sonucu hasarlar oluşmuş, 90’ında önemli ölçüde hasarlar meydana gelmiş, 20 kadarı ise kırılarak ikiye ayrılmıştır. Yapılan incelemelerde hasarın nedeninin;

- Kaynağın uzman olmayan elemanlar tarafından yapılması sonucu çatlak benzeri boşlukların varlığı,
- Lokal gerilme yığılmalarının varlığı,
- Kullanılan çeliklerin düşük kırılma toklukları,

olduğu anlaşılmıştır. Schenectady adlı bir tanker tüm deniz testlerini başarılı bir şekilde geçmesine rağmen 1943 yılında çıktığı seferden geri dönüşte ortadan ikiye ayrılmıştır. Denizde oluşan bu şekilde gevrek kırılma hasarlarına ABD, İngiltere, Danimarka, Almanya, İsveç ve diğer ülkelerde de rastlanmıştır. Bu kazalarda görev yapan inceleme komisyonları bu şekilde ortaya çıkan gevrek kırılmaların, kullanılan kalitesiz çelikten ve dizaynda yapılan hatalardan kaynaklandığı sonucuna varmıştır. Böylece bu olaylardan sonra mühendislik yapılarının dizaynında klasik yaklaşımların yanı sıra kırılma konusunu da kapsayacak yeni yaklaşımlara ihtiyaç duyulduğu ortaya çıkmıştır. Böylece bu tarihe kadar sadece araştırmacıları ve bilim çevrelerini ilgilendiren kırılma olayı bundan böyle uygulamacıları ve mühendisleri de ilgilendirmeye başlamıştır.

Malzemenin kırılma ile hasara uğraması üç ana grupta toplanabilir. Bunlar;

- Gevrek malzemeden yapılan bir parçanın ani kırılması,
- İçinde çentik veya çatlak bulunan bir parçanın kırılması,
- Parçanın zamanla kırılmasıdır (yorulma).

Kırılma mekaniği malzemenin deformasyonunu ve kırılmasını inceler. Kırılma tokluğu ve kopma mukavemeti gibi malzeme testleri bu özellikleri ortaya koymak için gerçekleştirilir. Farklı yükleme durumunda oluşan farklı malzeme hasarlarını tespit etmek üzere farklı malzeme testleri ve test sonuçlarını analiz yöntemleri geliştirilmiştir. Bu hasar türleri elastik, plastik ve sürünme türlerini içerir.

Malzemede kırılmanın ortaya çıktığı gerilme, malzemenin kırılma mukavemeti olarak tanımlanır. Bu gerilme, malzemelerde atomlar arası çekme kuvvetine bağlıdır. Yapılan çalışmalar, deneysel olarak elde edilen kırılma gerilmesinin malzemenin

teorik mukavemetinin 10 ila 1000 katı kadar düşük olduğunu ortaya koymaktadır. Bu farklılığın nedeni ise malzemelerde bulunan mikro çatlak ve boşluklar olduğudur.

Mükemmel kristallerin kopma mukavemeti $E/10$ civarında olmasına rağmen normal kristalimsi malzemelerde bu değer $E/100$ ila $E/1000$ civarındadır. 1920’de A.A.Griffith, malzemelerde bulunan mikro çatlaklar malzemede gerilme yığılmalarına sebep olduğunu ve buna bağlı olarak malzemede önemli oranda mukavemet kayıplarının olduğunu ortaya koymuştur.

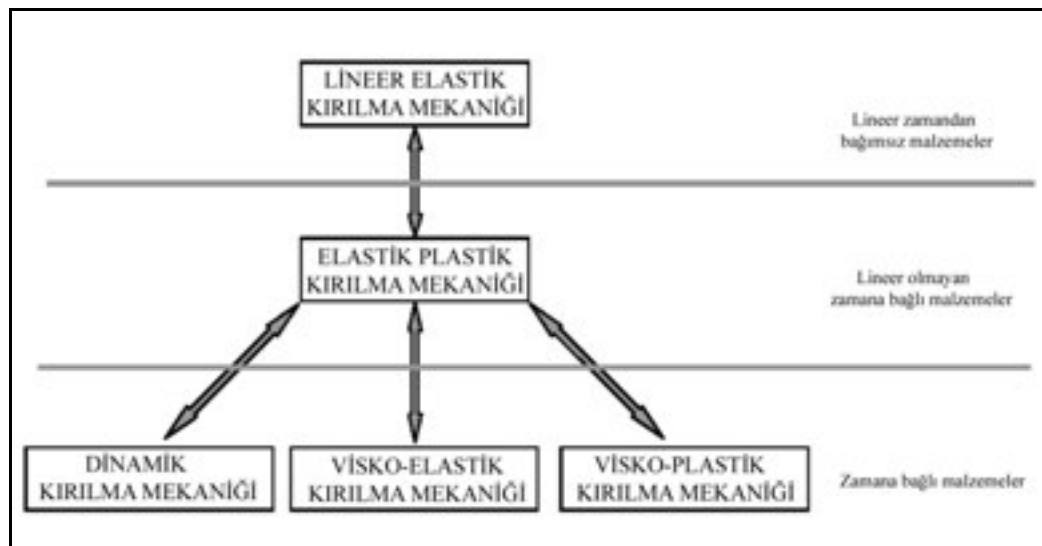
Malzemelerin deformasyonu ve kırılması özellikle motorlu taşıtlarda ve havacılık sektöründe büyük önem arz etmektedir.

Şekil 3.3, 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.



Şekil 3.3 Ürün tasarımı için klasik yaklaşım ile kırılma mekaniği yaklaşımı.

Kırılma mekaniğinde, ele alınan malzemeye ve yükleme durumuna göre problemin ele alınmasında farklı yaklaşımlar söz konusudur. Bu farklılık şematik olarak aşağıda gösterilmiştir, Şekil 3.4. Burada en önemli parametre malzemenin yük altındaki mekanik davranışdır. Ayrıca kırılma mekaniğinin tarihsel gelişimi de benzer şekilde gerçekleşmiştir. İlk çalışmalar lineer elastik malzemelerin statik veya yarı statik yük altındaki incelenirken devam eden çalışmalarda hemen her tür malzemenin farklı yükler altındaki davranışı ele alınmıştır.



Şekil 3.4 Ürün tasarımı için kırılma mekaniği yaklaşımı.

Elastik plastik kırılma mekaniği statik veya yarı statik yükleme altında malzemedeki plastik deformasyonu göz önüne alırken dinamik, visko-elastik ve visko-plastik kırılma mekaniği konuları zamanı bir değişken olarak ele almaktadır. Elastik plastik, dinamik, visko-elastik ve visko-plastik kırılma davranışları çoğu zaman lineer olmayan kırılma mekaniği başlığı altında da incelenmektedir.

3.2 Kırılma Çeşitleri

Kırılma başlıca iki aşamadan oluşur. Birincisi çatlak teşekkülü, ikincisi de çatlakın ilerlemesidir. Malzemelerin kırılma öncesi durumuna göre ve kırılmaya neden olan yüklemeye 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

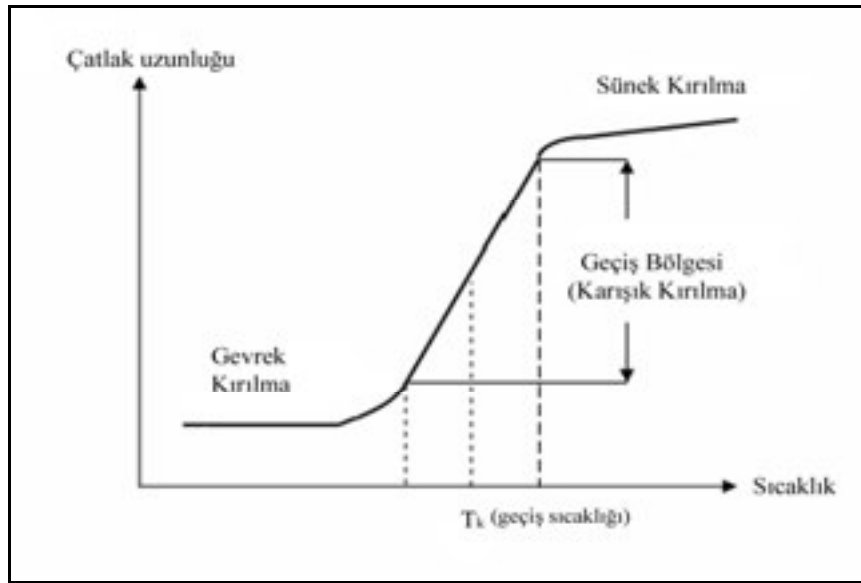
Bu durum malzemede çatlak, yarık, delik gibi bir kusurun bulunmasından dolayı ortaya çıkar. Uygulanan yükün oluşturduğu gerilme bütün kesitte homojen değildir. Çatlak, yarık gibi kusurların civarında gerilmelerin çok büyüdüğü görülür.

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 3.5 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 çarpmaları 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 Sürünme Kırılması

Yüksek sıcaklıklarda sabit gerilme veya sabit yük altındaki malzemelerin sürünme deformasyonu sonucunda kırılmasına denir. Mikroskopik açıdan deformasyon sonucu oluştuğu için sünek kırılmaya benzer ancak sürünmeler daha yüksek sıcaklıklarda olduğundan farklıdır.

3.2.4 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 çatlağın her bir periyotta biraz daha ilerlediği bilinmektedir.

3.3 Kırılma Mekaniği Çeşitleri

Kırılma mekaniği, mühendislik yapılarında kullanılan malzemelerdeki çatlak, boşluk ve hataların yük taşıma kapasitesine etkisini ve kırılmayla belirlenen hasarları inceler. Kırılma mekaniğinde kırılmayla belirlenen hasarları incelemekte iki türlü yaklaşım kullanılmaktadır. Bunlardan birincisi Lineer Elastik Kırılma Mekaniği diğeri ise Elastik Plastik Kırılma Mekaniğidir.

3.3.1 Lineer Elastik Kırılma Mekaniği

Malzeme içinde mikro çatlak ve benzeri kusurlar doğal olarak mevcut olmaktadır. Bu kusurlar cürufklar, boşluklar, nüfuziyet eksikliği gibi kaynak proseslerinden ve yorulma, gerilme korozyonu çatlaması, darbe hasarı, kendini çekme gibi çalışma şartları sonucu oluşabilir. Kırılma mekaniğinin incelenmesinde kullanılan ve malzemedeki tüm davranışların elastik sınırlar içinde kalması prensibinden hareketle geliştirilen analitik ifadelerin bütününe Lineer Elastik Kırılma Mekaniği (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 malzeme de 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 çatlakın 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) veya Çatlak İtici Gücü denir. Kırılma mekaniğinde G değeri çatlakın 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 çatlakın 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.

3.3.1.1 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 çatlak 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 gerilmede $E^* = E$ 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.

3.3.1.2 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 değerin 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 'nin kritik bir K_C değerinde kırılma olur. Bu durumda,

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

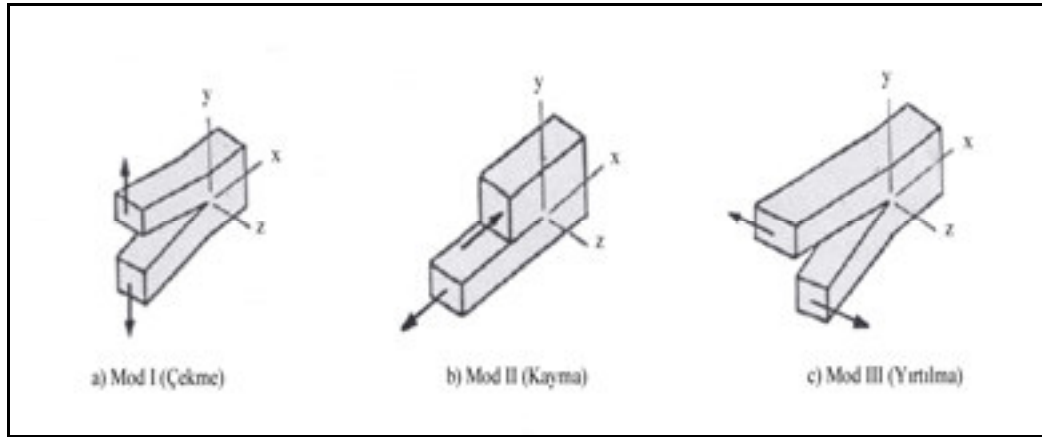
olur. Kritik gerilme şiddet faktörü " K_C " genellikle *kırılma tokluğu* olarak isimlendirilir. Kırılma tokluğunun birimi $MPa m^{1/2}$ 'dir.

Gerilme şiddet faktörü " K ", yalnız gerilme durumu ve çatlak geometrisiyle ilgili bir parametre olup malzemenin özelliklerine bağı 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.

3.3.1.3 Kırılma Modelleri

Malzemelerde yükleme durumuna bağlı olarak malzemedeki mevcut çatlaklar üç şekilde ilerleyebilmektedir (Şekil 3.6). Bunlar; Mod I veya açılma modu (şekil 3.6a), Mod II veya düzlem içi kayma modu (şekil 3.6b), ve Mod III veya yırtılma modu (şekil 3.6c) olmak üzere sınıflandırılmaktadır.

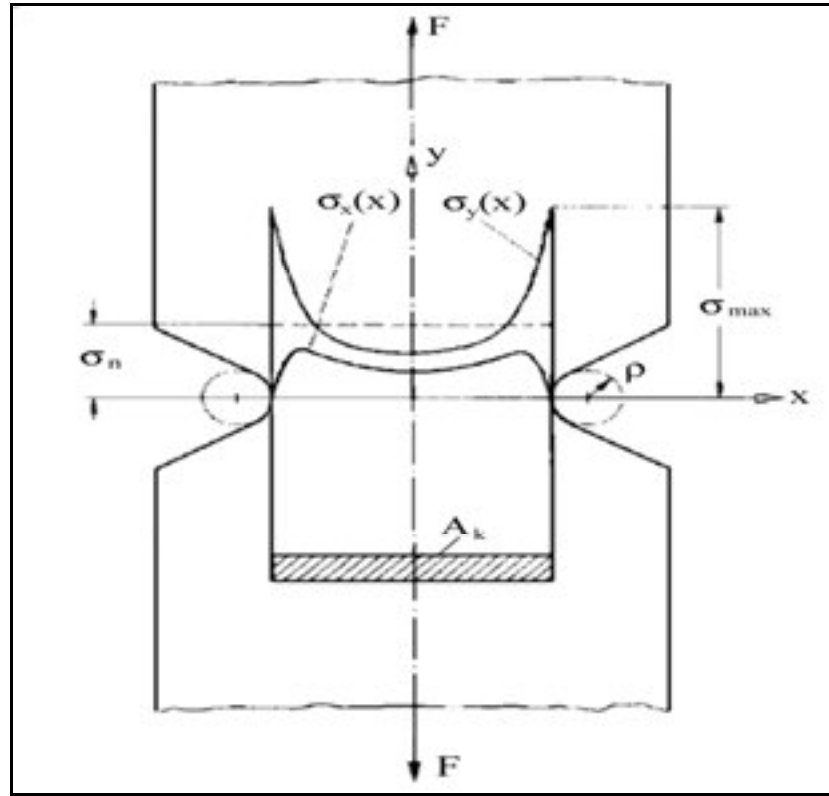
Mod I deformasyon tipinde, gerilmenin normal bileşeni, çatlak yüzeyine dik olarak y eksenini doğrultusunda etki etmektedir ve Mod I ile ilgili gerilme şiddeti faktörü K_I dir. Mod II deformasyon tipinde, gerilmenin kayma bileşeni çatlakla x eksenini doğrultusunda etki etmektedir ve Mod II ile ilgili gerilme şiddeti faktörü K_{II} dir. Mod III deformasyon tipinde, gerilmenin kayma bileşeni, çatlakla z eksenini doğrultusunda, çatlakın dip kenarına paralel olarak etki etmektedir ve Mod III ile ilgili gerilme şiddeti faktörüne K_{III} denir. Çatlak ilerlemesi, yükleme durumuna bağlı olarak bu modların sadece birisiyle verilen türde olabileceği gibi farklı modların bir birleşimi şeklinde de ortaya çıkabilir. Bunlardan Mod I, çekme altında oluştuğundan teknik olarak en önemli olanıdır. Çünkü bu tür çatlak ilerlemesi en sık rastlanan ve en fazla hasara neden olan çatlak ilerleme modudur ve bu sebeple en çok bu kırılma şekli incelenmiştir.



Şekil 3.6 Farklı yükleme tiplerinde oluşan üç türlü kırılma modu.

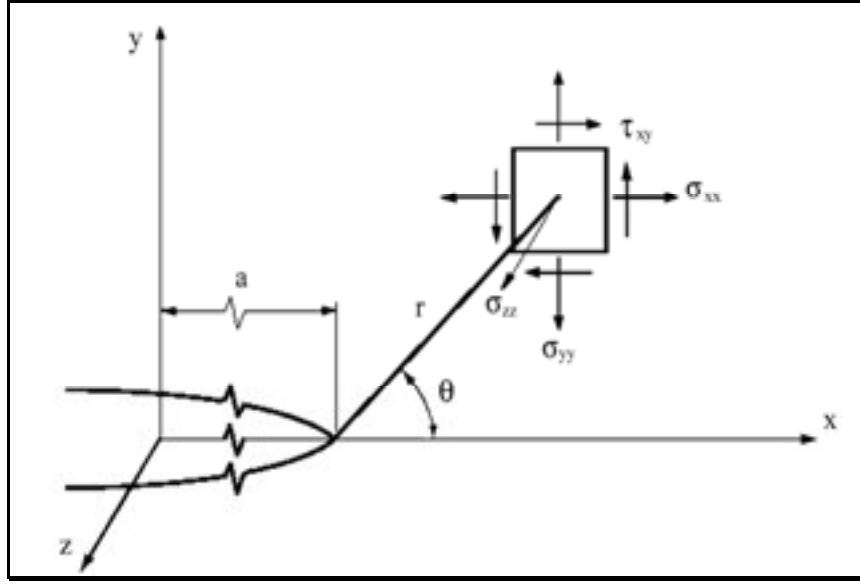
Şekil 3.7’de kenarlarında çentik bulunan ve çekmeye maruz bir levhada orta kısımda meydana gelen x ve y yönündeki gerilmenin dağılımı verilmiştir. Buna göre

x yönündeki gerilme çentik ucunda sıfır olup çentikten uzaklaştıkça önce artmakta daha sonra da azalmaktadır, y yönündeki gerilme ise çentik ucunda maksimum olup çentik ucundan uzaklaştıkça azalmakta ve çentiksiz kısımdaki gerilme değerine yaklaşmaktadır. Boşluklu veya çatlaklı malzemelerde gerilme değerleri değişiklik göstermektedir. Özellikle çentik ucu gibi kritik yerlerde maksimum değere yükselmektedir, işte bu maksimum değere erişmesi gerilme yığılmasına neden olmakta ve çentik etkisi diye de adlandırılmaktadır. Bu gerilme yığılması sadece malzeme içindeki boşluk veya çatlaklarda oluşmaz, aynı zamanda keskin köşelerde, deliklerde, kesit değişiklikleri gibi yerlerde de meydana gelme eğilimi vardır. Şekil üzerinde gösterilen σ_n normal gerilmeyi, σ_{max} maksimum gerilmeyi, ρ çatlak ucundaki elipsin yarıçapını ifade etmektedir.



Şekil 3.7 İki kenarında çentik bulunan levhada x ve y yönündeki gerilme dağılımı.

Keskin çatlak civarında (çatlak ucundaki elipsin yarıçapı $\rho \rightarrow 0$) oluşan elastik gerilme alanı Şekil 3.8' deki gibi olup bu gerilmeler Tablo 3.3' teki bağıntılarla verilir.



Şekil 3.8 Keskin çatlak ve çatlaktan herhangi u uzaklıktaki bir noktada meydana gelen gerilmeler.

Tablo 3.3 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 3.4 Mod I ve Mod II için şekil değişim miktarları

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

Burada μ kayma modülüdür.

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

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

Mod II hali için oluşan elastik gerilme alanı tablo 3.3' te, x ve y yönündeki şekil değişimleri (u , v) Tablo 3.4' deki bağıntılarla verilir. Genelde tanım gereği K_{II} şu bağıntı ile verilir,

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

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.

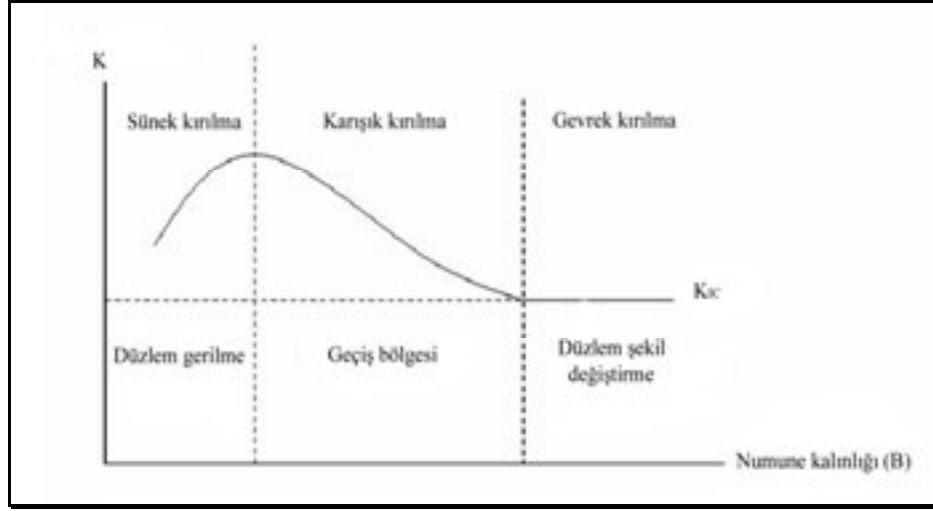
Çatlak ilerlemesi $K_I = K_{IC}$ olduğunda gerçekleşir. Örneğin sonsuz genişlikte bir levhada çatlak ilerlemesi için ilgili bağıntı;

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

3.13 denklemi 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 malzemedeki 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 3.9 Kırılma tokluğunun değişimi.

3.3.2 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 yoğunluk 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.

BÖ LÜ M DÖ RT

KIRILMA TO KLU Ğ U DENEYLERİ

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

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

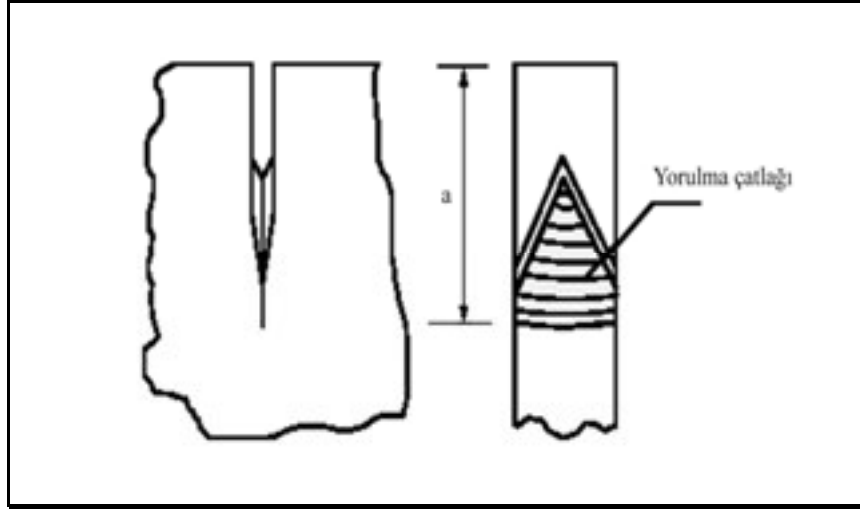
$$w \geq 5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (4.2)$$

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

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

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 yarıya kadar yaklaşmak ve düz bir çatlak ucu elde etmektir. Şekil 4.1'de çentik ve yorulma çatlağı görülmektedir.



Şekil 4.1 Yorulma çatlak ve çentik şekli.

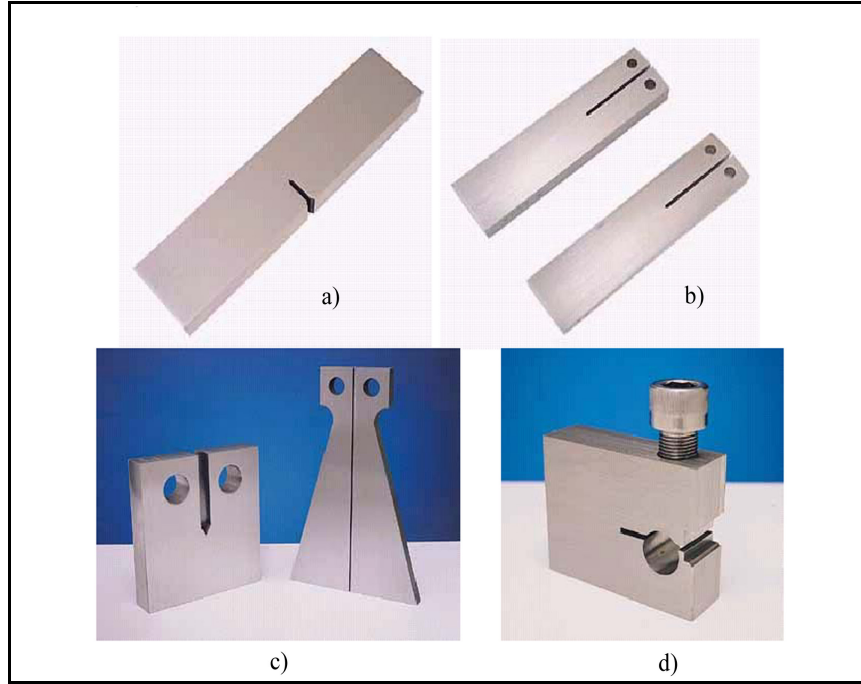
En yaygın kırılma mekaniği test yöntemlerinden ikisi sabit yük ve sabit şekil değişimi yöntemleridir. Sabit yük testinde, kırılma mekaniği test numunesine sabit ağırlıklı bir yükün direkt olarak, bir manivela veya makara sistemi ile uygulanmasından ibarettir. Böylece test boyunca yük sabit tutulur. Bu 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 başlaması 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

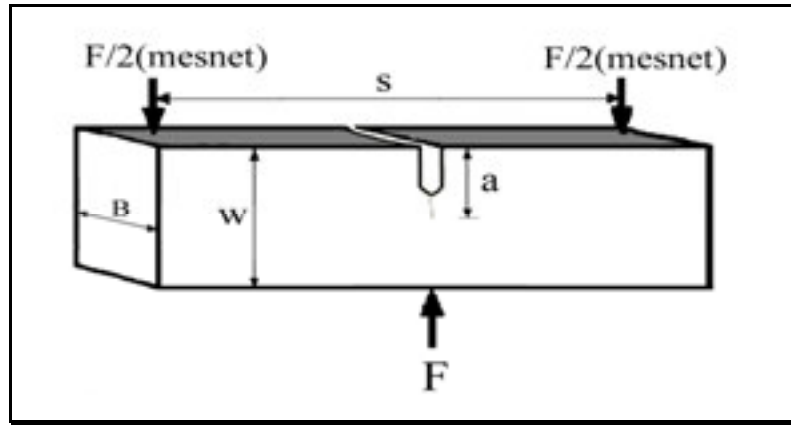
Malzemenin kırılma direncini ortaya koyan K_{IC} değerinin doğruluğu, gerilme şiddet faktörünün yorulma çatlaklarının hemen ucunda oluşan gerilme ve deformasyon değerlerini ne derece doğru karakterize ettiğine bağlıdır. Çünkü burası kararsız çatlak ilerlemesinin ortaya çıktığı bölgedir. K_{IC} testleri 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. Şekil 4.2' de kırılma tokluğu deneylerinde kullanılan test numunesi örnekleri verilmiştir.



Şekil 4.2 Kırılma tokluğu test numuneleri. a) SENB numunesi, b) DCB numunesi, c) CT ve DCB numunesi, d) CT numunesi.

4.1.1 Üç Nokta Eğme Deneyi (SENB)

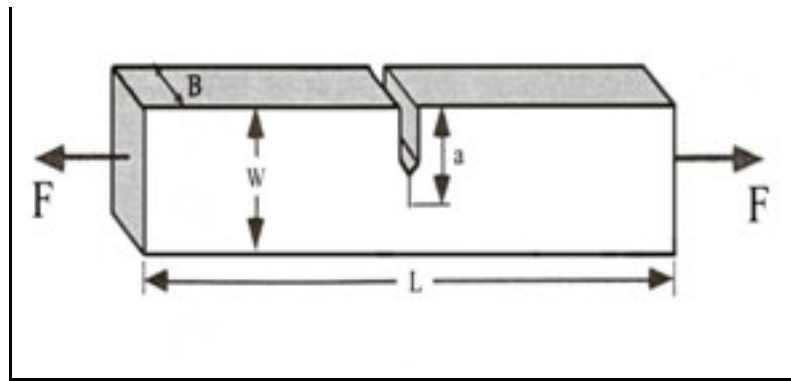
Üç nokta eğme deneyinde, Şekil 4.3’ de boyutları verilmiş olan test numunesi ASTM standardına göre çentiği oluşturulur ve bu kenar deney düzeneğinde iki mesnet üzerine yerleştirilir ve çentiğin karşı kenarından numuneye kuvvet uygulanır, numunenin kırılması ve kuvvet-deplasman grafiğinin bulunması ile deney sonlanır.



Şekil 4.3 SENB test numunesi, ASTM E 399-83.

4.1.2 Tek Çentik Kenarlı Çekme Deneyi (SENT)

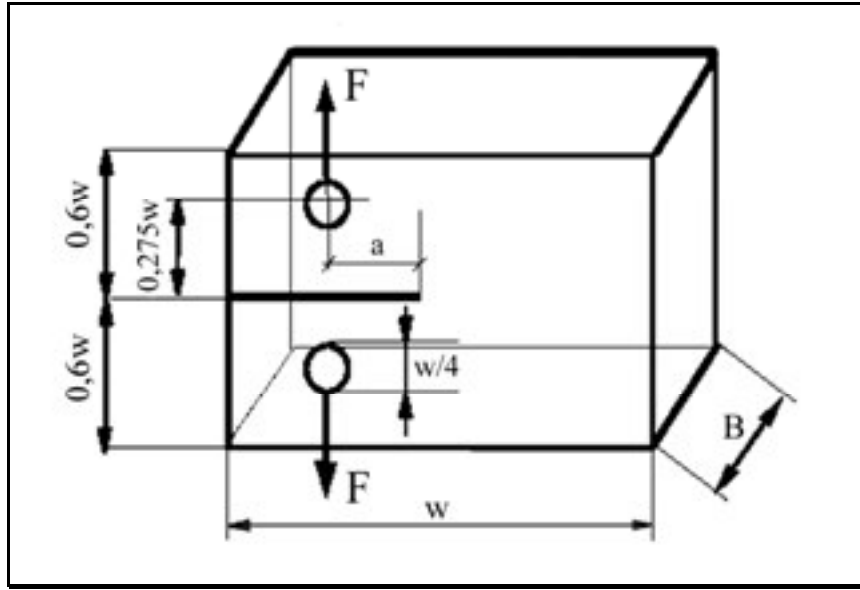
SENT deneyinde, Şekil 4.4’ de boyutları verilen deney numunesinin bir kenarına ASTM standardına göre çatlak açılır, daha sonra numune çekme cihazına bağlanır ve iki ucundan çekmeye maruz bırakılır. Test numunesinin kırılması ve kuvvet-uzama grafiğinin elde edilmesi ile deney sonlanmış olur.



Şekil 4.4 SENT test numunesi, ASTM E1290-93.

4.1.3 Kompakt Çekme Deneyi (C-T)

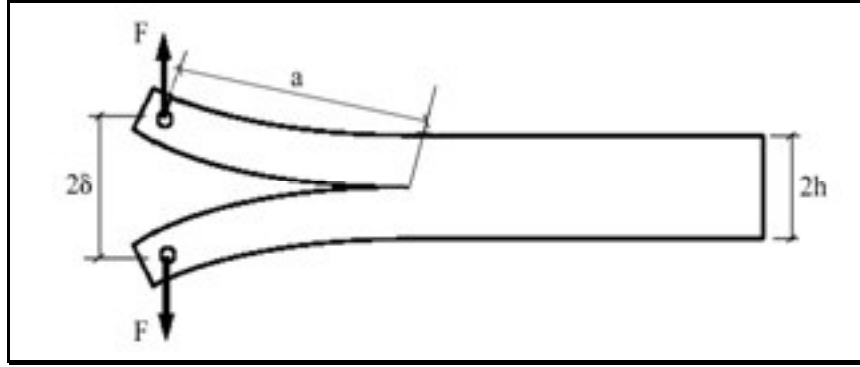
Kompakt çekme deneyinde, Şekil 4.5’ de boyutları verilen test numunesine ASTM standardına göre çatlak ve delik açıldıktan sonra numune çekme test cihazına bağlanır ve çekme deneyi yapılır. Deney belirlenen numune sayısı kadar tekrar edilir. Elde edilen sonuçlar bilgisayara aktarılır, grafikleri çizilir ve kırılma tokluğu değeri hesaplanır.



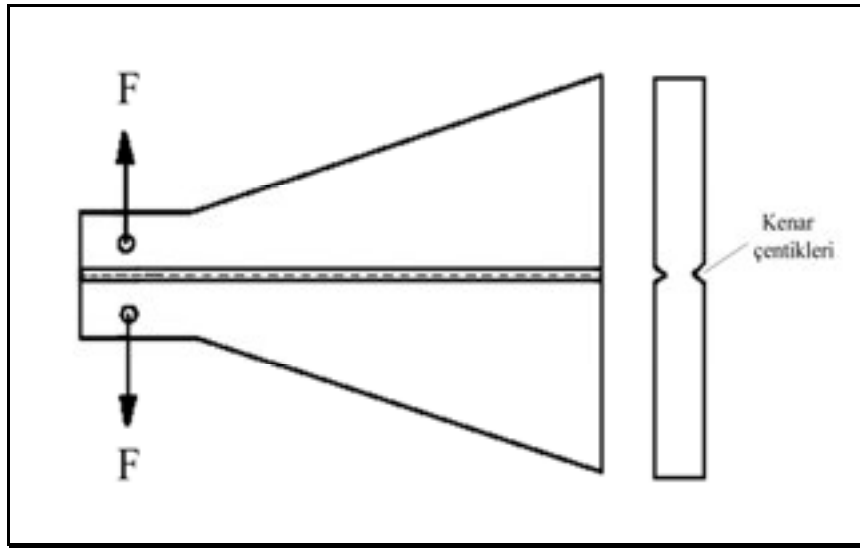
Şekil 4.5 CT test numunesi ,ASTM E399.

4.1.4 Çift Anka stre Kiriş Test Tekniği (DCB)

DCB deneyinde, Şekil 4.6’ da 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 dönüştü ASTM standardına bağlı olarak belirlenir. Çatlağın ilerlemesi kaydedilir. İstenildiğinde Şekil 4.7’ deki gibi aratan genişlikli test numunesi de kullanılabilir.



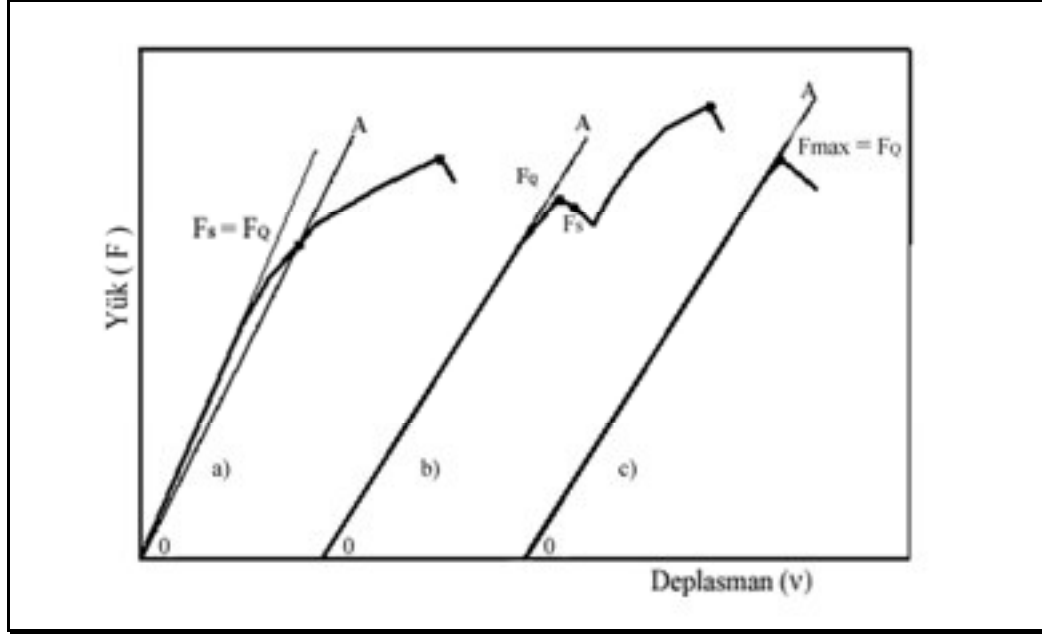
Şekil 4.6 DCB test numunesi, ASTM5528.



Şekil 4.7 Artan genişlikli DCB test numunesi, ASTM 5528.

4.2 Kuvvet – Deplasman Grafikleri

Kuvvet - Deplasman grafikleri (F-v eğrileri) farklı şekillerde olabilirler. Bu grafiklerin en önemlileri şekil 4.8’ de verilmiştir. Başlangıçta deplasman, kuvvet arttıkça lineer olarak artar. Birçok durumda sürekli artan bir doğrusal olmama hali (Şekil 4.8a) veya ayrı bir çatlak ilerlemesi ve durma, devamında bir doğrusal olmama hali ortaya çıkabilir (Şekil 4.8b). Doğrusal olmayan plastik deformasyon sonucu hızlı çatlak öncesi oluşan kararlı çatlak ilerlemesi ortaya çıkar. Malzeme tam elastik bir şekilde davranıyor ise (bu tür malzeme çok azdır) Şekil 4.8c deki gibi bir grafik elde edilir.



Şekil 4.8 Kuvvet – deplasman grafik çeşitleri.

F-v eğrileri farklı şekillerde olabilir. K_{IC} değerini hesaplamak için kullanılan F kuvvetini belirlemede birçok kriter vardır. Oldukça kapsamlı denemelerden sonra %5'lik bir eğimin kritik gerilme şiddet faktörü olan K_{IC} değerini hesaplamada yeterli olabileceği bu eğimde de çatlak başlangıçtaki efektif uzunluğunda %2'lik bir artışın ortaya çıktığı eğim olduğu tespit edilmiştir. Bu tanımlama standart SEN (Single Edge Notched) ve CT (Compact Tension) numunelerinde plastisitenin ve kararlı çatlak ilerlemesinin aşağı yukarı efektif çatlak ilerlemesinin %2 artış gösterdiği bir uzunlukta ortaya çıktığı belirlenmiştir.

K_{IC} değerine karşılık gelen yükü belirlemek için F-v diyagramında bir ucu elde edilen doğrunun başlangıç noktasında olmak üzere F-v doğrusunun eğiminden %5 daha düşük değerde bir doğru çizilir. Bu çizilen doğrunun F-v eğrisini kestiği noktaya karşılık gelen kuvvet F_S olarak belirlenir.

F_Q ise aşağıdaki şu şekilde belirlenir. F-v diyagramında F_S 'den önce herhangi bir kuvvet ortaya çıkmış ise $F_Q = F_S$ alınır (Şekil 4.8a). Ancak F_S 'den önce, değeri F_S 'den daha büyük olan herhangi bir maksimum kuvvet oluşmuş ise bu durumda maksimum kuvvet F_Q dur (Şekil 4.8a, 4.8b).

4.3 Kırılma Tokluğu (K_{IC}) Test Prosedürü

K_{IC} testleri gerçekleştirilirken aşağıdaki adımlar her ayrı test için takip edilmektedir.

- 1) Numunenin kritik a, B ve W ölçüleri belirlenir,
- 2) Numune türü (üç nokta eğme veya kompakt çekme) belirlenir, çentik şekli ve boyutlarını da içeren teknik resmi çizilir,
- 3) Numune üretilir,
- 4) Yorulma çatlağı açılır,
- 5) Çatlak ucu açılmasını ölçmek üzere bağlantı aparatları ve klip geyç temin edilir,
- 6) Test gerçekleştirilir,
- 7) Kuvvet-deplasman diyagramları analiz edilir,
- 8) Şartlı K_{IC} değeri (K_Q) hesaplanır,
- 9) K_{IC} 'nin geçerliliği kontrol edilir.

Testler gerçekleştirilirken numunenin test cihazına bağlanması, yükleme hızının belirlenmesi ve numune üzerinde yapılacak son ölçümler dikkatli bir şekilde yapılmalıdır. Her bir test sonucunda, numuneden elde edilen kuvvet (F) ile deplasman (v) çıktısı elde edilir. Genellikle kuvvet y-ekseni ve deplasman x-ekseni olacak şekilde F-v diyagramı elde edilir. Bu diyagramlardaki eğrinin başlangıçtaki eğimi 0.7 ila 1.5 arasında olmalıdır. Her bir numune için, kuvvette artış sonuçlanıncaya kadar teste devam edilir. Test sonrası K_Q büyüklüğü hesaplanır, hesaplanan boyutsal değerler K_{IC} için yeterli ise $K_Q = K_{IC}$ olarak alınır.

4.4 Test Numunesi Üretimi

Üç nokta eğme deneyi için gerekli olan test numuneleri İzoreel firmasına yaptırılmıştır. Üretilen numuneler epoksi – cam elyaftan oluşmaktadır. Malzeme üretiminde sabit sıcaklık ve basınç altında presleme yöntemi kullanılarak, tabakalı kompozitler elde edilmiş ve tabakaların şematik gösterimi Şekil 4.9’da verilmiştir.

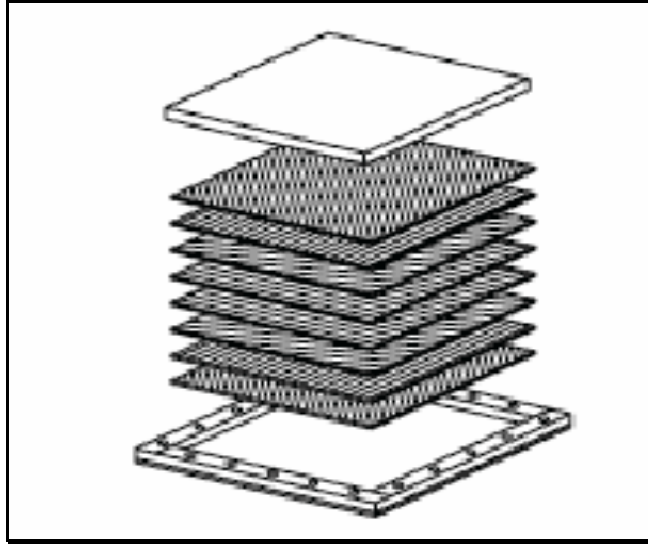
Üretim esnasında, fiber açısı $0 - 90^\circ$ (örgü sistemi) olan cam elyaflar kalıp üzerine elle yatırılıp üzerine fırça ile epoksi reçine sürülerek elyaf katmanlarına emdirilmesi sağlanmış ve bu işlem numunenin oluşturduğu her tabaka için tabaka sayısı kadar tekrarlanmıştır.

Üst ve alt tabakaların pres makinesine yapışmaması için ısıya dayanıklı, reçineye yapışmayan bir muşamba ile paketlenmiştir.

Paketlenmiş tabakalar prese yerleştirildi.

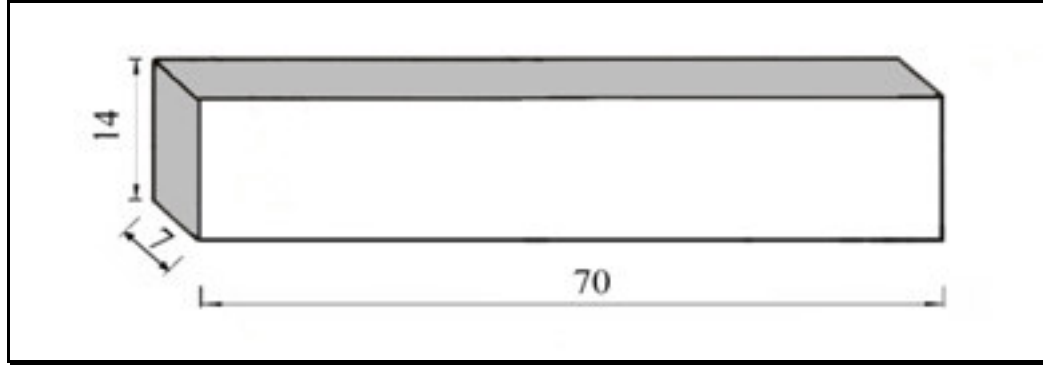
Sıcaklık ve basınç ayarlaması yapıldı. Sıcaklık 120°C ve uygulanan basınç ise parça kalınlığından bağımsız olarak 150 – 160 bar olarak seçildi (epoksi – cam elyaf için).

Presleme işlemi bittikten sonra malzeme oda sıcaklığında soğumaya bırakıldı. Soğuyan malzeme muşambasından çıkarıldı ve plaka halinde tabakalı kompozit üretilmiş oldu.



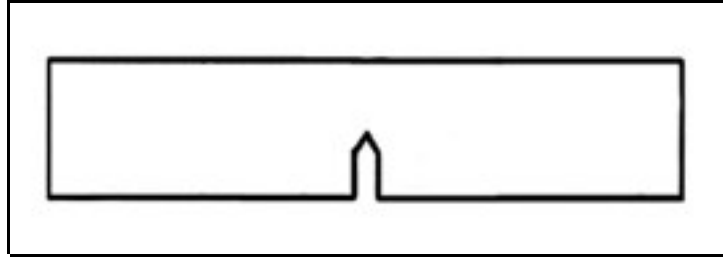
Şekil 4.9 Tabakalı kompozit üretiminin şematik gösterimi.

Plaka şeklinde 7mm kalınlığında üretilen tabakalı kompozit malzeme Şekil 4.10' da verilen teknik resmine göre deney numunelerine ayrıldı.



Şekil 4.10 Deney numunesinin teknik resmi (ölçüler mm cinsindendir)

7mm $\times$ 14mm $\times$ 70mm ölçülerinde standarda göre kesilen deney numunelerine, standartta belirtildiği gibi farklı boylarda çatlaklar oluşturuldu, Şekil 4.11. Çatlak açma işlemi su jeti ile yapıldı. Böylece istenilen çatlak uzunlukları bilgisayar kontrollü olarak deney numunelerine açılmış oldu. Belirlenen ve oluşturulan çatlak uzunlukları 8 farklı numune için Tablo 4.1’ de verilmektedir.



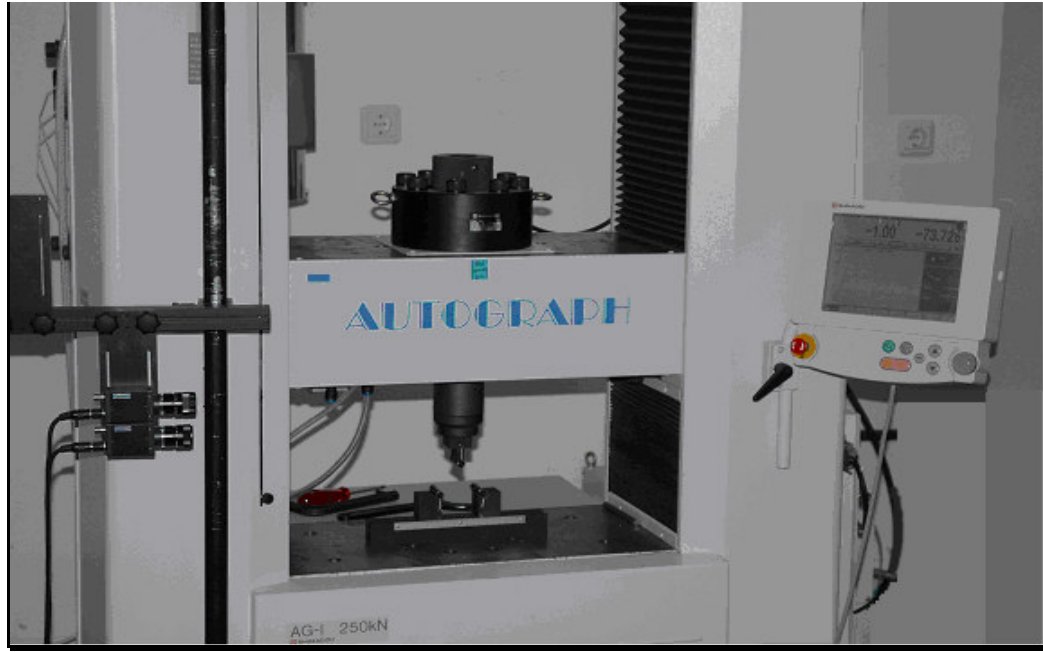
Şekil 4.11 Deney numunesinin çatlak açılmış görünümü.

Tablo 4.1 Numunelere açılan çatlak uzunlukları

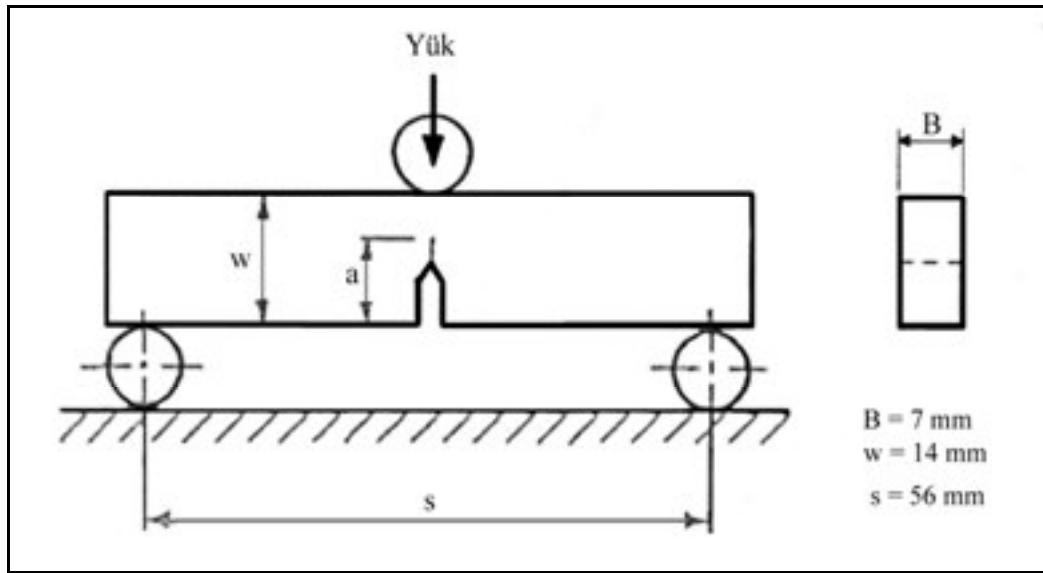
numune numarası	çatlak uzunluğu(mm)
1	2
2	2,5
3	3
4	3,5
5	4
6	5
7	6
8	7

4.5 Üç Nokta Eğme Deneyinin Yapılışı

ASTM E 399-83' de belirtilen ölçülerde kesilmiş ve belirlenen uzunluklarda çatlak açılmış numuneler Şekil 4.12' de görülen SHIMADZU markalı test cihazına bağlanır, Şekil 4.13' de deneyin şematik olarak gösterimi verilmiştir.



Şekil 4.12 Üç nokta eğme deneyi test cihazı.



Şekil 4.13 Üç nokta eğme deneyinin şematik gösterimi.

Deneyde kullanılacak numunedeki B, s ve a arasındaki bağıntılar ilgili standartça tanımlanmakta olup aşağıdaki gibi verilmektedir.

$$B = 0,5 w \quad ; \quad S = 4 w \quad ; \quad a = 0,45 - 0,55 w$$

$$K_I = \frac{F S}{B w^{3/2}} f(a/w) \quad (4.5)$$

Burada, F uygulanan kuvvet, s mesnetler arası mesafe, $f(a/w)$ geometriye bağlı sabit bir sayı, B numune kalınlığı, w numune genişliği, K_I gerilme şiddet faktörüdür.

Bu deney metodunda sırasıyla aşağıdaki adımlar takip edilmektedir.

1-) Farklı çatlak boylarında numuneler kullanılarak her bir numune için $F-\Delta L$ değerleri elde edilir ve bu değerlere uygun grafik çizilir.

2-) $F-\Delta L$ grafiğinde eğim kompians sayısını “c” verir. Bulunan kompians değerleriyle $c-2a$ grafiği çizilir.

3-) $c = f(2a)$ fonksiyonu elde edilir. $c = \alpha 2a + \beta (2a)^2 + \gamma (2a)^3 \dots$

4-) Bu fonksiyonun türevi alınır ve kritik değer (2a) yerine yazılarak $dc / d(2a)$ bulunmuş olur.

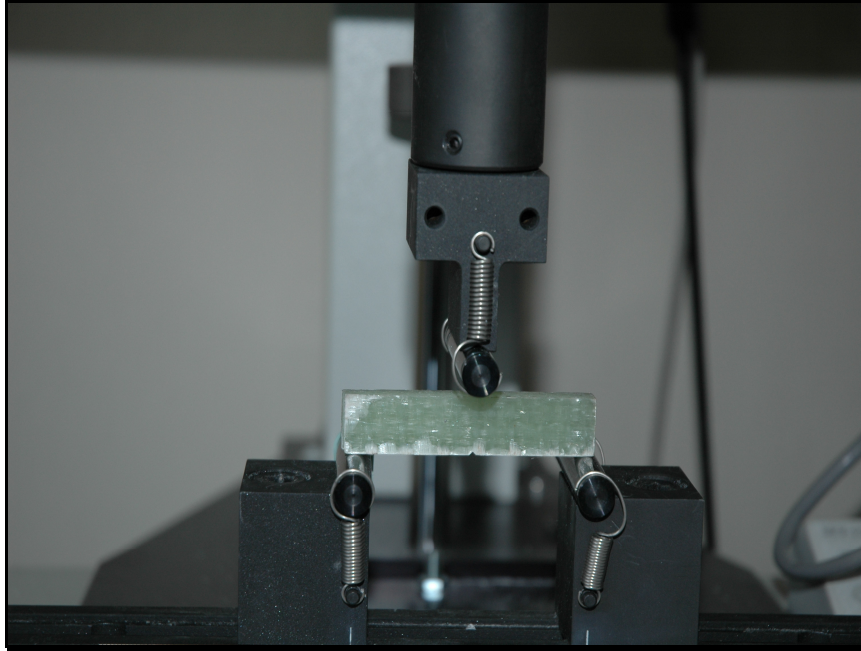
$$5-) \quad G_c = \frac{F_c^2}{2B} \frac{dc}{d(2a)} \quad (4.6)$$

formülünden çatlak birim yüzeyde ilerleyebilmesi için gerekli olan enerji miktarı G_c elde edilir.

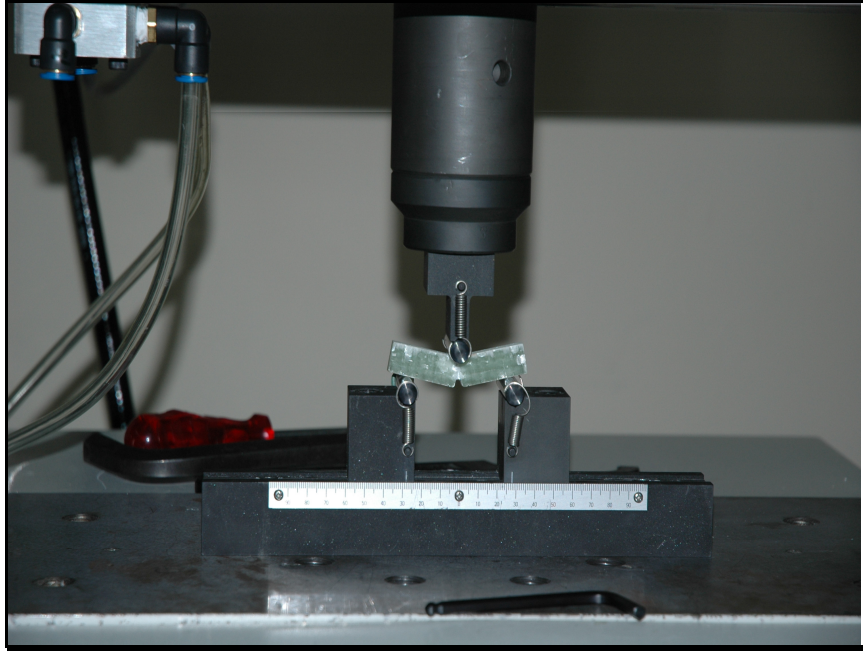
$$6-) \quad K_{IC} = \sqrt{E G_c} \quad (4.7)$$

formülünden kırılma tokluğu bulunur.

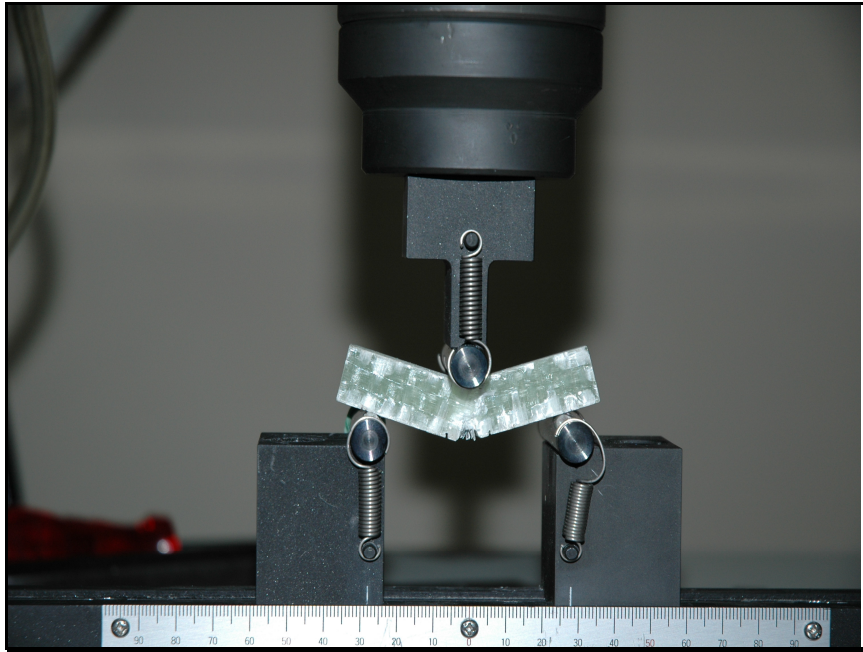
Test cihazının bulunduğu laboratuardaki ortam sıcaklığı 25°C de tutulmaktadır ve deneyler bu ortam sıcaklığında gerçekleştirilmiştir. Numuneler Şekil 4.14’ de görüldüğü gibi test cihazındaki aparat üzerine konup, deney numunelerine uygulanacak kuvvetin yükleme hızı 1.5 mm/dak olarak ayarlanıp, eş zamanlı olarak bilgisayardaki programda çalıştırılır ve kuvvetin uygulanması ile deneye başlanmış olur. Program her an için kuvvet ve deplasman değerlerini kaydetmeye başlar ve bu kayıtlarla eş zamanlı olarak kuvvet – deplasman grafiği bilgisayarda izlenir. Kuvvetin maksimum değerden düşüşe geçtiği anda deney durdurulur. Bu seviyede durdurulmasının nedeni numunenin maksimum değerinin kaydedilmesidir ki bu kuvvet değerinin düşüşe geçmeye başladığı andan itibaren numune belli bir zaman diliminde kırılacak ve deney bu şekilde numunelerin kırılması ile sona erecektir. Şekil 4.15 ve 4.16’ da deney numunesinin, kuvvetin uygulandığı andaki ve yükleme sonundaki hali gösterilmiştir.



Şekil 4.14 Deney numunesinin aparata bağlanıp yükleme başlangıç hali.



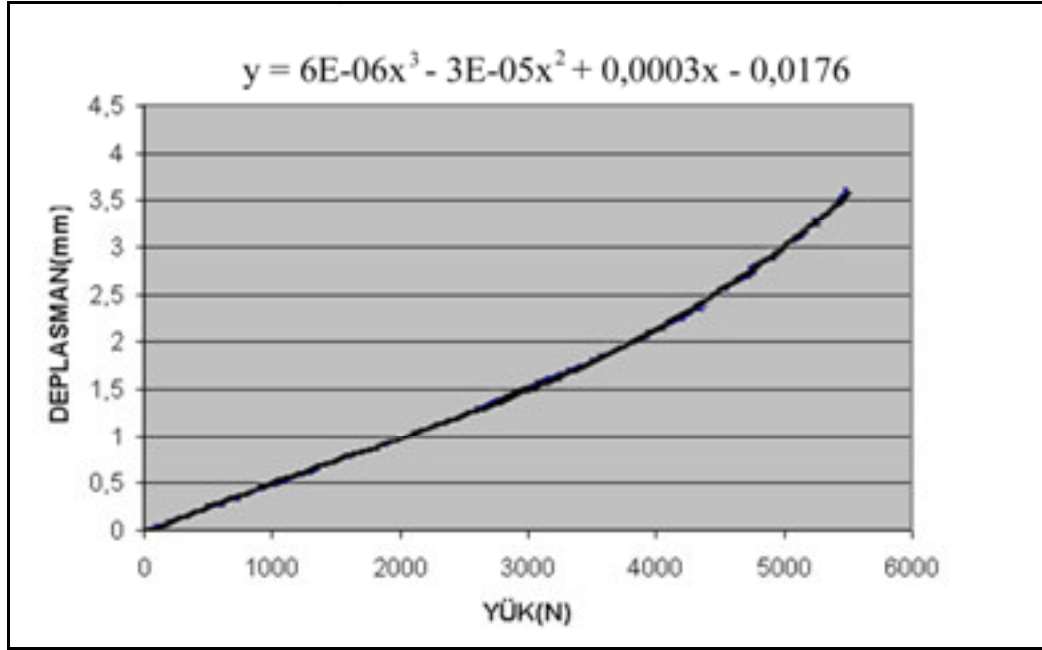
Şekil 4.15 Deney numunesinin yükleme anındaki görünümü.



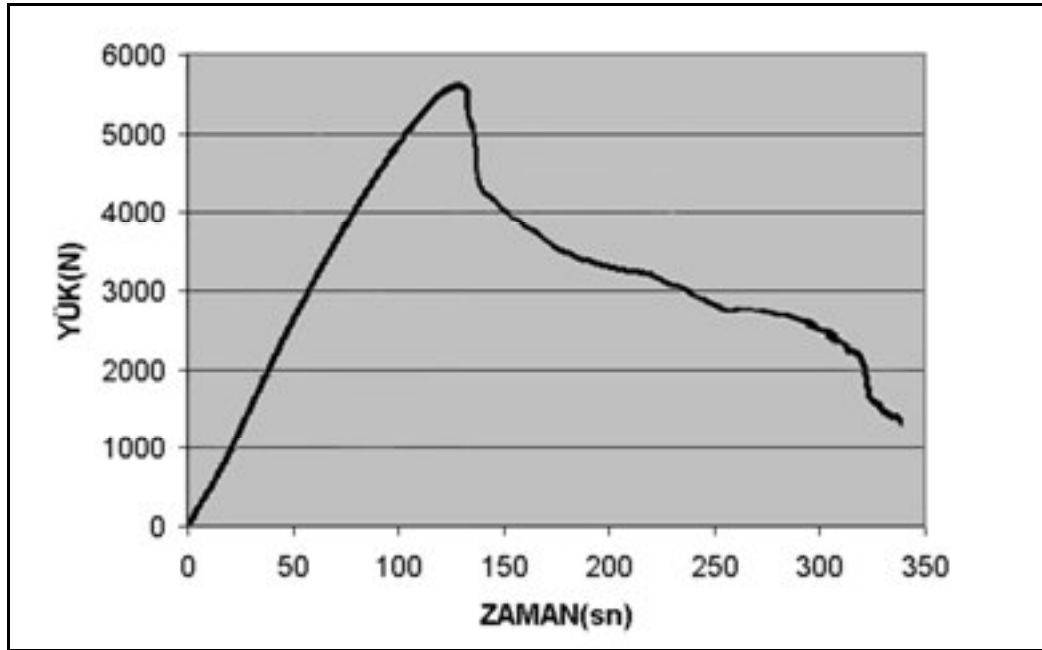
Şekil 4.16 Deney numunesinin yükleme sonundaki görünümü.

Deney sonucunda her bir numune için elde edilen yük – deplasman ve yük–zaman grafikleri aşağıda verilmiştir (Şekil 4.17 - 4.32).

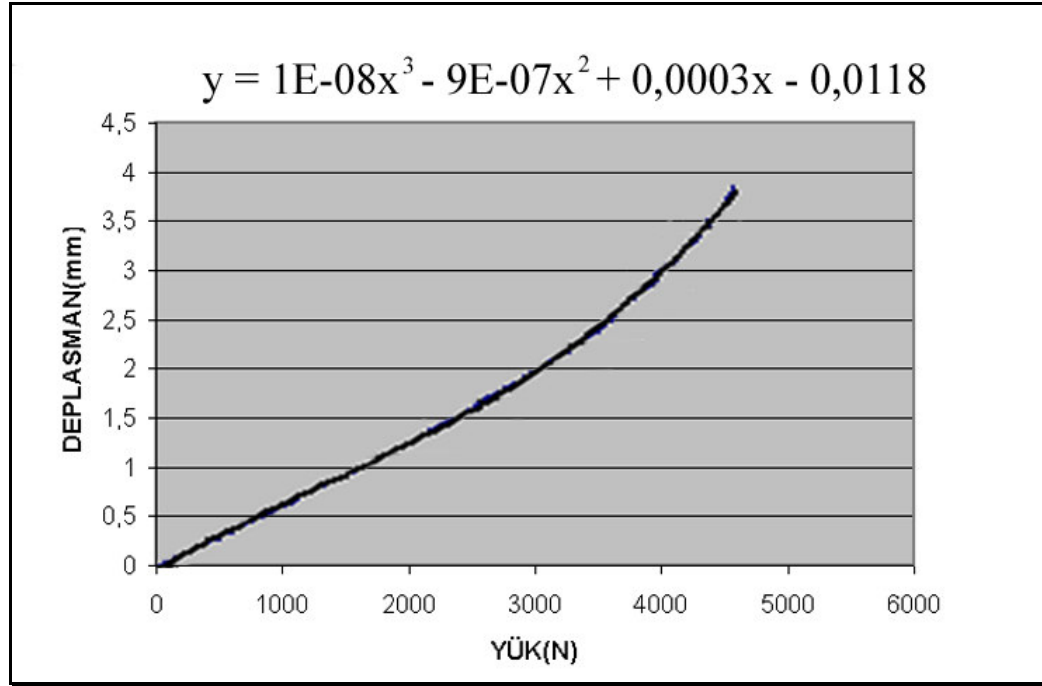
Çizilen yük – deplasman grafiklerinin denklemleri grafik üzerinde belirtilir. Numunelerin her biri için elde edilen grafik ve denklemlerden kompians değerleri (c') bulunur.



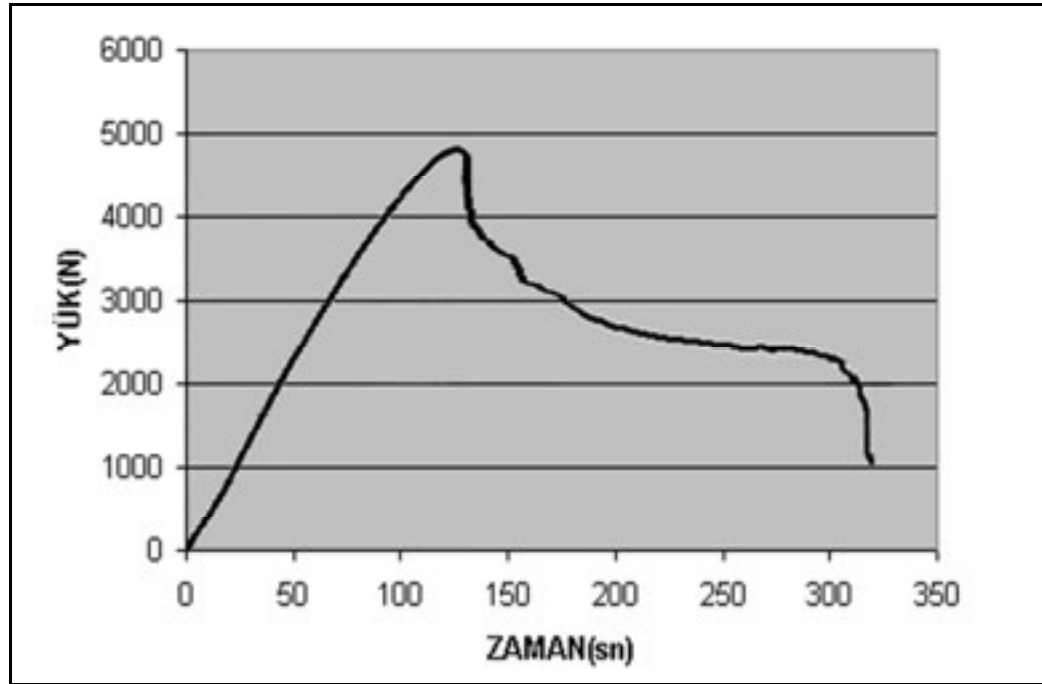
Şekil 4.171 numaralı test numunesinin yük-deplasman grafiği.



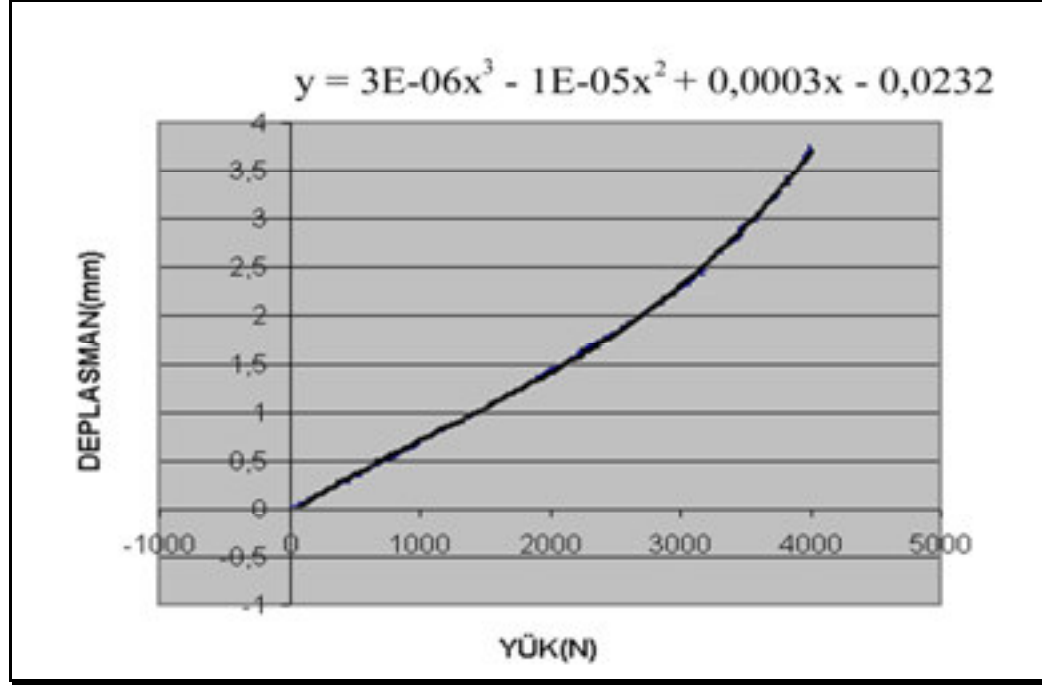
Şekil 4.181 numaralı test numunesinin yük-zaman grafiği.



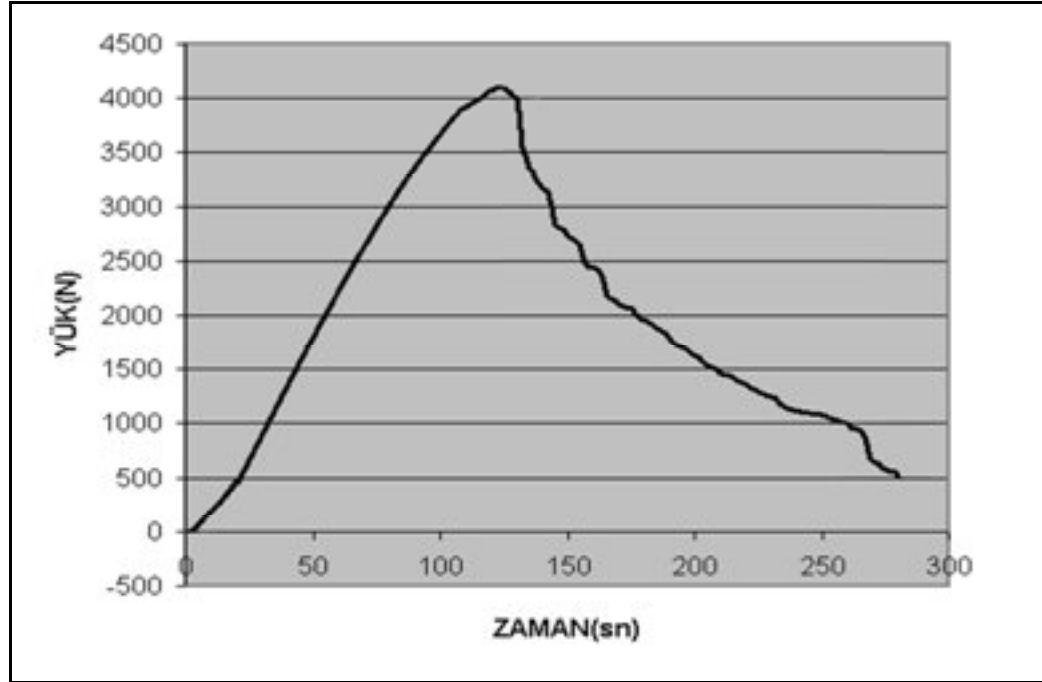
Şekil 4.192 numaralı test numunesinin yük-deplasman grafiği.



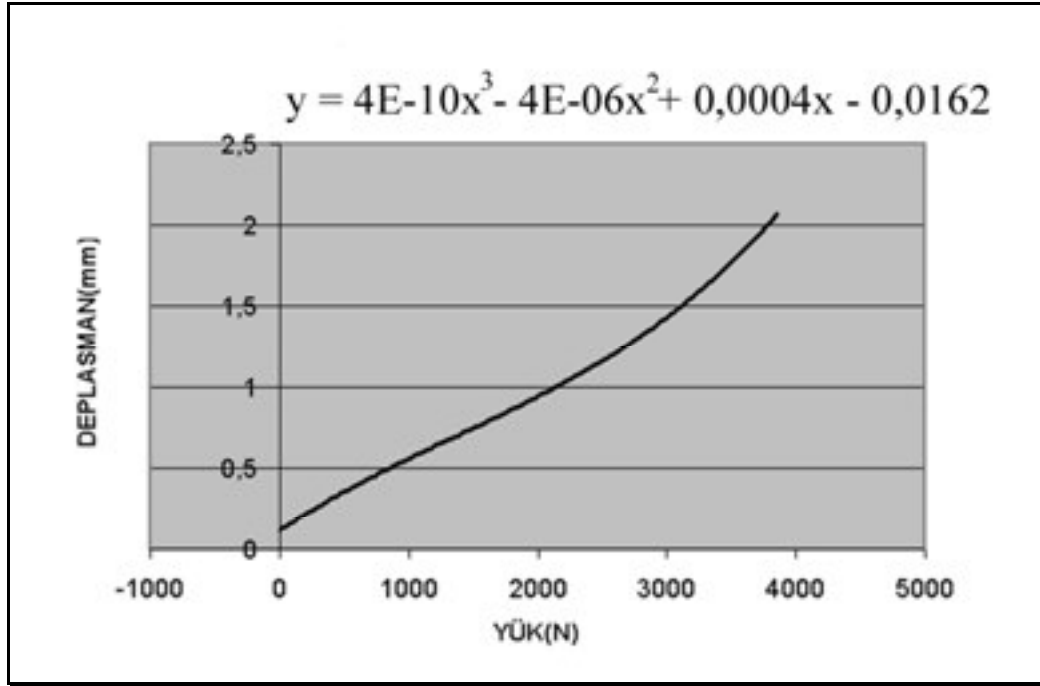
Şekil 4.202 numaralı test numunesinin yük-zaman grafiği.



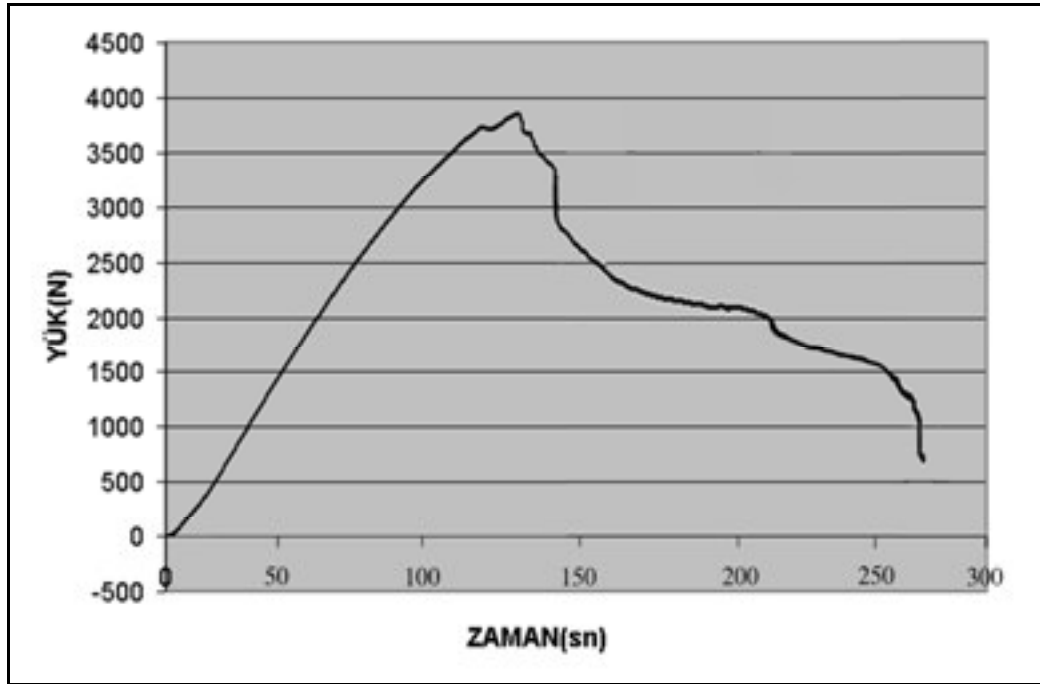
Şekil 4.213 numaralı test numunesinin yük-deplasman grafiği.



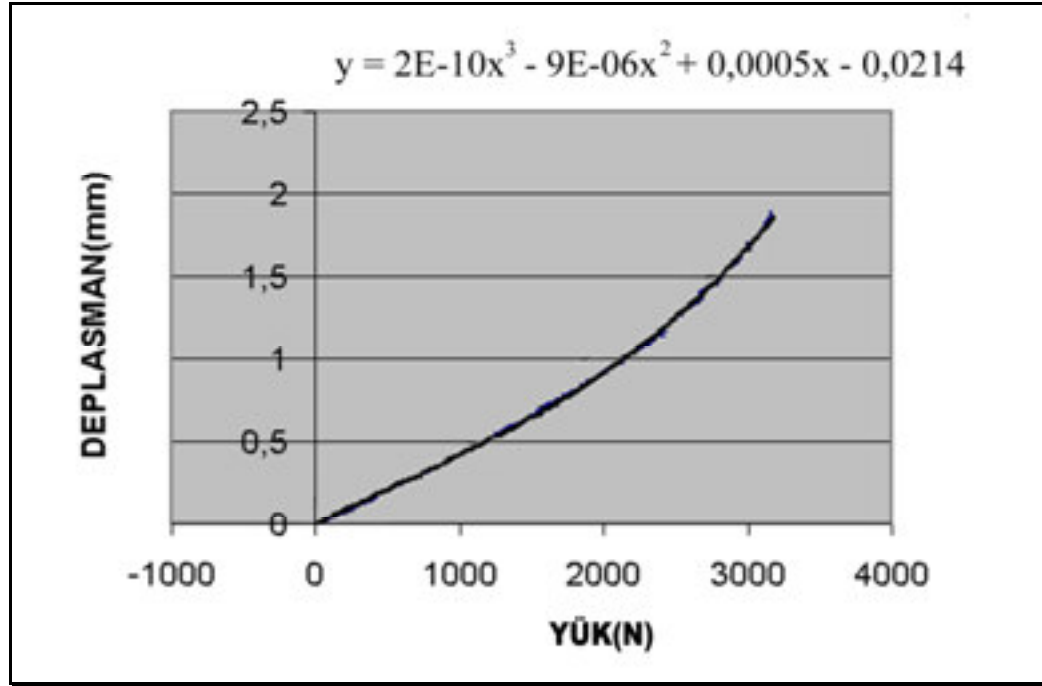
Şekil 4.223 numaralı test numunesinin yük-zaman grafiği.



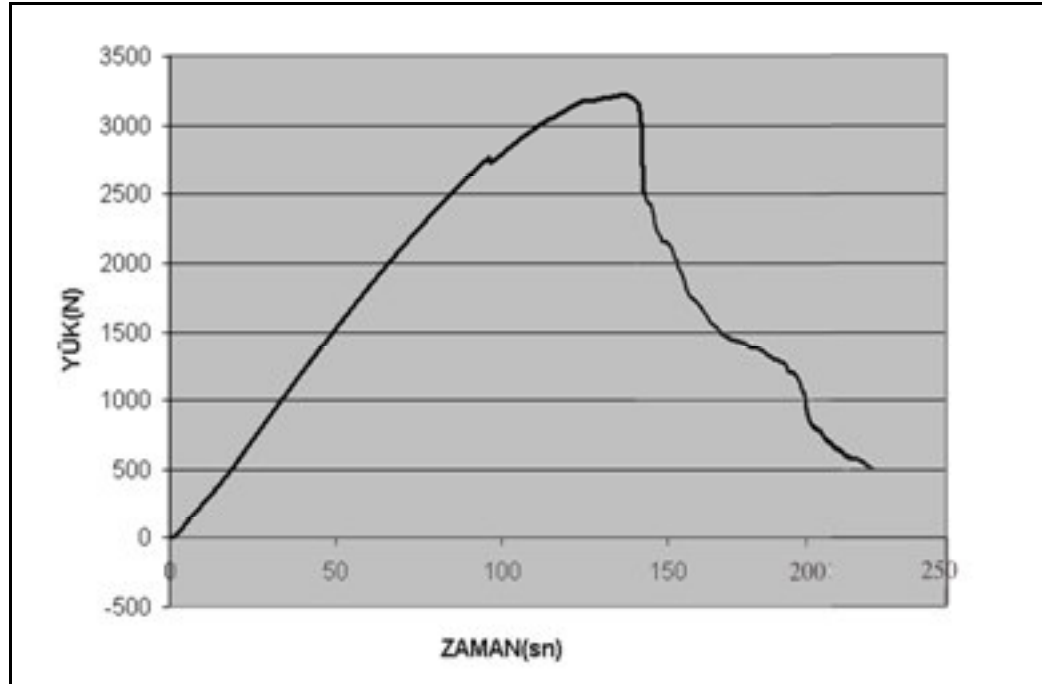
Şekil 4.234 numaralı test numunesinin yük-deplasman grafiği.



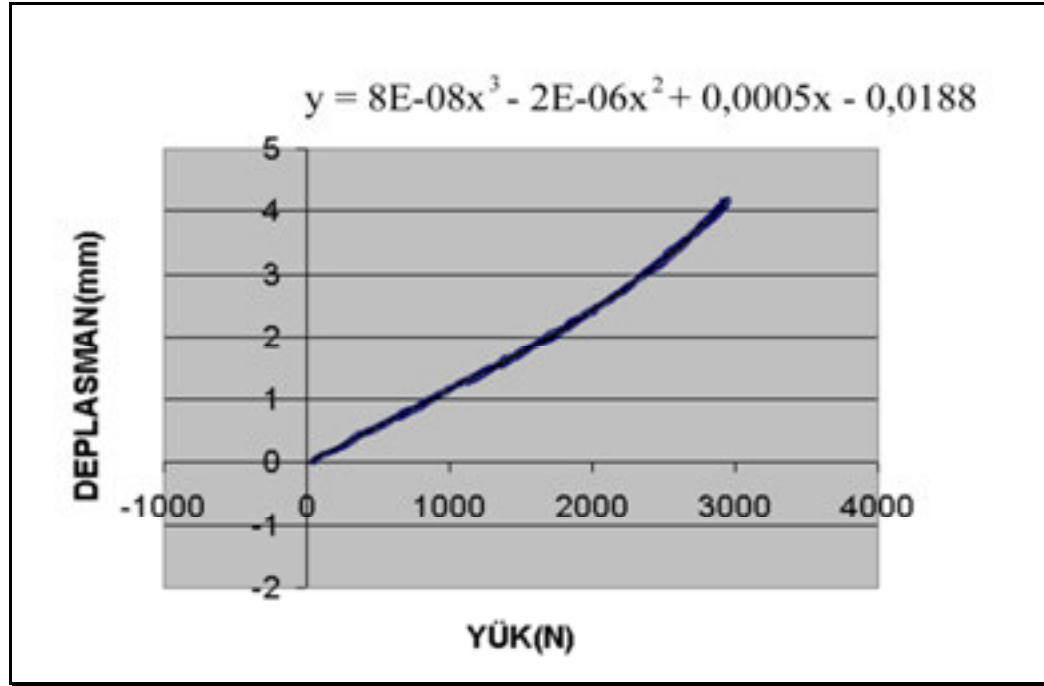
Şekil 4.244 numaralı test numunesinin yük-zaman grafiği.



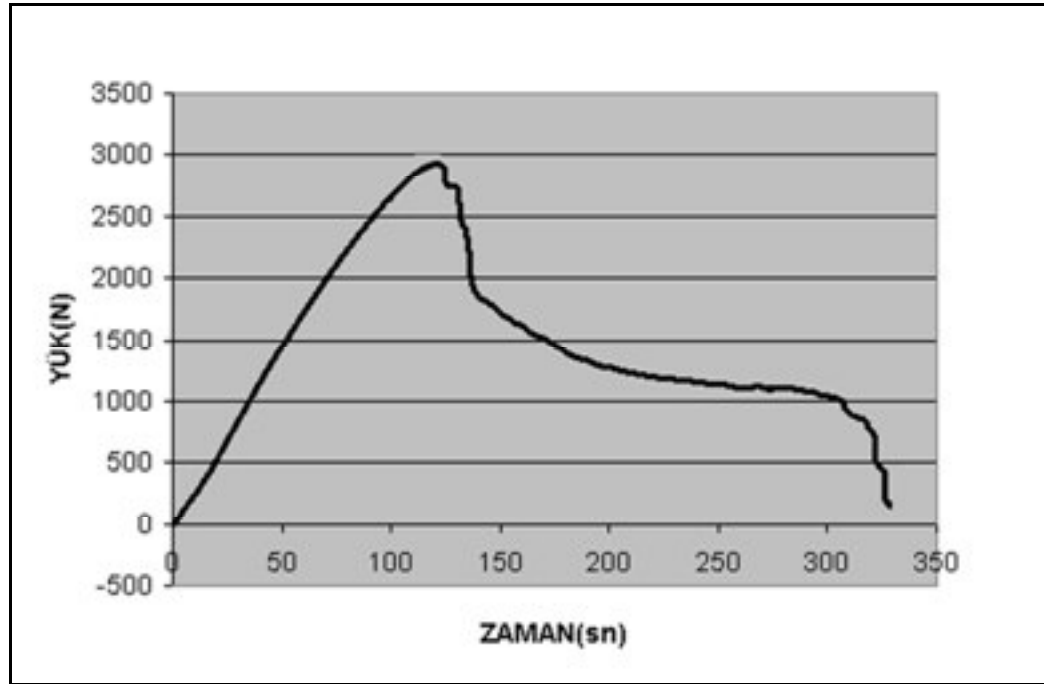
Şekil 4.255 numaralı test numunesinin yük-deplasman grafiği.



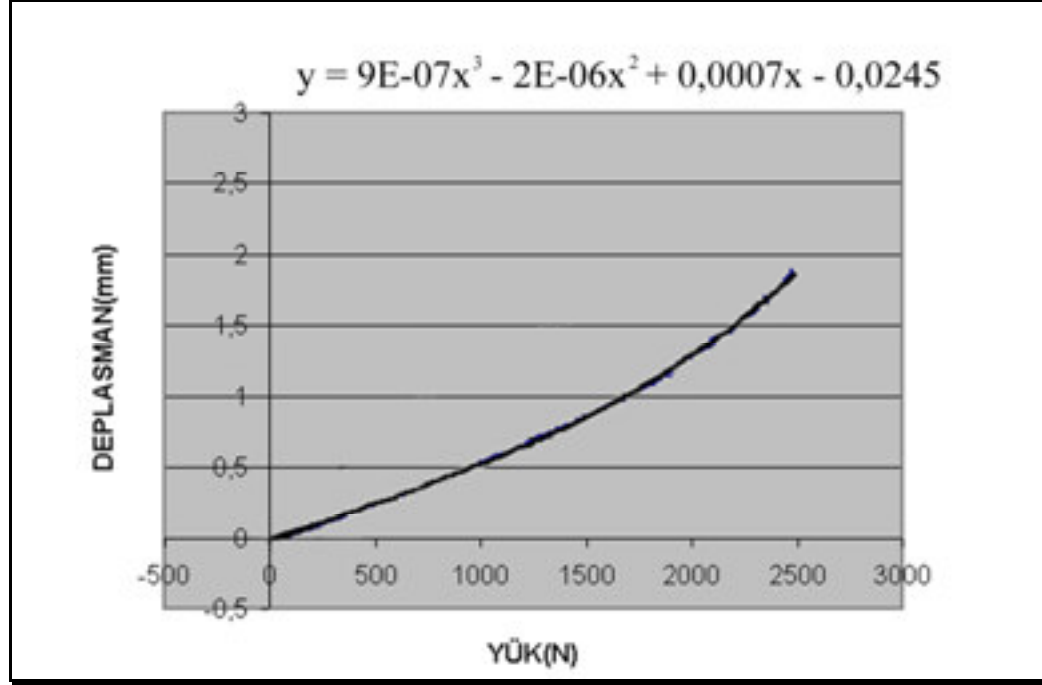
Şekil 4.265 numaralı test numunesinin yük-zaman grafiği.



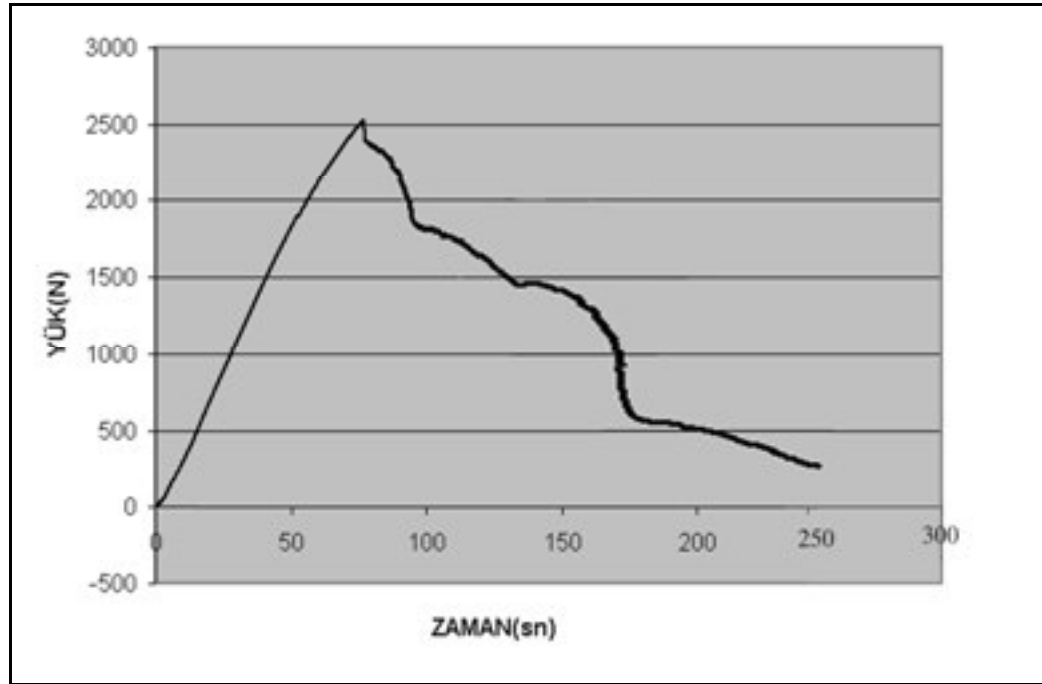
Şekil 4.276 numaralı test numunesinin yük-deplasman grafiği.



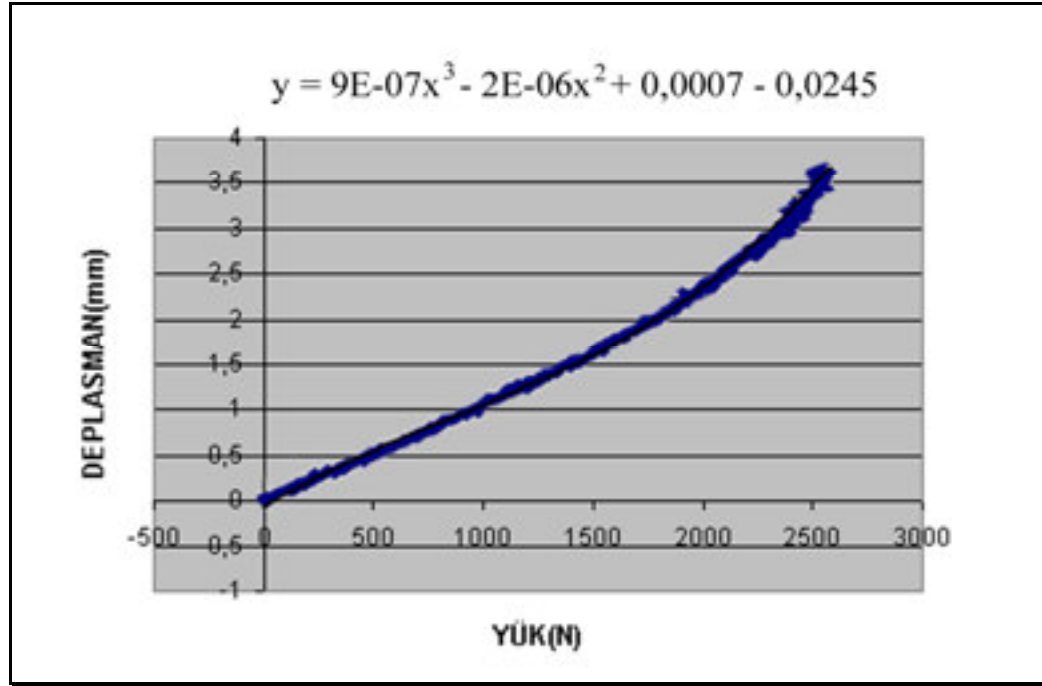
Şekil 4.286 numaralı test numunesinin yük-zaman grafiği.



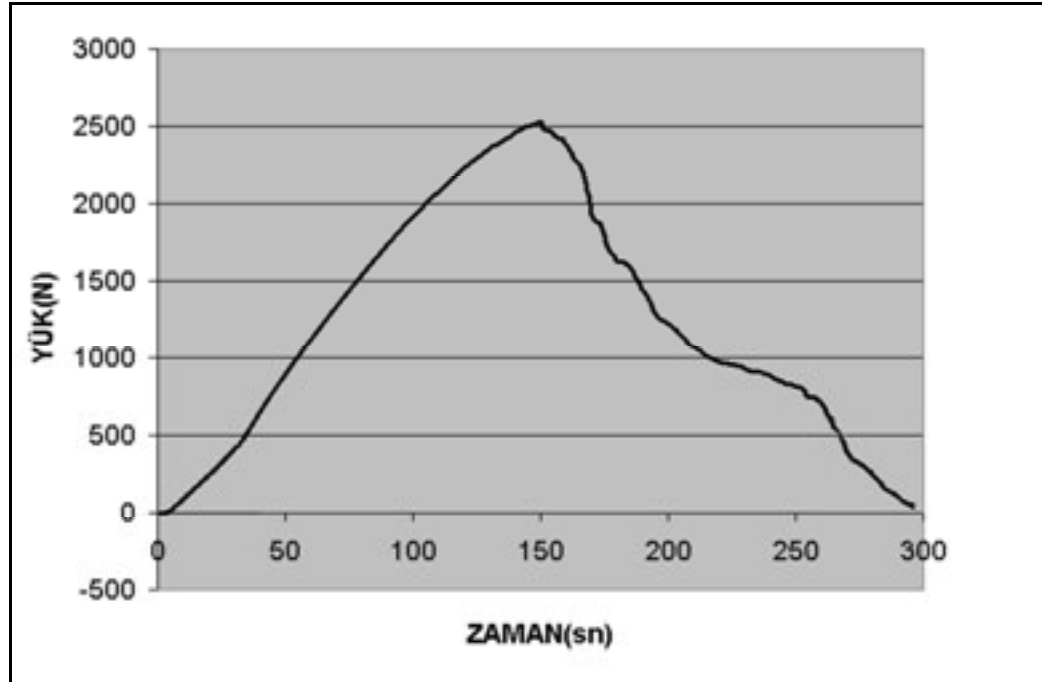
Şekil 4.297 numaralı test numunesinin yük-deplasman grafiği.



Şekil 4.307 numaralı test numunesinin yük-zaman grafiği.



Şekil 4.318 numaralı test numunesinin yük-deplasman grafiği.

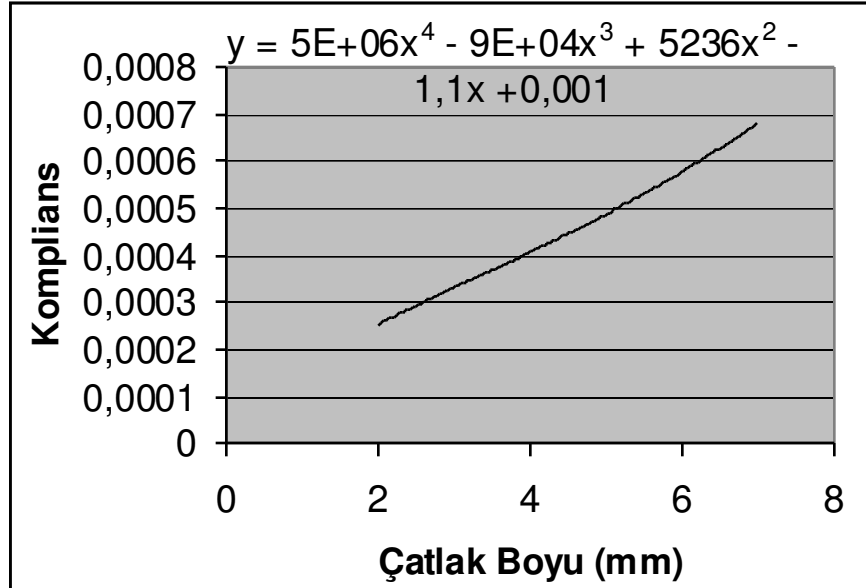


Şekil 4.328 numaralı test numunesinin yük-zaman grafiği.

Her bir numune için elde edilen yük – deplasman grafiklerinden bulunan kompians değerleri Tablo 4.2’ de numunelerin çatlak boyları ve kompians olarak verilmiştir. Bu kompians değerleri ile çatlak boyları kullanılarak Şekil 4.33’ de gösterilen grafik çizilir ki buradaki amaç eğrinin denklemini elde etmektir. Elde edilen denklemin türevi alınarak bir c' değeri bulunur. Bulunan c' değeri denklem 4.6’ da yerine konarak G_C hesaplanır. Hesaplanan G_{IC} değeri denklem 4.7’ de yerine konular ve kırılma tokluğu K_{IC} hesaplanmış olur.

Tablo 4.2 Çatlak boylarına karşılık gelen kompians değerleri

çatlak boyu(mm)	kompians
2	0,000255
2,5	0,000295
3	0,000321
3,5	0,000372
4	0,000428
5	0,000470
6	0,000588
7	0,000678



Şekil 4.33 Çatlak boyu -kompians grafiği.

Elde edilen formül :

$$y = 5.10^6 . x^4 - 9.10^4 . x^3 + 5236 . x^2 - 1,1 . x + 0.001$$

Bu denklemin türevi alınır ve 8 numaralı numunenin değerleri kullanılarak c' hesaplanır.

8 numaralı numunenin değerleri;

$$F = 2530 \text{ N}$$

$$a = 7 \text{ mm} = 0,007 \text{ m (x yerine konacak değer)}$$

$$B = 7 \text{ mm} = 0,007 \text{ m dir.}$$

Elde edilen yukarıdaki y denkleminin türevi alınırsa,

$$y' = 20.10^6 . a^3 - 27.10^4 . a^2 + 10472 . a - 1,1 = c' \text{ bulunur.}$$

y' denkleminde a' nın yerine değeri yazılırsa,

$$y' = 20.10^6 . (0,007)^3 - 27.10^4 . (0,007)^2 + 10472 . (0,007) - 1,1 = c'$$

$$c' = 65,83$$

bulunmuş olur.

Bulunan c' değeri, numuneye uygulanan kuvvet, numune kalınlığı, cam epoksinin elastisite modülü ve poisson oranı G_C denkleminde yerine yazılarak G_{IC} değeri hesaplanır.

$$G_{IC} = \frac{P_C^2}{2B} \frac{dc}{d(2a)}$$

Cam epoksinin önceden elde edilen E ve ν değerleri şu şekildedir;

$$E = 46800 \text{ MPa, } \nu = 0,26$$

Değerler yerlerine yazılırsa;

$$G_{IC} = \frac{2530^2}{2 \times 0,007} 65,83 = 3.10^{10}$$

hesaplanmış olur. K_{IC} 'nin formülü yazılırsa;

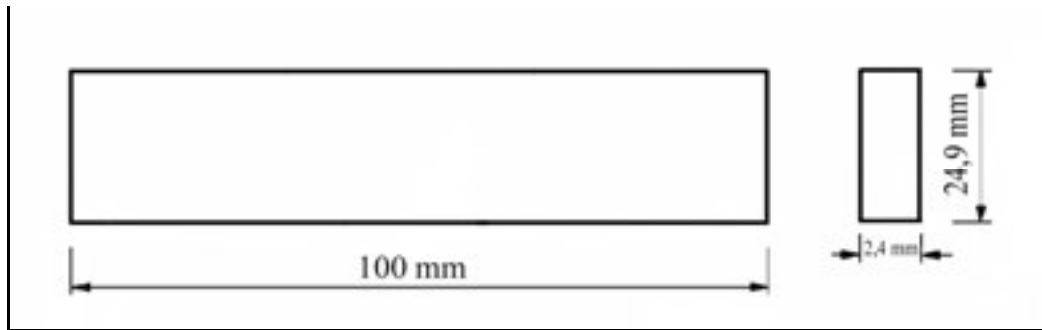
$$K_{IC}^2 = \frac{E G_{IC}}{1 - \nu^2}$$

burada değerler yerine yazılıp kırılma tokluğu elde edilmiş olur.

$$K_{IC}^2 = \frac{3.10^{10} \times 46800.10^6}{1 - 0,26^2} = 38804 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$$

4.6 Tek Çentik Kenarlı Çekme Deneyinin Yapılışı

Deney için gerekli numuneler İzoreel firmasına yaptırıldı ve üretim yöntemi üç nokta eğme deneyinde anlatıldığı gibidir. SENB numunesinden farklı olarak, numune kalınlıkları 2,4 mm ayarlandı. Plaka şeklinde 2,4mm kalınlığında üretilen tabakalı kompozit malzeme Şekil 4.34' de verilen teknik resmine göre, 6' şar adet örgülü liflerin açısı 0° ve 45° olacak şekilde toplam 12 adet deney numunesi olarak hazırlandı.



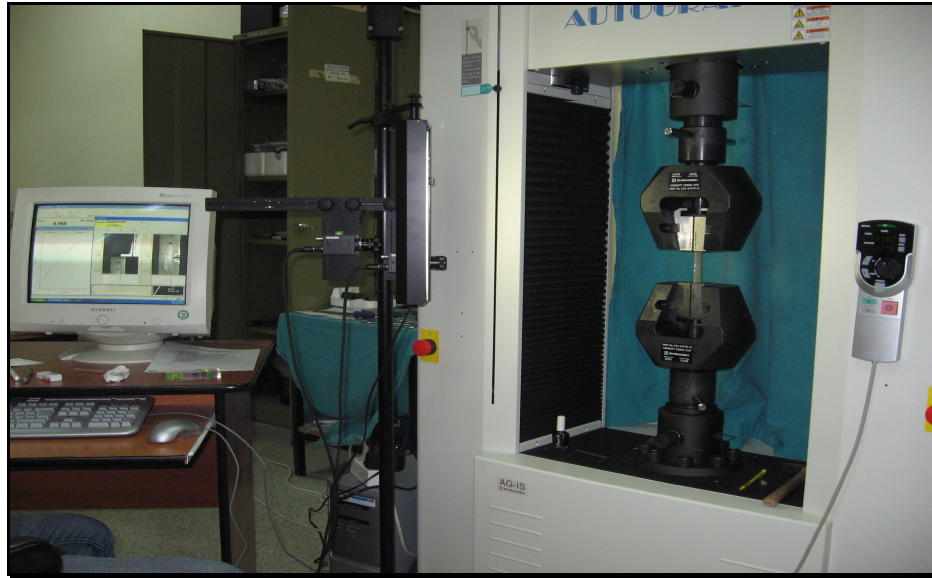
Şekil 4.34 SENT deney numunesinin teknik resmi.

2,4 × 24,9 × 100mm ölçülerinde kesilen deney numunelerine $a < 0,55$ olacak şekilde farklı boylarda çatlaklar oluşturuldu. Çatlak açma işlemi kıl testere ile yapıldı. Belirlenen ve oluşturulan çatlak uzunlukları 6 farklı numune için Tablo 4.3’ de verilmektedir.

Tablo4.3 SENT numunelerine açılan çatlak uzunlukları

numune numarası	çatlak uzunluğu(mm)
1	4,2
2	6
3	7,7
4	9,1
5	11
6	13,1

Belirtilen ölçülerde kesilmiş ve belirlenen uzunluklarda çatlak açılmış numuneler Şekil 4.35’ de görülen SHIMADZU markalı test cihazına bağlanarak, test cihazı üzerindeki video kameralı renk takip okuyucuları ile çok yüksek hassasiyetlerde malzemenin uzamasına yönelik veriler elde edildi.



Şekil 4.35 Çekme deneyi test cihazı.

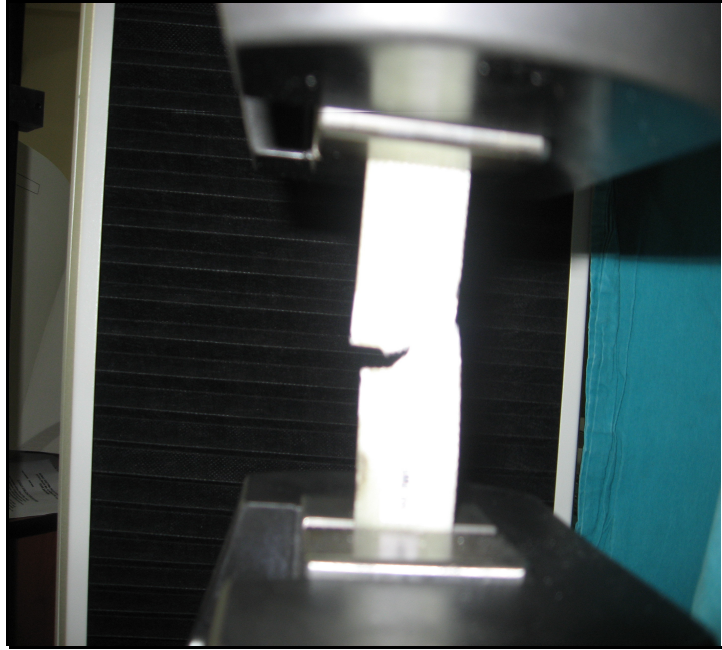
Test cihazının bulunduğu laboratuardaki ortam sıcaklığı 25°C de tutularak, deneyler bu ortam sıcaklığında gerçekleştirildi. Test numunelerinin şekline, kalınlığına ve cinsine göre çenelerin seçimi yapıp bu çenelerin test makinesine montajı sağlandı. Numuneler bu çenelere, çeneler arası mesafe 75mm olacak şekilde Şekil 4.36’ da gösterildiği gibi bağlandı. Deney numunelerine uygulanacak çekme kuvvetinin hızı 1.5 mm/dak olarak ayarlanıp, eş zamanlı olarak bilgisayardaki program da çalıştırılıp, kuvvetin uygulanması ile deneye başlandı. Program her an için kuvvet ve deplasman değerlerini kaydettiğinden bu kayıtlarla eş zamanlı olarak kuvvet – deplasman grafiği bilgisayarda izlendi. Kuvvetin maksimum değerden düşüşe geçtiği anda deney durduruldu. Bu seviyede durdurulmasının nedeni numunenin maksimum değerinin kaydedilmesidir ki bu kuvvet değerinin düşüşe geçmeye başladığı andan itibaren numune belli bir zaman diliminde kırılması ve deney bu şekilde numunelerin kırılması ile sona ermesi beklenmektedir. Şekil 4.37 ve 4.38’ de deney numunesinin, deneye başlangıç anındaki ve deney sonundaki hali gösterilmektedir.



Şekil 4.36 Numunelerin bağlandığı çeneler.



Şekil 4.37 Numunenin çenelere bağlanıp deney başlangıç hali.



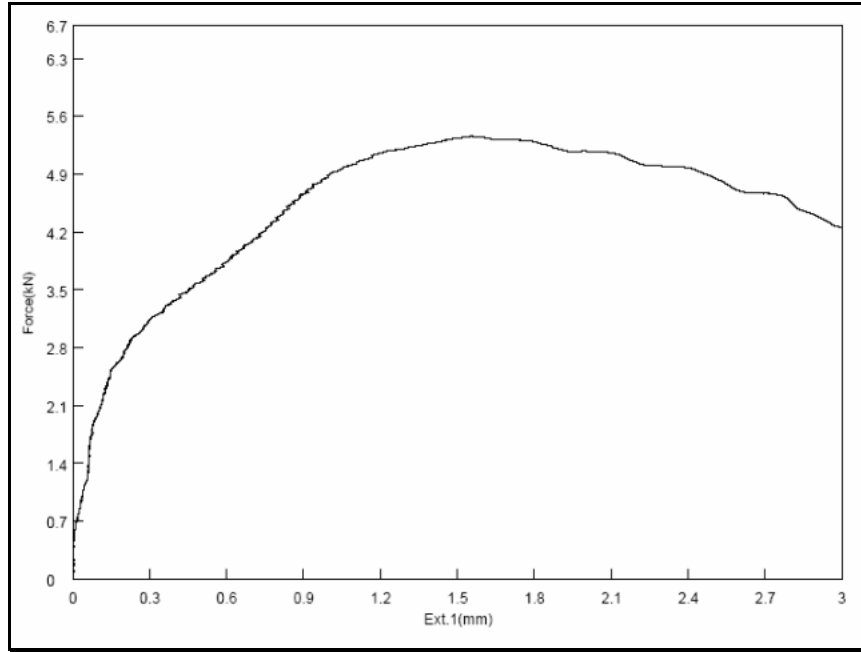
Şekil 4.38 Numunenin deney sonundaki kırılmış hali.

Bu deneyde sırasıyla aşağıdaki adımlar takip edildi.

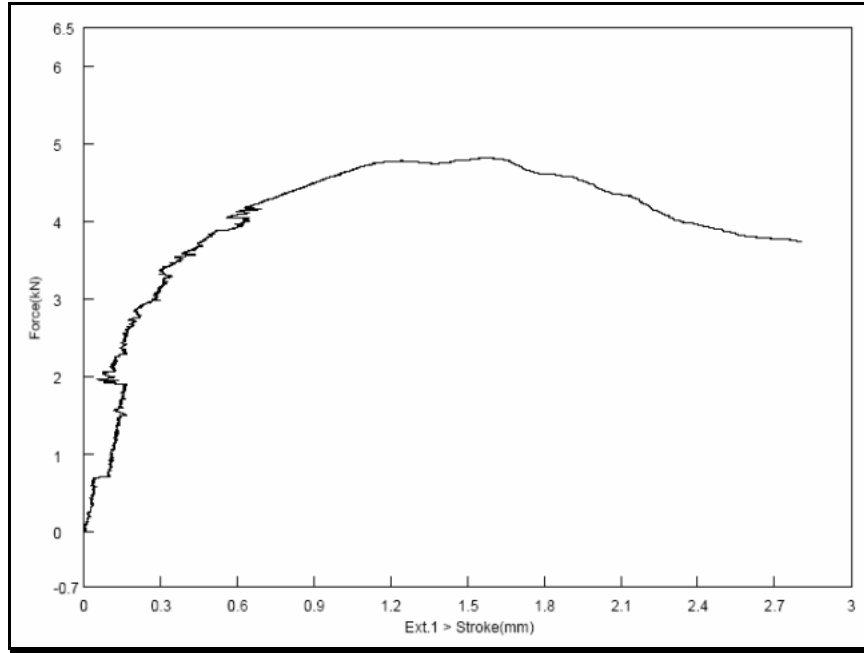
- Farklı çatlak boylarında numuneler kullanılarak her bir numune için kuvvet ve deplasman değerleri elde edilip, bu değerlere uygun grafik çizildi.

- Kuvvet – deplasman grafiğinde eğim kompians sayısını “ c ” verir. Her bir numunenin çizilen grafiklerindeki eğimi bulundu.
- Bulunan kompians değerleriyle numunelere ait çatlak boylarının $c - 2a$ grafiği çizildi. Burada amaç eğrinin denklemini bulmaktır.
- Çizilen grafiğin $c = f(2a)$ fonksiyonu elde edildi, bir başka deyişle polinom şeklindeki 2. dereceden denklemi bulundu.
- Bu fonksiyonun türevi alındı ve kritik değer ($2a$) yerine yazılarak $c' = dc / d(2a)$ bulundu.
- Bulunan c' değeri denklem 4.6’ da yerine konarak G_{IC} hesaplandı. Hesaplanan G_{IC} değeri denklem 4.7’ de yerine konulup kırılma tokluğu K_{IC} hesaplandı.

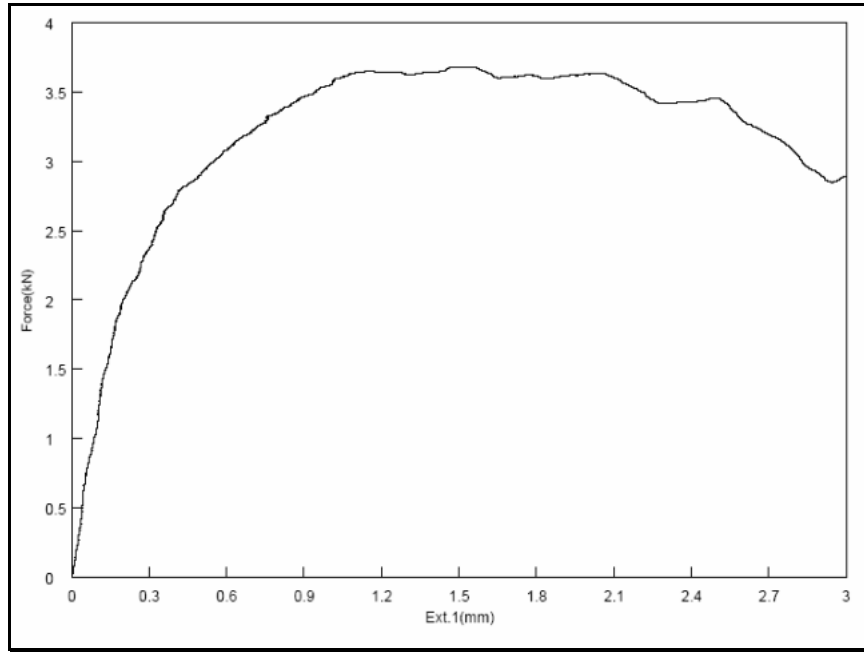
Deney sonucunda numuneler için elde edilen yük – deplasman grafikleri aşağıda verilmiştir (Şekil 4.39 - Şekil 4.44).



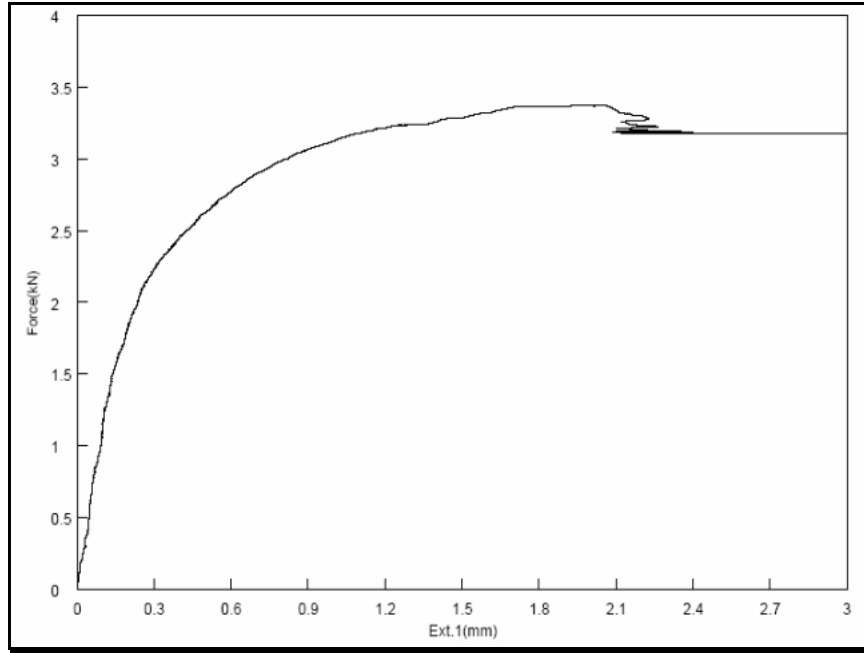
Şekil 4.39 1 numaralı test numunesinin yük - deplasman grafiği.



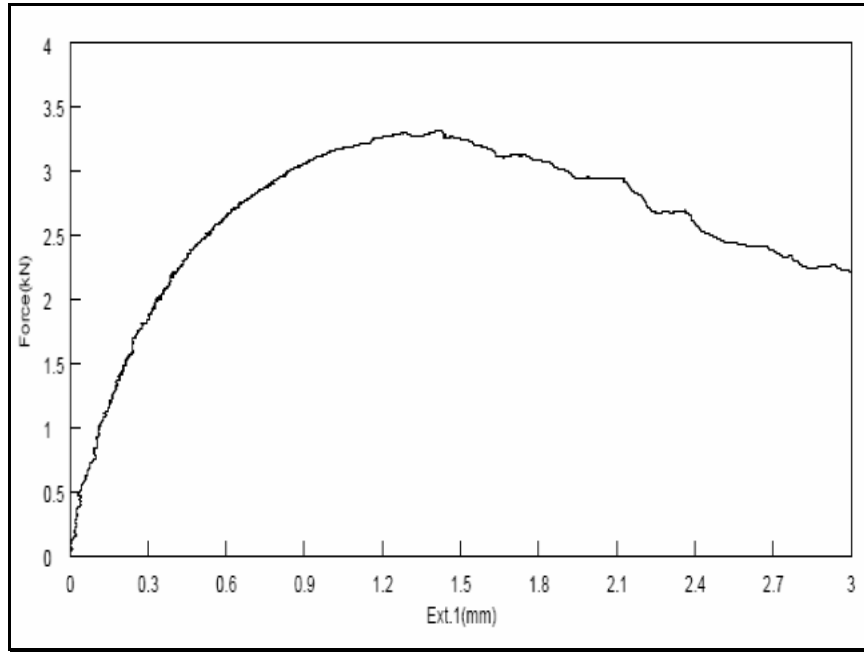
Şekil 4.40 2 numaralı test numunesinin yük - deplasman grafiği.



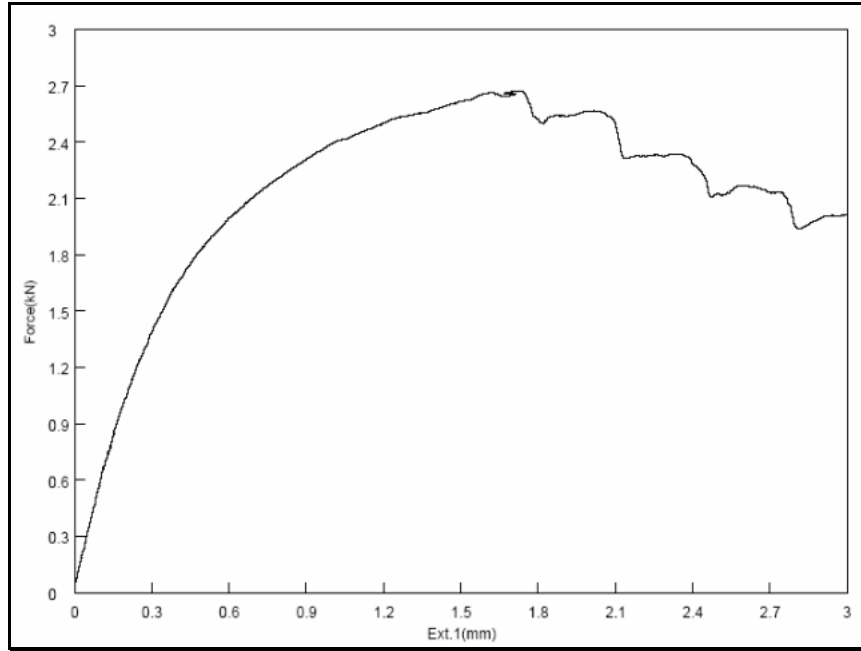
Şekil 4.41 3 numaralı test numunesinin yük - deplasman grafiği.



Şekil 4.42 4 numaralı test numunesinin yük - deplasman grafiği.



Şekil 4.43 5 numaralı test numunesinin yük - deplasman grafiği.

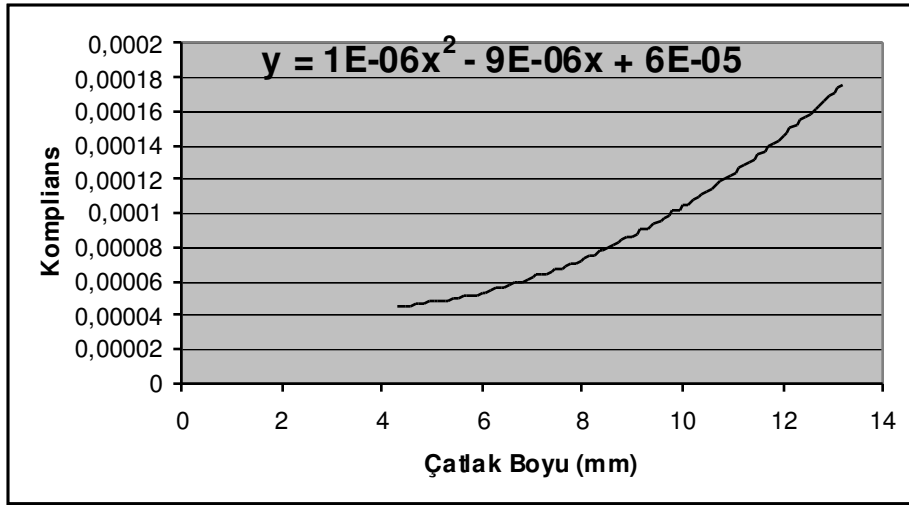


Şekil 4.44 6 numaralı test numunesinin yük - deplasman grafiği.

Her bir numune için elde edilen yük – deplasman grafiklerinden bulunan komplians değerleri Tablo 4.4’ de numunelerin çatlak boyları ve komplians olarak verildi. Bu komplians değerleri ile çatlak boyları kullanılarak Şekil 4.45’ de gösterilen grafik çizildi. Elde edilen denklemin türevi alınarak bir c' değeri bulundu. Bulunan c' değeri denklem 4.6’ da yerine konarak G_C hesaplandı. Hesaplanan G_C değeri denklem 4.7’ de yerine konulup kırılma tokluğu K_{IC} hesaplanmış oldu.

Tablo 4.4 Çatlak boylarına karşılık gelen komplians değerleri

çatlak boyu(mm)	komplians
4,30	0,000039
6,50	0,000063
8,10	0,000087
9,80	0,000098
11,10	0,000105
13,20	0,000186



Şekil 4.45 Çatlak boyu - komplians grafiği.

Elde edilen formül;

$$y = 1.10^{-6} x^2 - 9.10^{-6} x + 6.10^{-5}$$

bu denklemin türevi alınır ve 4 numaralı numunenin değerleri kullanılarak c' hesaplanır.

$$F = 3378,44 \text{ N}$$

$$a = 9,8 \text{ mm} = 0,0098 \text{ m (x yerine yazılacak değer)}$$

$$B = 24,9 \text{ mm} = 0,0249 \text{ m}$$

Elde edilen yukarıdaki y denkleminin türevi alınırsa,

$$y' = 2.10^{-6} a - 9.10^{-6} a = c' \text{ bulunur.}$$

y' denkleminde a yerine değeri yazılırsa,

$$y' = 2.10^{-6} (0,0098) - 9.10^{-6} (0,0098) = c'$$

$$c' = 17,6 \text{ bulunmuş olur.}$$

Bulunan c' değeri, numuneye uygulanan kuvvet, numune kalınlığı, cam epoksinin elastisite modülü ve poisson oranı G_C denkleminde yerine yazılarak G_{IC} değeri hesaplanır.

$$G_{IC} = \frac{P_C^2}{2B} \frac{dc}{d(2a)}$$

Cam epoksinin önceden elde edilen E ve ν değerleri şu şekildedir;

$$E = 46800 \text{ MPa}, \nu = 0,26$$

değerler yerlerine yazılırsa;

$$G_{IC} = \frac{3378,44^2}{2 \times 0,0098} 17,6 = 4,1 \cdot 10^{10}$$

hesaplanmış olur. K_{IC} 'nin formülü yazılırsa;

$$K_{IC}^2 = \frac{E G_{IC}}{1 - \nu^2}$$

burada değerler yerine yazılırsa kırılma tokluğu aşağıdaki gibi elde edilmiş olur.

$$K_{IC}^2 = \frac{4,1 \cdot 10^{10} \times 46800 \cdot 10^6}{1 - 0,26^2} = 40530 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$$

BÖLÜM BEŞ

SÖNÜŞ

Kompozit malzemeler belirli avantajlar sağlayan özel ürünlerdir. Günümüzde geniş hammadde temin olanakları ve birleştirme metotları kullanıcıya maksimum avantajı sağlayan çok sayıda kombinasyonları mümkün kılmaktadır. Kompozit malzemelerin yüksek ve homojen bir kaliteyi garanti edebilmesi ve üretim maliyetlerinin kabul edilebilir düzeyde tutulabilmesi için yüksek teknolojiye dayalı bir işlemin uygulanması şarttır. Dezavantajı ise, kompozit olmayan malzemelere göre daha pahalı oluşlarıdır. Ancak son kullanıcı açısından ekonomik çözüm arz etmektedir.

Kompozit malzemelerin dünyada her geçen gün artmakta olan kullanımına paralel olarak ülkemizde de kompozit üretimi ve kullanımı görülmektedir. Kompozit malzeme, maliyetin fazla olmasına rağmen, çok iyi özgül özellikleri sebebiyle bütün dünyada tercih edilen malzemedir. İleriki yıllarda gelişen teknolojiye kompozit malzemelerin üretim maliyetlerinin de azalma olursa kompozit malzemeyi daha bir çok alanda görebiliriz. Bu gün dünyada kompozit malzemeler bina yapımında, otomotiv sanayii dahil olmak üzere ulaşım, elektrik endüstrisinde, denizcilik, havacılık ve uzay sanayiinde, korozyon direnci istenen yerlerde kullanılmaktadır.

Ülkemizde kompozit malzemeler konusunda yapılan bilimsel çalışmalarda artış görülmektedir. Bu durum, kompozitlerin yakın gelecekte ülkemizde de daha fazla kullanılacağına gösterge si dir.

Teste tabi tutulan cam epoksi kompoziti sanayide ve daha birçok alanda kullanımı yaygın bir malzemedir. Cam epoksi gevrek bir malzemedir. Akma sınırına girmeden kırılır.

Numunelere açılan ön çatlakların boyu arttıkça malzeme daha kolay kırılmış ve kaldıracılabileceği yük miktarı giderek azalmıştır. Malzemedeki en kritik bölge çatlak

ağız bölgesi olmuş ve o bölgede artan gerilmeler malzemenin kırılmasına sebep olmuştur.

Yapılan bu çalışma ile, belirlenen mevcut çatlak üç nokta eğme deney yöntemi ile bulunmuş K_{IC} değeri ile, SENT deneyi sonucu belirlenen K_{IC} değerleri karşılaştırılmıştır.

Kompozit yapısı sayesinde lifleri doğrultusunda gelen kuvvetleri kolay karşılayabilirken dik doğrultuda gelen kuvvetleri karşılamakta zorlanmaktadır. Yapılan hesaplamaların hassasiyetini arttırmak açısından numune sayısı artırılabilir ve kırılma tokluğu değeri daha hassas ölçülebilir.

Üç nokta eğme deneyi sonucu elde edilen kırılma tokluğu değeri;

$$K_{IC} = 38804 \text{ MPa m}^{1/2} \text{ dir.}$$

SENT deney sonucu elde edilen değer ise $40570 \text{ MPa m}^{1/2}$ dir.

Örgülü cam epoksi kompozitin farklı başlangıç çatlak boylarındaki numuneler için kırılma yükleri deneysel olarak elde edilmiştir. Komplians değerleri yük - deplasman eğrisinden hesaplanmıştır. SENB ve SENT numuneleri kullanılarak örgülü cam epoksi kompozitin kırılma tokluğu ve enerji değerleri deneysel olarak elde edilmiş ve sonuçlar karşılaştırılarak değerlendirilmiştir. SENB ve SENT deneyleri ile cam epoksi kompozit malzemesinin yaklaşık olarak kırılma tokluğu değeri bulunmuş oldu.

KAYNAKLAR

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

Anderson, T.L. (1995). *Fracture mechanics* (2. Baskı). USA: CRC Press, Florida.

ASTM Standard E 399-83 (1984). *Standard test method for plane strain fracture toughness of metallic materials*. Annual Book of ASTM Standards, 592-622, Philadelphia.

Doruk, M. , Avcı, A. , Akdemir, A. , Önal, G. (Ed.). (2003). *6. Uluslararası kırılma konferansı bildiriler kitabı*. Konya: Selçuk Üniversitesi.

Ersoy, Y. H. (2001). *Kompozit malzeme*. İstanbul: Literatür Yayınları.

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

Hattatoğlu, F. (2003). *Asfalt betonunun yorulma ömrünün üç boyutlu sonlu elemanlar yöntemi ile tahmin edilmesi*. Yüksek Lisans Tezi, Erzurum: Atatürk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

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.

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.

Sönmez, Ö.F. (17 Temmuz 2007). Otomotiv sanayiinde kompozit malzeme kullanımı. <http://www.yenimuhendis.com/forum/kompozit-malzemeler-t207.html>.

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.

Uğuz, A. (1996). *Kırılma mekaniğine giriş*. Bursa: Uludağ Üniversitesi Güçlendirme Vakfı, Yayın No: 118.

Yayla, P. (2005). *Kırılma mekaniği*. Kocaeli: Kocaeli Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü

Yılmaz, G.Ş. (1990). *Kompozit malzemeler ve kullanım alanları*.Isparta: Mühendislik Mimarlık Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü.