

**DOKUZ EYLÜL ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ÇOK CUVATALI KOMPOZİT BAĞLANTILARIN**  
**ÇEVRESEL AŞINMA ALTINDAKİ**  
**PERFORMANSLARI**

**Mehmet GÜLLÜBAHÇE**

**Ocak, 2013**  
**İZMİR**

# **ÇOK CIVATALI KOMPOZİT BAĞLANTILARIN ÇEVRESEL AŞINMA ALTINDAKİ PERFORMANSLARI**

**Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü**

**Yüksek Lisans Tezi**

**Makina Mühendisliği Anabilim Dalı, Konstrüksiyon-İmalat Programı**

**Mehmet GÜLLÜBAHÇE**

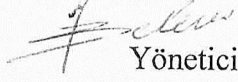
**Ocak, 2013**

**İZMİR**

## YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU

MEHMET GÜLLÜBAHÇE, tarafından YRD.DOÇ.DR. MELİH BELEVİ yönetiminde hazırlanan ÇOK CIVATALI KOMPOZİT BAĞLANTILARIN ÇEVRESEL AŞINMA ALTINDAKİ PERFORMANSLARI başlıklı tez tarafımızdan okunmuş, kapsamı ve niteliği açısından bir Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

YRD.DOÇ.DR. MELİH BELEVİ

  
Yönetici

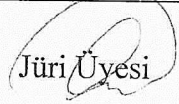
Doç.Dr. Nigar MATUR

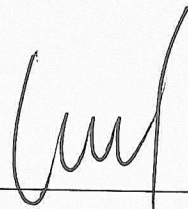
Jüri Üyesi



Doç.Dr. Cicek ÖZTÜRK

Jüri Üyesi





Prof.Dr. Mustafa SABUNCU

Müdür

Fen Bilimleri Enstitüsü

## TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tezimin hazırlanmasında, bana her türlü desteği sağlayan, görüşlerinden ve fikirlerinden sürekli yararlandığım sayın hocam Yrd. Doç. Dr. Melih BELEVİ'ye, bu süreçte her konuda görüşlerinden faydalandığım sayın hocam Prof. Dr. Ramazan KARAKUZU'ya, yardımlarını deneysel çalışmam boyunca esirgemeyen, Doç. Dr Cesim ATAŐ'a ve Doç.Dr. Bülent Murat İÇTEN'e, sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Son olarak da benim bu günlere gelmemde büyük emeği olan, beni sürekli destekleyen ve yanımda olan, maddi manevi desteği esirgemeyen aileme teşekkürü bir borç bilirim.

Mehmet GÜLLÜBAHÇE

# ÇOK CIVATALI KOMPOZİT BAĞLANTILARIN ÇEVRESEL AŞINMA ALTINDAKİ PERFORMANSLARI

## ÖZ

Bu çalışmanın amacı, çok civatalı kompozit bağlantıların çevresel aşınma altındaki performanslarını araştırmaktır. Buna ek olarak ön gerilmelerin ve parça boyutlarının etkisi de incelenmiştir. Hasar analizi deneysel olarak yapılmıştır.

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

Çalışmanın üçüncü bölümünde kompozit levha birleştirmeleri ile ilgili çalışmalar incelenmiştir. Dördüncü bölümde ise kompozit malzemelerin sayısal analizi anlatılmıştır. Beşinci bölümde hasar kriterleri açıklanmıştır. Altıncı bölümde civata bağlantılı kompozit yapılarda tasarım kriterleri anlatılmıştır.

Çalışmanın yedinci ve sekizinci bölümlerinde deneysel çalışmalar verilmiş son bölümünde ise çıkan sonuçlar incelenmiştir.

**Anahtar sözcükler :** Kompozit, hasar Analizi, ön Gerilme, civata, çevresel aşınma

# **PERFORMANCE OF BOLTED COMPOSITE JOINTS UNDER THE ENVIROMENTAL CORROSION**

## **ABSTRACT**

The aim of this study is to find out the performance of bolted composite joints under the enviromental corrosion. In addition to this, the effects of the preload and dimensions of parts are examined. The failure analysis is performed experimentaly.

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 composite slab joints are examined. In the fourth part numerical study is mentioned and discussed. In the fifth part damagae criterias are examined. In the sixth part design criteria is mentioned and discussed.

In the last part the results are given.

**Keywords** : Composite, failure analysis, preload, bolt, environmental corrosion

## İÇİNDEKİLER

Sayfa

YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU .....	ii
TEŞEKKÜR .....	iii
ÖZ .....	iv
ABSTRACT .....	v

<b>BÖLÜM BİR – GİRİŞ .....</b>	<b>1</b>
--------------------------------	----------

<b>BÖLÜM İKİ – KOMPOZİT MALZEMELERİN GENEL TANIMI VE SINIFLANDIRILMALARI .....</b>	<b>2</b>
--	----------

2.1 Kompozit Malzeme Nedir? .....	2
2.2 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması .....	2
2.2.1 Matris Malzemeleri .....	3
2.2.1.1 Epoksi Reçine Matrisler .....	4
2.2.2 Elyaf lar .....	5
2.2.2.1 Cam Elyaf lar .....	6
2.3 Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları .....	7

<b>BÖLÜM ÜÇ – KOMPOZİT LEVHA BİRLEŞTİRMELERİ İLE İLGİLİ ÇALIŞMALARIN İNCELENMESİ .....</b>	<b>11</b>
--	-----------

3.1 Kompozit Tabakalarda Mekanik Bağlantı Elemanlarının Gerilme ve Hasar Analizi .....	11
--	----

<b>BÖLÜM DÖRT – KOMPOZİT MALZEMELERİN SAYISAL ANALİZİ .....</b>	<b>23</b>
---	-----------

<b>BÖLÜM BEŞ – KOMPOZİT MALZEMELER İÇİN HASAR KRİTERLERİ .....</b>	<b>28</b>
--	-----------

5.1 Maksimum Gerilme Teorisi .....	29
5.2 Maksimum Şekil Değiş tirme Teorisi .....	29

5.3 Tsai Hill Hasar Teorisi .....	29
5.4 Hoffman Hasar Kriteri.....	30
5.5 Tsai-Wu Hasar Teorisi .....	31
5.6 Hashin Hasar Teorisi .....	31
<b>BÖLÜM ALTI – CIVATA BAĞLANTILI KOMPOZİT YAPILARDA TASARIM KRİTERLERİ .....</b>	<b>33</b>
6.1 Takviye Açılarının Etkisi .....	33
6.2 W/D Oranının Etkisi.....	34
6.3 E/D Oranının Etkisi .....	34
6.4 Cıvata Ön Gerilmesi .....	34
6.5 Cıvata Delik Arasındaki Tolerans .....	34
6.6 Tek Kesme Etkisi .....	35
<b>BÖLÜM YEDİ – DENEYSEL ÇALIŞMA .....</b>	<b>37</b>
7.1 Problemin Tanımlanması .....	37
7.2 Kompozit Malzemenin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi .....	37
7.3 Hasar Davranış Deneylerinin Yapılması.....	38
<b>BÖLÜM SEKİZ – BULGULAR VE DEĞERLENDİRME.....</b>	<b>49</b>
<b>BÖLÜM DOKUZ – SONUÇ .....</b>	<b>59</b>
<b>KAYNAKLAR .....</b>	<b>70</b>



## BÖLÜM BİR

### GİRİŞ

Günümüzün modern teknolojisi uzay, uçak ve otomotiv endüstrileri gibi ileri teknoloji alanında kullanılmak üzere hafif, üstün ve özelliklere sahip yeni malzemelere ihtiyaç duymaktadır. Uzay, havacılık ve otomotiv sektörlerinde, mukavemet/ağırlık, mukavemet/yoğunluk oranları gibi malzeme özellikleri önemlidir. Ağırlığa duyarlı alanlarda kullanılan kompozit malzemelerin mukavemet limitlerinin yetersiz hale gelmesi belirli kurallar içinde farklı malzemelerin karıştırılarak özelliklerinin geliştirilmesini gerektirmiş ve bu alanda da önemli gelişmelere yol açmıştır. Sahip oldukları çok iyi özelliklere rağmen, üretim maliyetlerinin yüksek olmasından dolayı kompozit malzemelerin kullanımları endüstriyel olarak istenen seviyelere ulaşamamıştır. Ancak son yıllardaki gelişmelere bakarak bu malzemelerin kullanımlarının hızla yaygınlaştığını ve bununla birlikte araştırmalarda da bir artış olduğunu söylemek mümkündür.

#### 1.1 Simgeler ve Kısaltmalar

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

**E** Elastisite Modülü

**G** Kayma Modülü

**$\sigma$**  Normal Gerilme

**$\tau$**  Kayma Gerilmesi

**$\epsilon$**  Normal Şekil Değişirme

**$\sigma_b$**  Ezilme (Yatak) Gerilmesi

**K** Gerilme Yığılması Katsayısı

**$\nu$**  Poisson Oranı

## **BÖLÜM İKİ**

### **KOMPOZİT MALZEMELERİN GENEL TANIMI VE SINIFLANDIRILMALARI**

#### **2.1 Kompozit Malzeme Nedir?**

Kompozit malzeme, temel olarak iki veya daha fazla malzemenin bir arada kullanılmasıyla oluşturulan ve meydana geldiği malzemelerden farklı özelliklere sahip yeni tür malzemedir. Kompozit malzemeler reçine (Matrix) ve takviye (Reinforcement) bileşenlerinden oluşur. Kompozitler temel olarak kalıp görevi gören reçine içine gömülmüş sürekli veya kırılmış elyaflardan oluşmaktadır. Bu bileşenler birbirleri içinde çözülmezler veya karışmazlar. Kompozit malzemelerde elyaf; sertlik, sağlamlık gibi yapısal özellikleri, plastik reçine malzemesi ise elyafın yapısal bütünlüğü oluşturması için birbirine bağlanmasını, yükün elyaf arasında dağılmasını ve elyafın kimyasal etkilerden ve atmosfer şartlarından korunmasını sağlar.

#### **2.2 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması**

Malzeme kombinasyonları (örneğin; metal-organik veya metal-inorganik), bileşen fazların karakteristikleri (örneğin; matriks sistemleri veya tabaka yapılar), bileşenlerin dağılımları (örneğin; sürekli, süreksiz), fonksiyonları (örneğin; elektriksel veya yapısal) ve özellikleri göz önüne alınarak kompozit malzemelerin çok değişik sınıflandırılmaları yapılmıştır. Yapısal bileşenlerin şekline göre yapılan genel bir sınıflandırma sistemi aşağıdaki gibidir;

1. Fiberli kompozitler: fiberler + matris veya fiber ile matrissiz yapı.
2. Levhasal kompozitler: düz plakalar + matris veya levha ile matrissiz yapı.
3. Partikül kompozitler: partiküller + matris veya partikül ile matrissiz yapı.
4. Doldurulmuş (veya iskelet) kompozitler: sürekli bir iskelet matrisin ikincil bir malzeme ile doldurulması.
5. Tabakalı kompozitler: farklı bileşen tabakalarından oluşmuş kompozit

Kompozit malzemeler, kullanılan matris malzemesine göre de üç ana sınıfa ayrılmaktadırlar. Bunlar sırasıyla polimer, seramik ve metal matrisli kompozitlerdir.

Kompozit malzemelerin kabaca sınıflandırılması

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

Bu çalışmada, matris malzemesi epoksi reçine ve fiber malzemesi cam elyaf olan numuneler incelenecektir. Epoksi ve cam elyafın özellikleri tablo 2.1 ve tablo 2.2 de verilmiştir.

### **2.2.1 Matris Malzemeleri**

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

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 çatlakın 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 epoksi, polyester, vinylester ve fenolik reçinelerdir. Yüksek mukavemet gerektirmeyen durumlarda en çok kullanılan matris malzemesi polyester reçinesidir. Gelişmiş kompozitlerin üretiminde ise genellikle epoksi reçinesi kullanılmaktadır. Matris iyileştirilmesi çalışmaları özellikle yüksek sıcaklıkta kullanıma uygun ve düşük nem duyarlılığına sahip yapıların üretilmesi doğrultusundadır. Tablo 2.1 de bazı matris malzemelerinin önemli özellikleri verilmiştir.

Tablo 2.1 Bazı matris malzemelerinin özellikleri

Özellikler	Epoksi Oda Sıc. Kürlenmiş	Epoksi Yük. Sıc. Kürlenmiş	Epoksi Gelişmiş	Polyester	Fenolik
Özgül ağırlık ( g/cm <sup>3</sup> )	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
Kop. Uzaması ( % )	2 – 6	2 – 5	2	2 – 3	1.2
Maks. İşlem sıc. ( °C )	70 – 100	100 – 180	180	60 – 80	100 – 125

### 2.2.1.1 Epoksi Reçine Matrisler

Epoksiler iki ya da daha fazla epoksit içeren bileşenlerden oluşurlar. Viskoz ve açık renkli bir sıvı halindedirler. Epoksilere uygulanan kür işlemleri ile yüksek

sıcaklıklara dayanımları 150-200 °C seviyelerine arttırılabilir. 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 ye 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 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.

#### Epoksilerin Dezavantajları :

- 1- Polyesterle karşılaştırıldığında pahalıdır.
- 2- Polyestere oranla düşük viskozitelidir.

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

### **2.2.2 Elyaf**

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

Günümüzde kompozit yapılarda kullanılan en önemli takviye malzemeleri sürekli elyaflardır. Bu elyaflar özellikle modern kompozitlerin oluşturulmasında önemli bir yer tutarlar.

Cam elyaflar teknolojide kullanılan en eski elyaf tipleridir. Son yıllarda geliştirilmiş olan bor, karbon, silisyum karbür ve aramid elyaflar ise gelişmiş kompozit yapılarda kullanılan elyaf tipleridir.

Elyafların ince çaplı üretilmeleri ile büyük kütleli yapılara oranla yapısal hata olasılıkları en aza indirilmiştir. Bu nedenle üstün mekanik özellikler gösterirler. Elyafların yüksek performanslı mühendislik malzemeleri olmalarının nedenleri aşağıda verilen özelliklere bağlıdır.

- 1- Üstün mikroyapısal özellikler, tane boyutlarının küçük oluşu ve küçük çapta üretilmeleri.
- 2- Boy/çap oranı arttıkça matris malzeme tarafından elyaflara iletilen yük miktarının artması.
- 3- Elastisite modülünün çok yüksek olması.

#### *2.2.2.1 Cam Elyaflar*

Cam elyaflar, sıradan bir şişe camından yüksek saflıktaki quartz camına kadar pek çok tipte imal edilirler. Cam elyafların bazı özellikleri aşağıdaki gibi özetlenebilir:

- 1- Yüksek çekme mukavemetine sahiptirler. Birim ağırlık başına mukavemeti, çeliğinkinden yüksektir.
- 2- Isıl dirençleri düşüktür. Yanmazlar, ancak yüksek sıcaklıkta yumuşarlar. Bu özellikleri katkı malzemeleri kullanılarak iyileştirilebilir.
- 3- Kimyasal malzemelere karşı dirençlidirler.
- 4- Nem absorbe etme özellikleri yoktur. Ancak cam elyaflı kompozitlerde matris ile cam elyaf arasında nemin etkisi ile bir çözülme olabilir. Özel elyaf kaplama işlemleri ile bu etki ortadan kaldırılabilir.
- 5- Elektriği iletmezler. Bu özellik sayesinde elektriksel yalıtımın önem kazandığı durumlarda cam elyaflı kompozitler kullanılabilir.

Cam elyaf imalinde silis kumuna çeşitli katkı malzemeleri eklendiğinde, yapı bu malzemelerin etkisi ile farklı özellikler kazanır. Dört farklı tipte cam elyaf mevcuttur.

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

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

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

**4. S (Mukavemet) Camı:** Yüksek mukavemetli bir camdır. Çekme mukavemeti E camına oranla % 33 daha yüksektir. Ayrıca yüksek sıcaklıklarda oldukça iyi bir yorulma direncine sahiptir. Bu özellikleri nedeniyle havacılıkta ve uzay endüstrisinde tercih edilir.

Cam elyaflar genellikle plastik veya epoksi reçineler ile kullanılırlar.

Tablo 2.2 Cam elyafların mekanik özellikleri

Özellikler	A Camı	C Camı	E Camı	S Camı
Özgül ağırlık ( g/cm <sup>3</sup> )	2.50	2.49	2.54	2.48
Elastik modül ( Gpa )	-	69.0	72.4	85.5
Çekme muk. ( Mpa )	3033.0	3033.0	3448.0	4585.0
Isıl Genleşme Katsayısı	8.6	7.2	5.0	5.6
Yumuşama Sıcaklığı	727.0	749.0	841.0	970.0

### 2.3 Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları

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

Tablo 2.3 Kompozit malzemelerin kullanım alanları

<b>Kullanım Yerleri</b>	<b>Örnekler</b>
Uçaklar	Kanatlar, helikopter pervanesi, uçak gövdesi
Otomobiller	Farlar, ön ve arka paneller, direksiyon, tampon
Botlar	Gemi gövdesi, güverte, gemi direği
Kimya	Tanklar, basınçlı kaplar
Mobilya	Sandalye, masa, evler, merdiven
Elektrik	Paneller, izolatörler, dişli anahtarı
Spor	Yüzme havuzları, kayak, kano

### Havacılık Sanayi

Kompozit malzemeler havacılık sanayinde çok geniş uygulama alanları bulmaktadır. Kompozit malzemelerinin hafifliklerine oranla üstün mekanik özellikleri uçaklarda ve helikopterlerde sadece iç mekan da kullanılan parçaların değil yapısal parçaların da polimer esaslı kompozitlerle üretilmesine neden olmaktadır.

B2 bombardıman uçağı gövde panelleri; Karbon fiber + epoksi  
A380 yolcu uçağı kanat panelleri ve flapler; karbon fiber + epoksi

### Spor Araçları

Kompozit malzemelerin popüler olduğu yeni sektörler arasında spor araç ve gereçleri her geçen gün daha da öne çıkmaktadır. Bu alanda özellikle ağırlığın azalmasına, dolayısıyla hareket kabiliyetinin ve dayanıklılığın artmasına neden olan cam ve karbon elyafı takviyeli kompozitler kullanılmaktadır.

Kompozitler kano, sörf ve yatlar için çok önemli olan malzeme yorgunluğu ve darbe dayanımı konusunda üstün özelliklere sahiptirler. Golf sopası, tenis raketi gibi spor ürünlerini ağırlığı düşürmek için karbon elyafı takviyeli kompozit malzemelerden üretilmektedirler.

Golf Sopası; Karbon Fiber + Epoksi

Tenis Raketi; Aramid (Kevlar) + Epoksi



## Zıpkın Gövdesi; Karbon Fiber + Epoksi

### Otomotiv

Formula 1 arabalarının yapımına ait düzenlemeler çok özeldir ve titizlikle uygulanmaktadır. Arabanın tüm ağırlığı 605 kilogramı aşmamalıdır. Tasarım mühendisleri en az ağırlıkla en sağlam çözümü bulmak durumundadırlar. Daha önceleri yarış arabalarında hafif bir metal olan alüminyum kullanılmaktaydı artık kompozit malzemeler çok daha düşük ağırlıklarla rijitliği ikiye katlayabilmektedir. Ayrıca karmaşık parçaların kompozit malzemelerle üretilebilmesi F1 otomobillerin üretiminde gerekli parça sayısını azaltılabilmektedir. Alüminyumla 200'den fazla parçayla üretilen gövde ve saşe kompozit kullanılarak beş parçaya düşürülmüştür. Kompozit malzemeler metal cıvatalar gibi bağlantı parçaları ile birleştirilmek yerine epoksi reçinesi ile birbirlerine bağlanmaktadır. F1 arabalarında aşağıda belirtilenlerle beraber birçok parça kompozit malzemelerden üretilmektedirler.

- Motor kaplaması
- Burun kapağı
- Ön ve arka kanatlar, spoiler

Kompozit yapıların mekanik olarak birleştirilmesinde cıvata ile bağlantı şekli önemli bir yer tutmaktadır. Mekanik bağlantı şekli yapının kolaylıkla montaj ve demontajına imkan tanımaktadır. Bu özelliğinden dolayı hasar gören parçalar rahatlıkla yenisiyle değiştirilebilmektedir. Yapıştırma işlemiyle biraraya getirilen parçaların demontajı oldukça zordur. Kimyasal işlemler sonucu parçalar demonte edilmektedir. Ayrıca demontaj işlemi sırasında parçalarda hasar meydana gelebilmektedir. Cıvata bağlantı şeklinin en önemli dezavantajı, bağlantı için yapı üzerinde delik açılmasıdır. Metallerden oluşan yapılarda, cıvata deliği civarında oluşan gerilme yığılması malzemenin sünek yapısından dolayı lokal plastik gerilmeye neden olmakta bu da statik yüklemelerde önem taşımamaktadır. Öte yandan elyaf takviyeli kompozit levhaların bağlantısında ise malzemenin gevrek ve anizotropik olmasından dolayı delik civarındaki gerilme yığılması yapının

mukavemetini ciddi şekilde azaltmaktadır. Bu durum tasarımda dikkat edilmesi gereken önemli bir noktadır.

Kompozit malzemelerin metallere göre önemli avantajlarının bulunmasının yanı sıra önemli dezavantajları da mevcuttur. Kompozit malzemeler metallere göre çok daha kırılğan (gevrek) bir yapıya sahiptirler. Bu özelliklerinden dolayı plastik deformasyon meydana gelmez. Dolayısıyla kompozit yapıların kırılması anlık olabilir. Metaller ise sünek yapıya sahip olduklarından, yükleme altında plastik deformasyon meydana gelebilir. Metallerdeki kırılma olayı belli süreçleri gerektirdiği için kırılmadan önce gerekli önlemlerin alınma şansı vardır. Bu duruma ek olarak kompozit malzemelerin, gerilme yığılmalarındaki davranışları da metallere oranla çok daha farklıdır. Bunun sebebi kompozit malzemelerin anizotropik ve kırılğan olmalarıdır.

## BÖLÜM ÜÇ

### KOMPOZİT LEVHA BİRLEŞTİRMELERİ İLE İLGİLİ ÇALIŞMALARIN İNCELENMESİ

#### **3.1 Kompozit Tabakalarda Mekanik Bağlantı Elemanlarının Gerilme ve Hasar Analizi**

Kompozit malzemeler dayanıklı malzeme olmaları nedeniyle birçok uygulamada kullanılan malzemelerdir. Bu uygulamalarda kompozitin kompozite veya metale bağlanması gerekir. Mekanik bağlantılarda en çok kullanılan bağlantı türlerinden biride cıvatalı bağlantılardır. Yaygın kullanılmalarının nedeni basit olmaları, ucuz olmaları, kolayca monte demonteye imkan sağlamalarıdır. Ancak bağlantı elemanları kompozit yapılarda yük taşıma kapasitesinin düşmesine neden olur. Buna sebep olan etkenler delik etrafında oluşan karmaşık gerilme dağılımıdır. Delik etrafındaki gerilim dağılımı; malzeme özelliği, katmanların yönlenme şekli, çevresel şartlar, kullanılacak cıvataya uygulanacak öngerilme, delikle bağlantı elemanı arasındaki boşluk gibi etkenlere bağlıdır. Yukarıda belirtilen durumlardan dolayı kompozit yapıların tasarımı metallere karşı oluşan yapıların tasarımına göre oldukça karmaşıktır ve detaylı çalışma gerektirmektedir. Cıvata/pim bağlantılı kompozit yapıların sonlu elemanlar modelinin hazırlanması ve analizi kapsamlı bir çalışma gerektirmektedir. Bu konu ile ilgili yayınlanmış bilimsel çalışmaların yanı sıra konu üzerinde devam eden çalışmalar da mevcuttur.

Stockdale ve Mathews (1976), cam fiber takviyeli plastik malzemede cıvata öngerilmesinin cıvata yatak yükleri üzerine etkisini incelemişlerdir.

Collings (1977), geometrik parametrelerin, cıvata ön gerilmesinin ve tabaka yönlenme açılarının cıvata bağlantılarının mukavemetine etkilerini incelemiştir.

Mathews ve arkadaşları (1982), cıvata bağlantılı kompozit levhalarda, delik etrafındaki gerilme dağılımını sonlu elemanlar yöntemi ile incelemiştir. Levhanın kalınlığı boyunca gerilme dağılımı, yapının mukavemetini etkilediğinden cıvata

bağlantılı kompozit levhaların üç boyutlu modellenerek incelenmesinin gerekli olduğu belirtilmiştir.. Çalışmalarında cıvata modellenmemiş, cıvata ön gerilmesi, deplasman sınır koşulu uygulanarak modellenmiştir. Bu çalışmada gerilme analizi hasar teorileri ile birleştirilmemiştir.

Chang ve arkadaşları (1984), ortasında delik bulunan ve çekme kuvvetine maruz kalan tabakalı kompozit levhalarda hasar şekillerini incelemişlerdir. Deneysel ve nümerik çalışma yapılmıştır. İki boyutlu sonlu eleman modeli oluşturulmuş olup geliştirdikleri hasar ilerleme algoritması kullanılmıştır. Farklı konfigürasyona sahip grafit-epoksi malzeme üzerinde çalışmışlardır.

Chang ve arkadaşları (1984), pimden yüklenmiş kompozit levhaların hasar analizleri üzerine çalışmışlardır. Bir ve birden fazla pimden yüklenmiş kompozit levhalarda gerilme durumu incelenmiştir. Kompozit levhadaki gerilme dağılımı sonlu eleman metodu kullanılarak hesaplanmış, maksimum yük ve hasar şekli önerilen hasar hipotezi ve Yamada-Sun hasar kriteri ile tanımlanmıştır. Çalışmalarında T300/1034-C grafit/epoksi kompozit malzeme kullanılmış, iki boyutlu gerilme analizi yapılmış ve sonuçlar deneylerle karşılaştırılmıştır.

Hyer ve arkadaşları (1987), pim bağlantılı karbon/epoksi levhalarda pim elastisitesinin, sürtünme katsayısının ve pim-delik arasındaki toleransın yapının mukavemetine etkisini araştırmışlardır. Çalışmalarında (0), (90), (0/±45/90)<sub>s</sub> ve (0<sub>2</sub>/±45) konfigürasyonları ele alınmıştır. Pim-delik temasından kaynaklanan gerilme dağılımının kosinüs dağılımı ile benzetilerek modellenmesinin genellikle doğru sonuç vermediği belirtilmiştir. Ayrıca pim elastisitesinin mukavemete etkisinin olmadığı belirtilmiştir.

Chang ve Chang (1987), ortası delikli kompozit levhalar için gerilme ve hasar analizleri yaparak iki boyutlu "düzlemsel" gerilme hali için ortotropik grafit-epoksi malzemeleri modelleyerek incelemişlerdir. Bu çalışmada kompozit malzemeler için sonlu eleman analizlerinde uygulanmak üzere hasar ilerleme modeli geliştirilmiş ve Yamada-Sun hasar kriteri kullanılmıştır. Üç ana hasar şekli ele alınmıştır. Bunlar

matris çatlaması, matris-elyaf kayması ve elyaf kopmasıdır. Sonlu eleman analiz sonuçları deneysel sonuçlarla karşılaştırılmış ve sonuçlar uygun bulunmuştur.

Chang ve Chang (1987), çalışmalarında cıvata bağlantılı kompozit levhalar için hasar ilerleme modeli geliştirmiştir. Cıvata bağlantılı kompozit levhalar için üç ana hasar şekli olduğu belirtilmiştir. Bunlar; net kopma, yırtılma ve cıvata baskısı sonucunda meydana gelen delik iç yüzeylerindeki ezilmedir. Deneysel incelemeler sonucunda levhanın kopmasının ve yırtılmasının iki boyutlu (düzlemsel) olduğu, ezilme şeklinin ise üç boyutlu olduğu belirtilmiştir. Çalışmalarında sadece ilk iki hasar şekli olan levha kopması ve yırtılması incelenmiştir. İki boyutlu düzlemsel gerilme durumu ele alınmıştır.

Yogeswaren ve Reddy (1988), pim bağlantılı ortotropik levhalarda pim-delik temasından kaynaklanan gerilme dağılımını incelemişlerdir. İki boyutlu sonlu eleman modeli oluşturulmuş, pim-delik temas bölgesinde statik ve dinamik sürtünme katsayıları tanımlanmıştır. Ortotropik malzeme üzerine analizler yapılmış ve sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırılmıştır.

Eriksson (1990), cıvata bağlantılı tabakalı grafit/epoksi malzemelerde yatak gerilmesini incelemiştir. T300/914C ve HTA7/6376 malzemeleri ele alınmıştır. Ön gerilmenin, tabaka konfigürasyonunun, delik çapının, plaka kalınlığının ve yükleme yönünün yatak gerilmesine etkisi incelenmiştir. Deney sonuçlarına göre ön gerilme uygulanmış levhalarda elde edilen mukavemetin, pimdenden yüklenmiş aynı levhalara oranla 2.4 kat daha fazla olduğu tespit edilmiştir. Yapılan çalışmada delik çapının, yükleme yönünün ve levha kalınlığının yatak gerilmesine etkisinin az olduğu sonucuna varılmıştır.

Jurf ve Vinson (1990), cıvata bağlantılı kevlar-epoksi ve grafit-epoksi malzemelerin hasar analizleri üzerine çalışmışlardır. Çalışmalarında, hem klasik lamina teorisi kullanarak analitik analizlere hem de sonlu eleman analizlerine yer verilmiştir. Geliştirdikleri algoritmada, katmanlarda meydana gelen hasardan dolayı mekanik özelliklerde zayıflatma uygulanmıştır. İki boyutlu doğrusal olmayan elasto-

plastik sonlu eleman modellemesi yapılmış ve deneylerle model karşılaştırılmıştır. Sonlu eleman analizlerinde öncelikle sadece delikli kompozit levha için analizler yapılmış ve sonuçlar deneylerle karşılaştırılmış, çalışmanın ikinci kısmında ise hem kompozit levha hem de pim modellenmiştir. Cisimler arasındaki teması benzetebilmek için düğüm noktaları kafes elemanlarla birleştirilmiştir. Analiz sonuçları deneysel sonuçlarla kısmen uyumlu bulunmuştur. Ezilme (yatak) gerilmesi, radyal ve teğetsel gerilmeler normalize edilerek hesaplanmıştır

Tan (1991), ortasında delik bulunan kompozit levhalar için hasar ilerleme modeli ile hasar şekillerini benzetmek için malzeme zayıflatma kuralı geliştirmiş ve sonlu eleman analizlerinde kullanmıştır. Çalışmada Tsai-Wu hasar kriteri kullanılmıştır. Farklı konfigürasyonlar için analizler yapılmış sonuçlar deneyler ile karşılaştırılmıştır.

Fan ve Qiu (1993), seri olarak bağlanmış 4 pimli ve tabakalı kompozit levhaların gerilme analizleri üzerine çalışmışlardır. Çalışmalarında, pim deliklerinin toleransının ve sürtünme katsayısının, pim deliklerindeki reaksiyon kuvvetlerinin dağılımını nasıl etkilediği analitik olarak incelenmiştir. Birinci ve dördüncü pimlerin deliklere sıkı geçtiği, ikinci ve üçüncü pimlerin deliklere boşluklu geçtiği varsayılarak hesaplamalar yapılmıştır. Çalışmada T300/648 kompozit malzeme kullanılmıştır

Lessard ve Shokrieh (1995), pim bağlantılı karbon-epoksi malzeme için iki boyutlu hasar ilerleme modeli geliştirmişlerdir. Çalışmalarında, pim rijit olarak kabul edilmiş ve radyal sınır koşulları uygulanmıştır. Pim deliği/plaka genişliği ve pim deliği/kenar uzaklığı oranlarının kompozit levhanın mukavemetine etkisi araştırılmıştır. Ayrıca doğrusal olmayan malzeme davranışının da etkisi incelenmiştir. Geliştirilen hasar ilerleme modeli sonlu eleman analizlerinde uygulanmış, elde edilen sonuçlar deneyler ile karşılaştırılmıştır.

Chen ve arkadaşları (1995), cıvata bağlantılı kompozit levhalarda delik-cıvata arasındaki teması modellemek için üç boyutlu sonlu eleman modeli geliştirmişlerdir.

Çalışmalarında [45/0/-45/90]<sub>s</sub> konfigürasyona sahip grafit/epoksi ve cam elyaf takviyeli polyester malzemeler kullanılmıştır. Sürtünme katsayısının, delik-cıvata arasındaki toleransın ve ön gerilmenin mukavemete olan etkileri üzerine çalışmışlardır. Sonlu eleman analiz sonuçları deneylerle karşılaştırılmıştır.

Hung ve Chang (1996), T800/3900-2 grafit-epoksi malzemenin hasar analizini, Hashin hasar kriterini kullanarak incelemiştir.

Wang ve arkadaşları (1996), cıvata/pim bağlantılı kompozit levhalarda ezilme hasar şekli üzerine kapsamlı bir çalışma yapmışlardır. Çalışmaları iki kısımdan oluşmaktadır. Birinci kısımda deneysel çalışmalar yapılmış, ikinci kısımda ise sonlu eleman modeli geliştirilmiştir. Araştırmalarında T800/3900-2 grafit/epoksi malzeme kullanılmıştır. Bağlantı şeklinin, cıvata/pim rijitliğinin, pul boyutunun ve cıvata ön gerilmesinin yatak mukavemetini nasıl etkilediği incelenmiştir. Deneylerde çeşitli tabaka konfigürasyonları, pim delik çapları, (W/D) ve (E/D) oranları kullanılmıştır. Parametrelerin sonuçları nasıl etkilediği de araştırılmıştır. Çalışmada hem pim bağlantısı hem de cıvata bağlantısı ayrı ayrı incelenmiştir. Her iki durum için ayrı deneysel aparatlar geliştirilmiştir. Farklı cıvata ön gerilmelerinin bağlantının mukavemetini nasıl etkilediği ayrıntılı olarak araştırılmıştır. Çalışma sonucunda cıvata bağlantılı yapılarda kırılmanın adım adım ilerlediği pim bağlantılı yapılarda ise kırılmanın birdenbire gerçekleştiği belirtilmiştir. İkinci olarak ön gerilme arttıkça bağlantının mukavemetinin de arttığı gözlenmiştir. Çalışmanın ikinci kısmında deneysel sonuçlar doğrultusunda pim/cıvata bağlantılı kompozit yapıda ezilme gerilmesinin benzetimi için sonlu eleman modellemesi oluşturulmuştur. İki boyutlu modelleme yapılmış, pul ve cıvata rijit olarak kabul edilmiştir. Modellemede farklı hasar şekilleri kullanılmış, kompozit malzeme özelliklerinin adım adım azaltılması seçilen hasar şekilleri doğrultusunda uygulanmıştır. Cıvata/pim yükü elastisite teorisi kullanılarak hesaplanmış ve sonlu eleman modelinde uygulanmıştır. Deney sonuçları ile sonlu eleman analiz sonuçları karşılaştırılmıştır ve üç boyutlu sonlu eleman modellemesi ile gerçeğe yakın ve doğru sonuçlar elde edilebileceği kanısına varılmıştır.

Hassan (1996), üç boyutlu sonlu elemanlar modeli yardımıyla cam-fiber takviyeli plastiklerin tek ve çok cıvatalı bağlantıların hasar analizlerini incelemiştir.

Hung ve Chang (1996), çalışmalarında cıvata bağlantılı kompozit levhaların mukavemet analizlerini yapabilen bir sonlu elemanlar kodu geliştirmişlerdir. Çalışmada çift kesme durumu incelenmiş, üç farklı karbon/epoksi malzeme için analizler yapılmıştır. İki boyutlu sonlu eleman modeli oluşturulmuş, pim yerine radyal sınır koşulları uygulanmıştır. Hasar ilerleme algoritması kullanılmış, net kopma, yırtılma ve ezilme hasar şekilleri, farklı W/D (plaka genişliği/delik çapı) ve E/D (deliğin serbest kenara olan uzaklığı/delik çapı) değerleri için incelenmiştir.

Hamada ve Maekawa (1996), T300/#2500 yarı izotropik karbon epoksi malzemenin hasar analizini, sayısal ve deneysel olarak incelemiştir.

Camanho ve Matthews (1997) , pim ve cıvata bağlantılı kompozit levhalar üzerine yapılmış çalışmaları incelemiş ve bu çalışmaların derlendiği bir makale hazırlamışlardır. Elde ettikleri sonuçlara göre pim bağlantılı levhalar üzerine yapılan analizlerde sürtünme, pim-delik arasındaki boşluk ve temas yüzeyinin dikkate alınması gerektiği gösterilmiştir. Kalınlık boyunca tabaka takviye açısının etkisinin dikkate alınabilmesi için yatak gerilmesinin üç boyutlu analizler ile hesaplanmasının gerekli olduğu belirtilmiştir.

Kim ve arkadaşları (1998), pim bağlantılı, elyaf takviyeli kompozit levhaların mukavemeti üzerine çalışmışlardır. Sonlu elemanlar metodu kullanarak mukavemet analizleri yapmışlardır. Pim/delik arasındaki temas modellemesi ve delik iç yüzeyindeki yük dağılımının hesaplanması incelenmiştir. Hashin hasar kriteri, hasar ilerleme algoritmasıyla birlikte kullanılmıştır. Pim rijit kabul edilmiş, kompozit tabakalar simetrik olarak yerleştirilmiş, pim/delik arasındaki sürtünme katsayısı sabit alınmıştır. Modellemede, net kopma, yırtılma ve ezilme hasar şekilleri ele alınmıştır

Camanho ve Matthews (1999), cıvata bağlantılı T300/914 karbon elyaf/epoksi levhaların mukavemetinin belirlenmesi ve hasar ilerleme analizi için üç boyutlu



sonlu eleman modeli geliştirmişlerdir. Geliştirilen sonlu eleman modeli deneylerle karşılaştırılmıştır. Analizlerde Hashin'in üç boyutlu hasar kriterleri kullanılmıştır. Hasar ilerleme modellemesinde, kompozit malzemenin elastiklik ve kayma modülü, kompozit malzemede oluşan hasarın ilerleme durumuna göre sonlu eleman analizlerinde azaltılarak uygulanmıştır. Sonlu eleman modeli ABAQUS yazılımı ile oluşturulmuştur. Çift kesme durumu incelenmiş, cıvata ve pul rijit olarak modellenmiştir. Cıvata ön gerilmesi uygulanmamıştır. Pul ile kompozit levha arasında sürtünme tanımlanmamış, temas analizi bu doğrultuda yapılmıştır.

Pierron ve Cerisier (2000), örgü şeklindeki kompozit malzemelerdeki cıvatalı bağlantıların yatak dayanımlarını belirlemek için sayısal ve deneysel çalışmalar yapmışlardır.

Zhang ve arkadaşları (2000), pim bağlantılı kompozit levhalarda, pim/delik yüzeyindeki sürtünmenin, üç boyutlu temas gerilmesine etkisini incelemişlerdir. Analitik ve sayısal çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Yapılan çalışmalar sonucunda sürtünme katsayısının, delik civarında üç boyutlu gerilme durumunu önemli bir şekilde etkilediği belirtilmiştir. Düzlemsel gerilme şeklinde yapılan iki boyutlu modellemeler ile üç boyutlu gerilme durumu arasında önemli farklılıkların olduğu tespit edilmiş, bu durumun özellikle kayma gerilmesinde daha belirgin olduğu ifade edilmiştir.

Okutan ve arkadaşları (2001), örgü şeklindeki cam/epoksi malzemeden imal edilmiş pim bağlantılı kompozit levhaların mukavemetini araştırmışlardır. Bu çalışmada delik merkezinin levha kenarına uzaklığı/delik çapı oranı 1'den 5'e ve levha genişliği/delik çapı oranı 2'den 5'e kadar değiştirilerek farklı numuneler üretilmiş ve çekme testleri yapılmıştır. Test numunelerinde meydana gelen hasar şekilleri karşılaştırılmıştır.

McCarthy (2001), çalışmasında Avrupa Birliği projesi olan BOJCAS hakkında bilgi vermiştir. Bu projede, cıvata bağlantılı kompozit uçak parçalarının mukavemet hesaplamaları için sayısal tasarım metodu geliştirilmesi amaç edinmiştir. Bu projede

Airbus, DERA, EADS, SAAB gibi firmalar yer almıştır. Proje kapsamında geometrik özelliklerin, yükleme şekillerinin, malzeme özelliklerinin, takviye açılarının, cıvata tiplerinin, çevre koşullarının, cıvata-delik arasındaki toleransın, cıvata ön gerilmelerinin, cıvata bağlantılı kompozit yapıların mukavemetine etkisinin araştırılması amaçlanmıştır.

Perugini ve arkadaşları (2001), cıvata bağlantılı kompozit yapıların mukavemetini sonlu elemanlar yöntemi ile incelemiştir. Çalışmalarında plastik 5769 malzeme kullanılmış ve tek kesme durumu incelenmiştir. Üç boyutlu sonlu eleman modeli ANSYS yazılımı kullanılarak hazırlanmış, cıvata, somun ve pul elastik olarak modellenmiştir. Bu çalışmada Hashin hasar kriterleri, geliştirilen hasar ilerleme algoritması ile birlikte kullanılmıştır. Cıvata-pul, pul-kompozit, kompozit-kompozit, cıvata-kompozit arasındaki temas durumu incelenmiş fakat cıvata öngerilmesi uygulanmamıştır. Sonlu eleman analizlerinden elde edilen sonuçlar deneylerle karşılaştırılmıştır. Analiz sonuçları ile deneyler arasında ortaya çıkan farkta, sürtünmenin etken olduğu ve bu etkenin ayrıntılı olarak araştırılmasının gerekli olduğu belirtilmiştir.

McCarthy ve arkadaşları (2002), cıvata bağlantılı kompozit yapılarda, cıvata ile delik arasındaki boşluğun (toleransın) yapının mukavemetine olan etkisini araştırmışlardır. Çalışmalarında, bir cıvatalı ve tek kesme konfigürasyonu ele alınmıştır. Dört farklı tolerans değeri için testler uygulanmıştır. Cıvata ile delik arasındaki toleransın artmasıyla birlikte yapının mukavemetinin azaldığı gözlemlenmiştir.

Tserpes ve arkadaşları (2002), çalışmalarında HTA/6376 grafit/epoksi malzemesinden imal edilmiş  $[(\pm 45/0/90)_4]_s$  ve  $[(\pm 45/0/90)_8]_s$  konfigürasyonlarına sahip kompozit levhalarda cıvata bağlantılarının mukavemetini incelemiştir. Tek kesme konfigürasyonu ele alınmış, kompozit levha ile alüminyum levha birbirlerine bir cıvata ile bağlanmıştır. Hashin ve maksimum gerilme hasar kriterleri hasar ilerleme modeli ile birlikte kullanılmıştır. Üç boyutlu sonlu eleman modeli oluşturulmuş ve temas analizleri yapılmıştır. İreman'ın çalışmasında seçilen levha

geometrisi ve cıvata tipi bu çalışmada da kullanılmıştır. Sonlu eleman analiz sonuçları Ireman'nın yapmış olduğu deneyler ile karşılaştırılmıştır.

Lawlor ve arkadaşları (2002), tek cıvata bağlantılı, tek kesmeli kompozit levhalarda cıvata ile delik arasındaki toleransın, yapının mukavemetine olan etkisini incelemişlerdir. Farklı tolerans değerlerine (0, 80  $\mu\text{m}$ ; 160  $\mu$  ve 240  $\mu$ ) göre çekme testleri yapmışlardır. 80  $\mu\text{m}$ 'lik toleransın havacılık sanayinde uygulandığı ve bu toleransın yapının mukavemetine olumsuz etkisinin olmadığı belirtilmiştir. Bu toleransın dışındaki tolerans değerlerinde bağlantının dayanımının olumsuz etkilendiği belirtilmiştir.

Okutan (2002), pim bağlantılı, çok yönlü cam elyaf takviyeli epoksi levhalarda (E/D) ve (W/D) oranları ile takviye açılarının mukavemete etkisini araştırmış ve hasar şekillerini belirlemiştir. Çalışma deneysel ve sayısal kısımlardan oluşmuştur. Çekme testleri yapılarak farklı (E/D) ve (W/D) oranları için kuvvet-pim yer değiştirmesi grafikleri çıkarılmıştır. Çalışmanın ikinci bölümünde iki boyutlu sonlu eleman modeli oluşturulmuştur. Pimi benzetmek için delik yüzeyine radyal sınır koşulları uygulanmıştır. Hashin hasar kriteri ve malzeme özelliklerinde zayıflatma kuralları uygulanmıştır. Analiz sonuçları deney sonuçları ile karşılaştırılmıştır.

Sun ve arkadaşları (2002), cıvata bağlantılı kompozit levhaların mukavemetini incelemek üzere iki kısımdan oluşan bir çalışma yapmışlardır. Çalışmalarının birinci kısmında, üç boyutlu sonlu eleman modeli geliştirmişlerdir. Cıvata ön gerilmesinin, pul boyutunun ve cıvata özelliklerinin yapının mukavemetine etkisini araştırmışlardır. Analizlerde hasar ilerleme algoritması, malzeme özelliklerinde zayıflatma kuralı ile birlikte kullanılmıştır. Sonlu eleman yazılımı olarak ABAQUS kullanılmıştır. Çift kesme konfigürasyonu incelenmiş ve sonlu eleman analizlerinde cıvata ön gerilmesi uygulayabilmek için sıcaklık yükü verilmiş ve cıvata eksenine doğrultusunda gerilme oluşturulmuştur.  $[(0/90)_6]_s$  ve  $[(0/\pm 45/90)_3]_s$  konfigürasyonları ele alınmıştır.

Riccio ve Scaramuzzino (2002), cıvata bağlantılı [(90/±45/0)<sub>4</sub>]<sub>s</sub> HTA 6376 kompozit malzeme üzerinde çalışmışlardır. Kompozit malzemelerde hasar analizi yapabilmek için hasar ilerleme algoritması geliştirmişlerdir. Üç boyutlu sonlu eleman modeli oluşturulmuş, kompozit-aluminyum ve kompozit-kompozit yapıların tek cıvata ile bağlantı şekli incelenmiştir. Hasar kriteri olarak Hashin kriteri seçilmiştir. Çalışmalarında hasar ilerleme algoritmasının etkisini incelemişlerdir. Ayrıca temas modellemesinde kullanılan penalty rijitlik parametrelerinin etkisini araştırmışlardır.

İçten ve Karakuzu (2002), pim bağlantılı karbon/epoksi levhaların hasar şekillerini incelemek üzere deneysel ve sayısal çalışmalar yapmışlardır. Çalışmalarında örgü şeklindeki (woven) kompozit levhalar kullanılmıştır. Delik merkezinin plaka kenarına uzaklığı/delik çapı (E/D) ve plaka genişliği/delik çapı (W/D), oranlarının yapının mukavemetine etkisi araştırılmıştır. Çekme testleri yapılarak kuvvet-pim yer değiştirmesi grafikleri elde edilmiştir. Çalışmanın ikinci kısmında iki boyutlu sonlu eleman modeli oluşturulmuştur. Pim-delik yüzeyi arasında meydana gelen kuvvet, kosinüs dağılımı şeklinde delik yüzeyine uygulanmış ve düzlemsel gerilme analizleri yapılmıştır. Analizlerde Hoffman ve Hashin hasar kriterleri hasar ilerleme algoritması ile birlikte kullanılmıştır. Ayrıca hasar durumuna göre malzeme özelliklerinde zayıflatma kuralları uygulanmıştır. Analiz sonuçları deney sonuçları ile karşılaştırılmıştır.

McCarthy ve McCarthy (2002), cıvata bağlantılı kompozit levhalarda cıvata ile delik arasındaki boşluğun etkisini incelemek için sonlu elemanlar analizleri yapmışlardır. Bir ve üç cıvatalı bağlantı şekli için analizler yapılmıştır. Dört farklı tolerans değeri (10 µm, 80 µm, 160 µm ve 240 µm) için analizler uygulanmıştır. MSC.Marc yazılımı kullanılarak analizler yapılmıştır. Plaka ve cıvata arasında temas tanımlanmıştır. Çalışmalarında sadece gerilme analizi yapılmış olup hasar analizi uygulanmamıştır.

Padhi ve arkadaşları (2003), cıvata bağlantılı kompozit yapıların üç boyutlu sonlu eleman analizlerini yapabilmek için MSC.Patran programı içerisinde çalışabilen bir ara program geliştirmişlerdir. Bu program sayesinde üç boyutlu sonlu eleman modeli

oluşturulmasında, cıvata modellenmesinde ve cisimler arasında temas tanımlanmasında kolaylık sağlanmıştır. Yapmış oldukları çalışmada ayrıca MSC.Marc sonlu eleman yazılımı kullanılarak cıvata ile delik arasındaki boşluğun mukavemete olan etkisi incelenmiştir. Seri olarak üç cıvata ile bağlanmış levhalar için gerilme analizleri yapılmıştır.

Whitworth ve arkadaşları (2003), pim bağlantılı kompozit levhalar için hasar analizi yapmışlardır. Çalışmalarında Yamada-Sun hasar kriteri kullanılmıştır. Delik çevresinde oluşan hasarın tayini için karakteristik uzaklık hesaplamaları analitik olarak yapılmış ve sonuçlar literatürde yer alan deneyler ile karşılaştırılmıştır.

Kelly ve Hallström (2004), cıvata bağlantılı karbon/epoksi malzemelerde cıvata ile delik arasındaki boşluğun mukavemete olan etkisini incelemişlerdir. Deneysel çalışmalar, oluşturulan üç boyutlu sonlu eleman modellemeleri ile karşılaştırılmıştır. Cıvata ile delik arasında boşluk arttıkça, temas alanının azaldığı bu durumun da bağlantıyı zayıflattığı belirtilmiştir.

Xiao ve Ishikawa (2005), mekanik bağlantılardaki yatak dayanımları ve hasar davranışları üzerine çalışmışlardır.

McCarthy ve arkadaşları (2005), birden fazla cıvata ile bağlanmış kompozit levhalarda cıvata ile delik arasındaki toleransın yapının mukavemetine olan etkisini incelemek amacıyla üç boyutlu hasar ilerleme programı geliştirmişler ve sonlu eleman analizleri uygulamışlardır. Analiz sonuçları deneysel çalışmalar ile karşılaştırılmıştır. Yapılan çalışma sonucunda, delik ile cıvata arasındaki toleransın cıvatalar arasındaki yük dağılımına ve hasar şekline önemli etkisi olduğu tespit edilmiştir. Pim/cıvata bağlantılı tabakalı kompozit levhaların mukavemet analizi ile ilgili çeşitli çalışmalar yapılmış ve önemli olduğu düşünülen çalışmalar yukarıda özetlenmiştir. Literatür incelendiğinde bu konu ile ilgili olarak bazı çalışmaların yalnızca deneysel bazılarının da hem deneysel hem de sonlu eleman analizlerini içerdiği belirlenmiştir.

Kompozit malzemelerde hasarın oluşması ve ilerlemesi metallere farklıdır. Kompozit malzemelerde hasar belirli bir sıraya göre meydana gelir. Malzemeye, geometriye, tabaka takviye açısına ve uygulanan yükleme şekline bağlı olarak öncelikle mukavemet açısından zayıf tabakalarda matris yapıda kırılma meydana gelir. Bu durumda matris yük taşıyamaz ve tüm yük elyaf malzemeye aktarılır. Uygulanan kuvvetin artırılmasına bağlı olarak yapının diğer tabakalarında elyaf hasarı, elyaf/matris arasında kayma oluşabilir. Hasarın şekline göre kompozit malzemenin farklı malzeme özellikleri etkilenir. Etkilenme şekline göre kompozit malzemenin yük taşıma kapasitesi düşer. Dolayısıyla kompozit malzemelerin mukavemet analizlerinin gerçeğe yakın olması açısından hasar ilerleme modellenmesinin yapılabilmesi çok önemlidir.

## BÖLÜM DÖRT

### KOMPOZİT MALZEMELERİN SAYISAL ANALİZİ

Kompozit yapıların mukavemetlerinin belirlenmesi ve gerilme analizlerinin gerçekleştirilebilmesi için öncelikle kompozit malzemelerde gerilme-şekil değiştirme bağıntısının incelenmesi gerekmektedir.

Genelleştirilmiş Hooke kanunu üç boyutlu bir cisim için şu şekilde yazılabilir;

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Yukarıda matris şeklinde belirtilen gerilme-şekil değiştirme bağıntısı şu şekilde de ifade edilebilir:

$$\sigma_k = C_{kj} \varepsilon_j \quad (k, j = 1, 2, \dots, 6) \quad (4.2)$$

Burada  $C_{kj}$  elastiklik katsayılarıdır.

Şekil değiştirme enerjisi yoğunluk fonksiyonu  $U_0$  aşağıdaki gibi belirtilebilir:

$$U_0 = \int_0^{\varepsilon_i} \sigma_i d \varepsilon_i \quad (4.3)$$

Eş. 4.2'deki ifade yukarıda yerine konur ve integral alınır;

$$U_0 = \frac{1}{2} C_{ij} \varepsilon_i \varepsilon_j \quad (4.4)$$

ifadesi elde edilir.

$$\sigma_k = \frac{1}{2}(C_{kj} + C_{jk})\varepsilon_j \quad (4.5)$$

Eş.4.2 ile Eş. 4.5 karşılaştırıldığında,  $C_{kj} = C_{jk}$  olduğu görülür. Eş.4.1'de belirtilen ilişki anizotropik malzemeler için geçerlidir ve Hooke kanununun en genel halidir.

Tek yönlü elyaf takviyeli kompozit tabakalarda tüm elyafların birbirine paralel olduğu kabul edilirse, bu tür malzemelerin ortotropik malzeme olduğu söylenebilir. Ortotropik malzemelerde birbirlerine dik doğrultuda üç eksenle simetrik malzeme özelliği mevcuttur. Bu malzemeler için gerilme-şekil değiştirme ilişkisi şu şekilde ifade edilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

Yukarıdaki ilişkide  $[C]$  katılık matrisini ifade etmektedir. Katılık matrisinin elemanları mühendislik sabitleri cinsinden şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$C_{11} = \frac{1 - \vartheta_{23}\vartheta_{32}}{\Delta E_2 E_3}, \quad C_{12} = \frac{\vartheta_{21} + \vartheta_{31}\vartheta_{23}}{\Delta E_2 E_3} = \frac{\vartheta_{12} - \vartheta_{32}\vartheta_{13}}{\Delta E_1 E_2}$$

$$C_{13} = \frac{\vartheta_{31} + \vartheta_{21}\vartheta_{32}}{\Delta E_2 E_3} = \frac{\vartheta_{13} + \vartheta_{12}\vartheta_{23}}{\Delta E_1 E_2}, \quad C_{22} = \frac{1 - \vartheta_{13}\vartheta_{31}}{\Delta E_1 E_3}$$

$$C_{23} = \frac{\vartheta_{32} + \vartheta_{12}\vartheta_{31}}{\Delta E_1 E_2} = \frac{\vartheta_{23} + \vartheta_{21}\vartheta_{13}}{\Delta E_1 E_2}, \quad C_{33} = \frac{1 - \vartheta_{12}\vartheta_{21}}{\Delta E_1 E_2}$$

$$C_{44} = G_{23}, \quad C_{55} = G_{13}, \quad C_{66} = G_{12}$$

$$\Delta = \frac{1 - \vartheta_{12}\vartheta_{21} - \vartheta_{23}\vartheta_{32} - 2\vartheta_{21}\vartheta_{32}\vartheta_{13}}{E_1 E_2 E_3} \quad (4.7)$$



Gerilme-şekil değiştirme ilişkisi bir başka şekilde aşağıdaki gibi de ifade edilebilir.

$$\varepsilon_i = S_{ij}\sigma_j \quad i, j = 1, 2, \dots, 6 \quad (4.8)$$

[S] uygunluk matrisi olarak isimlendirilmektedir ve [C] katılık matrisinin tersidir. Ortotropik malzemeler için uygunluk matrisi [S] mühendislik sabitleri cinsinden şu şekilde yazılabilir:

$$[S] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & -\frac{\nu_{13}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{31}}{E_3} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

İnce cidarlı ortotropik kompozit levhalarda eğer düzlem dışında kuvvet uygulanmıyorsa, düzlemsel gerilme durumu söz konusudur. Bu durumda;  $\sigma_3 = 0$ ,  $\tau_{31} = 0$ ,  $\tau_{23} = 0$ .

Düzlemsel gerilme durumu için Hooke Kanunu şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}$$

$$S_{11} = \frac{1}{E_1}, \quad S_{12} = -\frac{\nu_{12}}{E_1}, \quad S_{22} = \frac{1}{E_2}, \quad S_{66} = \frac{1}{G_{12}}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1-\nu_{21}\nu_{12}}, \quad Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{21}\nu_{12}}, \quad Q_{22} = \frac{E_2}{1-\nu_{21}\nu_{12}}, \quad S_{66} = G_{12} \quad (4.10)$$

Laminatlar genellikle farklı açılı tabakalardan meydana gelir. Bunun sebebi farklı yönlerde de yüksek mekanik özellikler elde etmektir.

Tabakalarda kullanılan koordinat sistemi 1-2 olarak isimlendirilir. 1 nolu yön takviye elemanının (elyaf) yönünü belirtir. 2 nolu yön ise takviye elemanına dik olan yönü gösterir. x-y koordinat sistemi ile 1-2 koordinat sistemi açılı laminalarda çakışmaz. Bu durumda x-y koordinat sistemi ile 1-2 koordinat sistemi arasındaki bağıntı dönüşüm matrisi ile aşağıda belirtildiği gibi sağlanır.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

[T] dönüşüm matrisi şu şekilde ifade edilmektedir:

$$[T]^{-1} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2sc \\ s^2 & c^2 & 2sc \\ sc & -sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix}$$

$$[T] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

$$c = \cos(\theta), \quad s = \sin(\theta)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{bmatrix} = [R][T][R]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{\gamma_{xy}}{2} \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

[R] Reuter matrisidir ve aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q][R][T][R]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

## **BÖLÜM BEŞ**

### **KOMPOZİT MALZEMELER İÇİN HASAR KRİTERLERİ**

Tabaka şeklindeki kompozit malzemelerin mukavemet özellikleri 1-2-3 eksenleri doğrultusunda verilir. Bir başka deyişle, tabaka şeklindeki kompozit malzemelerin takviye elemanı doğrultusundaki mukavemeti ve takviye elemanına dik doğrultudaki mukavemeti çekme/basma testleri ile belirlenir.

Kompozit malzeme 1-2-3 ekseninde maksimum kopma ve şekil değiştirme şu şekilde isimlendirilmektedir:

$X_C$  : 1 yönündeki maksimum basma dayanımı

$X_T$  : 1 yönündeki maksimum çekme dayanımı

$Y_C$  : 2 yönündeki maksimum basma dayanımı

$Y_T$  : 2 yönündeki maksimum çekme dayanımı

$Z_C$  : 3 yönündeki maksimum basma dayanımı

$Z_T$  : 3 yönündeki maksimum çekme dayanımı

$S_{12}$  : 1-2 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı

$S_{23}$  : 2-3 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı

$S_{13}$  : 1-3 düzlemindeki maksimum kayma dayanımı

$\epsilon_1^C$  : 1 yönündeki maksimum basma birim uzaması

$\epsilon_1^T$  : 1 yönündeki maksimum çekme birim uzaması

$\epsilon_2^C$  : 2 yönündeki maksimum basma birim uzaması

$\epsilon_2^T$  : 2 yönündeki maksimum çekme birim uzaması

$\epsilon_3^C$  : 3 yönündeki maksimum basma birim uzaması

$\epsilon_3^T$  : 3 yönündeki maksimum çekme birim uzaması

$\gamma_{12}^F$  : 1-2 düzlemindeki maksimum kayma açısı

$\gamma_{23}^F$  : 2-3 düzlemindeki maksimum kayma açısı

$\gamma_{13}^F$  : 1-3 düzlemindeki maksimum kayma açısı

### 5.1 Maksimum Gerilme Teorisi

Kompozit tabakada 1-2-3 eksenlerinde normal ve kayma gerilmeleri, aşağıda verilen durumları sağladığı takdirde kompozit malzemede hasar meydana gelmez.

$$\begin{aligned}
 -X_C < \sigma_1 < X_T \\
 -Y_C < \sigma_2 < Y_T \\
 -Z_C < \sigma_3 < Z_T \\
 -S_{12} < \tau_{12} < S_{12} \\
 -S_{23} < \tau_{23} < S_{23} \\
 -S_{13} < \tau_{13} < S_{13}
 \end{aligned} \tag{5.1}$$

### 5.2 Maksimum Şekil Değiştirme Teorisi

Kompozit tabakada 1-2-3 eksenlerinde normal ve kayma şekil değiştirmeleri, aşağıda verilen durumları sağladığı takdirde kompozit malzemede hasar oluşmaz.

$$\begin{aligned}
 -\epsilon_1^C < \epsilon_1 < \epsilon_1^T \\
 -\epsilon_2^C < \epsilon_2 < \epsilon_2^T \\
 -\epsilon_3^C < \epsilon_3 < \epsilon_3^T \\
 -\gamma_{12}^F < \gamma_{12} < \gamma_{12}^F \\
 -\gamma_{23}^F < \gamma_{23} < \gamma_{23}^F \\
 -\gamma_{13}^F < \gamma_{13} < \gamma_{13}^F
 \end{aligned} \tag{5.2}$$

### 5.3 Tsai-Hill Hasar Teorisi

Tsai-Hill Hasar teorisi, izotropik malzemeler için geliştirilmiş Von-Mises teorisinin anizotropik malzemelere uyarlanmış şeklidir. Bu teoriye göre kompozit tabakadaki gerilme dağılımı bu formülasyonu sağlıyorsa malzemede hasar meydana gelmez.

$$(G_2 + G_3)\sigma_1^2 + (G_1 + G_3)\sigma_2^2 + (G_1 + G_2)\sigma_3^2 - 2G_3\sigma_1\sigma_2 - 2G_2\sigma_1\sigma_3 - 2G_1\sigma_2\sigma_3 + 2G_4\tau_{23}^2 + 2G_5\tau_{13}^2 + 2G_6\tau_{12}^2 < 1$$

$$\begin{aligned}
G_1 &= \frac{1}{2} \left( \frac{2}{[\sigma_2^T]^2} - \frac{1}{[\sigma_1^T]^2} \right) \\
G_2 &= \frac{1}{2} \left( \frac{1}{[\sigma_1^T]^2} \right) \\
G_3 &= \frac{1}{2} \left( \frac{1}{[\sigma_1^T]^2} \right) \\
G_6 &= \frac{1}{2} \left( \frac{2}{[\tau_{12}^F]^2} \right)
\end{aligned} \tag{5.3}$$

#### 5.4 Hoffman Hasar Kriteri

Bu teoriye göre kompozit tabakadaki gerilme dağılımı aşağıdaki durumu sağlıyorsa malzemede hasar meydana gelmez.

$$\begin{aligned}
& [C_1(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + C_2(\sigma_3 - \sigma_1)^2 + C_3(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + C_4\sigma_1 + C_5\sigma_2 + C_6\sigma_3 + C_7\tau_{23}^2 + C_8\tau_{13}^2 + \\
& C_9\tau_{12}^2]/F < 1
\end{aligned}$$

$$C_1 = \frac{1}{2} \left( \frac{1}{Z^T Z^C} + \frac{1}{Y^T Y^C} - \frac{1}{X^T X^C} \right)$$

$$C_2 = \frac{1}{2} \left( \frac{1}{X^T X^C} + \frac{1}{Z^T Z^C} - \frac{1}{Y^T Y^C} \right)$$

$$C_3 = \frac{1}{2} \left( \frac{1}{X^T X^C} + \frac{1}{Y^T Y^C} - \frac{1}{Z^T Z^C} \right)$$

$$C_4 = \left( \frac{1}{X^T} - \frac{1}{X^C} \right)$$

$$C_5 = \left( \frac{1}{Y^T} - \frac{1}{Y^C} \right)$$

$$C_6 = \left( \frac{1}{Z^T} - \frac{1}{Z^C} \right)$$

$$C_7 = \frac{1}{S_{23}^2}$$

$$C_8 = \frac{1}{S_{13}^2}$$

$$C_9 = \frac{1}{s_{12}^2} \tag{5.4}$$

### 5.5 Tsai-Wu Hasar Teorisi

Tsai-Wu hasar teorisi kompozit malzemelerin gerilme analizlerinde en çok kullanılan teorilerden biridir. Bu teoriye göre aşağıdaki formülasyon sağlandığında yapıda hasar meydana gelmez.

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j < 1 \quad i, j = 1, 2, \dots, 6.$$

$$\begin{aligned} & \left[ \left( \frac{1}{X^T} - \frac{1}{X^C} \right) \sigma_1 + \left( \frac{1}{Y^T} - \frac{1}{Y^C} \right) \sigma_2 + \left( \frac{1}{Z^T} - \frac{1}{Z^C} \right) \sigma_3 + \frac{\sigma_1^2}{X^T X^C} + \frac{\sigma_2^2}{Y^T Y^C} + \frac{\sigma_3^2}{Z^T Z^C} + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} + \frac{\tau_{23}^2}{S_{23}^2} \right. \\ & \left. + \frac{\tau_{13}^2}{S_{13}^2} + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + 2F_{23} \sigma_2 \sigma_3 + 2F_{13} \sigma_1 \sigma_3 \right] < 1 \end{aligned}$$

$$F_{12}^2 = \frac{1}{X^T X^C} \frac{1}{Y^T Y^C}$$

$$F_{23}^2 = \frac{1}{Y^T Y^C} \frac{1}{Z^T Z^C}$$

$$F_{13}^2 = \frac{1}{X^T X^C} \frac{1}{Z^T Z^C} \quad (5.5)$$

### 5.6 Hashin Hasar Teorisi

Hashin hasar teorisi hasarın şeklini ayırt edebilmektedir. Bu teoriye göre matris yapıda veya elyafta bir hasarın olup olmadığı tespit edilebilmektedir.

Matris çekme hasarı aşağıdaki durum sağlandığı takdirde meydana gelir.

$\sigma_2 > 0$  için;

$$\left( \frac{\sigma_2}{Y^T} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{23}}{S_{23}} \right)^2 > 1 \quad (5.6)$$

Matris basma hasarı aşağıdaki durum sağlandığı takdirde meydana gelir.

$\sigma_2 < 0$  için;

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y^c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 > 1 \quad (5.7)$$

Elyaf-matris arasındaki kayma hasarı aşağıdaki durum sağlandığı takdirde meydana gelir.

$\sigma_1 < 0$  için;

$$\left(\frac{\sigma_1}{X^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 > 1 \quad (5.8)$$

Elyaf çekme hasarı aşağıdaki durum sağlandığı takdirde meydana gelir.

$\sigma_1 < 0$  için;

$$\left(\frac{\sigma_1}{X^c}\right) > 1 \quad (5.9)$$

Yukarıda, kompozit malzemeler için önemli olduğu düşünülen hasar teorilerine yer verilmiştir. Maksimum gerilme teorisi, maksimum şekil değiştirme teorisi ve Hashin hasar teorileri hasar şekillerini ayırt edebilmektedirler. Diğer teorilerde hasar şekilleri ayırt edilmemiştir. Maksimum gerilme teorisi ve maksimum şekil değiştirme teorisinde kayma gerilmesinin normal gerilme ile etkileşimi yer almamaktadır.

Dolayısıyla bu teoriler konservatif teorilerdir. Hashin hasar teorisinde ise kayma gerilmesinin normal gerilmeler ile etkileşimine yer verilmiştir. Hasar şekillerini de ayırt ettiği için Hashin hasar teorisi sonlu eleman analizleri için en uygun teoridir.



## **BÖLÜM ALTI**

### **CIVATA BAĞLANTILI KOMPOZİT YAPILARDA TASARIM KRİTERLERİ**

Kompozit malzemelerin yüksek özgül mukavemet ve rijitlik özelliklerinden mümkün olduğunca verimli şekilde yararlanmak için tasarımda optimizasyona gitmek gereklidir. Özellikle hava aracı tasarımında ağırlık ve mukavemet ile ilgili olarak optimizasyon çalışmaları uygulanmaktadır. Uygun olmayan tasarımlar sonucunda gereğinden fazla sayıda civata kullanımı ve yapıların ağırlaşması kompozitlerin avantajını ortadan kaldırabilir.

Civata bağlantılı kompozit yapıların optimizasyonu, bu yapıların mukavemet analizlerinin en doğru şekilde yapılmasına, civata bağlantılı kompozit yapılarda karşılaşılan hasar şekillerinin bilinmesine, hasar kriterlerinin doğru bir şekilde uygulanmasına ve yükleme şekline karşı en uygun kompozit malzeme tasarımına ve seçimine bağlıdır.

Civata bağlantılı kompozit yapıların tasarımını etkileyen faktörler şu şekilde sıralanabilir.

- Takviye açıklarının etkisi
- W/D oranı
- E/D oranı
- Civata ön gerilmesi
- Civata-delik arasındaki tolerans
- Tek-kesme etkisi

#### **6.1 Takviye Açılarının Etkisi**

Kompozit yapıya uygulanan yüklemenin yönüne ve şekline bağlı olarak kompozit yapının tasarlanması gerekmektedir. Bu durumda kompozit malzemenin kaç tabakadan oluşması gerektiği ve aynı zamanda tabakalardaki takviye açıları

belirlenmelidir. Takviye açılarının yapının kırılma şekline etkisi oldukça farklıdır. Kayma hasarında en etkili faktörün takviye açıları olduğu çeşitli çalışmalarda belirtilmiştir. Özellikle  $\pm 45$  ve 90 dereceli tabakaların kompozit yapılarda kayma mukavemetini artırıcı etkisi vardır.

## **6.2 W/D Oranının Etkisi**

W/D oranı küçük tutulduğu durumlarda yapıda çekme hasarının oluşma olasılığı artmaktadır. Bu durum istenilmeyen bir durumdur çünkü çekme hasarı aniden meydana gelen bir hasar şeklidir.

## **6.3 E/D Oranının Etkisi**

E/D oranı küçük tutulduğunda yapıda levha kenarında kayma hasarı oluşma olasılığı artmaktadır. Bu durum da istenilmeyen bir durumdur çünkü çekme hasarı gibi kayma hasarı da aniden meydana gelen bir hasar şeklidir.

## **6.4 Cıvata Ön Gerilmesi**

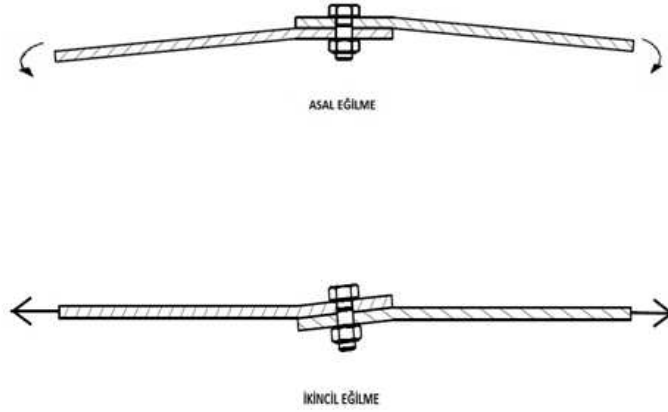
Cıvata ön gerilmesinin uygulanmasıyla birlikte kompozit yapıda bağlantı mukavemetinin arttığı çeşitli çalışmalarda belirtilmiştir .

## **6.5 Cıvata-Delik Arasındaki Tolerans**

Cıvata ile delik arasında tanımlanan toleransın bağlantı şekline olan etkisi çeşitli çalışmalarda incelenmiştir. Bir cıvata bağlantılı yapılarda, delik ile cıvata arasındaki tolerans arttıkça bağlantı rijitliğinin %10 mertebesinde azaldığı deneyler ile belirlenmiştir. Birden fazla cıvatanın kullanıldığı bağlantı şekillerinde ise cıvatalara düşen yük dağılımının değiştiği tespit edilmiştir.

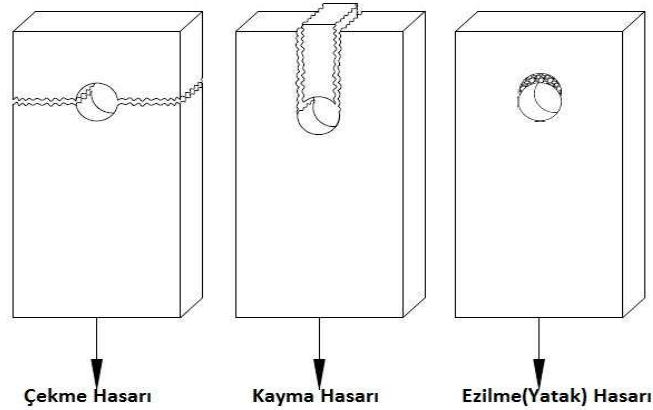
## 6.6 Tek Kesme Etkisi

Tek kesme bağlantı şekli ile birleştirilmiş ve çekme kuvvetine maruz kalmış yapılarda çekme kuvveti ikincil bir eğilmeye sebep olur. Bunun sebebi uygulanan kuvvetlerin aynı eksen üzerinde olmamasıdır. Ayrıca cıvata ile delik arasındaki toleranstan kaynaklanan cıvata eğilmesi de oluşabilir (Şekil 6.1). Tek kesme bağlantı şekli ile birleştirilmiş yapılarda, bağlanan levhaların ve cıvatanın rijitliğine ve cıvata ile delik arasındaki toleransa bağlı olarak delik iç çeperinde üniform olmayan bir gerilme dağılımı oluşur.



Şekil 6.1 Tek kesme bağlantı şekli

Cıvata bağlantılı yapılarda meydana gelen hasar şekilleri Şekil 6.2'de belirtilmiştir.



Şekil 6. 2 Cıvata bağlantılı yapılarda meydana gelen hasar şekilleri

Çekme hasarı, kayma hasarı ve ezilme hasarına ait hesaplama yöntemleri aşağıda verilmiştir.

Çekme Mukavemeti;

$$\sigma = \frac{P}{t(W-D)} \quad (6.1)$$

Burada P, levhanın maksimum dayandığı kuvveti, W levha genişliğini, t ise levha kalınlığını simgelemektedir.

Kayma Mukavemeti;

$$\tau = \frac{P}{2Et} \quad (6.2)$$

Yukarıdaki eşitlikte E, levha kenarı ile delik merkezi arasındaki uzaklığı tanımlamaktadır.

Ezilme Mukavemeti;

$$\sigma_b = \frac{P}{Dt} \quad (6.3)$$

## BÖLÜM YEDİ

### DENEYSEL ÇALIŞMA

#### 7.1 Problemin Tanımlanması

Cam elyaf-epoksi levhalardan farklı E/W, W/D oranlarında hazırlanan numuneler öngerilmemiş ve öngerilmeli olarak bağlanmıştır. Tuzlu su ortamında bekletilenler ve bekletilmemiş olanlar çekme deneyine tabi tutularak sayılan parametrelerin bağlantı mukavemetine etkileri incelenmiştir. Deneyde kullanılacak numunenin şekli Şekil 7.1 de verilmektedir. Uzunluk L+E , genişlik W olacak şekilde ayarlanmıştır.

#### 7.2 Kompozit Malzemenin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi

Malzemeye ait mekanik özellikler, ASTM standartlarına uygun (ASTM 3039-76, ASTM 3518-76, ASTM D 5379, ASTM 3410-75) olarak hazırlanan numuneler üzerinde yapılan deneylerle tespit edilmiştir. Çekme deneylerinden,  $E_1$  (Longitudinal Modulus),  $\nu_{12}$  (Poisson's Ratio) and  $X_t$  (Longitudinal tensile strength) değerleri elde edilmiştir. Bası deneyinden ise,  $E_2$  (Transverse Modulus),  $X_c$  (Longitudinal compressive strength) ve  $Y_c$  (Transverse compressive strength) değerleri elde edilmiştir. Kayma modülü  $G_{12}$  (Shear Modulus) elde etmek için ise, strain gauge, fiberlerin yükleme doğrultusu ile  $45^\circ$  açı yapacak şekilde yerleştirilmiştir. Strain gauge'ler fiber doğrultusunda, fiber doğrultusuna dik ve fiberlerin yükleme doğrultusu ile  $45^\circ$  açı yapacak şekilde yerleştirilerek, çeki ve bası deneyleri yapılmıştır. S kayma mukavemetini (Shear strength) tespit etmek için de "T şekilli" ("T shape") standart deney numunelerinden yararlanılmıştır. Tablo 7.1 de cam lifi epoksi kompozit malzemesinin deneysel olarak elde edilen, mekanik özellikleri ile dayanımları görülmektedir.

Tablo 7.1 Malzemenin mekanik özellikleri

$E_1=E_2$ (MPa)	$G_{12}$ (MPa)	$\nu_{12}$	$X_T=Y_T$ (MPa)	$X_C=Y_C$ (MPa)	S(MPa)	$V_f$ (%)
36400	15800	0,22	850	820	74	61

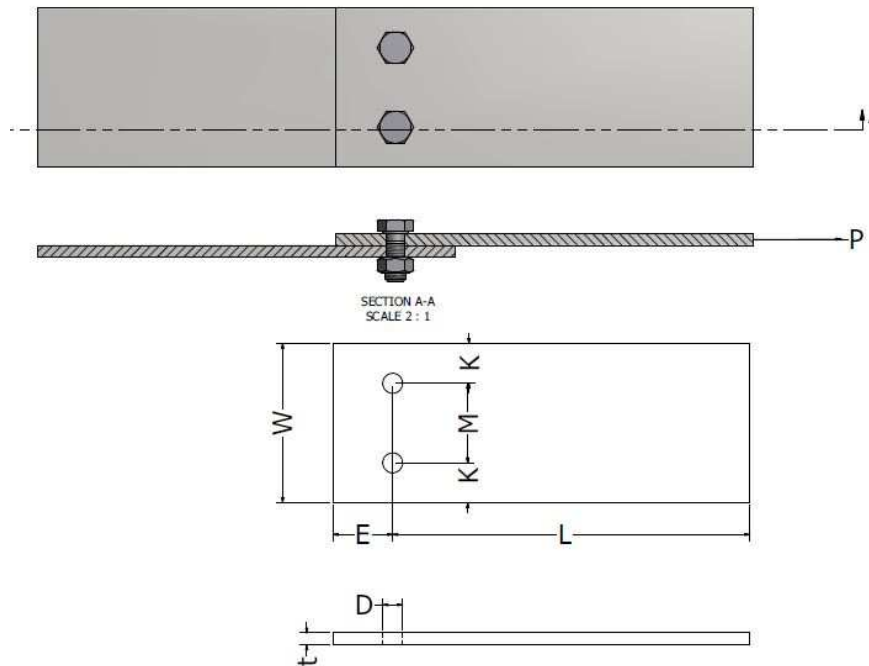
### 7.3 Hasar Davranış Deneylerinin Yapılması

Bu çalışmada, hasar analizi yapılan deney numuneleri, sabit sıcaklık ve basınç altında el yatırma tekniği ile üretilen, hacimce fiber yüzdesi yaklaşık %60 olan, [0/90/60/-60/- 60/60/90/0] dizilişine sahip cam lifi-epoksi kompozit malzemesidir.

Dışarıdan hazır olarak alınan cam elyafı, bir fırça yardımıyla ara katmanlara epoksi sürülerek, istenilen kalınlık ve tabaka dizilimi sağlanmıştır. 120°C sıcaklık 10 MPa basınç altında 30 dakika fırınlamp oda sıcaklığına getirilmiştir. Üretim işleminden sonra, kompozit plakanın kalınlığı 3 mm olarak ölçülmüştür.

Daha sonra plaka, numune boyutlarında kesilerek, delik çapı  $D$  (5mm), kalınlığı  $t$  (3 mm), genişliği  $W$  (30mm ve 40mm), uzunluğu  $L+E$  (90+5mm, 90+10mm, 90+15mm, 90+20mm ve 90+25mm) olan bir kompozit plaka haline getirilmiştir.

Şekil 7.1’de tanımlanan parametreler görülmektedir. Yüklemelerde, plakaya paralel ve merkez çizgisine göre simetrik bir  $P$  yükü uygulanmıştır. Bu şekilde herhangi bir eğilme momentinin oluşması engellenmiştir.



Şekil 7.1 Deneyde kullanılacak numune

Burada ;

P :Uygulanan kuvvet (kN)

D : Delik çapı (mm)

t : Numune kalınlığı (mm)

W: Numune genişliği (mm)

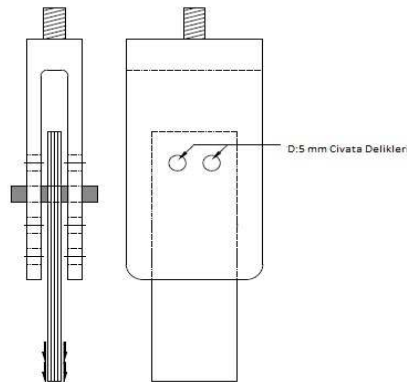
L : Deliğin diğer kenara olan uzaklığı (mm) (Çekme doğrultusunda)

E : Deliğin kenardan uzaklığı (mm) ( Çekme doğrultusunda)

K : Deliğin kenardan uzaklığı(mm) (Çekme doğrultusuna dik)

D : İki delik eksenindeki arasındaki uzaklıktır.

Bu çalışmada,W/D ve E/D oranlarının hasar tipine ve hasar yüküne olan etkilerini görebilmek için,W değeri 30mm ve 40mm seçilmiş, E/D oranı ise 1'den 5'e kadar değiştirilmiştir. Ayrıca,incelenen bir diğer parametre de cıvatanın ön gerilmesidir. Ön gerilme cıvataların sıkma momenti ile sağlandığı için referans olarak sıkma momenti alınmış ve bir grup cıvata öngerilmesiz (M=0 Nm) diğer grup ise ön gerilmeli (M=6 Nm) olarak sıkılmıştır.. Bu parametrelerin incelenmesi için, toplam 240 adet deney numunesi oluşturulmuştur. Deney numunelerinin 120 adeti atmosfer ortamında test edilmiştir. Geri kalan 120 adet deney numunesi TSE laboratuvarında TS EN ISO 9227 :2006-10 Korozyon Deneyleri-Yapay Atmosferlerde Tuz Püskürtme Deneyleri standardına göre 50C° sıcaklıkta 50 g/lt tuzlu su konsantrasyonu koşullarında 7 gün tuz sisi püskürtmeye tabi tutulduktan sonra mekanik deneyler yapılmıştır. Tablo 7.2 de kullanılan deney numuneleri ve şartları belirtilmiştir.



Şekil.7.2 Deney düzeneği

Tablo 7.2 Hazırlanan deney parçaları

Sıra	Kod	Ölçü	Adet	Ortam		Kesim Yüzeyi		Öngerilme	
				Atmosferik	Tuzlu Su	Polyesterli	Polyestersiz	0 Nm	6 Nm
1	30X95T0P0M0	30 X 95	3	X			X	X	
2	30X95T1P0M0	30 X 95	3		X		X	X	
3	30X95T0P1M0	30 X 95	3	X		X		X	
4	30X95T1P1M0	30 X 95	3		X	X		X	
5	30X95T0P0M6	30 X 95	3	X			X		X
6	30X95T1P0M6	30 X 95	3		X		X		X
7	30X95T0P1M6	30 X 95	3	X		X			X
8	30X95T1P1M6	30 X 95	3		X	X			X
9	30X100T0P0M0	30 X 100	3	X			X	X	
10	30X100T1P0M0	30 X 100	3		X		X	X	
11	30X100T0P1M0	30 X 100	3	X		X		X	
12	30X100T1P1M0	30 X 100	3		X	X		X	
13	30X100T0P0M6	30 X 100	3	X			X		X
14	30X100T1P0M6	30 X 100	3		X		X		X
15	30X100T0P1M6	30 X 100	3	X		X			X
16	30X100T1P1M6	30 X 100	3		X	X			X
17	30X105T0P0M0	30 X 105	3	X			X	X	
18	30X105T1P0M0	30 X 105	3		X		X	X	
19	30X105T0P1M0	30 X 105	3	X		X		X	
20	30X105T1P1M0	30 X 105	3		X	X		X	
21	30X105T0P0M6	30 X 105	3	X			X		X
22	30X105T1P0M6	30 X 105	3		X		X		X
23	30X105T0P1M6	30 X 105	3	X		X			X
24	30X105T1P1M6	30 X 105	3		X	X			X
25	30X110T0P0M0	30 X 110	3	X			X	X	
26	30X110T1P0M0	30 X 110	3		X		X	X	
27	30X110T0P1M0	30 X 110	3	X		X		X	
28	30X110T1P1M0	30 X 110	3		X	X		X	
29	30X110T0P0M6	30 X 110	3	X			X		X
30	30X110T1P0M6	30 X 110	3		X		X		X
31	30X110T0P1M6	30 X 110	3	X		X			X
32	30X110T1P1M6	30 X 110	3		X	X			X
33	30X115T0P0M0	30 X 115	3	X			X	X	
34	30X115T1P0M0	30 X 115	3		X		X	X	
35	30X115T0P1M0	30 X 115	3	X		X		X	
36	30X115T1P1M0	30 X 115	3		X	X		X	
37	30X115T0P0M6	30 X 115	3	X			X		X
38	30X115T1P0M6	30 X 115	3		X		X		X
39	30X115T0P1M6	30 X 115	3	X		X			X
40	30X115T1P1M6	30 X 115	3		X	X			X



Tablo7.2 (devam) Hazırlanan deney parçaları

Sıra	Kod	Ölçü	Adet	Ortam		Kesim Yüzeyi		Öngerilme	
				Atmosferik	Tuzlu Su	Polyesterli	Polyestersiz	0 Nm	6 Nm
41	40X95T0P0M0	40 X 95	3	X			X	X	
42	40X95T1P0M0	40 X 95	3		X		X	X	
43	40X95T0P1M0	40 X 95	3	X		X		X	
44	40X95T1P1M0	40 X 95	3		X	X		X	
45	40X95T0P0M6	40 X 95	3	X			X		X
46	40X95T1P0M6	40 X 95	3		X		X		X
47	40X95T0P1M6	40 X 95	3	X		X			X
48	40X95T1P1M6	40 X 95	3		X	X			X
49	40X100T0P0M0	40 X 100	3	X			X	X	
50	40X100T1P0M0	40 X 100	3		X		X	X	
51	40X100T0P1M0	40 X 100	3	X		X		X	
52	40X100T1P1M0	40 X 100	3		X	X		X	
53	40X100T0P0M6	40 X 100	3	X			X		X
54	40X100T1P0M6	40 X 100	3		X		X		X
55	40X100T0P1M6	40 X 100	3	X		X			X
56	40X100T1P1M6	40 X 100	3		X	X			X
57	40X105T0P0M0	40 X 105	3	X			X	X	
58	40X105T1P0M0	40 X 105	3		X		X	X	
59	40X105T0P1M0	40 X 105	3	X		X		X	
60	40X105T1P1M0	40 X 105	3		X	X		X	
61	40X105T0P0M6	40 X 105	3	X			X		X
62	40X105T1P0M6	40 X 105	3		X		X		X
63	40X105T0P1M6	40 X 105	3	X		X			X
64	40X105T1P1M6	40 X 105	3		X	X			X
65	40X110T0P0M0	40 X 110	3	X			X	X	
66	40X110T1P0M0	40 X 110	3		X		X	X	
67	40X110T0P1M0	40 X 110	3	X		X		X	
68	40X110T1P1M0	40 X 110	3		X	X		X	
69	40X110T0P0M6	40 X 110	3	X			X		X
70	40X110T1P0M6	40 X 110	3		X		X		X
71	40X110T0P1M6	40 X 110	3	X		X			X
72	40X110T1P1M6	40 X 110	3		X	X			X
73	40X115T0P0M0	40 X 115	3	X			X	X	
74	40X115T1P0M0	40 X 115	3		X		X	X	
75	40X115T0P1M0	40 X 115	3	X		X		X	
76	40X115T1P1M0	40 X 115	3		X	X		X	
77	40X115T0P0M6	40 X 115	3	X			X		X
78	40X115T1P0M6	40 X 115	3		X		X		X
79	40X115T0P1M6	40 X 115	3	X		X			X
80	40X115T1P1M6	40 X 115	3		X	X			X

Kompozit plağın hasar yükü ve hasar modları, 50kN kapasiteli Instron-1114 çekme cihazında ASTM D953'e göre 20C° oda sıcaklığında belirlenmiştir. Deney

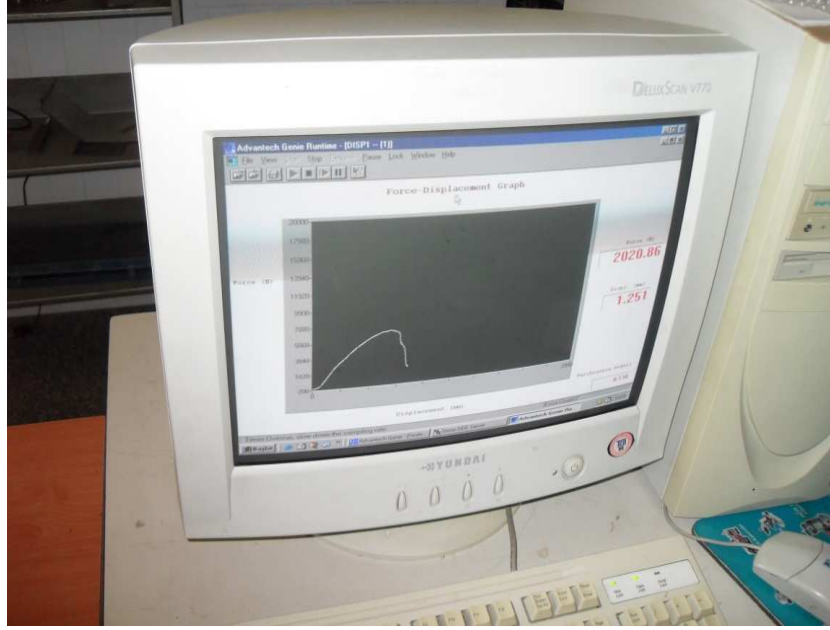
şartları ASTM D953 e göre 20C° oda sıcaklığında gerçekleştirilmiştir. Deney numuneleri 2 mm/dak hızla çekilerek yük-uzama eğrileri elde edilmiştir. şekil 7.2, 7.3 ve 7.4 'de çekme cihazında yapılan deney grlmektedir.



şekil 7.2 Test cihazından görüntü



şekil 7.3 Test cihazından görüntü



Şekil 7.3 Deneyden gelen verilerle oluşturulan grafikler



Şekil 7.4 Bağlama aparatı



Şekil 7.5 Bağlama Aparatı

Hazırlanan 240 adet numunenin 120 adetinin kesim yüzeyleri ve delik içleri epoxy uygulanarak su yalıtımı sağlanmıştır. 60 adet yalıtımlı, 60 adet yalıtım yapılmamış deney parçasının kuru halde ağırlıkları 1/10000 hassasiyetli terazide ölçülmüştür. Daha sonra TS EN ISO 9227 :2006-10 Korozyon Deneyleri-Yapay Atmosferlerde Tuz Püskürtme Deneyleri standardına göre 50C° sıcaklıkta 50 g/lt tuzlu su konsantrasyonu koşullarında 7 gün tuz sisi püskürtmeye tabi tutulan parçalar tekrar hassas terazide ölçülmüştür. Bu çalışma ASTM D-570-98 standardına göre yapılmıştır. Bu ölçümler sayesinde aşağıdaki bağıntı yardımıyla parçaların kazandıkları nem miktarları hesaplanmıştır.

$$\text{Yüzde ağırlık artışı}\% = \frac{\text{Islak Ağırlık} - \text{Kuru Ağırlık}}{\text{Kuru Ağırlık}} \times 100$$

Yukarıdaki bağıntıya göre çıkan değerler tablo 7.4 de verilmiştir.

Tablo 7.4 Tuz sis testine tabi tutulmuş numunelerin ağırlık değişim tablosu

Sıra	Kod	Ölçü	Adet	Kuru Ağırlık(gr)	Islak Ağırlık(gr)	Ağırlık Artış Yüzdesi%
2A	30X95T1P0M0	30 X 95	1	18,4343	18,4832	0,27
2B	30X95T1P0M0	30 X 95	1	18,4296	18,4696	0,22
2C	30X95T1P0M0	30 X 95	1	18,3812	18,4274	0,25
4A	30X95T1P1M0	30 X 95	1	18,4574	18,4605	0,02
4B	30X95T1P1M0	30 X 95	1	18,6518	18,6583	0,03
4C	30X95T1P1M0	30 X 95	1	18,7622	18,7682	0,03
6A	30X95T1P0M6	30 X 95	1	18,3604	18,4075	0,26
6B	30X95T1P0M6	30 X 95	1	18,3253	18,3771	0,28
6C	30X95T1P0M6	30 X 95	1	18,3783	18,4364	0,32
8A	30X95T1P1M6	30 X 95	1	18,8406	18,8574	0,09
8B	30X95T1P1M6	30 X 95	1	18,6965	18,7067	0,05
8C	30X95T1P1M6	30 X 95	1	18,7212	18,7378	0,09
10A	30X100T1P0M0	30 X 100	1	19,364	19,4357	0,37
10B	30X100T1P0M0	30 X 100	1	19,1009	19,155	0,28
10C	30X100T1P0M0	30 X 100	1	19,109	19,1976	0,46
12A	30X100T1P1M0	30 X 100	1	19,5622	19,575	0,07
12B	30X100T1P1M0	30 X 100	1	20,2595	20,268	0,04
12C	30X100T1P1M0	30 X 100	1	19,9381	19,9438	0,03
14A	30X100T1P0M6	30 X 100	1	19,4839	19,5461	0,32
14B	30X100T1P0M6	30 X 100	1	19,3456	19,3777	0,17
14C	30X100T1P0M6	30 X 100	1	19,0935	19,1574	0,33
16A	30X100T1P1M6	30 X 100	1	19,9978	20,0006	0,01
16B	30X100T1P1M6	30 X 100	1	19,6908	19,7016	0,05
16C	30X100T1P1M6	30 X 100	1	19,6854	19,695	0,05
18A	30X105T1P0M0	30 X 105	1	20,2401	20,2845	0,22
18B	30X105T1P0M0	30 X 105	1	20,0662	20,1164	0,25
18C	30X105T1P0M0	30 X 105	1	20,2577	20,2913	0,17
20A	30X105T1P1M0	30 X 105	1	21,219	21,2263	0,03
20B	30X105T1P1M0	30 X 105	1	20,5379	20,5471	0,04
20C	30X105T1P1M0	30 X 105	1	20,7088	20,715	0,03
22A	30X105T1P0M6	30 X 105	1	20,1891	20,2363	0,23
22B	30X105T1P0M6	30 X 105	1	20,2711	20,3139	0,21
22C	30X105T1P0M6	30 X 105	1	20,4617	20,5203	0,29
24A	30X105T1P1M6	30 X 105	1	20,9419	20,9521	0,05
24B	30X105T1P1M6	30 X 105	1	20,6466	20,6544	0,04
24C	30X105T1P1M6	30 X 105	1	20,7228	20,7367	0,07
26A	30X110T1P0M0	30 X 110	1	21,4696	21,5354	0,31
26B	30X110T1P0M0	30 X 110	1	21,4426	21,4848	0,20
26C	30X110T1P0M0	30 X 110	1	21,2347	21,3048	0,33
28A	30X110T1P1M0	30 X 110	1	21,6788	21,6829	0,02
28B	30X110T1P1M0	30 X 110	1	21,8721	21,8825	0,05
28C	30X110T1P1M0	30 X 110	1	21,7266	21,7334	0,03
30A	30X110T1P0M6	30 X 110	1	21,6628	21,7453	0,38
30B	30X110T1P0M6	30 X 110	1	21,2749	21,3117	0,17
30C	30X110T1P0M6	30 X 110	1	21,3992	21,4376	0,18
32A	30X110T1P1M6	30 X 110	1	21,2073	21,2177	0,05
32B	30X110T1P1M6	30 X 110	1	21,7732	21,7847	0,05
32C	30X110T1P1M6	30 X 110	1	21,8199	21,8338	0,06
34A	30X115T1P0M0	30 X 115	1	22,4696	22,5354	0,29
34B	30X115T1P0M0	30 X 115	1	22,4426	22,4848	0,19
34C	30X115T1P0M0	30 X 115	1	22,2347	22,3048	0,32

Tablo 7.4 (Devam) Tuz sis testine tabi tutulmuş numunelerin ağırlık değişim tablosu

36A	30X115T1P1M0	30 X 115	1	22,6788	22,6829	0,02
36B	30X115T1P1M0	30 X 115	1	22,8721	22,8825	0,05
36C	30X115T1P1M0	30 X 115	1	22,7266	22,7334	0,03
38A	30X115T1P0M6	30 X 115	1	22,6628	22,7453	0,36
38B	30X115T1P0M6	30 X 115	1	22,2749	22,3117	0,17
38C	30X115T1P0M6	30 X 115	1	22,3992	22,4376	0,17
40A	30X115T1P1M6	30 X 115	1	23,2073	23,2277	0,09
40B	30X115T1P1M6	30 X 115	1	22,7732	22,7847	0,05
40C	30X115T1P1M6	30 X 115	1	22,8199	22,8338	0,06
42A	40X95T1P0M0	40 X 95	1	24,1291	24,1702	0,17
42B	40X95T1P0M0	40 X 95	1	24,3981	24,4691	0,29
42C	40X95T1P0M0	40 X 95	1	24,189	24,2501	0,25
44A	40X95T1P1M0	40 X 95	1	24,6238	24,6403	0,07
44B	40X95T1P1M0	40 X 95	1	24,4447	24,457	0,05
44C	40X95T1P1M0	40 X 95	1	24,8711	24,8876	0,07
46A	40X95T1P0M6	40 X 95	1	24,5029	24,5456	0,17
46B	40X95T1P0M6	40 X 95	1	24,3298	24,392	0,26
46C	40X95T1P0M6	40 X 95	1	24,2049	24,2565	0,21
48A	40X95T1P1M6	40 X 95	1	24,6578	24,6633	0,02
48B	40X95T1P1M6	40 X 95	1	24,8698	24,8846	0,06
48C	40X95T1P1M6	40 X 95	1	24,6222	24,6422	0,08
50A	40X100T1P0M0	40 X 100	1	25,9683	26,0281	0,23
50B	40X100T1P0M0	40 X 100	1	25,7667	25,8357	0,27
50C	40X100T1P0M0	40 X 100	1	25,849	25,934	0,33
52A	40X100T1P1M0	40 X 100	1	26,1569	26,1624	0,02
52B	40X100T1P1M0	40 X 100	1	26,0589	26,0759	0,07
52C	40X100T1P1M0	40 X 100	1	28,7456	28,7608	0,05
54A	40X100T1P0M6	40 X 100	1	25,6418	25,704	0,24
54B	40X100T1P0M6	40 X 100	1	25,5716	25,6693	0,38
54C	40X100T1P0M6	40 X 100	1	25,8864	25,942	0,21
56A	40X100T1P1M6	40 X 100	1	25,8243	25,8462	0,08
56B	40X100T1P1M6	40 X 100	1	26,6446	26,664	0,07
56C	40X100T1P1M6	40 X 100	1	26,0883	26,105	0,06
58A	40X105T1P0M0	40 X 105	1	27,0524	27,13	0,29
58B	40X105T1P0M0	40 X 105	1	27,0302	27,0941	0,24
58C	40X105T1P0M0	40 X 105	1	26,9537	27,0033	0,18
60A	40X105T1P1M0	40 X 105	1	27,475	27,4888	0,05
60B	40X105T1P1M0	40 X 105	1	27,7221	27,7334	0,04
60C	40X105T1P1M0	40 X 105	1	27,3906	27,4064	0,06
62A	40X105T1P0M6	40 X 105	1	27,0354	27,0704	0,13
62B	40X105T1P0M6	40 X 105	1	26,802	26,871	0,26
62C	40X105T1P0M6	40 X 105	1	26,8243	26,8962	0,27

Tablo 7.4 (Devam) Tuz sis testine tabi tutulmuş numunelerin ağırlık değişim tablosu

64A	40X105T1P1M6	40 X 105	1	27,6446	27,664	0,07
64B	40X105T1P1M6	40 X 105	1	27,0883	27,105	0,06
64C	40X105T1P1M6	40 X 105	1	27,3632	27,3885	0,09
66A	40X110T1P0M0	40 X 110	1	28,1542	28,2198	0,23
66B	40X110T1P0M0	40 X 110	1	28,1985	28,2407	0,15
66C	40X110T1P0M0	40 X 110	1	28,2883	28,3803	0,33
68A	40X110T1P1M0	40 X 110	1	28,5853	28,5904	0,02
68B	40X110T1P1M0	40 X 110	1	28,5485	28,5677	0,07
68C	40X110T1P1M0	40 X 110	1	28,5662	28,5852	0,07
70A	40X110T1P0M6	40 X 110	1	28,3008	28,3626	0,22
70B	40X110T1P0M6	40 X 110	1	28,3465	28,4078	0,22
70C	40X110T1P0M6	40 X 110	1	28,2427	28,2702	0,10
72A	40X110T1P1M6	40 X 110	1	28,6232	28,6477	0,09
72B	40X110T1P1M6	40 X 110	1	28,3031	28,3209	0,06
72C	40X110T1P1M6	40 X 110	1	28,7385	28,7584	0,07
74A	40X115T1P0M0	40 X 115	1	29,158	29,2156	0,20
74B	40X115T1P0M0	40 X 115	1	29,5979	29,6354	0,13
74C	40X115T1P0M0	40 X 115	1	29,49	29,5748	0,29
76A	40X115T1P1M0	40 X 115	1	30,4186	30,4276	0,03
76B	40X115T1P1M0	40 X 115	1	30,1547	30,1777	0,08
76C	40X115T1P1M0	40 X 115	1	30,6546	30,6723	0,06
78A	40X115T1P0M6	40 X 115	1	29,2713	29,3524	0,28
78B	40X115T1P0M6	40 X 115	1	29,286	29,3579	0,25
78C	40X115T1P0M6	40 X 115	1	29,4413	29,4997	0,20
80A	40X115T1P1M6	40 X 115	1	29,9296	29,9367	0,02
80B	40X115T1P1M6	40 X 115	1	29,7292	29,7467	0,06
80C	40X115T1P1M6	40 X 115	1	30,473	30,5014	0,09

Ayrıca 240 adet numunenin deneylerinde 120 adedine cıvata bir torkmetre yardımıyla 6 Nm sıkılarak ön gerilme momenti yüklenmiş diğer numunelere herhangi bir ön gerilme uygulanmamıştır.

Çekme cihazına bağlı olan deney numuneleri, hasar meydana gelinceye kadar yüklenmiş ve yük-uzama eğrileri elde edilmiştir. Her bir geometri için, 3 adet deney yapılmış ve elde edilen sonuçların ortalaması alınarak hasar yükü tespit edilmiştir. Deneyler esnasında hasar ilerlemesine bakılarak, hasar tipleri bulunmuştur. Ayrıca tüm deney numuneleri için yatak gerilmesi ( $\sigma_B$ ), çeki gerilmesi ( $\sigma_T$ ) ve kayma gerilmeleri ( $\tau_s$ ) aşağıdaki denklemler yardımıyla bulunmuştur:

Yatak Gerilmesi (Ultimate bearing strength),

$$\sigma_B = \frac{P}{D_t}$$

Çeki Gerilmesi (Net ultimate tensile strength),

$$\sigma_T = \frac{P}{(W - D)_t}$$

Kayma Gerilmesi (Ultimate shear strength),

$$\tau_s = \frac{P}{2E_t}$$

Fiber hasarı için maksimum gerilme kriterini kullanmak, kayma gerilmesi - şekil değiştirme ilişkisi lineer vaziyetteyken, Hashin kriterinden dahada yüksek ve gerçekçi mukavemet bulunmasına neden olur.

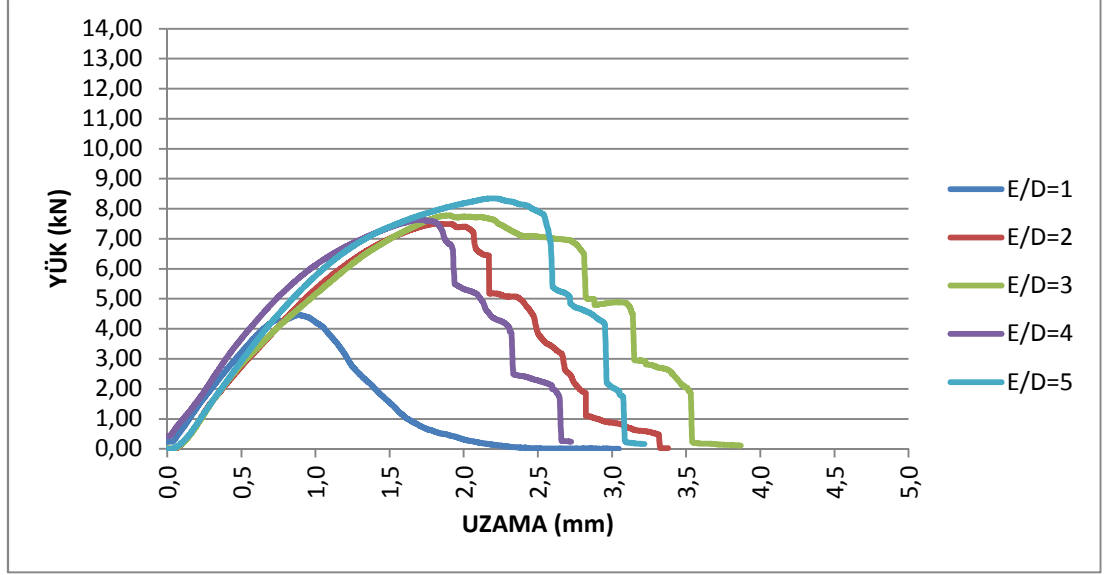
Non-lineer kayma gerilmesi - uzama miktarı ilişkisini göz önüne alırsak farklı hasar analizlerinin tahminleri aynı noktada birleşme eğilimi gösterirler.



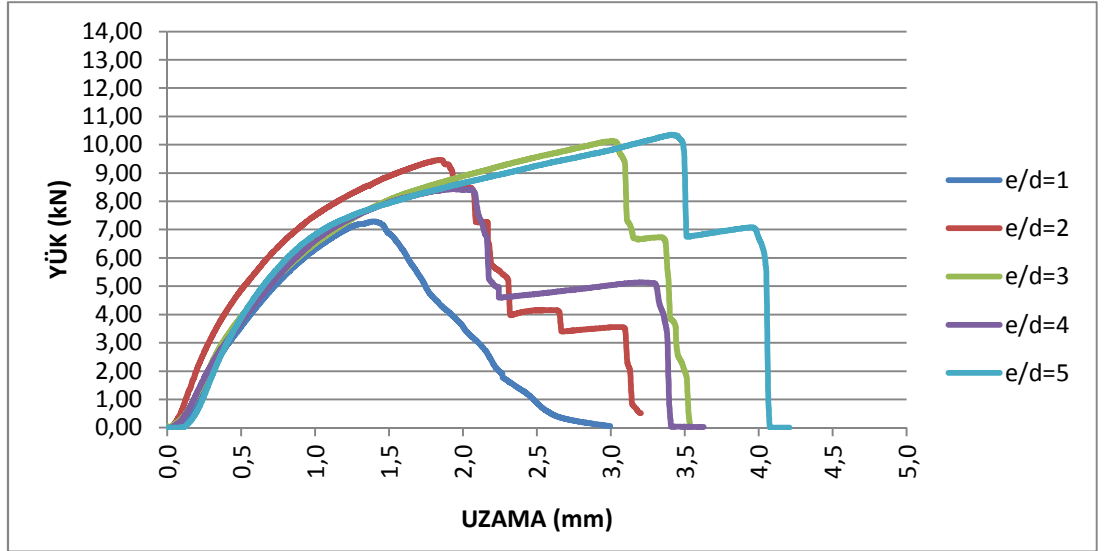
## BÖLÜM SEKİZ

### BULGULAR VE DEĞERLENDİRME

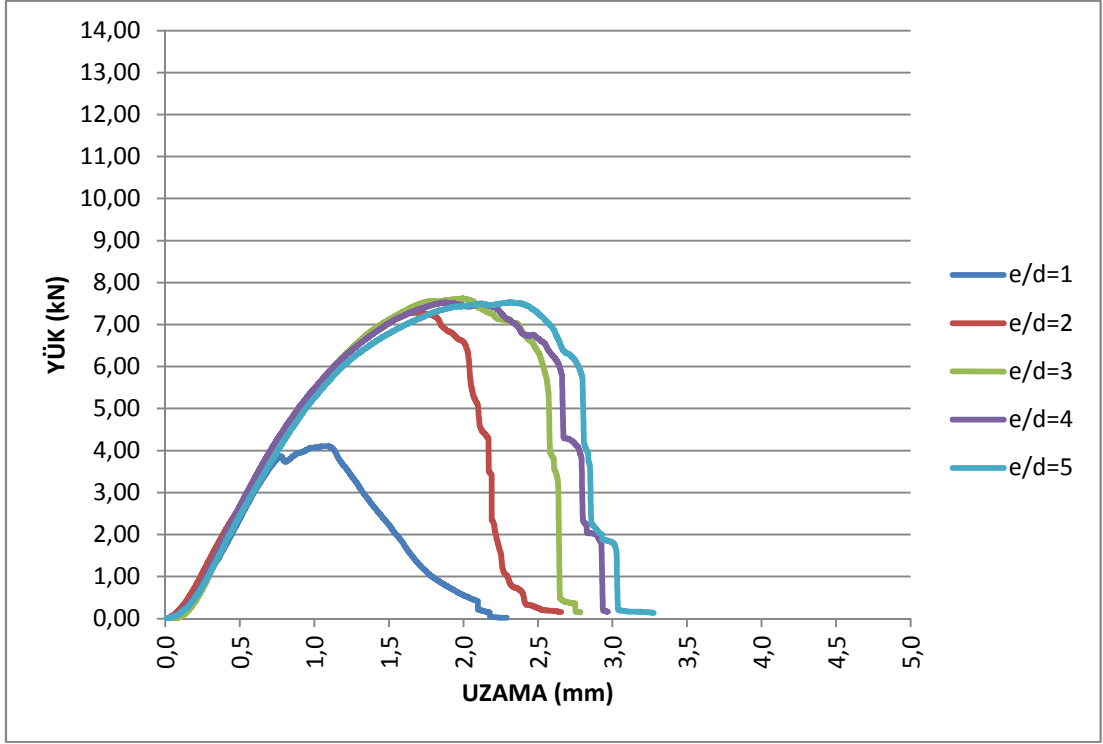
Şekillerde [0/90/60/-60/-60/60/90/0] dizilişine sahip cam lifi-epoksi kompozit plakanın öngerilme momentli ve öngerilme momentsiz deneylerinden elde edilen eğriler görülmektedir.



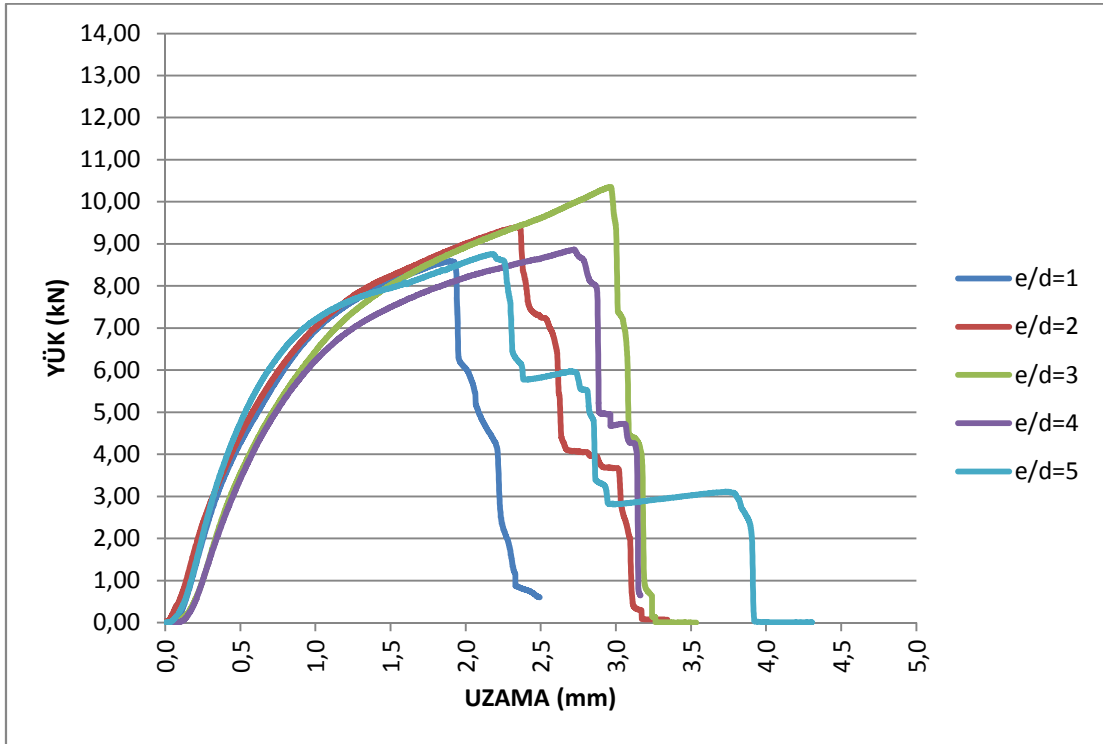
Şekil 8.1 Atmosferik ortamda öngerilmemiş ( $M=0\text{Nm}$ ),  $W=30\text{mm}$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmış numunelerin deney sonuçları



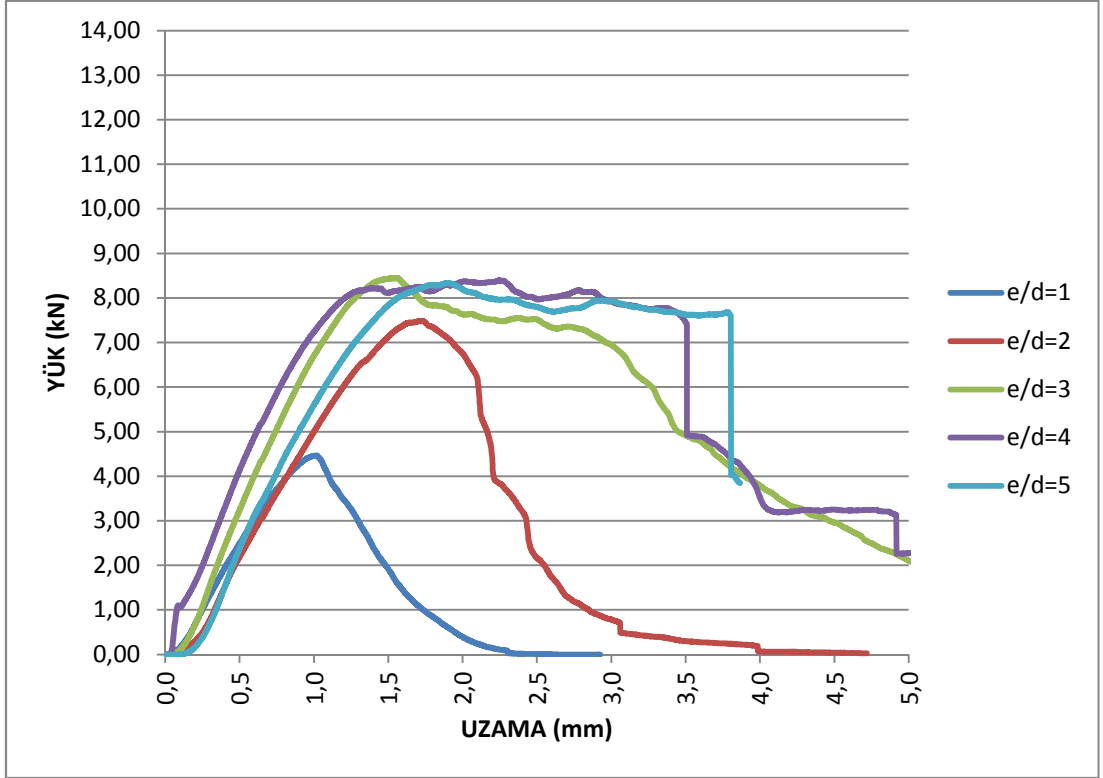
Şekil 8.2 Atmosferik ortamda, öngerilmeli ( $M=6\text{Nm}$ ),  $w=30\text{mm}$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmış numunelerin deney sonuçları



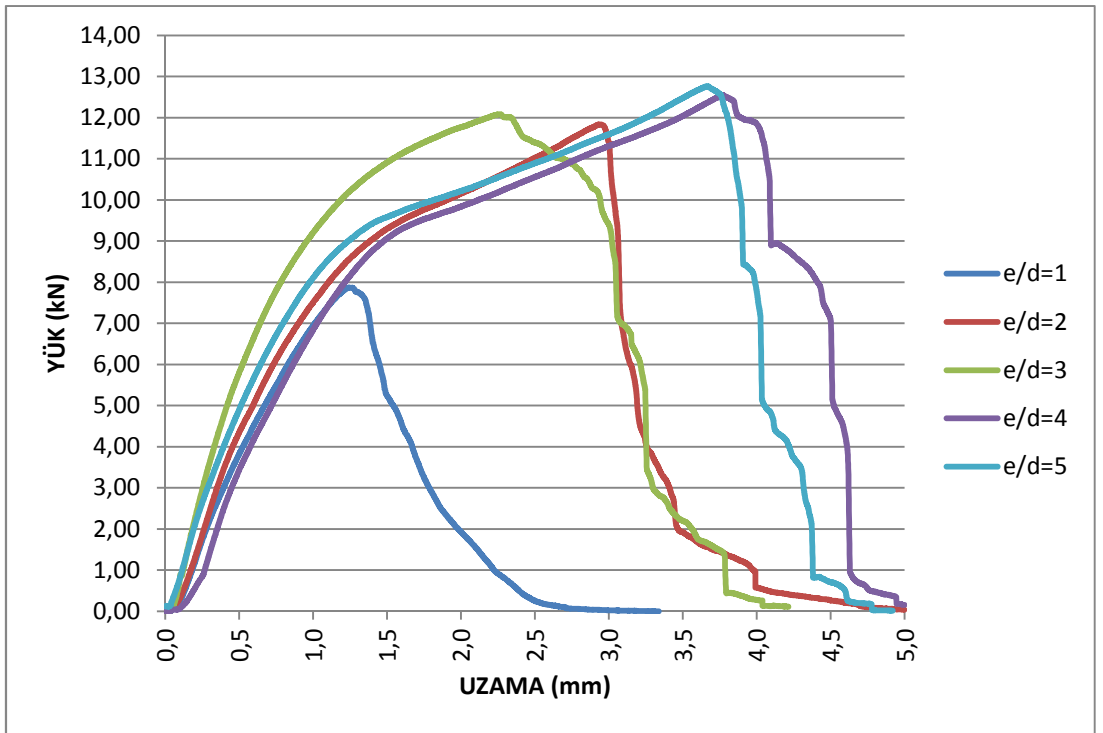
Şekil 8.3 Atmosferik ortamda, öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=30\text{mm}$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış numunelerin deney sonuçları



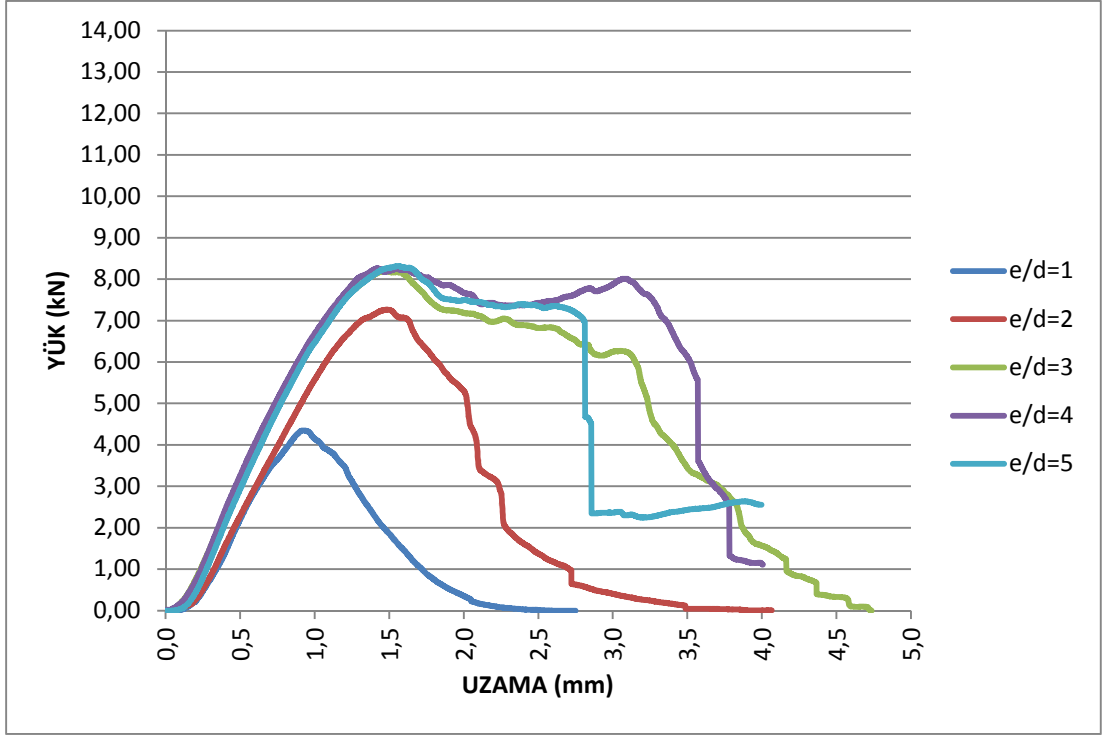
Şekil 8.4 Atmosferik ortamda, öngerilmeli ( $M=6\text{Nm}$ ),  $W=30\text{mm}$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış numunelerin deney sonuçları



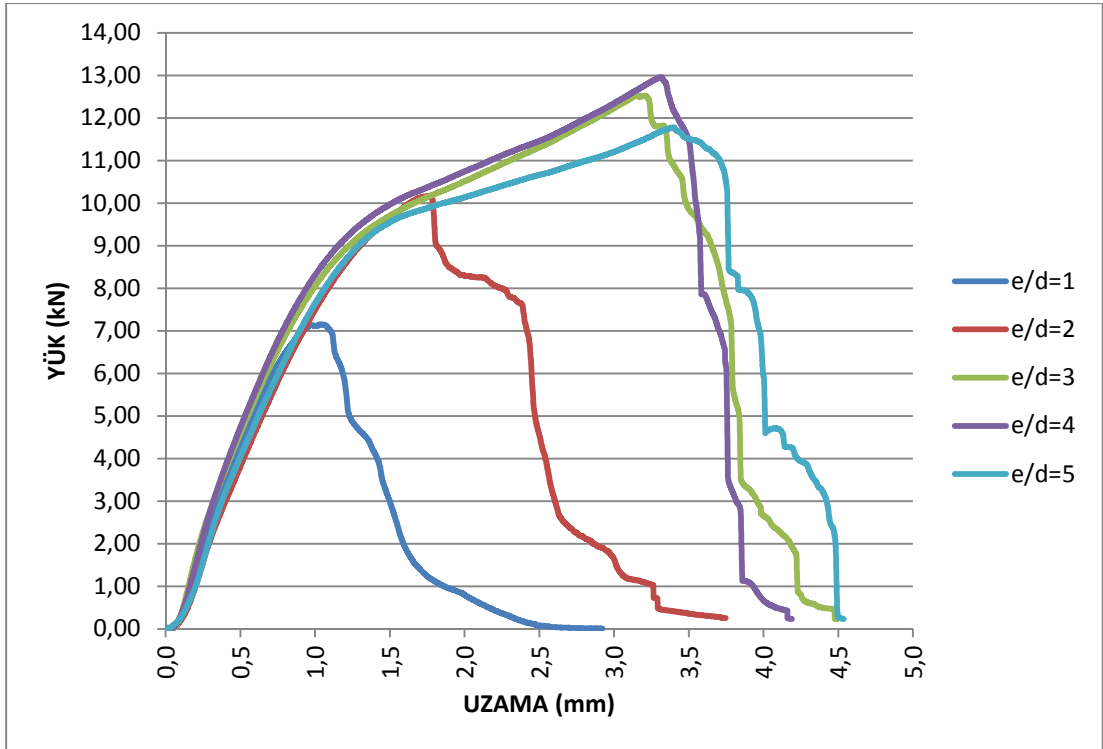
Şekil 8.5 Atmosferik ortamda, öngerilmemiş ( $M=0Nm$ ),  $W=40mm$  genişliğinde, kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmış numunelerin deney sonuçları



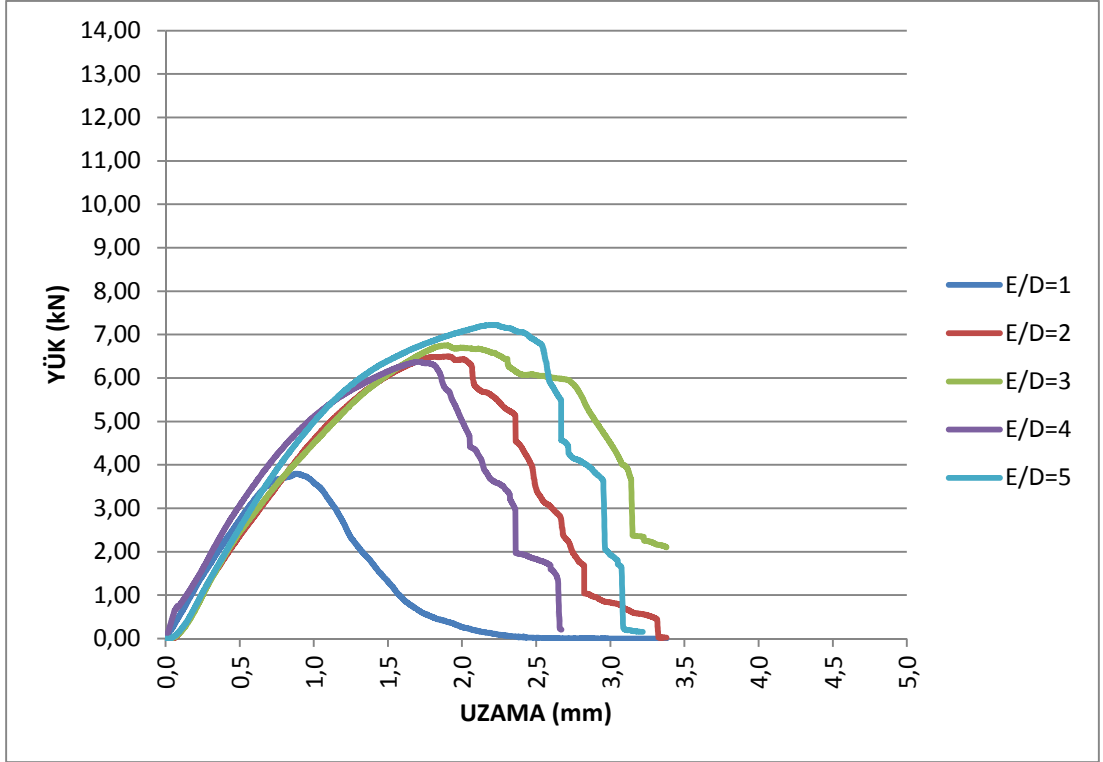
Şekil 8.6 Atmosferik ortamda, öngerilmeli ( $M=6Nm$ ),  $W=40mm$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmış numunelerin deney sonuçları



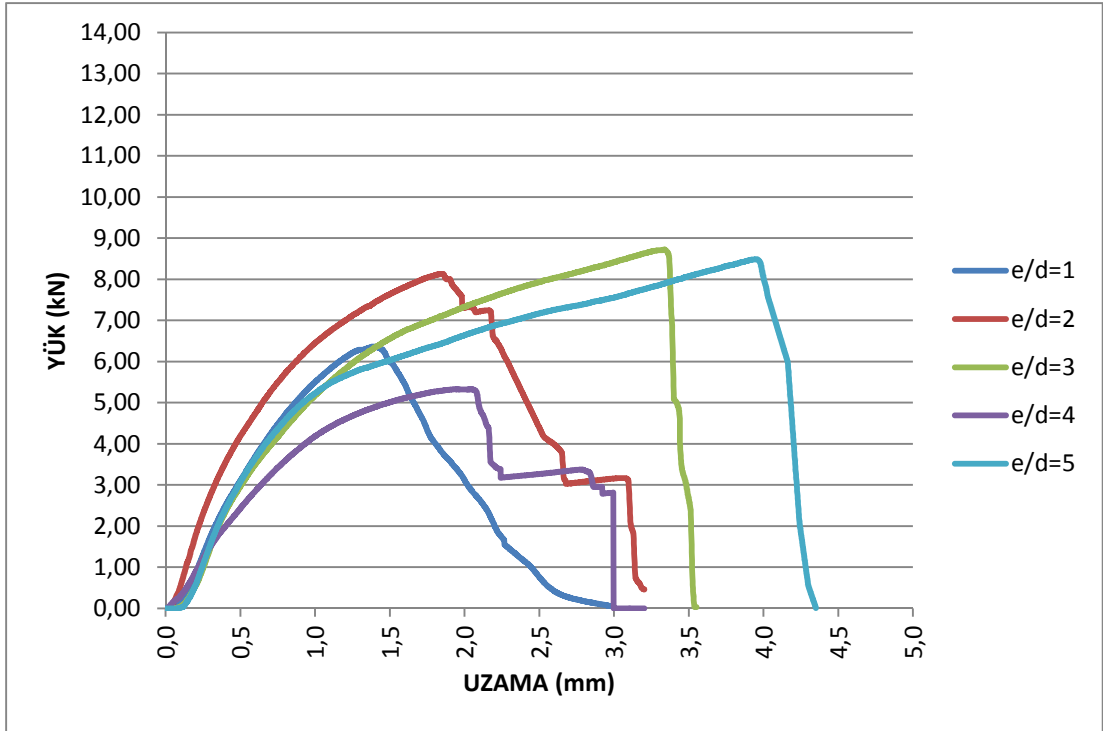
Şekil 8.7 Atmosferik ortamda, öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=40\text{mm}$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış numunelerin deney sonuçları



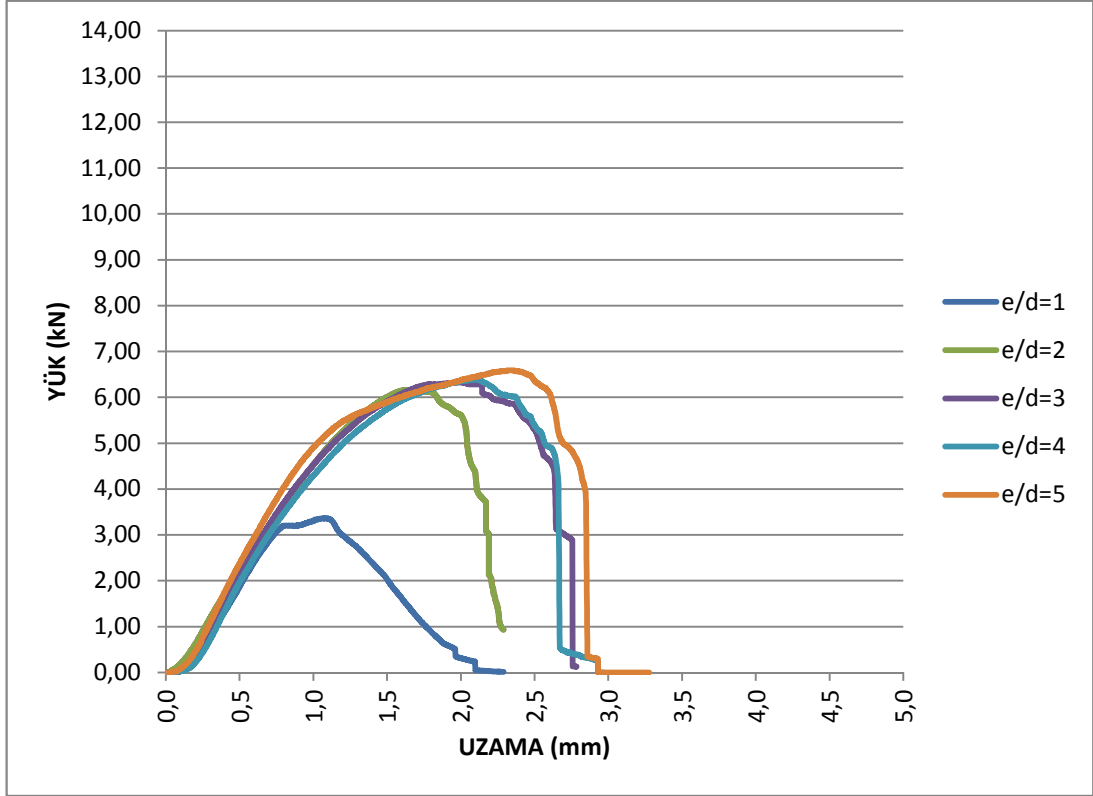
Şekil 8.8 Atmosferik ortamda, öngerilmeli ( $M=6\text{Nm}$ ),  $W=40\text{mm}$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış numunelerin deney sonuçları



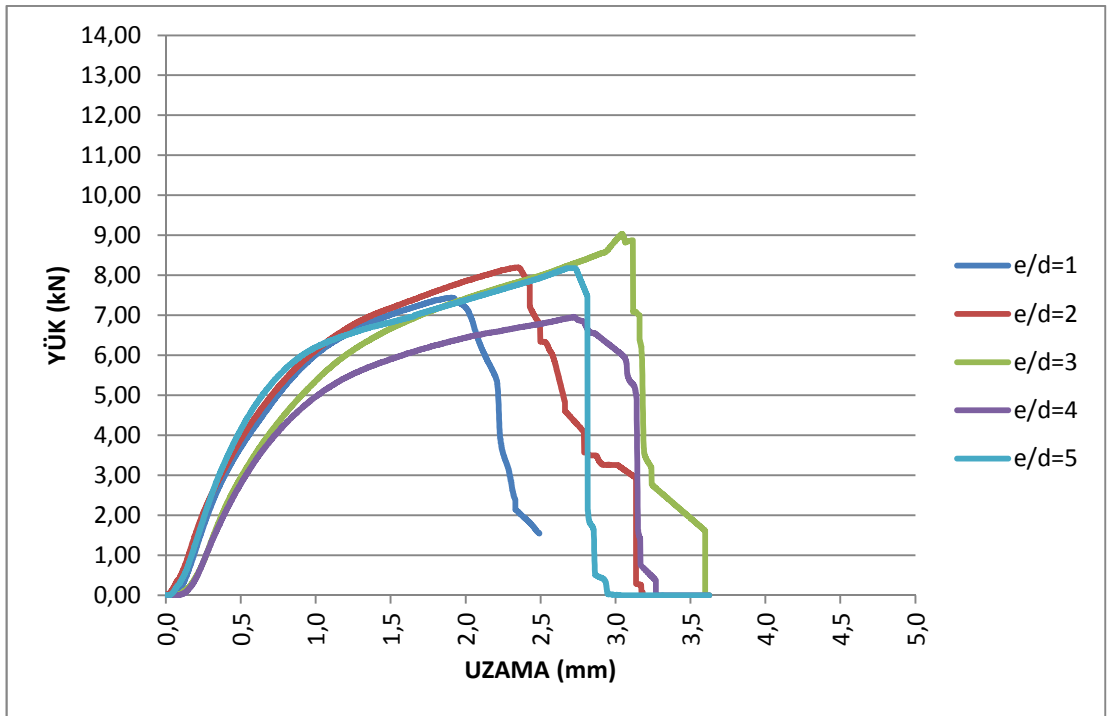
Şekil 8.9 Tuz sisi ortamında öngerilmemiş ( $M=0$  Nm),  $W=30$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmış numunelerin deney sonuçları



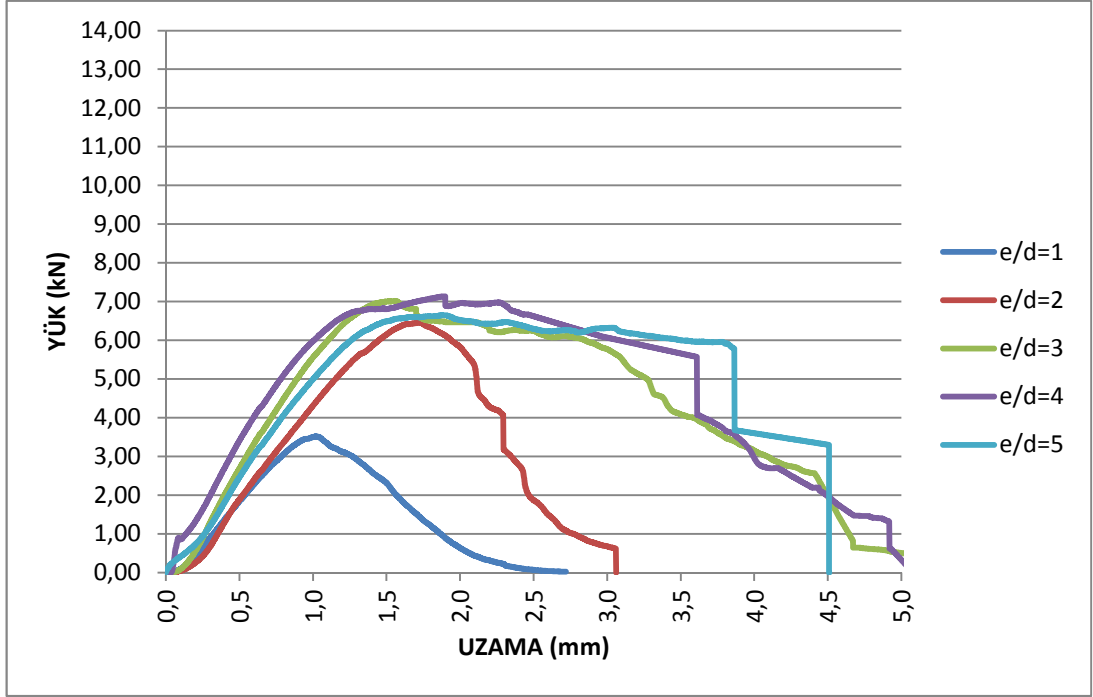
Şekil 8.10 Tuz sisi ortamında, öngerilmeli ( $M=6$ Nm),  $w=30$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmış numunelerin deney sonuçları



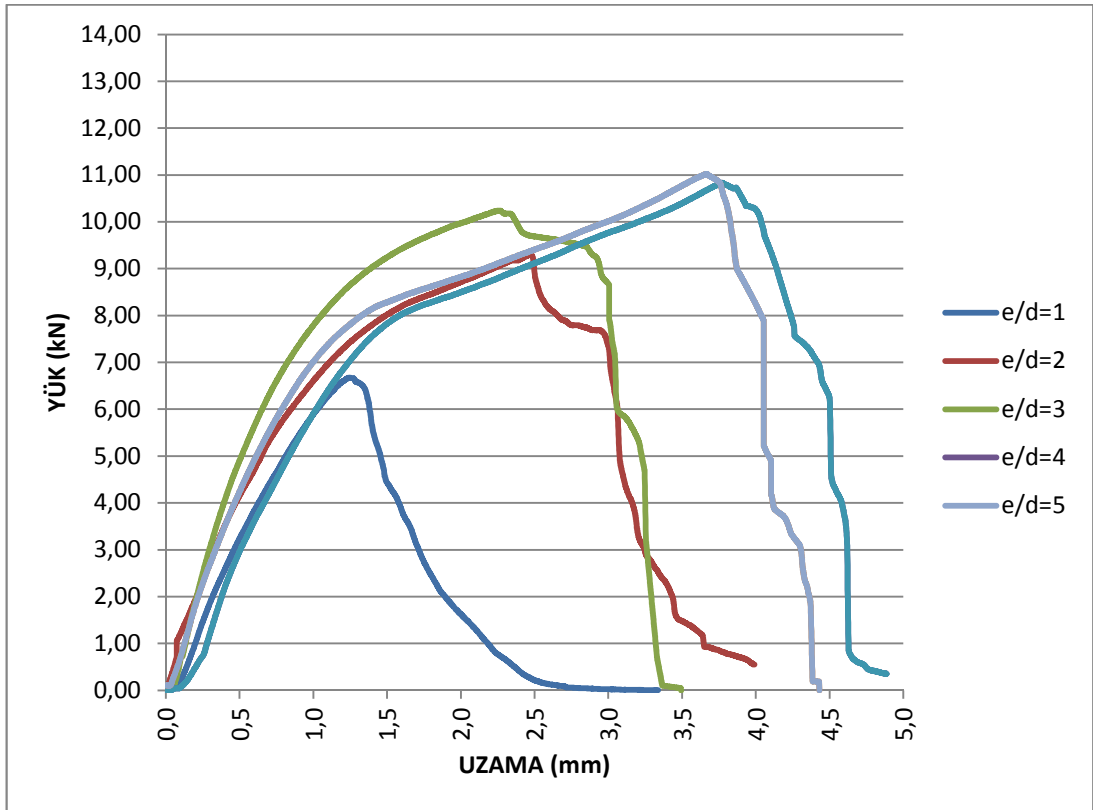
Şekil 8.11 Tuz sisi ortamında, öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=30$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterlerle yalıtılmamış numunelerin deney sonuçları



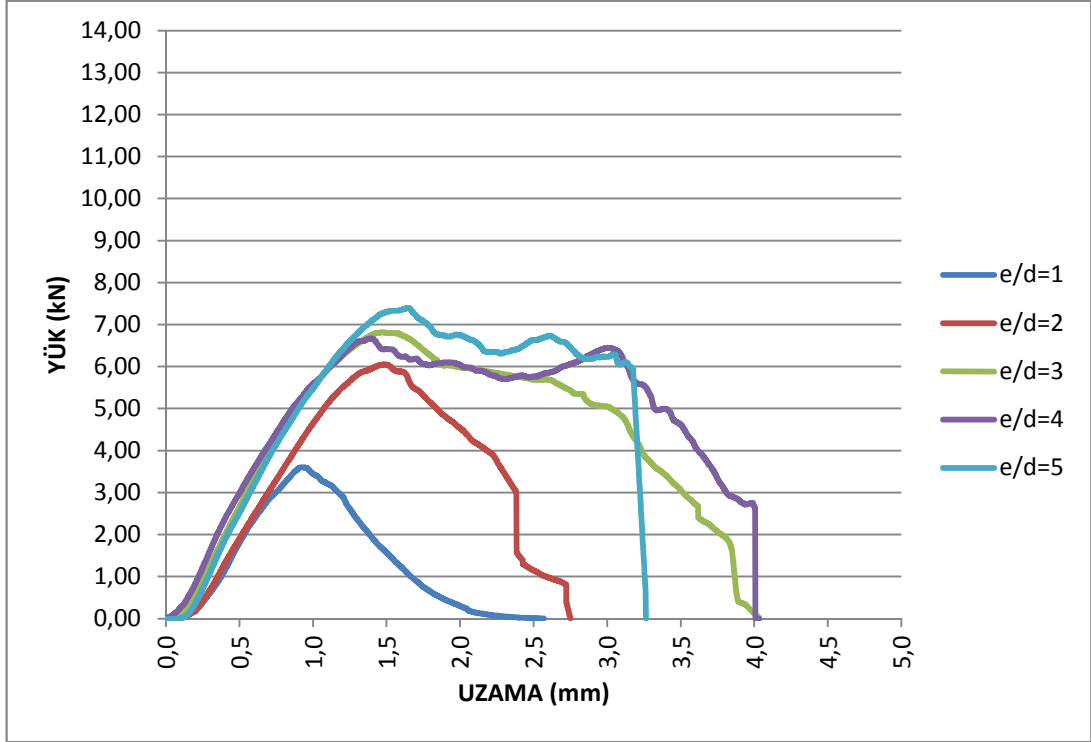
Şekil 8.12 Tuz sisi ortamında, öngerilmeli ( $M=6$ Nm),  $W=30$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterlerle yalıtılmamış numunelerin deney sonuçları



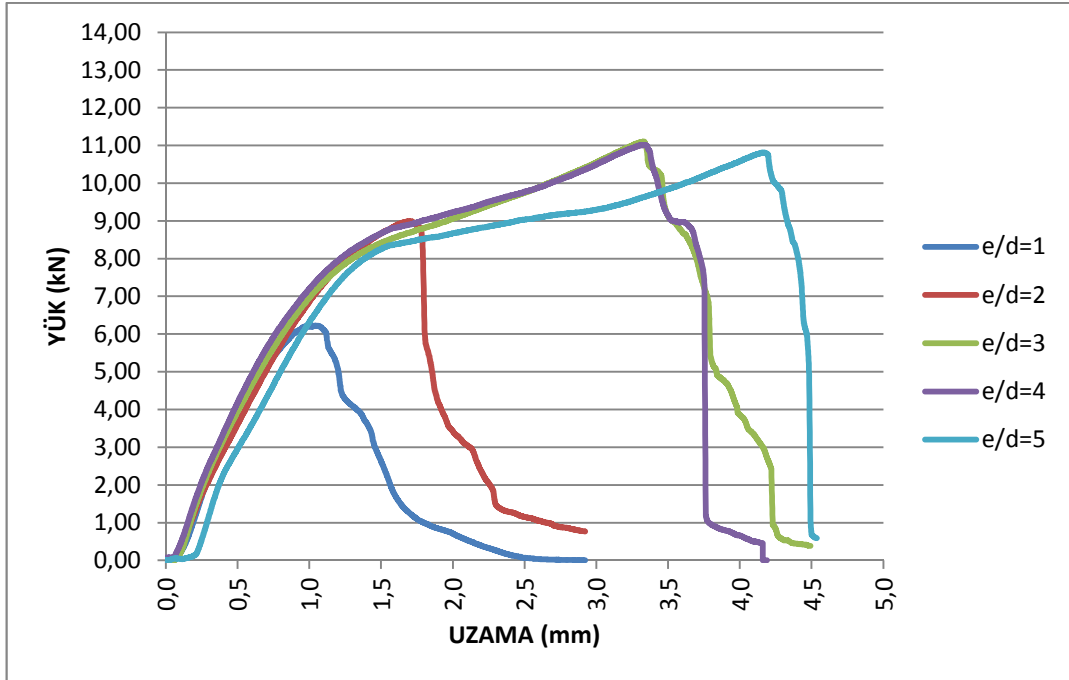
Şekil 8.13 Tuz sisi ortamında, öngerilmemiş ( $M=0Nm$ ),  $W=40mm$  genişliğinde, kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmış numunelerin deney sonuçları



Şekil 8.14 Tuz sisi ortamında, öngerilmeli ( $M=6Nm$ ),  $W=40mm$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmış numunelerin deney sonuçları

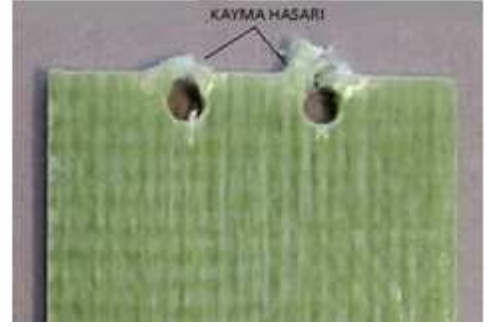
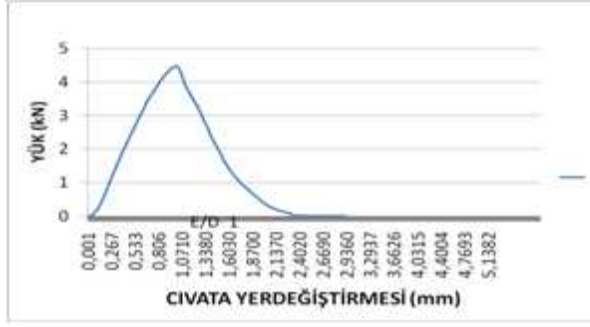


Şekil 8.15 Tuz sisi ortamında, öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=40\text{mm}$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış numunelerin deney sonuçları



Şekil 8.16 Tuz sisi ortamında, öngerilmeli ( $M=6\text{Nm}$ ),  $W=40\text{mm}$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış numunelerin deney sonuçları

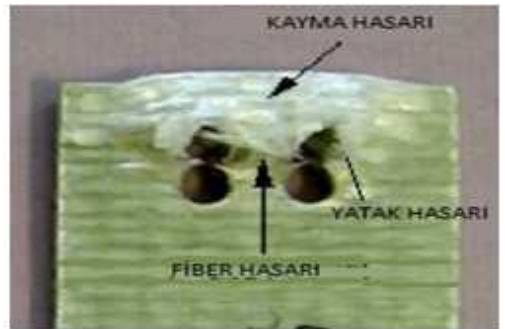
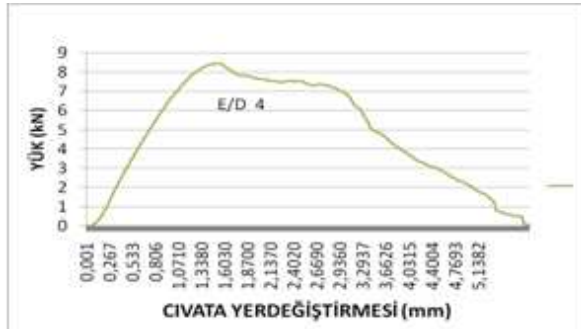




Şekil 8.17 Hasar tipleri ( kayma hasarı )



Şekil 8.18 Hasar tipleri ( yatak hasarı + çekme hasarı )



Şekil 8.19 Hasar tipleri ( yatak hasarı + kayma hasarı )

Tablo 7.4 e bakıldığı zaman kenarları ve delik çerperleri epoxy polyester ile yalıtılmış numunelerin su emme değerlerinin neredeyse yok denecek kadar az olduğu görölmektedir. Kenarları yalıtılmamış numunelerin 7 gün tuz sisine tabi tutulduktan sonra emdiği nem miktarı %0, 2 civarlarındadır. Eğriler incelendiği zaman, ilk hasar oluŐuncaya kadar yük altında uzama miktarının lineer olarak arttığı gözlenmiştir. Ayrıca meydana gelen hasar modalarına bağlı olarak çeşitli eğri tipleri meydana gelmiştir. Örneğin yatak (bearing) hasar modunda, ilk hasar meydana geldikten sonra yükün artışı ile birlikte deplasmanda artış görölmüŐtür. Yük maksimum noktaya ulaştıktan sonra, parça yük taşımaya devam eder. Bu hasar modu en çok

istenilen hata modudur. Çeki (netension) hasar modunda ise yük belirli bir değere ulaştıktan sonra aniden kırılma meydana gelir ki, bu en tehlikeli ve istenmeyen hasar modudur. Kayma (shear-out) hasar modunda ise yük maksimum noktasına ulaştıktan sonra, azalmaya başlar bu arada ise malzemede yırtılmalar meydana gelir. Bu hasar modunda da, malzemede ilk hasar meydana gelmesine rağmen eleman yük taşımaya devam eder. Bazı numunelerde ise bu 3 temel hasar modlarının kombinasyonu şeklinde de hasarlar meydana gelmiştir. Ayrıca kesim kenarları ve delik çeperleri yalıtılmış numuneler için atmosferik ve tuz sisi ortamındaki deney sonuçları neredeyse birbirinin kopyası şeklinde çıkmıştır. Yani numuneler diğer yüzeylerinden tuzlu su etkisi altında kalmamıştır. Yalıtım yapılmamış numunelerde ise ortalama %10 kadar bir dayanım değerlerinde düşüş gözlemlenmiştir.

## BÖLÜM DOKUZ

### SONUÇ

Cıvatayla bağlanmış, cam lifi-epoksi kompozit malzemesinin hasar yükü ve hasar tipleri deneysel olarak incelenmiştir. Bunlara çevresel şartların etkisi deneylerle araştırılmıştır. Ayrıca E/D, W/D oranları ve öngerilme momenti değiştirilerek, aşağıdaki sonuçlar bulunmuştur:

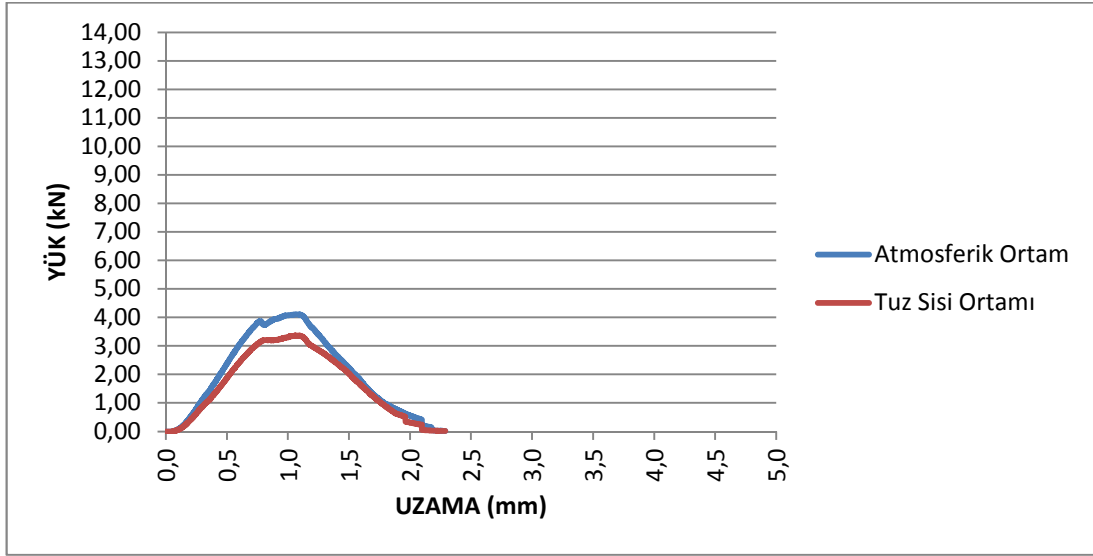
Yapılan deneylerden, deney numunelerinde, kayma, çeki ve yatak olmak üzere 3 değişik hasar modu meydana gelmiştir. Bazı numunelerde ise bu hasar modlarının kombinasyonları görülmüştür. En tehlikeli hasar tipi, kopma birden meydana gelmesinden dolayı çeki ve kayma hasar tipidir. Yatak hasar tipinde ise, ilk hasar meydana gelse bile, eleman yük taşımaya devam eder. Dolayısıyla uygulamalarda en çok istenen hasar tipidir ve boyutlandırma, mümkün mertebe yatak hasar tipi oluşacak şekilde yapılır.

Yatak mukavemeti, E/D ve W/D oranına bağlı olarak değişmektedir. E/D oranı arttıkça yatak mukavemeti artmaktadır. E/D oranı 1 olduğunda en küçük yatak mukavemeti meydana gelmektedir. Bu durumda meydana gelen hasar tipi ise, çeki ya da kaymadır.

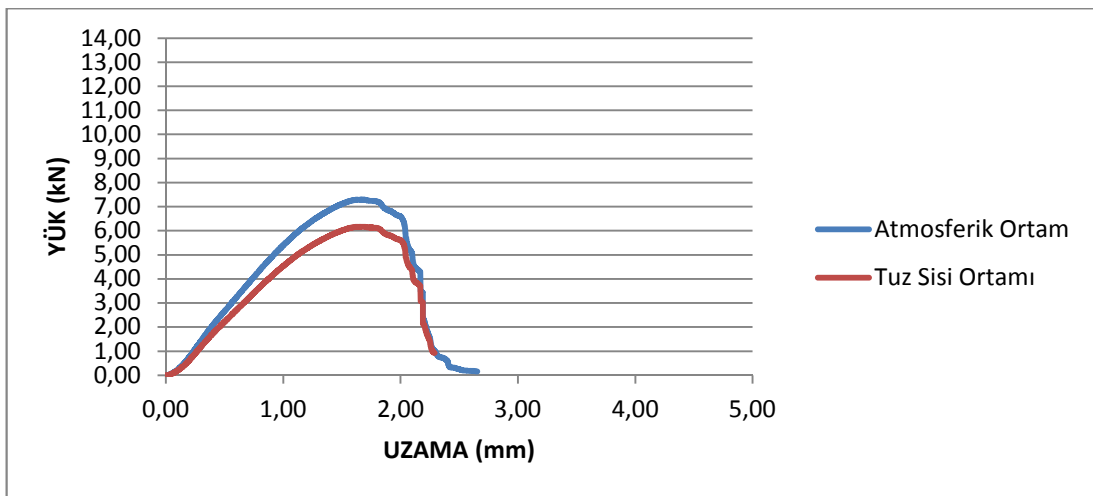
E/D oranları 4'e eşit veya büyük olduğu zaman, en büyük yatak mukavemetleri elde edilmektedir. Aynı W/D oranı için, yatak gerilmeleri ve net çeki gerilmeleri, E/D oranının artmasıyla artmaktadır. Fakat kayma gerilmesinde ise bir azalış görülmektedir.

Ön gerilme moment etkisi incelenirse, ön gerilme momentin artmasıyla, yatak mukavemetinde bir artış olduğu gözlemlenir. En büyük yatak mukavemeti, öngerilme momentinin 6 Nm olmasında ve W=40mm ile E/D=5 değerlerinde meydana gelir.

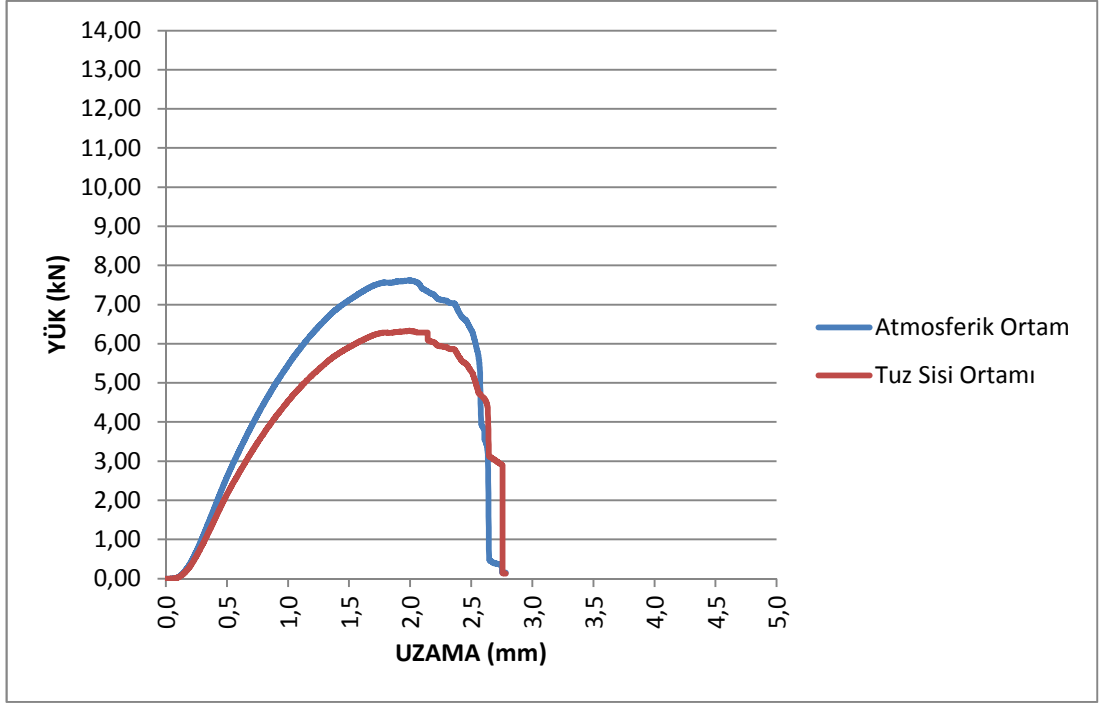
Cıvatayla bağlanmış malzemelerin tuz sisi ortamında etkisi incelendiğinde, kesim kenarları ve delik çeperleri yalıtılan numunelerin gösterdikleri hasar tipleri atmosferik ortamdaki değerlerle birebir benzerlik göstermektedir. Yalıtım yapılmamış numunelerde ise max %15 kadar bir azalma gözlemlenmiştir. Bu nedenle denilebilir ki deneyi yapılan malzemenin ilgili tuz sisi şartlarında dayanım düşüşleri göz ardı edilebilecek değerlerdedir. Şekil 9.1-9.20 arasında yalıtım yapılmış ve yalıtım yapılmamış malzemeler karşılaştırılmıştır.



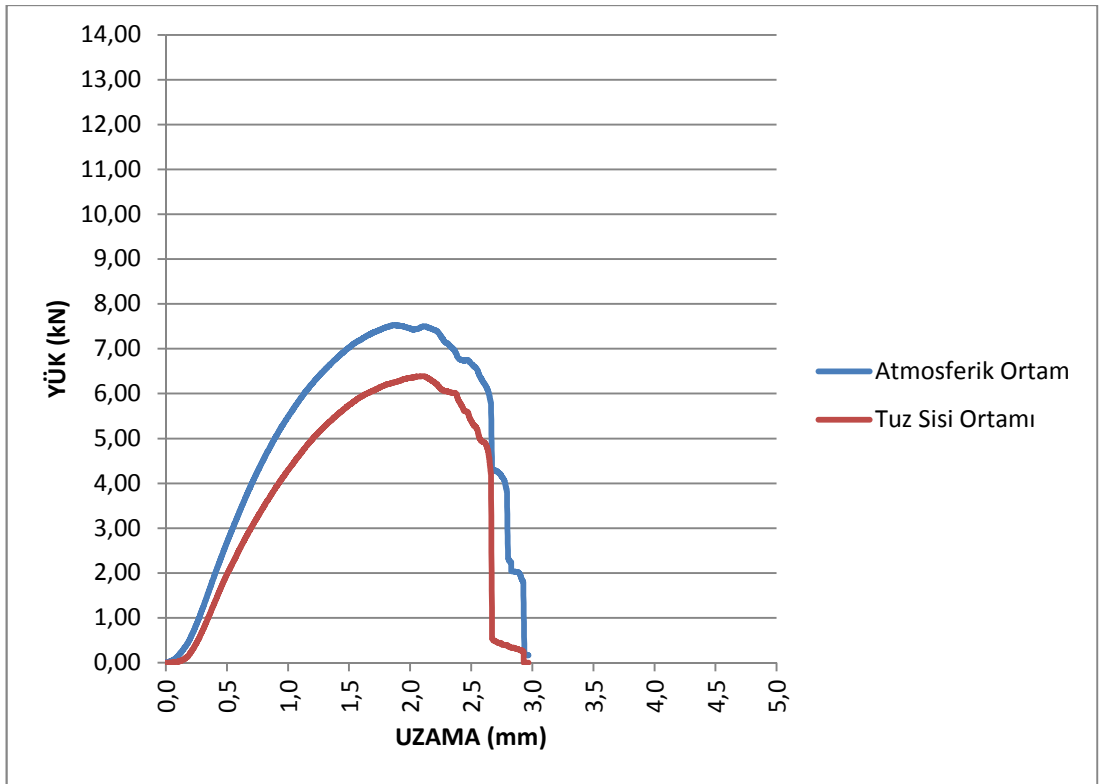
Şekil 9.1 Öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=30$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=1$  numunelerinin deney sonuçlarının karşılaştırılması



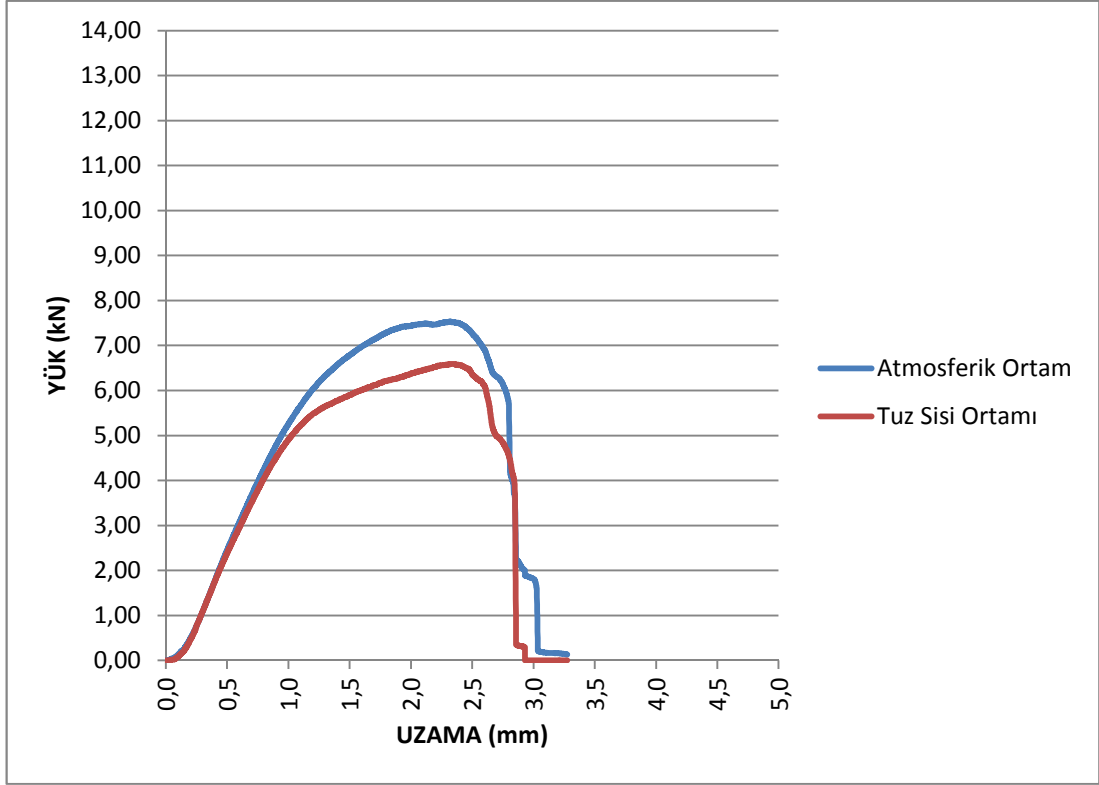
Şekil 9.2 Öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=30$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=2$  numunelerinin deney sonuçlarının karşılaştırılması



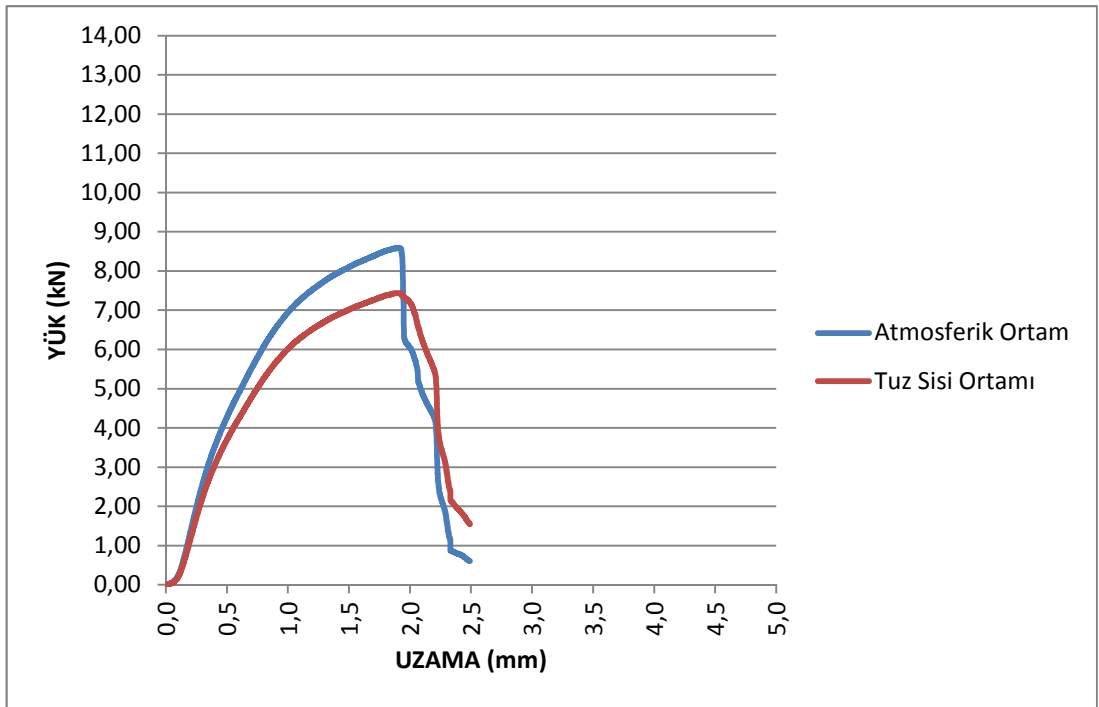
Şekil 9.3 Öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=30\text{mm}$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=3$  numunelerinin deney sonuçlarının karşılaştırılması



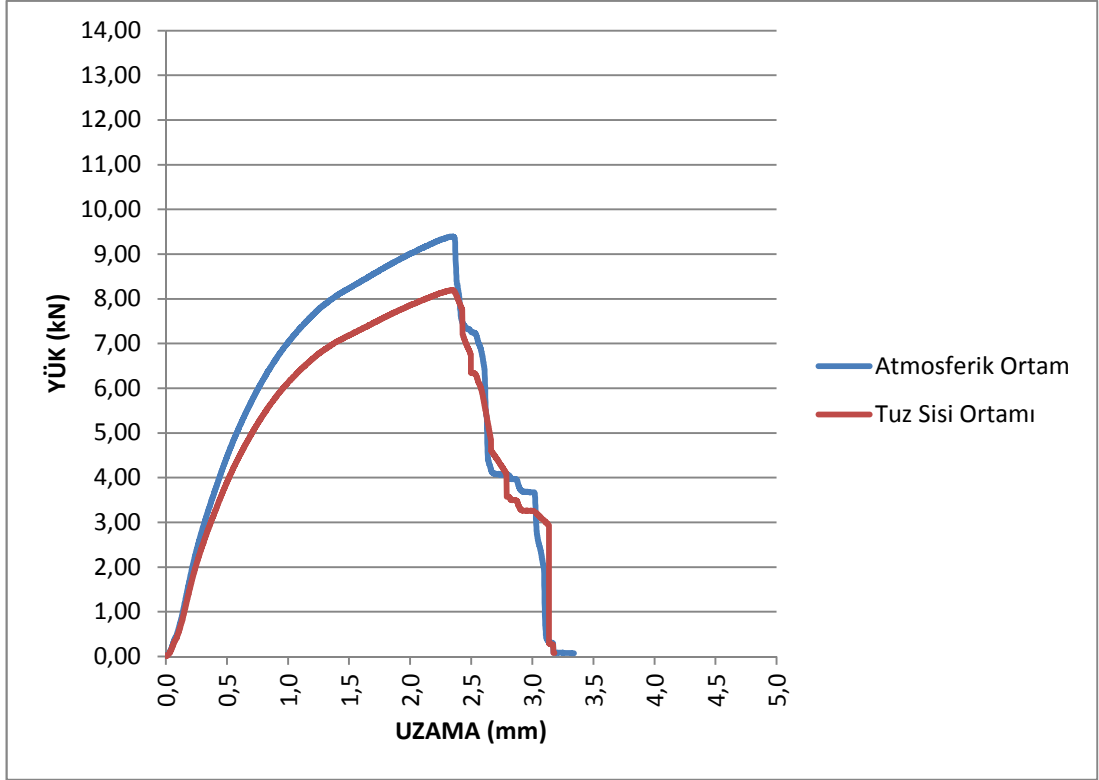
Şekil 9.4 Öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=30\text{mm}$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=4$  numunelerinin deney sonuçlarının karşılaştırılması



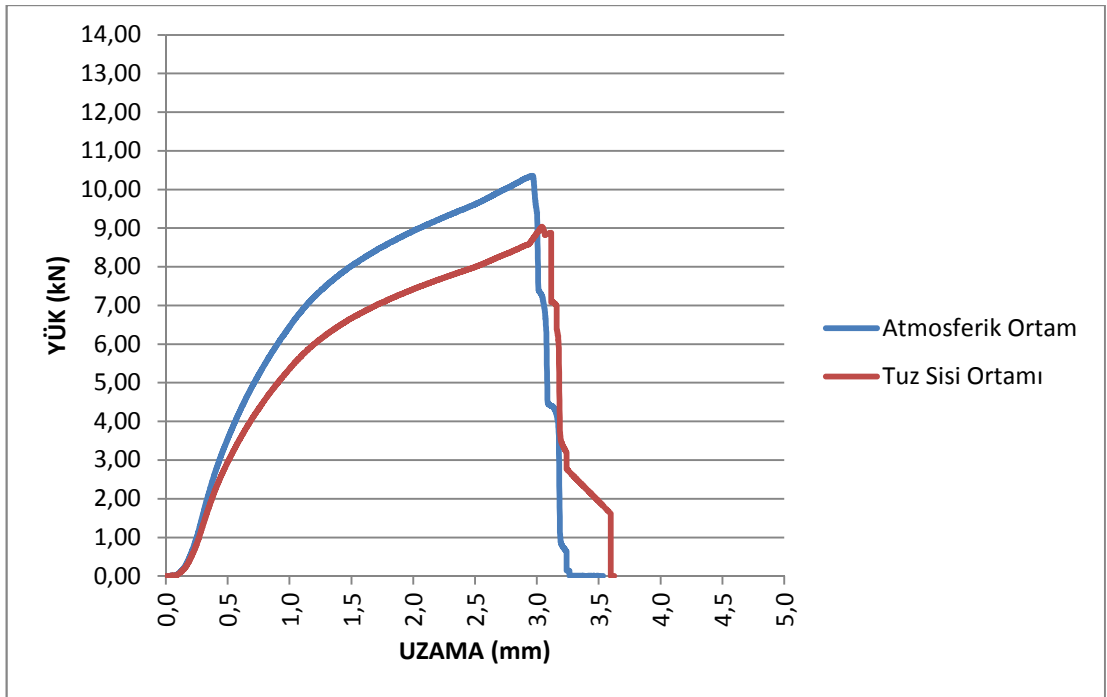
Şekil 9.5 Öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=30$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=5$  numunelerinin deney sonuçlarının karşılaştırılması



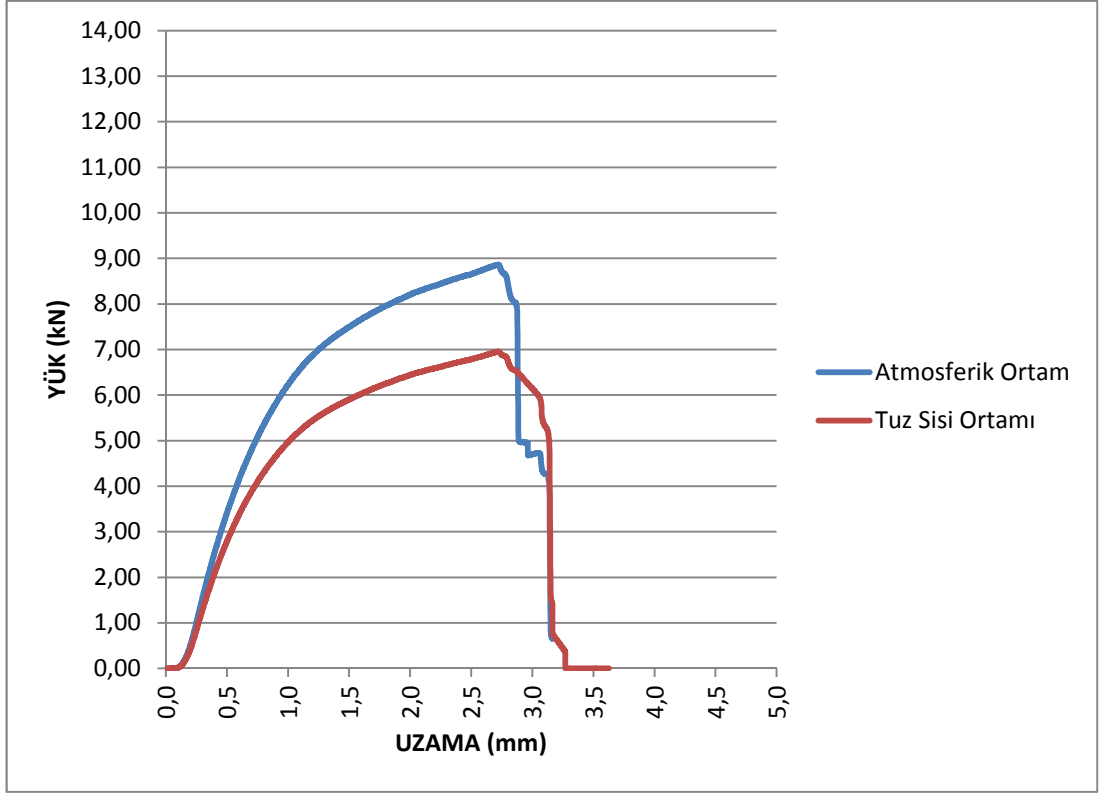
Şekil 9.6 Öngerilmeli ( $M=6$ Nm),  $W=30$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=1$  numunelerinin deney sonuçları



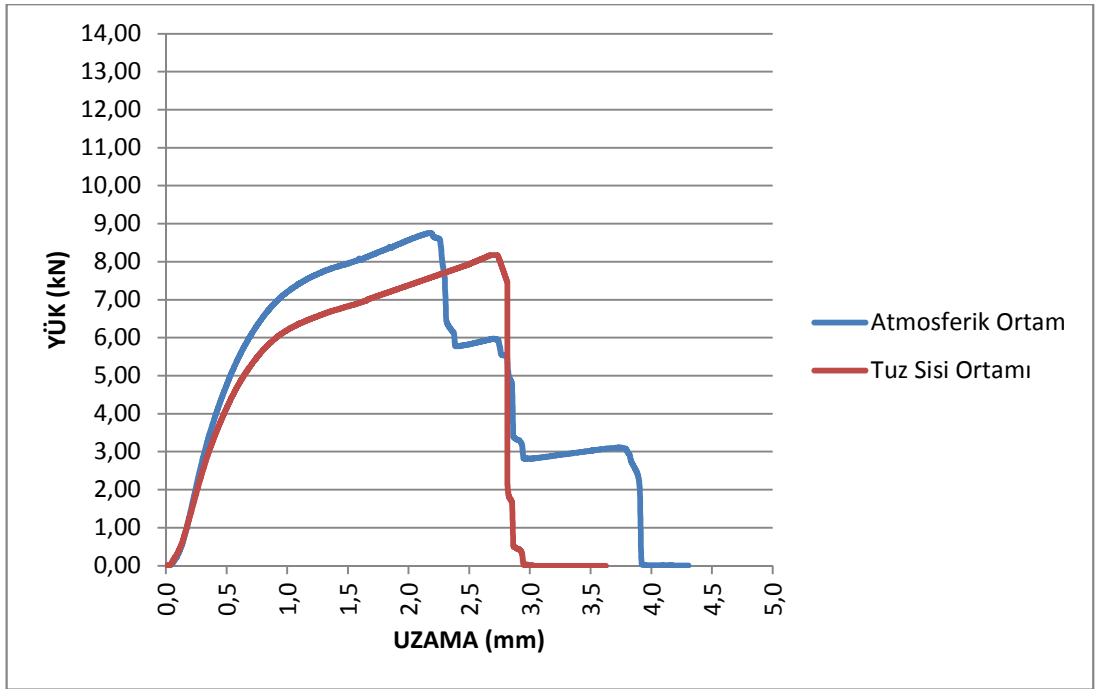
Şekil 9.7 Öngerilmeli ( $M=6Nm$ ),  $W=30mm$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=2$  numunelerinin deney sonuçları



Şekil 9.8 Öngerilmeli ( $M=6Nm$ ),  $W=30mm$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=3$  numunelerinin deney sonuçları

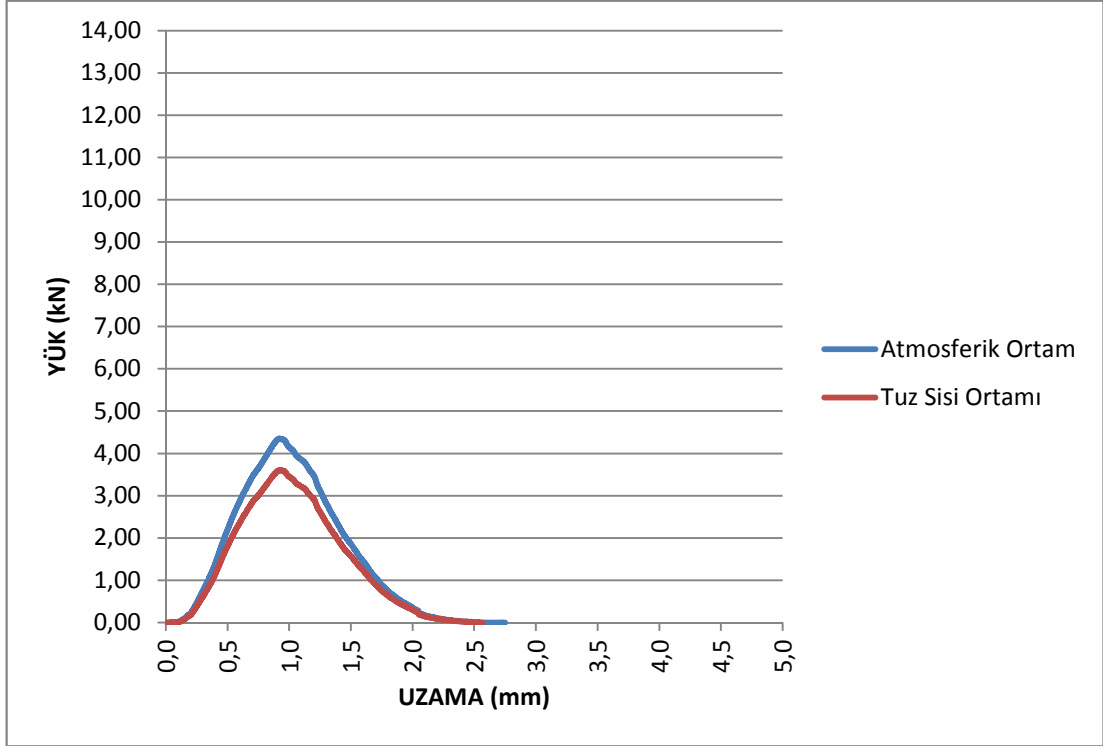


Şekil 9.9 Öngerilmeli ( $M=6Nm$ ),  $W=30mm$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=4$  numunelerinin deney sonuçları

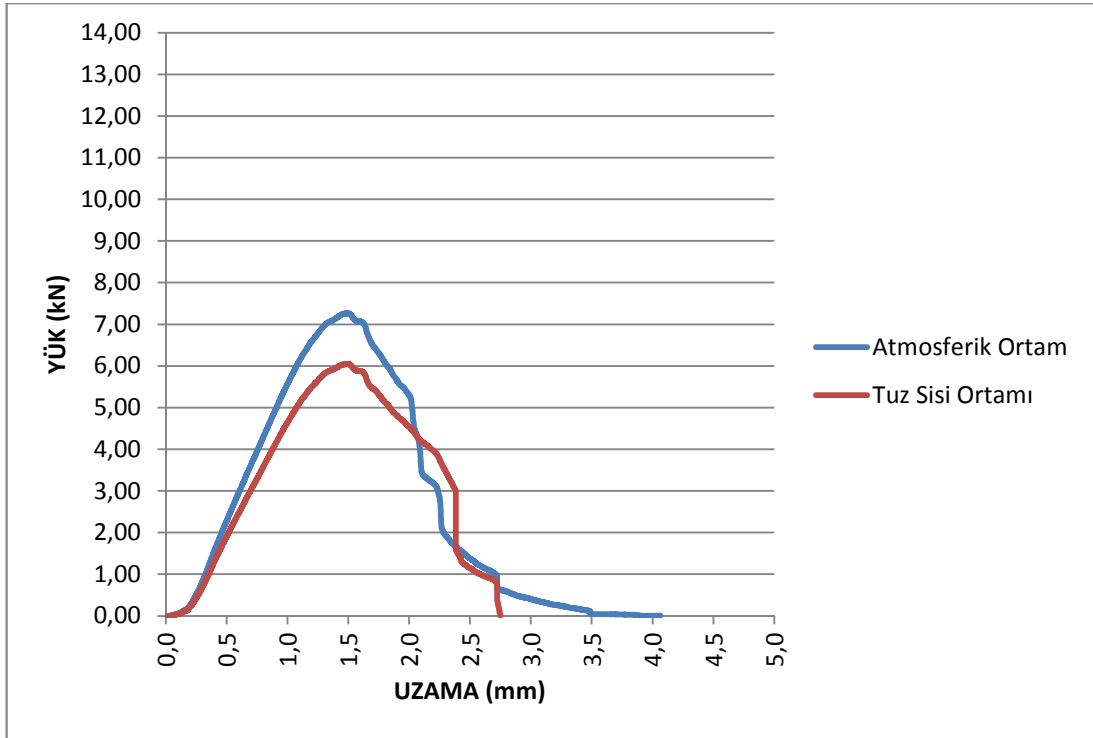


Şekil 9.10 Öngerilmeli ( $M=6Nm$ ),  $W=30mm$  genişliğinde kesim kenarı epoxy- polyesterle yalıtılmamış  $e/d=5$  numunelerinin deney sonuçları

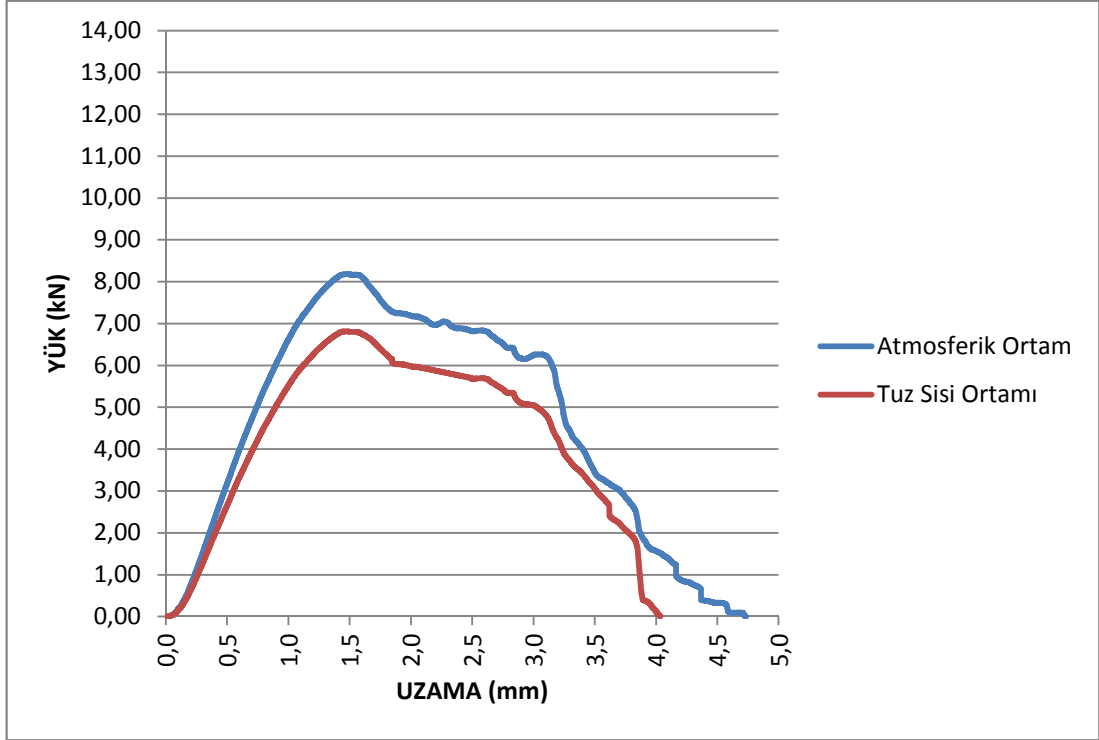




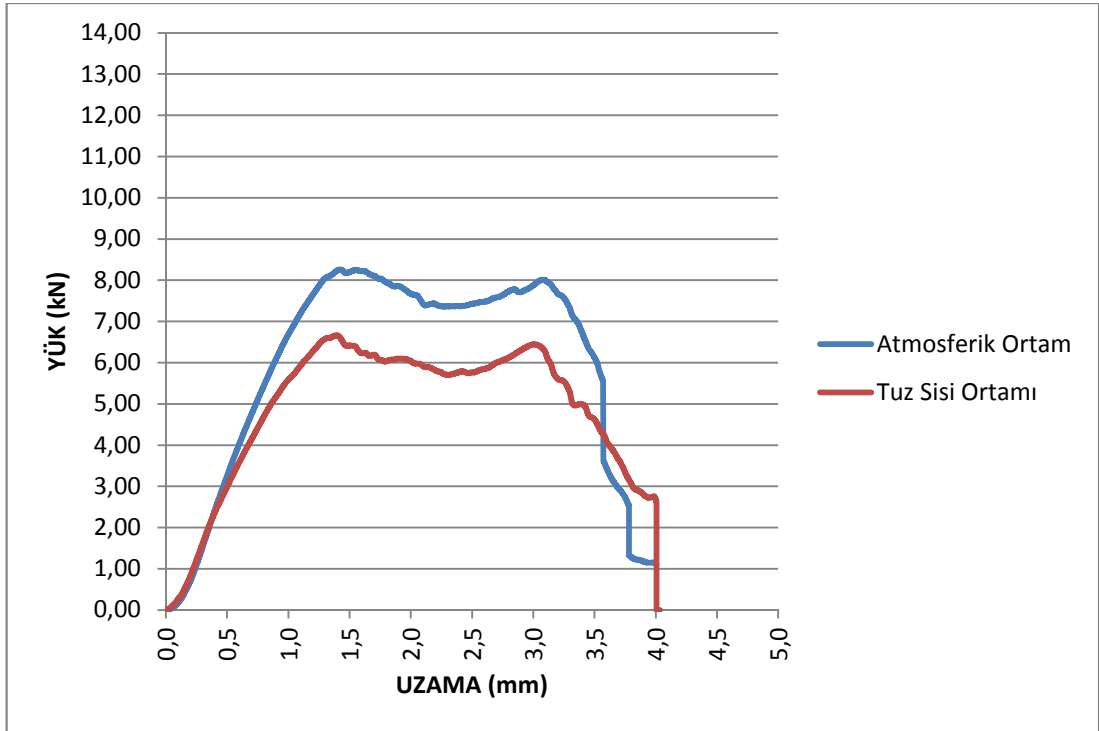
Şekil 9.11 Öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=40$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=1$  numunelerinin deney sonuçları



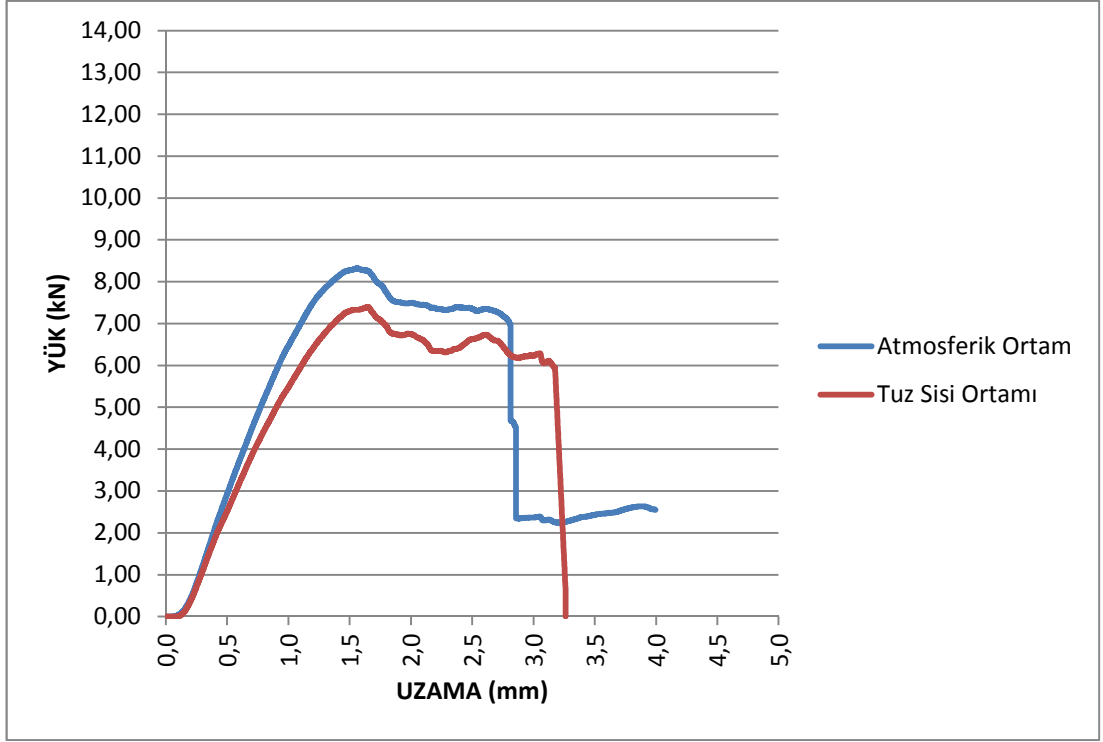
Şekil 9.12 Öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=40$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=2$  numunelerinin deney sonuçları



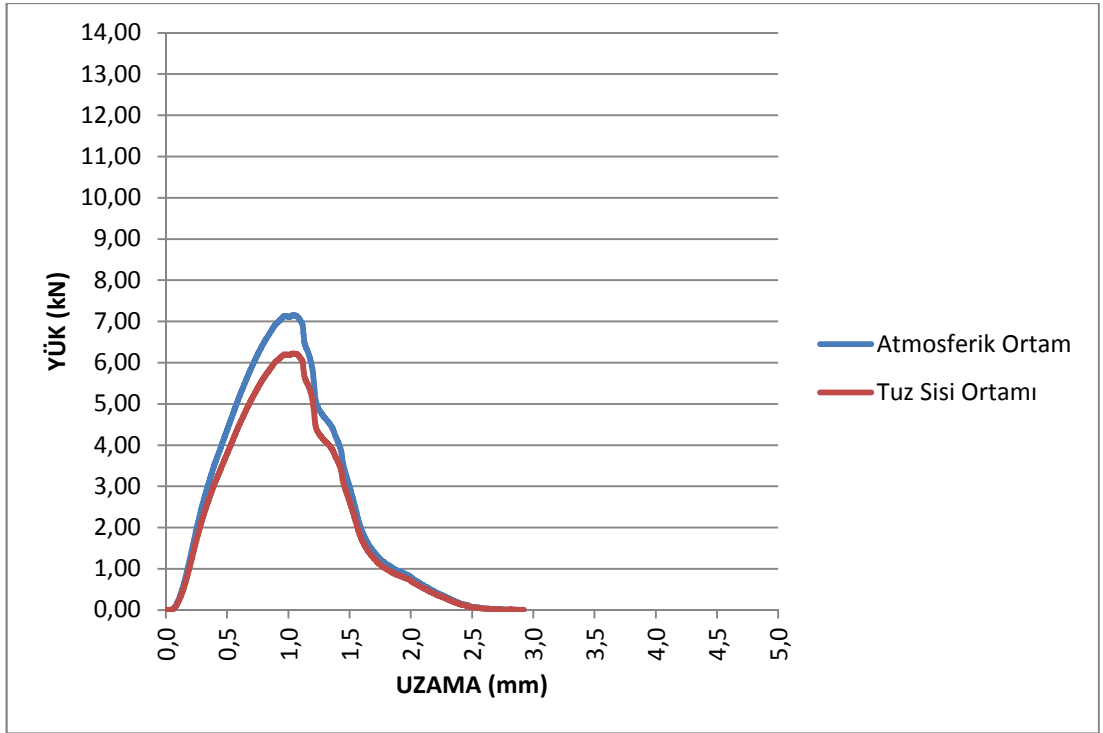
Şekil 9.13 Öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=40$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=3$  numunelerinin deney sonuçları



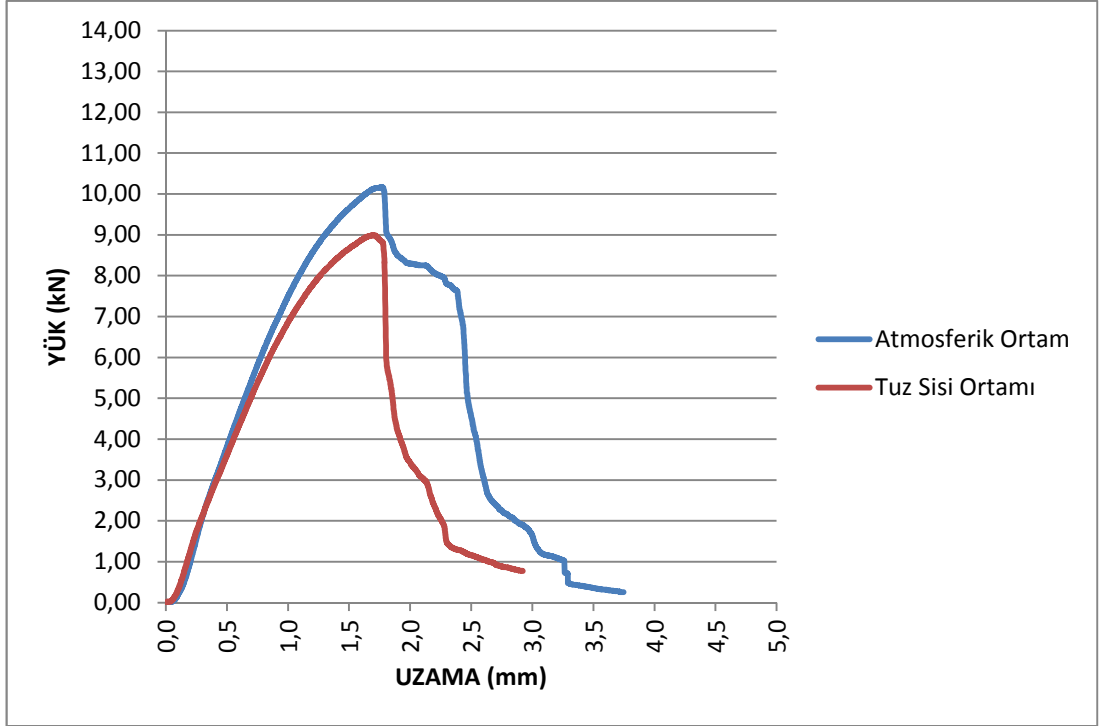
Şekil 9.14 Öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=40$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=4$  numunelerinin deney sonuçları



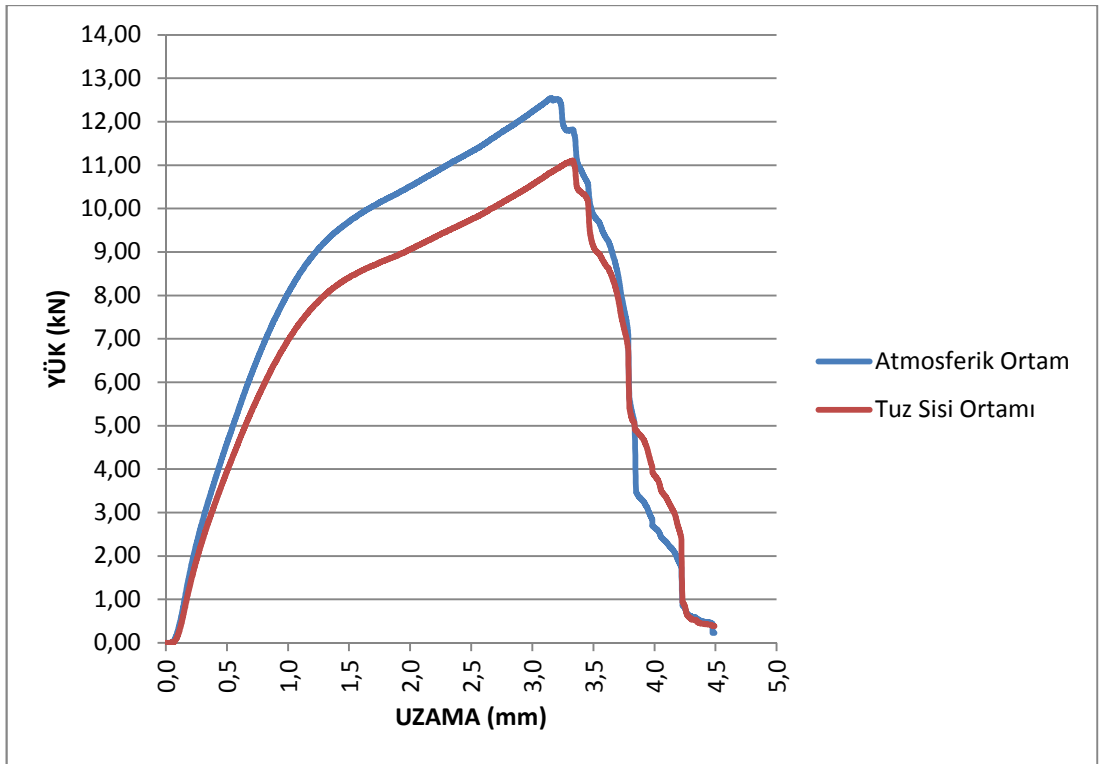
Şekil 9.15 Öngerilmemiş ( $M=0$ ),  $W=40$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış  $e/d=5$  numunelerinin deney sonuçları



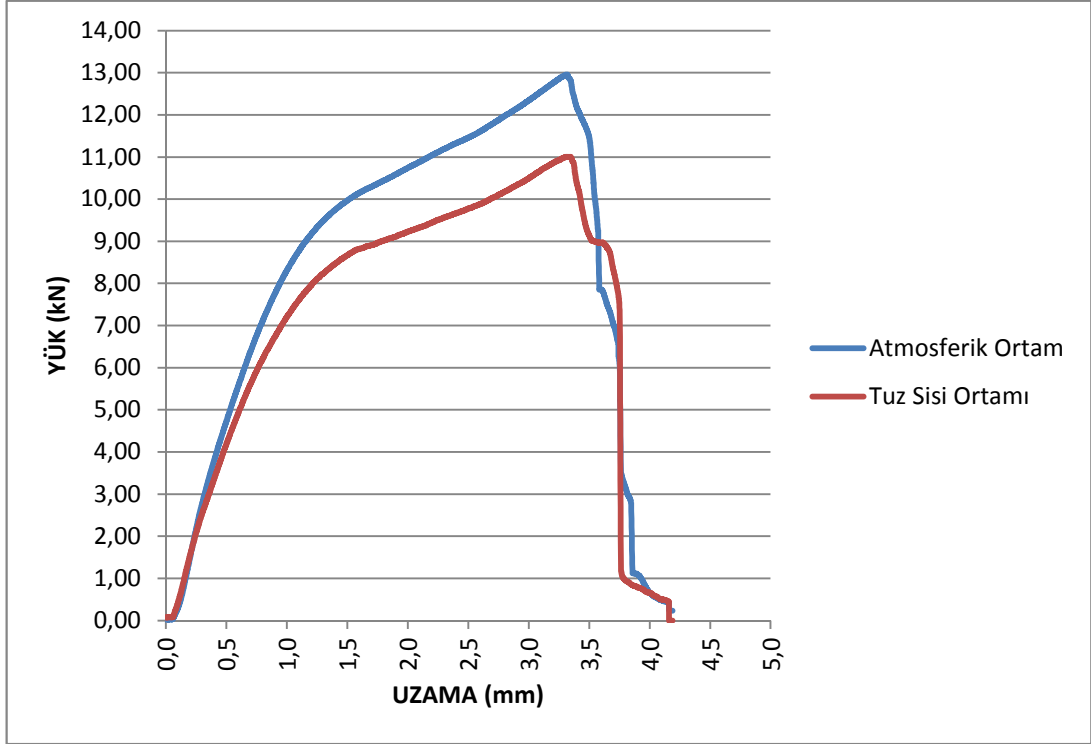
Şekil 9.16 Öngerilmeli ( $M=6$ Nm),  $W=40$ mm genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış ( $e/d=1$ ) numunelerinin deney sonuçları



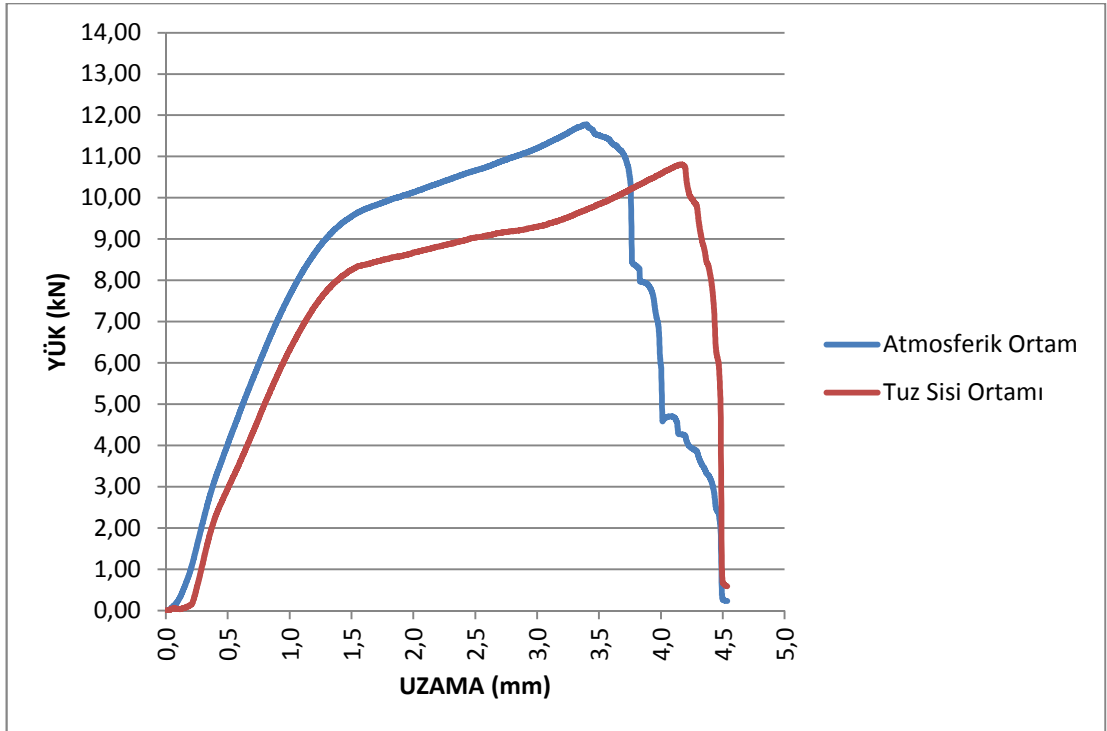
Şekil 9.17 Öngerilmeli ( $M=6Nm$ ),  $W=40mm$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış ( $e/d=2$ ) numunelerinin deney sonuçları



Şekil 9.18 Öngerilmeli ( $M=6Nm$ ),  $W=40mm$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış ( $e/d=3$ ) numunelerinin deney sonuçları



Şekil 9.19 Öngerilmeli ( $M=6Nm$ ),  $W=40mm$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış ( $e/d=4$ ) numunelerinin deney sonuçları



Şekil 9.20 Öngerilmeli ( $M=6Nm$ ),  $W=40mm$  genişliğinde kesim kenarı epoxy-polyesterle yalıtılmamış ( $e/d=5$ ) numunelerinin deney sonuçları

**KAYNAKLAR**

ASTM D570-98 (2010) . *Standard test method for water absorption of plastics*

ASTM D953-95 (1995) . *Standard test method for bearing strengths of plastics*

Camanho, P.P. ve Matthews, F.L. (1997). Stress Analysis and Strength Prediction of Mechanically Fastened Joints in FRP : a Review. *Composites Part A*, 28, 529-547

Camanho P.P ve Matthews, F.L. (1999). A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates. *Journal of Composite Materials*, 33, 2248-80

Chang, F.K. ve Chang, K.Y. (1987). A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations. *Journal of Composite Materials*, 21, 834-855,

Chang, F.K. ve Chang, K.Y. (1987). Post-failure analysis of bolted composite joints in tension or shear-out mode failure. *Journal of Composite Materials*, 21, 809-833

Chang, F.K., Scott, R.A. ve Springer, G.S. (1984). Failure of composite laminates containing pin loaded holes-method of solution. *Journal of Composite Materials*, 18, 255-278

Chang, F.K., Scott, R.A. ve Springer, G.S. (1984). Design of composite laminates containing pin loaded holes. *Journal of Composite Materials*, 18, 279-289

Chang, K.Y., Liu, S. ve Chang, F.K. (1991), Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to tensile loadings. *Journal of Composite Materials*, 25, 274-301

- Chang, L.H. ve Chang, F.K. (1996). Bearing Failure of Bolted Composite Joints. Part II: Model and Verification. *Journal of Composite Materials*, 30, 1359-1400
- Chen W-H, Lee S-S. ve Yeh J-T. (1995). Three dimensional contact stress analysis of a composite laminate with bolted joint. *Composite Structures*, 30, 287-97
- Collings, T.A. (1977). The strength of bolted joints in multi-directional CFRP laminates. *Composites*, 43-54
- Eriksson, I. (1990). On the bearing strength of bolted graphite/epoxy laminates. *Journal Of Composite Materials*, 24, 1246-1269
- Fan, W.X. ve Qiu, C.T. (1993). Load distribution of multi-fastener laminated composite joints. *International Journal of Solids and Structures*, 30 (21) , 3013-23
- Hassan, N.K., Mohamedien, M.A. ve Rizkalla, S.H. (1996). Finite element analysis of bolted connections for PFRP composites. *Composites, Part B*, 27B, 339-349
- Hamada, H. ve Maekawa, Z.I. (1996). Strength prediction of mechanically fastened quasi-isotropic carbon/epoxy joints. *Journal of Composite Materials*, 30, 1596-1612
- Hung, C.L. ve Chang, F.K. (1996). Strength envelope of bolted composite joints under bypass loads. *Journal of Composite Materials*, 30, 1402-1435
- Hung, C.L. ve Chang, F.K. (1996). Bearing failure of bolted composite joints. Part II: Model and Verification. *Journal of Composite Materials*, 30, 1359-1400
- Hyer, M.W., Klang, E.C. ve Cooper, D.E. (1987). The effects of pin elasticity, clearance and friction on the stresses in a pin-loaded orthotropic plate. *Journal of Composite Materials*, 21, 835-847

- İçten, B. M. ve Karakuzu, R. (2002). Progressive failure analysis of pin-loaded carbonepoxy woven composite plates. *Composites Science and Technology*, 62, 1259-1271,
- Ireman, T. (1999). Design of composite structures containing bolt holes and open holes. *Phd. Thesis., Department of Aeronautics, Kunliga Tekniska Högskolan, Sweden*, 1-30
- Ireman, T. (1998). Three-dimensional stress analysis of bolted single-lap composite Joints. *Composite Structures*, 43, 195-216
- Jurf, R.A. ve Vinson, J.R. (1990). Failure analysis of bolted joints in composite laminates. *Composite Materials: Testing and Design (Ninth Volume), ASTM STP 1059, S.P. Garbo, Ed., American society for Testing and Materials, Philadelphia*, 165-190
- Kelly, G. ve Stefan H. (2004). Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates: effects of bolt-hole clearance. *Composites: Part B*, 35, 331-343
- Kermanidis, Th., Labeas, G., Tserpes, K.I. ve Pantelakis, Sp. (2000). Finite element modeling of damage accumulation in bolted composite joints under incremental tensile loading. *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS 2000, Barcelona, 11-14 September*, 1-14
- Kim, S.J. ve Hwang, J.S. (1998). Progressive failure analysis of pin-loaded laminated composites using penalty finite element method. *AIAA Journal*, 36, 75-80
- Lawlor, V.P., McCarthy, M.A. ve Stanley, W.F. (2002). Experimental study on the effects of clearance on single-bolt, single-shear, composite bolted joints. *Journal of Plastics, Rubber and Composites*, 31 (9), 405-411



- Lessard, L.B. ve Shokrieh, M.M. (1995). Two-dimensional modeling of composite pinned-joint failure. *Journal Of Composite Materials*, 29 (5), 671-697
- Matthews, F.L. Wong, C.M. ve Chryssafitis, S. (1982). Stress distribution around a single bolt in fibre-reinforced plastics. *Composites*, July, 316-322 158
- McCarthy, M. (2001). BOJCAS: Bolted joints in composite aircraft structures. *Air & Space Europe*, 3 (3/4) , 1-4
- McCarthy, M.A.ve McCarthy, C.T. (2002). Finite element analysis of the effects of clearance on single-shear, composite bolted joints. *Journal of Plastics, Rubber and Composites*, 32 (2), 65-70
- McCarthy, M.A., Lawlor, V.P., Stanley, W.F. ve McCarthy, C.T. (2002). Bolt-hole clearance effects and strength criteria in single-bolt, single-lap, composite bolted joints, *Composites Science and Technology*, 62, 1415-1431
- Okutan, B., Aslan, Z. Ve Karakuzu, R. (2001). A study of the effects of various geometric parameters on the failure strength of pin-loaded woven-glass-elyaf reinforced epoxy laminate. *Composites Science and Technology*, 61, 1491-1497
- Okutan, B., (2002). The effects of geometrical parameters on the failure strength for pin-loaded multi-directional elyaf-glass reinforced epoxy laminate. *Composites Part B*, 33, 567-578
- Padhi, G.S., McCarthy, M.A. ve McCarthy, C.T. (2003). BOLJAT - A tool for designing composite bolted joints using three-dimensional finite element analysis. *Composites, Part A*, 33 (11), 1573-1584
- Pierron, F. ve Cerisier, F. (2000). A numerical and experimental study of woven composite pin-joints. *Journal of Composite Materials*, 34, 1028-1054

- Perugini, P., Riccio, A. ve Scaramuzzino, F. (2001). Three-dimensional progressive damage analysis of composite joints. *Proceedings of the Eighth Int. Conf. On Civil and Structural Eng. Computing*, 62, 20-30 159
- Riccio, A. ve Scaramuzzino, F. (2002). Influence of damage onset and propagation on the tensile structural behaviour of protruding composite joints. *4th GRACM Congress on Computational Mechanics*, 10, 50-64
- Seng C. Tan, (1991). A progressive failure model for composite laminates containing openings. *Journal Of Composite Materials*, 25, 556-577
- Stockdale, J.H. ve Matthews, F.L (1976). The effect of clamping pressure on bolt bearing loads in glass fiber-reinforced plastics. *Composites*, 34-39
- Sun, H.T., Chang, F.K. ve Qing, X. (2002). The response of composite joints with boltclamping loads, part I: model development. *Journal of Composite Materials*, 36 (1), 47-67
- Sun, H.T., Chang, F.K. ve Qing, X. (2002). The response of composite joints with boltclamping loads, part II: model verification. *Journal of Composite Materials*, 36 (1), 69-92
- Tserpes, K.I., Labeas, G., Papanikos, P., ve Th. Kermanidis (2002). Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates. *Composites Part B: engineering*, 33, 521-529
- Wang, HS., Hung, C.L. ve Chang, F.K. (1996). Bearing failure of bolted composite joints part I: experimental characterization. *Journal of Composite Materials*, 30, 1284-313
- Whitworth, H.A., Othieno M. ve Barton O. (2003). Failure analysis of composite pin loaded joints. *Composite Structures*, 59, 261-266

Yogeswaren, E.K. ve Reddy J.N. (1988). A study of contact stresses in pin-loaded orthotropic plates. *Computers & Structures*, 30 (5), 1067-1077

Xiao, Y. ve Ishikawa T. (2005). Bearing strength and failure behaviour of bolted composite joints. *Composite Science and Technology*, 65, 1022-1031

Zhang, C., Ganesan, R. ve Suong V.H. (2000). Effects of friction on three-dimensional contact stresses in pin-loaded laminated composites. *Journal of Composite Materials*, 34 (16), 1382-1415