

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

**DELAMİNASYONLU TABAKALI KOMPOZİT  
PLAKALARIN BURKULMA ANALİZİ**

**Ali Burak BABA**

**Mart, 2013**

**İZMİR**

# **DELAMİNASYONLU TABAKALI KOMPOZİT PLAKALARIN BURKULMA ANALİZİ**

**Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü  
Yüksek Lisans Tezi  
Makina Mühendisliği Bölümü, Mekanik Anabilim Dalı**

**Ali Burak BABA**

**Mart, 2013**

**İZMİR**

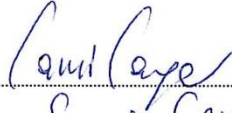
## YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU

ALİ BURAK BABA, tarafından DOÇ. DR. BİNNUR GÖREN KIRAL yönetiminde hazırlanan “DELAMİNASYONLU TABAKALI KOMPOZİT PLAKALARIN BURKULMA ANALİZİ” başlıklı tez tarafımızdan okunmuş, kapsamı ve niteliği açısından bir Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.



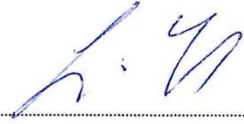
Doç. Dr. Binnur GÖREN KIRAL

Yönetici



Doç. Dr. Sımsat SAYAR

Jüri Üyesi



Doç. Dr. Gıral E-Yeni

Jüri Üyesi



Prof. Dr. Ayşe OKUR

Müdür

Fen Bilimleri Enstitüsü

## TEŐEKKÖR

Bu çalıőmanın hazırlanması sırasında, bilgi ve yardımlarını hiçbir zaman esirgemedен, bana sabırla destek veren Sayın Doç. Dr. Binnur GÖREN KIRAL' a sonsuz teőekkör ederim.

Çalıőmalarım esnasında manevi olarak beni sürekli destekleyen sevgili aileme teőekkörü borç bilirim.

Ali Burak BABA

# DELAMİNASYONLU TABAKALI KOMPOZİT PLAKALARIN BURKULMA ANALİZİ

## ÖZ

Bu çalışmada, delaminasyonlu tabakalı kompozit plakaların burkulma davranışları araştırılmıştır. İki farklı sınır koşulu için üç boyutlu sonlu elemanlar modeli oluşturularak kompozit plakaların burkulma yükleri belirlenmiştir. Sonlu elemanlar yöntemi ile burkulma yükleri üzerine delaminasyonun çapı ve konumu, fiber oryantasyonu ve farklı sınır koşullarının etkileri incelenmiştir. ANSYS programı kullanılarak, APDL (ANSYS Parametric Design Language) kodu geliştirilmiştir.

Çalışmada kullanılan sekiz tabakalı kompozit plakaların fiber oryantasyonları;  $[0]_{4s}$ ,  $[45/-45]_{2s}$  ve  $[90/-90]_{2s}$  olarak seçilmiştir. İlk olarak hasarsız tabakalı kompozit plakalardaki burkulma yükleri belirlenmiştir. Sonuçlar grafik ve tablolar halinde sunulmuştur.

**Anahtar sözcükler** : Dairesel delaminasyon, burkulma analizi, tabakalı kompozit plaka.

# **BUCKLING ANALYSIS OF THE LAMINATED COMPOSITE PLATES WITH DELAMINATION**

## **ABSTRACT**

In this study, the buckling behavior of the laminated composite plates with delamination has been investigated. Buckling loads of the composite plates have been determined by generating three-dimensional finite elements model. Effects of the diameter and location of the delamination, fiber orientation and different boundary conditions on the buckling loads have been examined by the Finite Elements Method. APDL (ANSYS Parametric Design Language) code has been developed by using ANSYS program.

Fiber orientations of the eight-layered composite plates used in the study have been chosen as  $[0]_{4s}$ ,  $[45/-45]_{2s}$  and  $[90,-90]_{2s}$ . First, the buckling loads of intact laminated composite plates have been determined. The results have been presented graphically and in tabular.

**Keywords:** Circular delamination, buckling analysis, laminated composites plate.

## 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 MALZEMELER.....</b>	<b>4</b>
2.1 Kompozit Malzemeler Ve Yapılar .....	4
2.2 Kompozit Malzemelerin Karakteristik Özellikleri.....	6
2.3 Kompozit Malzemelerin Dezavantajları .....	8
2.4 Kompozit Malzeme Türleri Ve Özellikleri .....	9
2.5 Tabakalı Kompozit Malzeme .....	10
2.5.1 Tabakalı Kompozitlerde Kullanılan Dokumalar .....	11
2.6 Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları.....	11
2.7 Kompozit Malzemelerin İmalat Yöntemleri .....	16
<b>BÖLÜM ÜÇ – MALZEME VE YÖNTEM.....</b>	<b>18</b>
3.1 Kompozit Plakalarda Teorik Kritik Burkulma Yüğü .....	18
3.2 Sonlu Elemanlar Metodu.....	20
3.3 Dairesel Delaminasyonlu Plakanın Üç Boyutlu Sonlu Elemanlar Modeli.....	22
<b>BÖLÜM DÖRT – PROBLEMİN TANIMI.....</b>	<b>24</b>
<b>BÖLÜM BEŞ – ANALİZ SONUÇLARI .....</b>	<b>28</b>

5.1 Dokuma Örgülü, Tek Yönlü Fiber Oryantasyonuna Sahip Plaka (woven).....	29
5.2 Burkulma Yüklerine Fiber Açısının Etkisi (1. Mod) .....	33
5.3 Burkulma Yüklerine Fiber Açısının Etkisi (2. Mod) .....	36
5.4 Burkulma Yüklerine Fiber Açısının Etkisi (3. Mod) .....	39
5.5 Mesnet ve Fiber Açısının Kritik Burkulma Yüküne Etkileri .....	42
<b>BÖLÜM ALTI – SONUÇLARIN GENEL DEĞERLENDİRMESİ.....</b>	<b>44</b>
<b>KAYNAKLAR .....</b>	<b>46</b>



## BÖLÜM BİR

### GİRİŞ

Gelişen teknoloji ve endüstriyle birlikte, mühendislerin yeni yapısal malzeme arayışları ve malzeme kalitesindeki gelişmeler devam etmektedir. Son yıllarda özellikle havacılık ve uzay endüstrisinin ihtiyaç duyduğu, düşük ağırlık ve yüksek mukavemet özelliklerine sahip kompozit malzemelerin kullanımı oldukça yaygınlaşmıştır.

Kompozit malzemelerin, korozyona karşı durmaları ve tabii ki yüksek dayanım ve ağırlık oranından ötürü, havacılık ve uzay sanayisi başta olmak üzere askeri ve savunma sanayi, otomotiv, inşaat ve spor sektörleri gibi birçok alandaki ihtiyaca cevap vermesi, kullanımını ve popüleritesini artırmaktadır.

Kompozit malzemelerde diğer malzemeler gibi kullanım ömürleri boyunca dış etkilere, çarpışmalara ve basınç altında gerilmelere maruz kalarak deformasyonlara uğrayabilmektedirler. Bu etkiler tabakalı yapıda bulunan kompozit materyallerin tabakalar arasındaki katmanların açılmasına ve delaminasyon bölgelerinin oluşmasına sebebiyet verebilmektedir. Bu delaminasyonların varlığı malzemenin yük taşıma kapasitesini önemli derecede önleyici bir etki yaparak mukavemetini ve rijitliğini düşürür. Oluşan delaminasyonlar, malzemenin daha düşük kuvvette burkulmasına sebebiyet verebilir. Bu etkilerinden dolayı malzeme umulmadık yapısal bozulmalara uğrayabilir. Bu yüzden kompozit malzeme kullanmayı düşündüğümüz yapının stabilitesi için delaminasyonları bulmak, tespit etmek ve yarattığı etkileri incelemek önem arz etmektedir.

Kompozit malzemelerin doğal yapıları gereği mekanik davranışlarını incelemek karmaşık bir durumdur. Bunun için tasarımlarda teorik çalışmaların yanında, deneysel ve analiz çalışmalarına da yer verilmesi gerekmektedir.

Kompozit malzemelerde açığa çıkan delaminasyonlar yalnızca maruz kalınan etkilerden değil, ayrıca imalat hataları sonucunda da oluşabilir. Kompozit plakalardaki delaminasyonların oluşmasındaki bir diğer büyük etkide, plakalara açılan deliklerdir. Bu delikler bazen istem dışı maruz kalınan darbeler sonucu olabildiği gibi, çoğu zaman da yapıyı hafifleterek verim alma amaçlı ve diğer yapısal elemanlarla bağlantı yapabilmek için bilinçli olarak açılmaktadır.

Delaminasyonlu kompozit yapılardaki burkulma problemleri çalışmalarında, bir çok araştırmacı tasarladıkları bir model üzerinden sonuca ulaşmaya çalışmaktadır. Burkulma yükü davranışlarını anlamak için yapılmış teorik çalışmalara, Bernoulli – Euler kiriş teorisi, Rayleigh – Ritz enerji metodu gibi analitik metotlar örnek verilebilir. Bu gibi teorik ve analitik metotlar değişik yükleme durumları ve karmaşık geometrik yapıların burkulma davranışlarını anlamamıza her zaman yol gösteremeyebilir. Delaminasyonlu kompozit yapılardaki teorik analizlerin zorluğu deneysel ve bilgisayar destekli analizlerin önemini artırır Pekbey ve Sayman O. , (2006).

Tabakalı kompozit plakalardaki delaminasyonlar genel olarak; tabakalar arası şerit delaminasyonu, dairesel, eliptik, üçgen ve dörtgen delaminasyonları şeklinde sınıflandırılabilirler. Kompozit plakaların değişik delaminasyon durumlarında yapılmış çeşitli burkulma analizleri ve araştırmaları mevcuttur. Çoğu çalışmalarda kare ve dikdörtgen geometride bulunan plakalardaki delaminasyonlar araştırılıp incelenmiştir. Kutlu ve Chang (1992), tabakalı kompozitlerde çeşitli delaminasyonların analizini sonlu elemanlar yöntemiyle ele almış idi. Nemeth, M. P. (1996), delik açılmış tabakalı kompozit plakalardaki burkulma analizini incelemiştir. Gaudenzi, (1997), yapmış olduğu bir çalışmada dairesel delaminasyonlu kare kompozit plakada oluşan delaminasyonlardaki, derinliğin ve yarıçapın burkulma mukavemeti üzerindeki etkisini araştırmıştır.

Bir başka araştırmada deneyler ve iki boyutlu sonlu elemanlar analizi kullanılarak hibrit kompozit malzemelerdeki delaminasyonların burkulma davranışı bulunmaya çalışılmıştır, Hwang ve Mao, (1999).

Zor, M. (2003), 3 boyutlu model üzerinden sonlu elemanlar analiziyle, karbon-epoksi kompozit plakalarda tabakalar arası kare boyutlu şerit delaminasyonun, burkulma yüküne etkisini delaminasyon genişlik boyutları ve açı oryantasyonu çeşitleriyle analiz ederek araştırmıştı. Bir başka araştırmada da; kare delik açılmış tabakalı kompozit bir plakada, kare delaminasyon oluşması sonucu, delaminasyon alanının plaka boyutu oranı ve plakanın açı oryantasyonunun, burkulma yükünü etkilemesi sonlu elemanlar analiziyle ortaya çıkarılmıştır Zor M., Şen, Toygar E., (2005).

Lee ve Park, (2007) yaptığı bir çalışmada tabakalı kompozit yapıların burkulmaya karşı davranışlarını incelemiştir. Sonlu elemanlar metodu kullanılarak plakaların genişlik / kalınlık oranı, delaminasyonun yeri ve tabaka açı oryantasyonları gibi parametreler kullanılarak burkulma mukavemetlerini bulmaya çalışmışlardır.

Bunun gibi daha birçok araştırmacı kompozit yapıları daha iyi anlayabilmek ve beklenmedik sonuçları açığa çıkarabilmek açısından teorik çalışmaların yanında ortaya koydukları ve tasarladıkları 2 - 3 boyutlu modeller üzerinde çeşitli parametreleri değiştirerek, modellerinin delaminasyon sonucu oluşabilecek mekanik davranışlarını bulmayı hedeflemiştir. Sonlu elemanlar analizleri araştırmalarda kullanılan yaygın yöntemlerden biridir.

Bu çalışmada; dairesel delaminasyon alanı oluşturulmuş sekiz tabakalı dikdörtgen kompozit plaka modellerindeki kritik burkulma yükleri bulunarak, delaminasyonların plakadaki burkulma mukavemetine yarattığı etkiyi ortaya çıkarabilmek hedeflenmiştir. Bunun için üç boyutlu olarak modeller hazırlanmış; delaminasyon alanlarının büyüklüğü, fiber oryantasyonları, sınır koşulları ve delaminasyonun plakadaki yeri gibi parametreler değiştirilerek, ANSYS sonlu elemanlar paket programı kullanılarak burkulma yükleri bulunup, hasarsız plakanın burkulma yükleri ile karşılaştırılmıştır.

## **BÖLÜM İKİ**

### **KOMPOZİT MALZEME**

#### **2.1 Kompozit Malzemeler Ve Yapılar**

Bilindiği üzere kompozit malzemeler; iki veya daha fazla farklı yapıdaki malzemelerin birleştirilip değişik türde ve mekanik özelliklere sahip yeni bir madde sistemi oluşumuna verilen addır.

Kompozit yapıdaki malzemelerin bulunması geçmiş yıllara dayanmaktadır. Buna verilebilecek en iyi örneklerden biri kerpiç malzemedir. Kerpiç üretiminde killi çamur içerisine katılan doğal bitkisel sap ve lifler, malzemenin üretim ve kullanım sırasındaki dayanımını ve rijitliğini artırmaktadır. Ancak adını son yıllarda sık duyduğumuz bu uzay çağı malzemesinin bilimsel ve mühendislik yaklaşımlarla geliştirilmesi, sentetik reçinelerin kullanıma başlanmasıyla birlikte 1940' lı yıllarda olmuştur. İlk uygulamalara örnek olarak radar kubbeleri verilebilir. Cam lifi takviyeli plastik malzeme, mukavemetli olmasının yanında hafiflik, elektromanyetik geçirgenlik ve atmosfer koşullarına dayanıklılığı sayesinde bu amaç için kullanılabilir uygun bir malzemedir. İlk elyaf sarma metodu 1946 yıllarında A.B.D. de alınmıştır. 1950' li yıllarda uçak pervanesinde kullanımına başlanmıştır. Bugün ise uçak endüstrisinin en popüler malzemeleri arasında yerini almıştır.

Kompozit malzemelere çok fazlı malzeme denilebilir. Yapılarında sürekli bir ana faz ile onun içinde dağılmış pekiştirici bir faz bulunur. Bu malzemeler iki farklı birleşme türü ile oluşabilir. Bunlar;

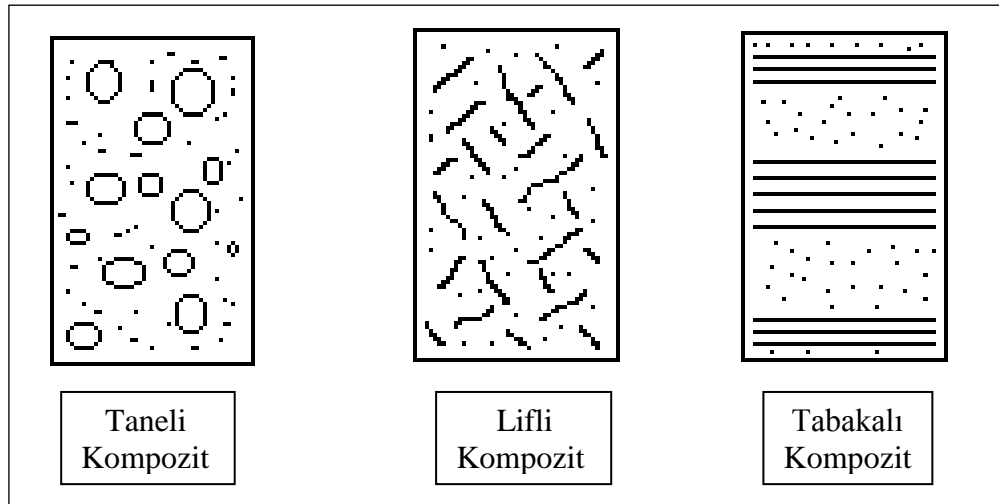
1. Mikroskobik
2. Makroskobik

Birleşmedir.

Mikroskobik bileşime örnek vermek gerekirse perlit çeliğini düşünebiliriz. Bu çelik türü ferrit ve sementitin mikroskobik düzeyde homojen olarak karışımlarından oluşur. Tek başına ferrit yumuşak ve düşük mukavemetli olup sert ve gevrek sementit ile birlikte yan yana ince tabakalar halinde dizilmek suretiyle yüksek mukavemetli ve yüksek tokluğa sahip perlit çeliğini oluştururlar.

Makroskobik bileşimlerde ise boyutlar, gözle görülebilir durumdadır. Sonradan bir araya getirilerek üstün özelliklerdeki kütleleri oluştururlar. Bu birleşime verilebilecek en iyi örnek karbon lifi ve epoksi reçine birleşimidir.

Kompozit malzemeler içyapıları veya pekiştirilmiş türüne göre üç gruba ayırabiliriz. Bu türler; taneli, lifli ve tabakalı kompozitler olarak adlandırılabilir, Şekil 2.1.



Şekil 2.1 Kompozit yapı türleri

Lifli ve tabakalı kompozitlerin sağladığı özelliklerdeki artış, taneli kompozitlere göre daha yüksektir. Taneli kompozitler için en iyi örnek olarak beton verilebilir.

Uygulamada en önemli kompozitler lifli olanlardır. Liflerin çapları yaklaşık 0,05 mm civarında olup tek başlarına kullanılmazlar. Bu lifler uygun bir malzemeyle istenen boyutta taşıyıcı maddelere dönüştürürler. Bu bağlayıcı malzemelere polyester

ve epoksi örnek verilebilir. Aynı amaçla kullanılan metal yapılı liflerin mukavemeti de soğuk çekme ile artırılmaktadır. Lifler yönlenmiş veya rastgele dağılmış olabilir. Yönlenmiş lifler doğrultusunda mukavemet doğal olarak aksel yönden çok daha büyük olur. Pekiştirici liflerin miktarı artıca kompozitin mukavemeti de artar.

## 2.2 Kompozit Malzemelerin Karakteristik Özellikleri

*Hafiflik:* Polimer matrisli kompozitler genelde 1,4 – 2,5 gr / cm<sup>3</sup> yoğunluğundadır. Metal matrisli kompozitler, 2,4 – 5 gr / cm<sup>3</sup> olmakla beraber özelliklerde sıçrama görülebilir. Seramik kompozitler ise ikisi arasındadır.

*Yüksek Mekanik Özellikler:* Çekme, basma, darbe, yorulma dayanımları çok yüksektir.

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

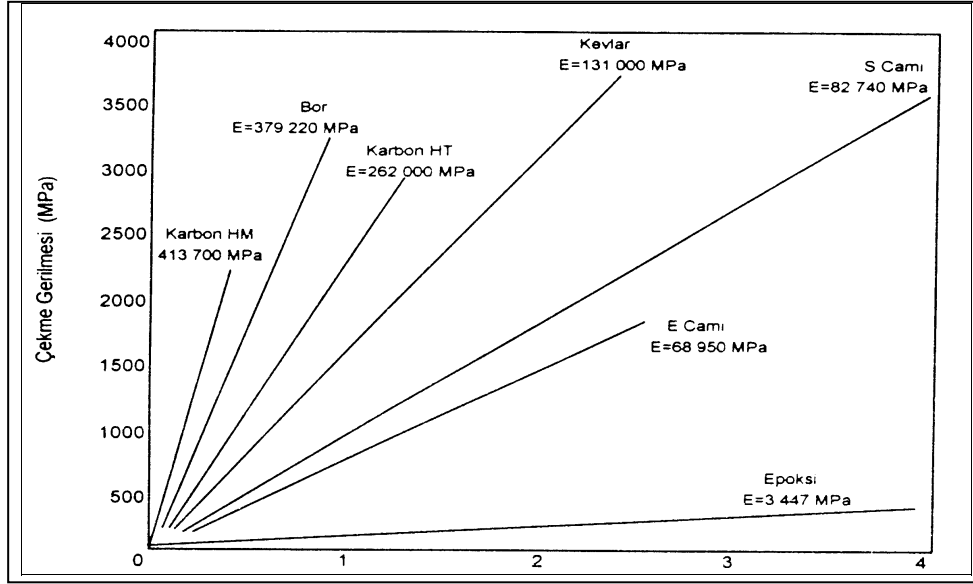
*Yüksek Kimyasal Direnç:* Kompozitler birçok kimyasal maddelere, bu arada asitler, alkaliler, çözücüler ve açık hava şartlarına karşı son derece direnç gösterirler. Kimya tesisleri için çok kullanılan malzemelerdir.

*Yüksek Isı Dayanımı:* Kompozitlerin ısı dayanımı sıradan plastiklere göre yüksektir. Birkaç malzemenin birlikte kullanılması performans ihtiyacını karşılayabilir örneğin, bir uyduyu oluşturan bileşenlerin uzayda -150 C<sup>0</sup>, + 90 C<sup>0</sup> sıcaklık aralığında boyutsal olarak stabil olması gerekmektedir.

*Elektriksel Özellikler:* Elektriksel özellikler kompozitlerde isteğe göre ayarlanabilir. Metal matrisli birleşik malzemeler (MMC)' ler iletkenidir.

Kompozit malzemelerde bu sayılan özelliklerin hepsi aynı anda gerçekleşmeyebilir. Zaten buna gerek yoktur. Tasarımcılar kendilerine uygun özellikte malzemelerini bu özellikleri göz önünde bulundurarak seçeceklerdir.

Kompozit malzemelerde kullanılan matris ve yükü taşıyan bileşenlerin tek başlarına kullanılmalarının bir anlam ifade etmemesi ancak beraber tatbik edildikleri takdirde ne kadar mukavim olduğunu diagramda görebiliriz, Şekil 2.2.



Şekil 2.2 Elyaf ve matris malzemelerin gerilme - uzama diyagramı

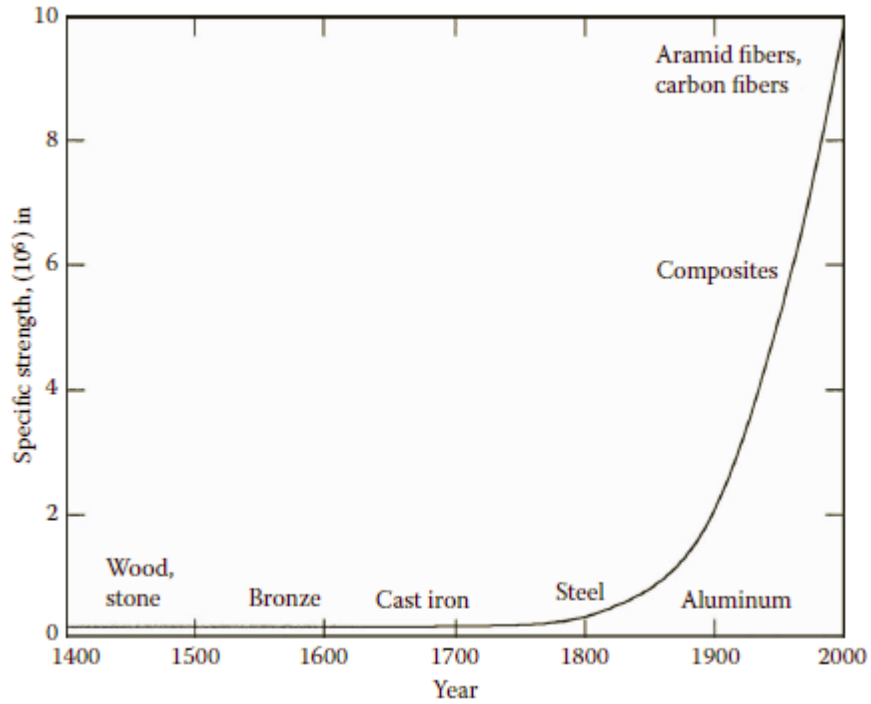
Tablo 2.1' de geleneksel malzemeler ile kompozit malzemeler mekanik özellikler açısından karşılaştırılmıştır.

Tablo 2.1 Kompozit ve geleneksel malzemelerin mekanik özellikleri

MALZEME	Yoğunluk g/cm <sup>3</sup>	Çekme Dayanımı MPa	Elastiklik Modülü Gpa	Özgül Çekme Dayanımı $\sigma_c / \rho$	Özgül Elastik Modülü E/ $\rho$
Alaşsız Çelik	7,9	459	203	58	26
Alüminyum	2,8	84	71	30	25
Al Alaşımı 2024	2,9	247	69	88	25
Pirinç	8,5	320	97	38	11
Ahşap (Kayın)	0,7	110	13	157	19
Kemik	1,8	138	26	75	14
Bor Epoksi KM	1,8	1600	224	889	124
Karbon Epoksi	1,6	1260	218	788	136
Kevlar Epoksi	1,4	1400	77	1000	55
Cam Epoksi	1,8	1400	56	824	33

Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerindeki; özgül elastisite modülü =  $E/\rho$  ve özgül çekme dayanımı  $\sigma_c / \rho$  iki oran diğer geleneksel malzemelere göre yüksektir. Örneğin bir karbon / epoksi tek yönlü kompozitin mukavemeti çelik ile aynı olabilir fakat özgül mukavemeti çeliğin üç katıdır. Yani karbon / epoksi kompozit ile çelik çubuğun kesit alanları eşit olduğunda karbon / epoksi kompozitin kütlesi çeliğin yaklaşık üçte biridir. Kütledeki bu düşüş enerji ve malzeme maliyetlerindeki düşüş anlamına gelir.

Şekil 2.3' te özgül mukavemet malzemelerin özgül mukavemetlerindeki değişim zamanın bir fonksiyonu olarak verilmiştir.



Şekil 2.3 Malzemelerin özgül mukavemet değerlerinin zamanla gelişimi

### 2.3 Kompozit Malzemelerin Dezavantajları

Kompozit malzemelerin geleneksel malzemelere göre avantajları olduğu gibi dezavantajları da bulunmaktadır. Kompozitlerin yüksek üretim maliyetleri önemli bir etkidir. Karbon epoksi yapıdaki bir malzemenin üretim maliyeti geleneksel bir



malzemenin maliyetinin 10-15 katını bulabilir. Bir metal malzemeye göre kompozit malzemelerin mekanik karakterizasyonu daha karmaşıktır. Metallerden farklı olarak kompozit malzemeler izotropik değildir yani, kompozit malzemelerin özellikleri tüm doğrultularda aynı değildir. Kompozit malzemelerin deneysel ve hesaplamalı analizleri daha karmaşıktır. Analizlerde adetleri arttırmak doğru sonuca yaklaştırır.

Kompozit malzemelerin tamiri metallerle kıyaslandığında daha zor işlemdir. Bazen kompozit yapıda delaminasyon gibi tespit edilemeyen hasarlar oluşabilir.

Kompozitler malzemelerin büyük bir çoğunluğu geri döneşebilir malzeme sınıfının içersinde yer almaz. Bu yapıdaki malzemeler doğa dostu değildir.

## 2.4 Kompozit Malzeme Türleri Ve Özellikleri

Kompozit malzemeler türlerini ayırmak gerekirse; polimer bazlı, metal ve seramik matriksli kompozitler olarak kabaca üç gruba ayırabiliriz. Tablo 2.2' de üç farklı malzeme türünde kullanılan matris ve takviye elemanları görmek mümkündür.

*Polimer Bazlı Kompozitler;* Liflerle pekiştirilmiş polimer kompozitler endüstride çok geniş kullanma alanına sahiptir. Pekiştirici olarak cam, karbon, aramid ve bor lifleri kullanılır. Polimer bazlı kompozitlerde kullanılan en önemli bağlayıcı malzeme polyester ve epoksidir. Malzeme matriksi içindeki liflerin miktarı arttıkça kompozitin mukavemeti yükselir. Polimer bazlı kompozitlerin en önemli özellikleri yüksek özgül mukavemet ve özgül elastisite modülüdür. Bu özelliklerden dolayı diğer malzemelere göre üstün durumundadırlar. Karbon liflerinin özgül elastisite modülü alüminyumunkinin beş katı kadardır. Bu üstünlüklerinden dolayı polimer kompozitler uçak ve uzay endüstrisinde çoğu yapıda alüminyum alaşımlarına tercih edilir.

*Metal (MMC) Kompozitler;* bir metalik fazın bazı takviye malzemeleri ile eritme vakum emdirme, sıcak presleme ve difüzyon kaynağı gibi ileri teknikler uygulanarak elde edilen metalik bazlı malzemelerdir. Bu malzemeler daha çok uzay ve havacılık

alanlarında, mesela uzay teleskobu, platform taşıyıcı parçalar, uzay haberleşme cihazlarının reflektör ve destek parçaları vs. yerlerde kullanılır.

*Seramik (CMC) Kompozitler;* bu amaçla yapısal ve fonksiyonel nitelikli yüksek teknoloji seramikleri kullanılmaktadır. Başlıcaları  $Al_2O_3$ , SiC, C<sub>6</sub>N, TiC, TiB, TiN, AlN' dir. Bu bileşikler değişik yapılarda olup amaca göre bir ya da bir kaç beraber kullanılarak elde edilirler. Sandviç zırhlar, çeşitli askeri amaçlı parçalar imali ile uzay araçları bu ürünlerin başlıca kullanım yerleridir.

Bu üç ana matris malzemesinde kullanımı yaygın takviye elemanları ve kompozit yapının söylemini tablo halinde görmek mümkündür, (Tablo 2.2).

Tablo 2.2 Matris, takviye elemanı ve kompozit malzeme yapı tipleri

<b>Matris Malzemesi</b>	<b>Takviye Elemanı</b>	<b>Kompozit Yapı</b>
Polimerler	Lifler	Tabakalar
Metaller	Granül	Kaplamalar
Seramikler	Whiskers	Film-Folya
	Pudra	Honey-Combs (Bal peteği)

## 2.5 Tabakalı Kompozit Malzemeler

Çalışmanında konusu olup analizlerde kullanılan tabakalı kompozit malzemeler değinmek gerekirse; temel malzeme eksenleri doğrultusunda değişik yönlerdeki tabaka ve katmanların üst üste konularak birleştirilmesiyle elde edilen kompozit malzemedirler. Tabakalar, matris içerisinde tek yönlü lif malzemeler olabileceği gibi değişik açılarda önlenmiş veya farklı elyaf takviyeli tabakalardan oluşabilir.

Tabakalı kompozitler için temel esas, yapının maruz kalacağı yüklere uyum sağlaması için dayanım ve rijitliğin doğrusal bağımlılığında avantajı elde edebilmektir. Tabakaların olması bu amaca hizmet eder, çünkü her tabakanın lif yönleri istenilen doğrultuda yapılabilir. 8 tabakalı bir plakayı ele alırsak altı tanesi bir

yönde diğer iki tanesi buna dik olacak doğrultuda yönlendirilebilir. Bunun gibi plakalar, tek doğru yönündeki yönelimli tabakalı plakalara göre rijitliği ve dayanımı, her iki yönden gelecek kuvvetleri taşıyabileceğinden dolayı daha yüksek olacaktır.

Her tabakadaki kompoziti oluşturan takviye malzemesi aynı ise bunlar izotropik bir yapı sergileyip basitçe laminal yapı olarak adlandırılırlar. Birçok katlı kompoziti oluşturan malzemeler farklı malzemelerden oluşuyorsa ortotropik yapı veya karma laminal yapı olarak adlandırılabilir.

### ***2.5.1 Tabakalı Kompozitlerde Kullanılan Dokumalar***

Dokuma kumaşlar ( $0^0$ ), çözgü yaygın adıyla (woven) ve ( $90^0$ ), atkı liflerinin düzenli bir şablona uyularak birbirlerine kenetlenmeleri ile üretilirler. İpliklerin mekanik olarak birbirlerine kenetlenmeleri ile kumaş dokunun bütünlüğü korunmuş olur.

Çok eksenli kumaşlar, her katı farklı eksenlerde elyaftan kıvrımsız yapıda imal edilen çok katlı kumaşlardır. Katların sayısı, eksen açısı, ağırlığı ve kullanılan elyaf tipine göre tasarlanabilmektedirler.

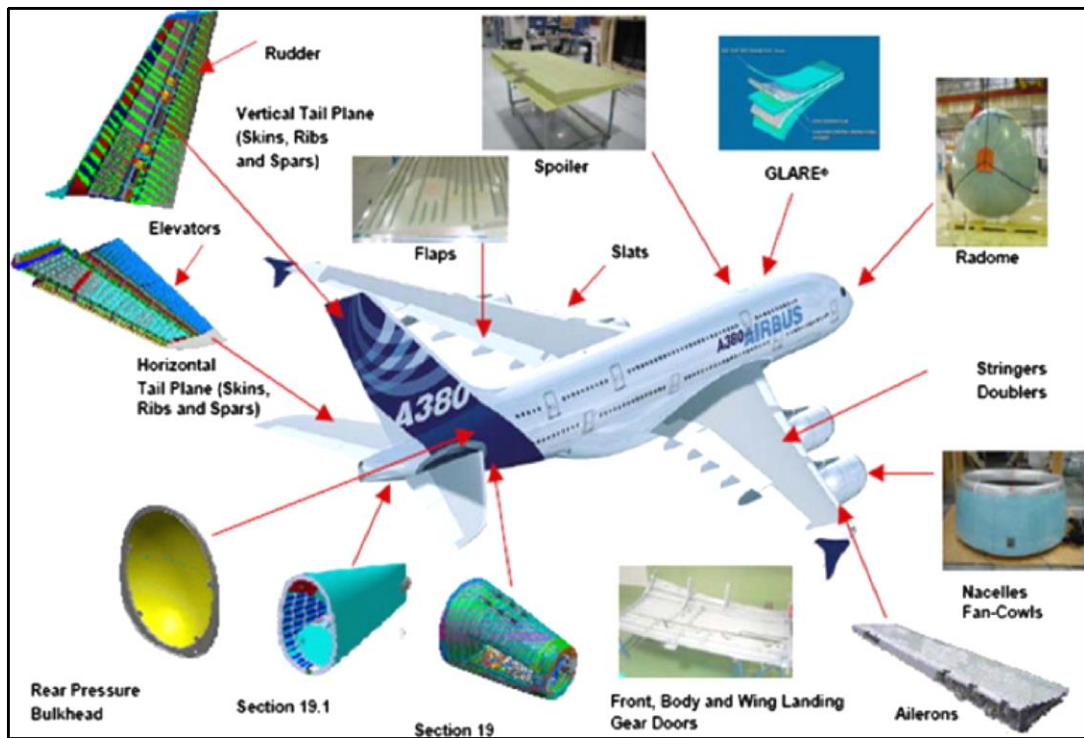
## **2.6 Kompozit Malzemelerin Kullanım Alanları**

Kompozit malzemeler matris ve takviye elemanlarının yeni teknolojilerle birlikte geliştikçe, kullanım alanları gün ve gün artmakta ve yeni sektörlerde kullanılmaya devam etmektedir. Uzun zaman uçak ve uzay endüstrisindeki ihtiyaçların yönlendirdiği kompozit malzeme gelişimleri son dönemde yeni sektörlerde de birçok farklı amaç için kullanılmaktadır.

*Uzay ve uçak sanayi;* Havacılıkta son yıllarda yapılan temel bir atılım, metal malzeme yerine kompozit malzeme kullanımı konusudur. Uçak yapısında kullanılan bir kesim tarafından uzay çağı malzemesi olarakta tabir edilen ileri kompozitler, elyaf takviyeli kompozitlerdir. Genellikle epoksi matris içinde sürekli elyaflar

kullanılır. Kompozit yapıların uçak tasarımındaki yaygın kullanımı 1960’larda başlamıştır. A.B.D.’ de bor elyaflar, İngiltere’ de karbon elyafların kullanımı yaygınlaşmıştır.

Karbon epoksi kompozitlerin sivil yolcu uçaklarındaki ilk uygulamaları Boeing 727’lerin gövde kaplamasında gerçekleştirilmiş ve % 15 civarlarında ağırlık kazancı sağlamıştır. Daha sonraki yıllarda Boeing 737’lerin aerodinamik frenleri karbon epoksi kompozitten üretilmiştir. Yıllar ilerledikçe kompozit malzemelerin geleneksel malzemelere göre üstünlüklerinden dolayı popüler bir malzeme haline gelmiştir. Günümüz modern uçaklarında kullanım alanları çok yaygınlaşmıştır. Şekil 2.4’ te ileri kompozit parçalarının modern bir uçakta ne kadar yaygın kullanıldığını görmemiz mümkündür.



Şekil 2.4 Airbus A 380 yolcu uçağında karbon-epoksi uygulamaları

Uzay havacılık sektöründe de düşük ağırlık ve yüksek mukavemet gerektiren uygulamalarda başvurulan malzeme türüdür. Şekil 2.5’ te bir uydu gövdesinin karbon lifi ve epoksi reçine uygulamasını görebiliriz.



Şekil 2.5 Karbon-epoksi ile yapılmış bir uydu gövdesi

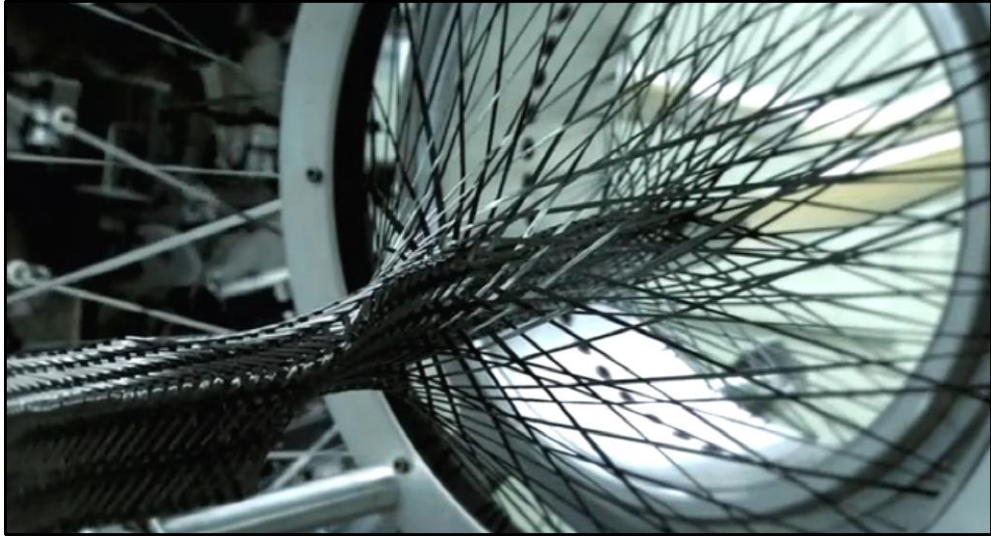
*Otomotiv sanayi;* Kompozit malzemeler otomotiv sanayisinin de uygulama alanlarına girmiştir. Otomobilin ağırlığını azaltmak; hem hızlanma performansı için hem de yakıt tüketiminde hatırı sayılır tasarruflara yol açtığından bu sektörde de uygulama alanlarına girmiştir. Özellikle spor araba üreticileri ve motor sporları için vazgeçilmez bir malzeme türüdür.



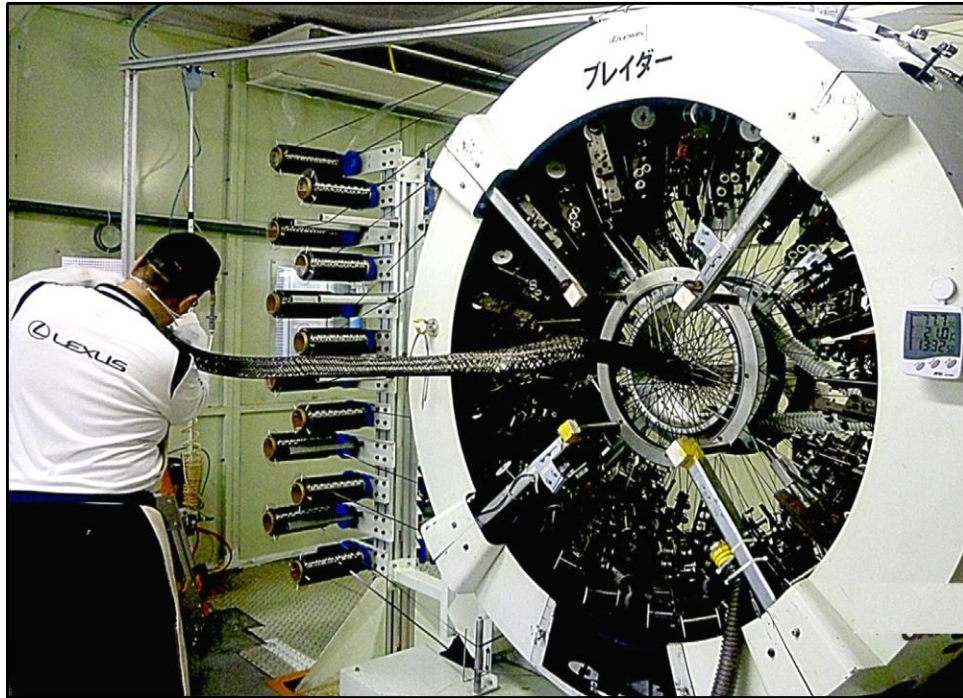
Şekil 2.6 Karbon-epoksi ile yapılmış bir spor otomobil şasesi



Günümüzde birçok spor arabasının şasesi karbon fiber kompozitten üretilmektedir. Şekil 2.6' da spor bir otomobilde komple şasi için karbon lif - reçine uygulamasını ve Şekil 2.7 ve 2.8'de yine aynı otomobilde kullanılan parçaların imalatında kullanılan 3 boyutlu lif sarma - dokuma makinasını görebiliriz.



Şekil 2.7 Spor otomobil parçaları karbon lifinden hazırlama



Şekil 2.8 Üç boyutlu karbon-lifi dokuma makinası

*Elektrik ve elektronik sanayi:* kompozit malzemeler yüksek elektrik izolasyonu mekanik dayanım gibi üstün nitelikleri nedeniyle her türlü elektrik ve elektronik malzemede üretim malzemesi olarak tercih edilmektedir. Bunlara örnek olarak ark söndürme ünitesi orta gerilim izolatörleri örnek verilebilir.

*Spor sektörü:* Spor ve eğlence ekipmanları kompozitlerin yoğun olarak kullanıldığı başlıca alanlardan biridir. Kompozitlerin kullanıldığı başlıca spor ürünleri; golf sopaları, tenis raketleri balıkçılık ekipmanları ve karbon fiber kompozitten üretilmiş bisikletler örnek olarak verilebilir.

*Diğer sektörler:* Kompozit malzemelerin son yıllarda kullanımı artan diğer sektörleri sayarsak;

- Talaşlı imalat sektörü
- Rüzgar Türbin enerji sektörü
- Basınçlı kaplar endüstrisi
- Tarım sektörü
- Denizcilik Sanayi
- Sağlık sektörü
- Müzik sektörü vs.

Daha birçok alanda kullanımı vardır. Son yıllarda endüstriyel tasarımcılar bile estetik açıdan ilgi çekici durdukları için kompozit malzemeleri tasarımlarında kullanmaktadırlar. Şekil 2.9’ da değişik bir tasarım örneğini görebiliriz.



Şekil 2.9 Karbon kompozit gözlük çerçevesi

## 2.7 Kompozit Malzemelerin İmalat Yöntemleri

Kompozit malzemeleri performansları iyi olmasına karşın geleneksel yapı malzemelerine göre üretimleri zor ve hata olma riski büyüktür. Bu sebeplerden dolayı üretim maliyetleri hayli fazladır. İmalat tekniklerinden kısaca alt başlıklarda toplayabiliriz.

*Elle yatırma yöntemi:* Bu yöntem eski en basit yöntemlerden biridir. Uygulama yapmak istediğimiz şeklin kalıbının üzerine takviye malzemesi koyarak, bir fırça veya döner rulo ile reçine tatbik edilerek yapılırlar. Genellikle keçe ve dokuma parçaları şeklinde lifler takviye malzemesi olarak kullanılır. Reçine donduğundan kalıptan ayrılması için uygulamadan öne kalıba, alkol, silikon benzeri ayırıcı madde sürülür. Bu yöntem elyaf dağılımı düzensiz olduğundan ve tabakalar arası birleşme çok sağlıklı olmadığından dolayı düşük kalitede parçalar için tercih edilir.

*Püskürtme yöntemi:* Bu metot elle yatırma tekniğinin bir benzeri olup tatbiki daha kolaydır. Bir depodan emilen reçine ve takviye elemanı lifleri püskürtme tabancası vasıtasıyla yapmak istenilen parçanın kalıbına saatte ~500 kg reçine lif karışımını püskürterek parçanın oluşumunu sağlar.

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

*Reçine transfer yöntemi;* Takviye malzemesi kuru olarak keçe, kumaş veya ikisinin kombinasyonu kullanılır. Takviye malzemesi önceden kalıp boşluğu doldurulacak şekilde kalıba yerleştirilir ve kalıp kapatılır. Elyaf matris içinde geç çözünen reçinelerle kaplanarak kalıp içerisinde sürüklenmesi önlenir. Reçine basınç altında kalıba pompalanır. Bu süreç daha fazla zaman ister. Matris enjeksiyonu



soğuk, ılık veya en çok 80° C'ye kadar ısıtılmış kaplarda uygulanabilir. Bu yöntemde içerideki havanın dışarı çıkarılması ve reçinenin elyaf içine iyi işlemesi için vakum kullanılır. Birçok uçak parçası ve F1 araçlarının parçası bu yöntemle elde edilir.

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

*Otoklavlama Yöntemi;* Termoset kompozit malzemelerin performanslarını artırmak için elyaf / reçine oranını artırmak ve malzeme içinde oluşabilecek hava boşluklarını tamamen gidermek için malzemeyi yüksek ısı ve basınca maruz bırakarak sağlandığı yöntemdir. Kompozit malzemelerin tabakalar arası birleşme ve kalitesini arttırmak için kullanılan yöntemlerin başında gelir. Şekil 2.10' da otoklavlama yönteminde kullanılan fırını görebiliriz.



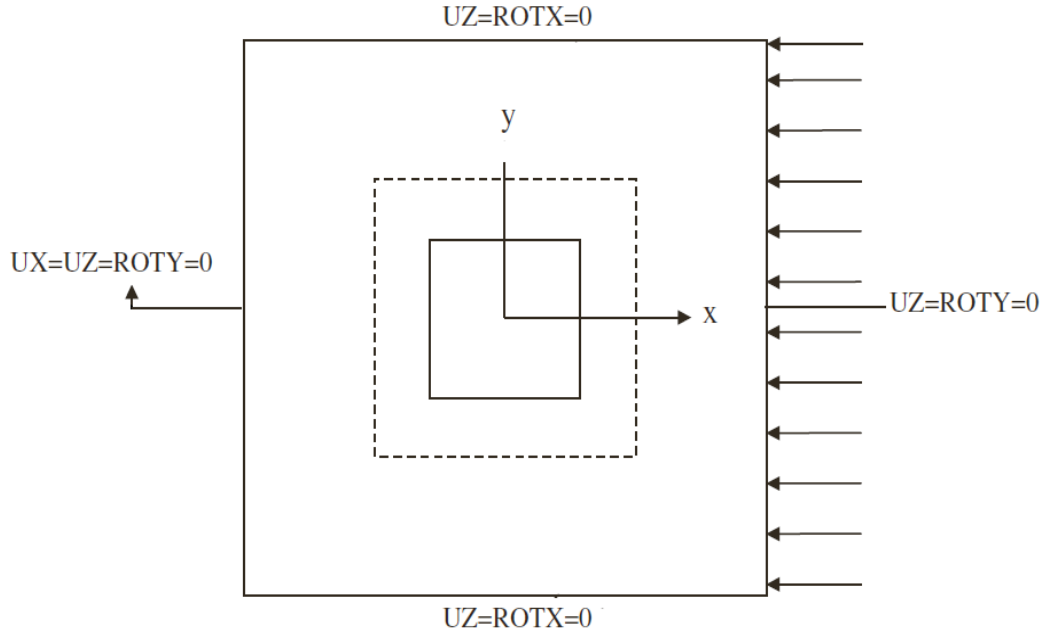
Şekil 2.10 Otoklav fırınına konulan uçak parçası

## BÖLÜM ÜÇ

### MALZEME VE YÖNTEM

#### 3.1 Kompozit Plakalarda Teorik Kritik Burkulma Yüğü

Sınır ve yükleme şartları şekil 3.1 de gösterildiği gibi kabul edilmiş, basit mesnetli tabakalı kompozit plakadaki 2 boyutlu düzlemde burkulma analizi üzerine Akbulut ve Sayman (2001), çalışmışlardır. Bu çalışmada yükleme koşullarını, ara yüzey düğümleri üzerine uyguladılar. Bu ele alınan problemde z koordinatı 0 mm alınmış kare bir plakadaki düğümlerin z eksenine etrafındaki dönüşüde sınırlanmış olup sağ taraftaki alandan basınç ile yüklenilmiş olarak kabul edilmişti.



Şekil 3.1 Basit mesnetlenmiş kare plakadaki yükleme ve sınır koşulları

Basit mesnetli, tek tabakalı veya fiber açısı simetrik ve anti simetrik olan çok tabakalı kompozit plakalar için kritik burkulma yükleri şöyle bulunabilir;

$$P_{cr1} = \pi^2 \left[ D_{11} \left( \frac{m}{a} \right)^2 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left( \frac{n}{b} \right)^2 + D_{22} \left( \frac{n}{b} \right)^4 \left( \frac{a}{m} \right)^2 \right]$$

Basit mesnetli, antisimetrik fiber açılı tabakalı bir kompozitin kritik burkulma yükü için;

$$P_{cr2} = \left[ \frac{a}{m\pi^2} \right] \left[ \frac{T_{33} + (2T_{12}T_{23}T_{13} - T_{22}T_{13}^2 - T_{11}T_{23}^2)}{T_{11}T_{22} - T_{12}^2} \right]$$

Ve;

$$Q_{11} = E_1 / (1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21})$$

$$Q_{12} = \nu_{12} \cdot E_2 / (1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}) = \nu_{21} \cdot E_1 / (1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21})$$

$$Q_{22} = E_2 / (1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21})$$

$$Q_{66} = G_{12}$$

$$\nu_{12} / E_1 = \nu_{21} / E_2$$

$$Q_{11}^* = Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta$$

$$Q_{12}^* = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta)$$

$$Q_{22}^* = Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta$$

$$Q_{66}^* = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta)$$

$$D_{11} = Q_{11}^* \times t^3 / 12$$

$$D_{12} = Q_{12}^* \times t^3 / 12$$

$$D_{22} = Q_{22}^* \times t^3 / 12$$

$$D_{66} = Q_{66}^* \times t^3 / 12$$

Denklemlerde tabakalı kompozit için; E ile Elastisite modülü,  $\nu$  ile poisson oranı, G kayma modülü, N tabaka sayısı ve m burkulma mod sayısı olarak gösteriliyor.  $Q_{ij}$  katılık rijitlik matrisini,  $D_{ij}$  eğilme katılık matrisini belirtir.

$$A_{11}, A_{12}, A_{22}, A_{66} = (Q_{11}^*, Q_{12}^*, Q_{22}^*, Q_{66}^*)t$$

$$B_{16}, B_{26} = -(Q_{16}^*, Q_{26}^*)t^2/2N \quad \dots\dots \quad N, \text{ tabaka sayısı}$$

$$T_{11} = A_{11}[m\pi/a]^2 + A_{66}[\pi/b]^2$$

$$T_{11} = (A_{12} + A_{66}) [m\pi/a][\pi/b]$$

$$T_{13} = -[3B_{16}(m\pi/a)^2 + B_{26}(\pi/b)^2][\pi/b]$$

$$T_{22} = A_{22}[\pi/b]^2 + A_{66}[m\pi/a]^2$$

$$T_{23} = -[B_{16}(m\pi/a)^2 + 3B_{26}(\pi/b)^2][m\pi/a]$$

$$T_{33} = D_{11}[m\pi/a]^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})[m\pi/a]^2[\pi/b]^2 + D_{22}[\pi/b]^4$$

Formülleri ile teorik olarak hesaplanabilir, Jones, R.M. (1999). Mechanics O.C.M.

### 3.2 Sonlu Elemanlar Metodu

Sonlu elemanlar metodu (Finite Element Method / FEM), kısaca açıklamak gerekirse çeşitli mühendislik problemlerine kabul edilebilir bir yaklaşımla çözüm arayan bir sayısal çözüm metodudur.

Mühendisler uğraştıkları karmaşık problemlere doğrudan sonuca ulaşamadıkları ya da doğrudan yaklaşımla çözümün çok daha zor olduğu durumlarda ana problemi daha kolay hale gelen alt problemlere ayırıp, sonra bu alt problemlerin çözümünden orijinal problemin çözümünü elde etmeleri metoduna giderler.

Karmaşık problemlerin çözümüne giden yolda bu metot, problemi sonlu elemanlar denilen basit geometrik şekillere, nodlara ayrılmaktadır. Gerçekte elastik sürekli ortamda elemanlar arası bağlantı noktalarının sayısı sonsuzdur. Sonlu elemanlar metoduyla bu sonsuz sayıdaki bağlantı sonlu bir sayıya indirgenir. Cisim sanki sadece bu noktalardan birbiriyle bağlıymış gibi düşünülür. Sonlu sayıda bu bağlantı noktaları ne kadar çoğaltılırsa bu metotla yapılan çözümdeki hata oranı o kadar küçülür. Diğer taraftan bu sayının çok fazla artması da sayısal çözümlemede büyük zorluklar getirir. Malzeme özellikleri ve ilgili bağlantılar, algoritma, denklemler bu elemanlar aracılığıyla kurulmaktadır ve eleman köşelerinde bilinmeyen değerler olarak ifade edilmektedir. Gerekli yüklemeler ve sınır şartları uygulandıktan sonra denklem setleri oluşturulmaktadır. Bu denklemlerin çözümü, yaklaşık olarak çözümü bulmamızı sağlar.

Sonlu eleman metodunun önemli özelliklerinden bir tanesi, tüm problemi temsil eden elemanları bir araya koymadan önce, her bir elemanın ayrı ayrı formüle edilebilmesidir. Örneğin bir gerilme analizi problemi ile uğraşıyorsak her bir noda etki eden dış kuvvetler ile elemanın düğüm noktalarının, yer değiştirme bağlantılarını bulduğumuzda tüm sistemi çözümlemiş oluruz. İşte sözü geçen problem çözümündeki basitleştirme budur.

Sonlu elemanlar metodunda çözümü tek seferde bulamayız çözümün adımları vardır. Bunlara kısaca değinmek gerekirse;

- Problemin bir modelini hayali çizgilerle elemanlara, yüzeylere bölünmesi bölünürken de probleme uygunluğu gözetilmelidir.
- Bölünme sonucu açığa çıkan ve birbirlerine komşu olan elemanlar belirli sayıdaki düğüm noktalarıyla bağlanmış sayılır. Bu düğüm noktaları problemi çözecek olan kilit ana parametrelerdir. Yer değiştirmeyi tanımlamak için düğüm noktalarının yer değiştirmesi cinsinden matrisler seçilir. Matrislerin derecesi konulan düğüm noktasıyla orantılıdır.

- Elemanlara böldüğümüz modelin davranışlarını belirten matris denklemleri birleştirilerek sistemin bütün olarak davranışı bulunmaya çalışılır.
- Düğüm noktalarında toplandığını düşündüğümüz gerilmeleri dengeleyen kuvvetler ile bu düğüm noktalarının yer değiştirmeleri arasında;

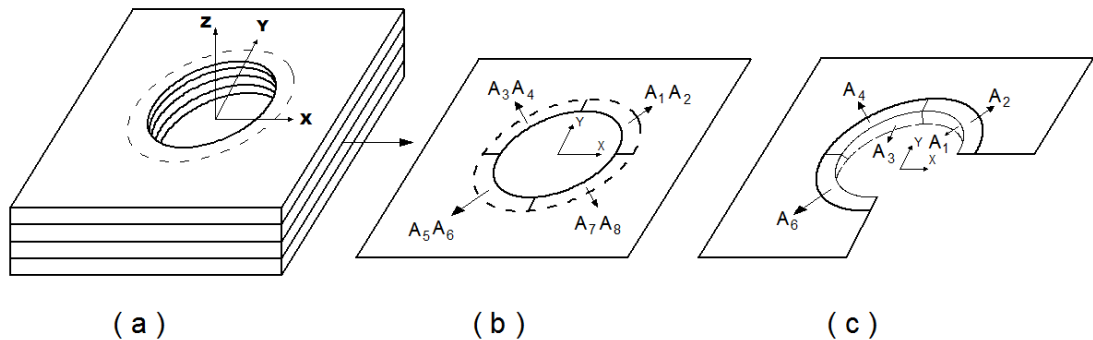
$|P| = |K|. \{U\}$  bağıntısı bulunur.

$|P|$  ile gösterilen dış kuvvetlerin tamamıdır.  $|K|$  sistemin bir bütün olarak katılık matrisidir.  $\{U\}$  ise yer değiştirmeleri belirten matristir.

Problemin çözümünde  $|P|$  ve  $|K|$  matrisleri yoluyla yer değiştirmeler, deplasmanlar ve dolayısıyla oradan da gerilmelere ulaşılabilir.

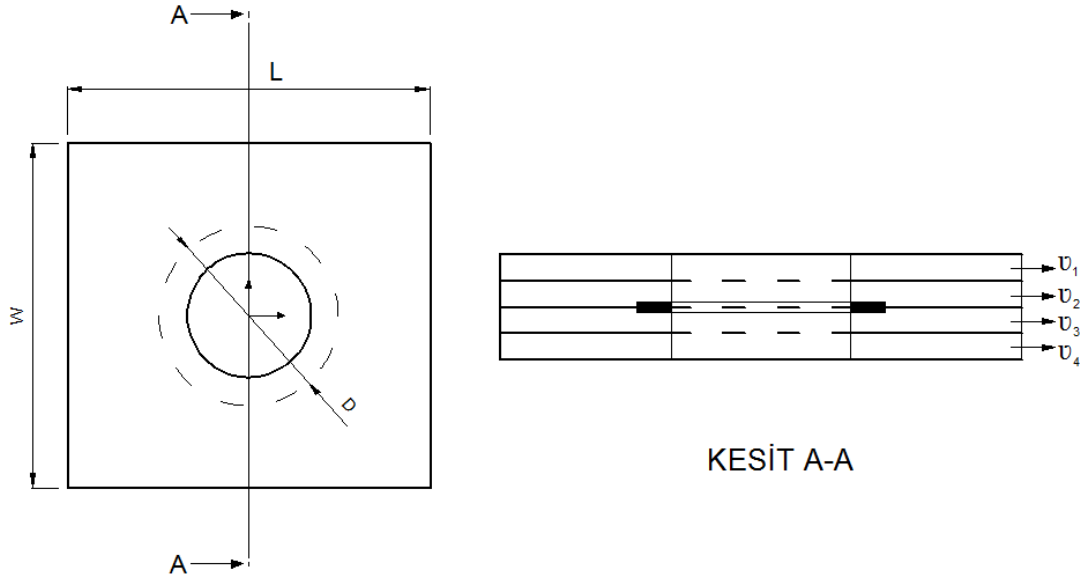
### 3.3 Dairesel Delaminasyonlu Plakanın Üç Boyutlu Sonlu Elemanlar Modeli

Dairesel delaminasyon alanına sahip, dairesel delikli tabakalı kompozit bir plakanın üç boyutlu sonlu elemanlar modelini Şekil 3.2 (a) daki gibi ele alalım. Buradaki katı modelde dört adet hacim bulunmakta, bunlardan iki tanesi merkez çizgisinin üst tarafında ( $v_1, v_2$ ) ve diğer iki tanesi merkez çizgi alt tarafında ( $v_3, v_4$ ) Şekil 3.3'de görüldüğü gibidir.



Şekil 3.2 Tabakalı plakanın üç boyutlu sonlu elemanlar modeli, ( a ) Model, ( b ) Arayüzey düzlemleri alanları, ( c ) Delaminasyon bölgesinin şematik gösterimi

Plaka orta bölgesinde bulunan, birbirlerine bağlı iki hacim bölgesinin ara yüzündeki noktalar çakıştıkları için aynı koordinatlara ve boyutlara sahip olmasına rağmen aslında farklıdır. Şekilde gösterilen  $A_1, A_3, A_5$  ve  $A_7$  alanları  $v_2$  üst hacim bölgesine ait alanlar olsun.  $A_2, A_4, A_6$  ve  $A_8$  alanları ise diğer alanlarla aynı koordinat ve ölçülere sahip olmasına karşın  $v_3$  alt hacim bölgesine ait alanlardır. Diğer yanal alanlar ise alt ve üst tabakalara ait ortak yanal alanlardır. Şekil 3.2' de (c) ile gösterilen çizimde bu durumu daha kolay anlayabiliriz. Orta bölgedeki tabakalardaki ara yüz alanlarını, yanal alanlar olmadan elemanlarına ayırdığımız zaman aynı koordinatta bulunan çift düğüm noktaları açığa çıkar. Bu sayede dairesel delaminasyon yüzeyi, dairesel deliği ile birlikte modellenmiş olur.



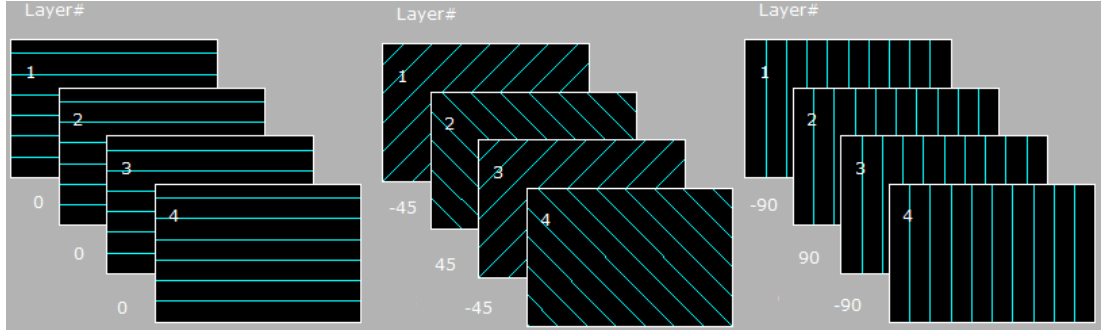
Şekil 3.3 Dairesel delaminasyon bölgesine sahip, dairesel delikli tabakalı plakanın boyut ve şekli

## BÖLÜM DÖRT

### PROBLEMİN TANIMI

Bu çalışmada; tabakaları arasında delaminasyon oluşturulmuş kompozit plakaların burkulma yükleri üzerine delaminasyon boyutları, delaminasyon konumu ve fiber oryantasyonun etkileri incelenmiştir.

Analizlerde fiber oryantasyonu [0/0/0/0//0/0/0/0] olan plakanın haricinde; [90/0/90/0//0/90/0/90] ve [45/-45/45/-45//45/45/-45/45] iki farklı fiber açı oryantasyonuna sahip plakalar Şekil 4.1’ de gösterildiği gibi ele alınmıştır.



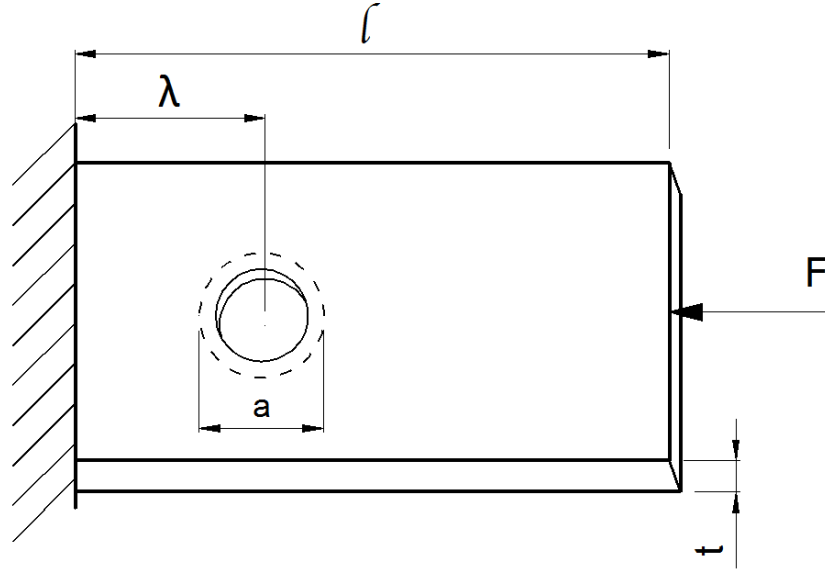
Şekil 4.1 Tabakalı plaka analizlerinde kullanılan üç farklı açı oryantasyonları

Burada (//) işareti; ilgili tabakalar arası delaminasyonlu alanın bulunduğu bölgeyi göstermektedir. Analizler, ANSYS (v.10) bilgisayar destekli sonlu elemanlar paket programında ilgili plakalar üç boyutlu modellenerek gerçekleştirilmiştir.

Analizlerde kullanılan plakalar, her biri 250x100x0.3mm boyutlarında olan sekiz tabakadan oluşmaktadır. Plakalarda bulunan delaminasyonlu alanlar, plakalara delik açıldıktan sonra delik çapından daha büyük bölgeye ulaşmış alanları simgelemektedir. Bu delaminasyon alanları, problemde oluşturulan y ve z eksenine etrafında simetrik olup dördüncü ve beşinci tabakalar arasındadır. Analizlerde 15 mm ve 20 mm çapında iki farklı delaminasyon bölgesi ele alınmış olup Şekil 4.2’ de görüldüğü gibi bu bölgeler (( $\lambda$ )) ile gösterilen değerler değiştirilerek plakaların kritik burkulma yükleri  $P_{kr}$  hesaplanmıştır.



Delaminasyonun farklı boyut ve konumları için bulunan kritik burkulma yük değerleri, hasarsız durumuyla kıyaslanarak delaminasyonun yarattığı etki belirlenmeye çalışılmıştır.

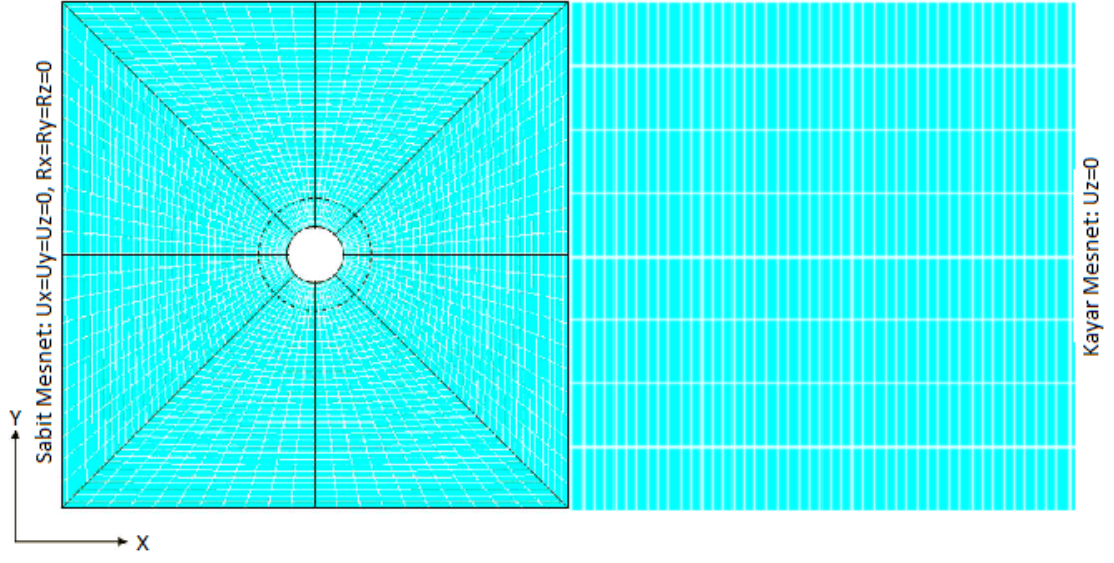


Şekil 4.2 Burkulma analizlerinde kullanılan plakadaki delaminasyon

ANSYS programında analizleri gerçekleştirirken menülerden hareket ettiğimizde, aynı model geometrisini farklı delaminasyon alanları ve yer değişimleri için tekrar tekrar kurmak, elemanlara ayırmak, sınır şartlarını, yüklemeleri her seferinde tekrar girmek gerekliydi. Bunu gerçekleştirmek gerek zaman, gerekse işlem fazlalığı açısından birçok zahmeti ve hata yapma olasılığını beraberinde getirecek idi. Bunun önüne geçebilmek için analizleri yaparken örnek plaka modeli üzerinden APDL (ANSYS Parametric Design Language) dosyaları hazırlanarak dosya üzerinden değişmesi gereken parametreleri daha rahat görüp, gerekli düzenlemeleri yaptıktan sonra analizler yapılmıştır.

Analizlerde, 18 adet farklı delaminasyon bölgesi model kullanılmış olup, değişik açı oryantasyonları ve sınır şartları kullanılarak toplamda 152 adet analiz gerçekleştirilmiştir. Her modelde yaklaşık olarak 3200 eleman ve 4500 düğüm noktası vardır.





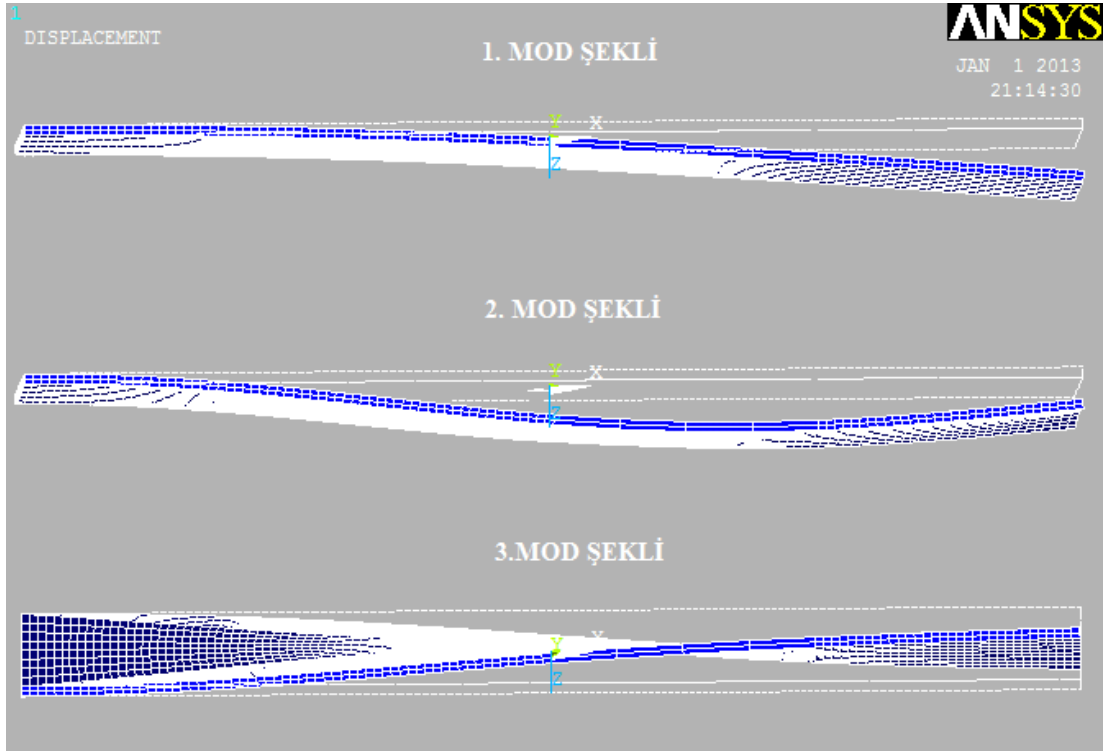
Şekil 4.4 Plakanın sabit-kayar mesnetli sınır koşulu

## BÖLÜM BEŞ

### ANALİZ SONUÇLARI

Delaminasyonlu plakaların analizleri sonucu  $P_{kr}$  burkulma yükleri bulunmuştur. Burkulma yüklerinin; plakadaki sınır koşulları, fiber açı oryantasyonu, delaminasyonun konumu ve çapının değiştirilmesi sonucu dağılımlarını ve davranışlarını daha iyi anlayabilmek ve yorumlayabilmek için, analiz sonuçları kendi içlerinde kategorilerine ayrılarak grafikleri çizilmiş ve yorumlanmaya çalışılmıştır.

Bu amaçla plakada bulunan delaminasyon bölgesinin plakadaki konumunun ( $\lambda/l$ ),  $P_{kr}/P_{kr}^*$  kritik burkulma yükleri oranına (delaminasyonlu durumdaki kritik burkulma yükü değerlerinin hasarsız durumdaki kritik burkulma yükü değerlerine oranı) göre kıyaslanarak hesaplanmıştır. Analizler sonucu plakanın maruz kaldığı mod şekillerine göre de sonuçlar yorumlanmaya çalışılmıştır.



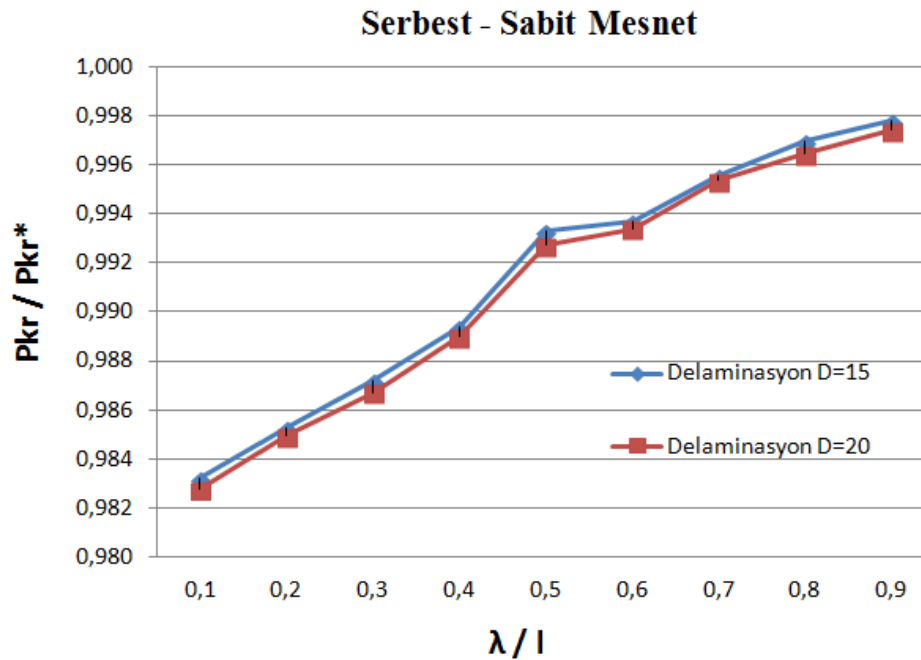
Şekil 5.1 Plakanın burkulma sonucu maruz kaldığı mod şekilleri

## 5.1 Dokuma Örgülü, Tek Yönlü Fiber Oryantasyonuna Sahip Plaka (woven)

Tablo 5.1 Farklı sınır koşulları ve delaminasyon çaplarına göre kritik burkulma yükleri

$\lambda / l$	SERBEST- SABİT MESNETLİ						KAYAR - SABİT MESNETLİ					
	DELAMİNASYON D= 15mm			DELAMİNASYON D= 20mm			DELAMİNASYON D= 15mm			DELAMİNASYON D= 20mm		
	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$
0,1	99,90	101,61	0,983	99,86	101,61	0,983	829,57	838,29	0,990	829,16	838,29	0,989
0,2	100,11	101,61	0,985	100,08	101,61	0,985	835,55	838,29	0,997	835,05	838,29	0,996
0,3	100,31	101,61	0,987	100,26	101,61	0,987	838,20	838,29	1,000	838,28	838,29	1,000
0,4	100,53	101,61	0,989	100,49	101,61	0,989	835,97	838,29	0,997	835,68	838,29	0,997
0,5	101,39	101,61	0,998	101,07	101,61	0,995	838,28	838,29	1,000	838,27	838,29	1,000
0,6	100,97	101,61	0,994	100,94	101,61	0,993	825,93	838,29	0,985	825,71	838,29	0,985
0,7	101,16	101,61	0,996	101,14	101,61	0,995	825,07	838,29	0,984	825,01	838,29	0,984
0,8	101,30	101,61	0,997	101,25	101,61	0,996	828,95	838,29	0,989	828,66	838,29	0,989
0,9	101,39	101,61	0,998	101,35	101,61	0,997	834,88	838,29	0,996	834,53	838,29	0,996

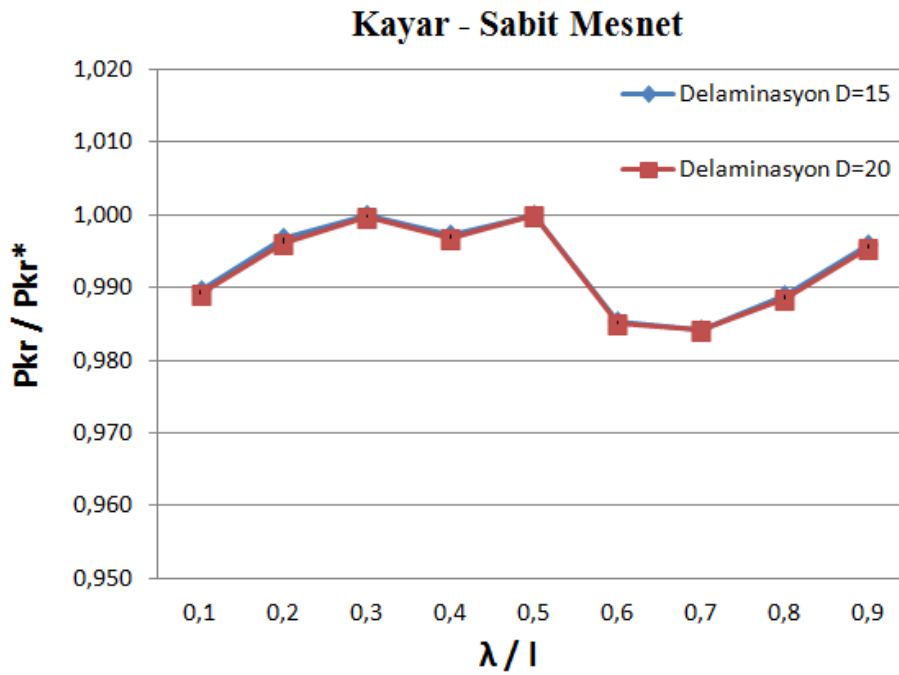
Sekiz tabakalı örgü tipi kompozit plakadaki delaminasyonlu durumlarla, hasarsız durumlarda bulunan kritik burkulma yükleri; Tablo 5.1’de değerlerde gösterildiği gibidir.



Şekil 5.2 Plakadaki delaminasyonun yeri ve boyutuna göre kritik burkulma yükü oranı

Şekil 5.2' deki grafikten anlaşıldığı üzere serbest kenar- sabit mesnetli kenar, ilk sınır koşulu olan durumda  $\lambda / l$  oranı azaldıkça, yani delaminasyon bölgesi sabit mesnete yaklaştıkça, burkulma yükünde bir azalma görülmektedir. Bunun nedenini birinci burkulma mod şeklinden görmek mümkündür. Delaminasyon bu bölgede yer aldığı anda, plakanın rijitliği düştüğü için burkulma yükü de düşmektedir.

Ayrıca grafikten; delaminasyon çapının artmasının burkulma direncini düşürüp daha düşük yüklerde burkulmasına neden olduğu görülmektedir.



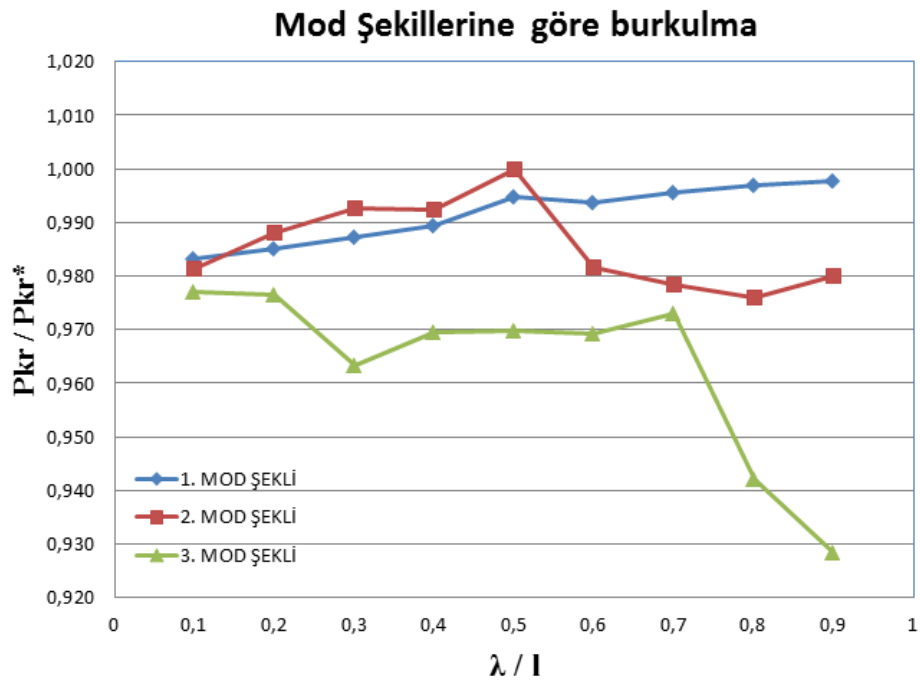
Şekil 5.3 Kayar mesnetli durumdaki burkulma yük oranları

İkinci sınır koşulunda yük uygulanan kenar, kayar mesnetli olarak ( $U_z=0$ ) kabul edilmiştir. Bu durumda plakanın sergilediği burkulma davranışı Şekil 5.3' teki gibidir. Burkulma direncinin en düşük kaldığı durum yine sabit mesnete yakın olan yer ve bunun dışında delaminasyon bölgesinin kayar mesnete yakın olan bölgelerde de burkulma yükleri azalmıştır.

Burkulma mukavemet verilerine, plakanın yük karşısında almış olduğu mod şekillerine göre baktığımızda Tablo 5.2' deki değerlere ulaşırız.

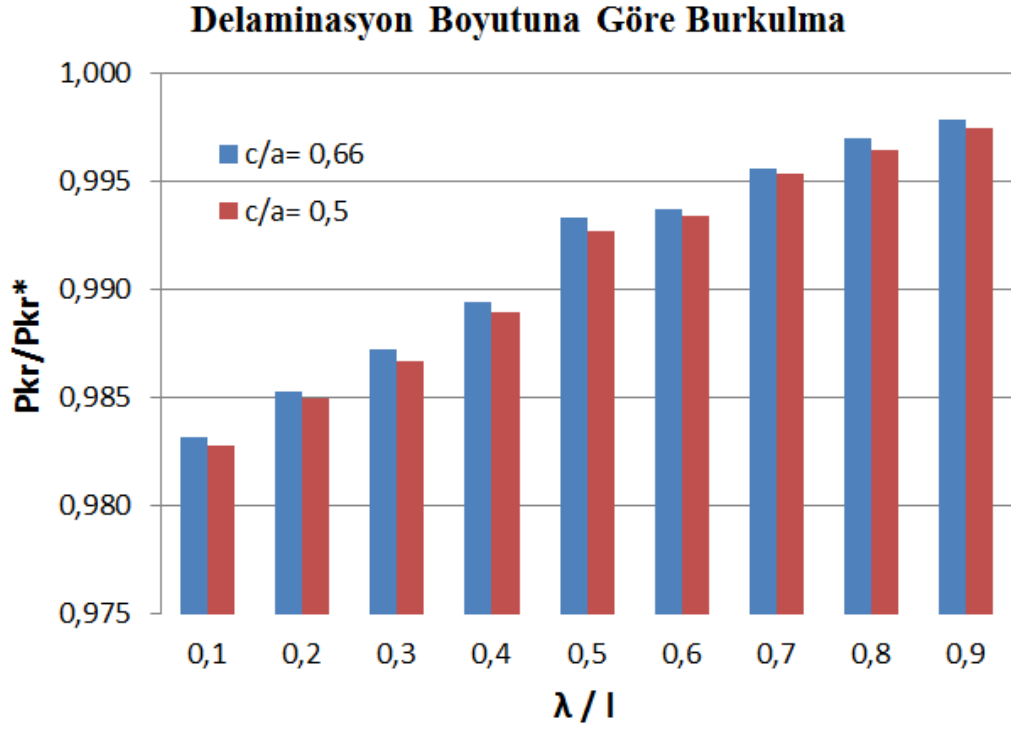
Tablo 5.2 Farklı mod şekillerine göre kritik burkulma yükleri

SERBEST - SABİT MESNETLİ MOD ŞEKİLLERİNE GÖRE BURKULMA									
$\lambda / l$	1. MOD ŞEKLİ			2. MOD ŞEKLİ			3. MOD ŞEKLİ		
	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$
0,1	99,90	101,61	0,983	865,39	881,78	0,981	2231,60	2283,90	0,977
0,2	100,11	101,61	0,985	871,20	881,78	0,988	2230,10	2283,90	0,976
0,3	100,31	101,61	0,987	875,35	881,78	0,993	2200,10	2283,90	0,963
0,4	100,53	101,61	0,989	875,11	881,78	0,992	2214,20	2283,90	0,969
0,5	101,09	101,61	0,995	881,70	881,78	1,000	2215,00	2283,90	0,970
0,6	100,97	101,61	0,994	865,65	881,78	0,982	2213,90	2283,90	0,969
0,7	101,16	101,61	0,996	862,66	881,78	0,978	2222,50	2283,90	0,973
0,8	101,30	101,61	0,997	860,65	881,78	0,976	2151,60	2283,90	0,942
0,9	101,39	101,61	0,998	864,17	881,78	0,980	2120,20	2283,90	0,928



Şekil 5.4 Farklı mod şekillerine göre kritik burkulma oranı

Şekil 5.4 ilk üç burkulma yük değerleri üzerine delaminasyonun yerinin etkisini göstermektedir. Burada ikinci ve üçüncü mod şekillerinde serbest kenara yakın bölgelerde oluşan delaminasyonlar burkulma direncini daha çok azaltıcı yönde davranış sergilemiştir. Bunda plakanın burkulurken sergilediği şekil değişikliğine istinaden o bölgelerde oluşan gerilmelerin daha çok yoğunlaşmasının rolü fazladır.



Şekil 5.5 Delaminasyon çapına göre kritik burkulma oranları

Analizlerle elde edilen veriler sonucu delaminasyonlu plakaların burkulma direncinin düştüğünü, Şekil 5.5' teki grafik de desteklemektedir.

İlk sınır koşuluna göre çizilen bu grafikte belirtilen  $(c/a)$  oranı; delik çapı / delaminasyon çapı oranını belirtmektedir. Plakalarda analizleri gerçekleştirirken  $c$  delik çapını 10 mm ve açılan bu deliğin yarattığı delaminasyon bölgesinin çaplarını; 15 mm ve 20 mm olarak alınmış idi. Buradaki amaç delaminasyon alanının boyutunun burkulma direncine yaratacağı etkiyi bulmaktır.

Çizilen grafikten anlaşılacağı üzere; delaminasyon çapının büyümesinin kritik burkulma yükünü düşürücü yönde etki yapmasını yorumlayabiliyoruz.

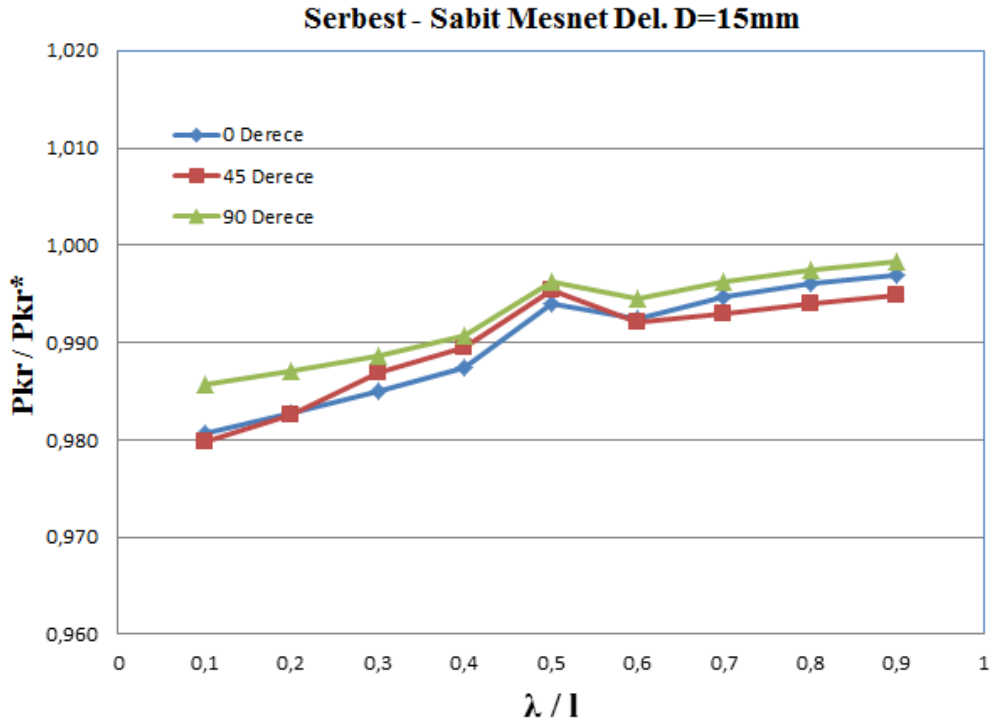


## 5.2 Burkulma Yüklerine Fiber Açısının Etkisi (1. Mod)

Tablo 5.3 Serbest-sabit mesnetli, 1. mod burkulma şekli, farklı fiber açlarına göre sonuçlar

SERBEST - SABİT MESNETLİ DELAMİNASYON ÇAPI D= 15mm 1.MOD									
$\lambda / l$	Fiber Oryantasyon Açısı = $[0]_{4s}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[45,/-45]_{2s}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[90,/-90]_{2s}$		
	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$
0,1	179,43	182,98	0,981	55,84	56,99	0,980	62,65	63,56	0,986
0,2	179,82	182,98	0,983	56,00	56,99	0,983	62,74	63,56	0,987
0,3	180,25	182,98	0,985	56,24	56,99	0,987	62,84	63,56	0,989
0,4	180,69	182,98	0,987	56,39	56,99	0,989	62,97	63,56	0,991
0,5	181,88	182,98	0,994	56,80	56,99	0,997	63,33	63,56	0,996
0,6	181,61	182,98	0,993	56,54	56,99	0,992	63,22	63,56	0,995
0,7	182,02	182,98	0,995	56,58	56,99	0,993	63,32	63,56	0,996
0,8	182,25	182,98	0,996	56,64	56,99	0,994	63,40	63,56	0,997
0,9	182,42	182,98	0,997	56,70	56,99	0,995	63,46	63,56	0,998

Şekil 5.6 ilk sınır koşulunda, üç farklı fiber yönlenme açılarında gerçekleştirilen analiz sonuçlarını göstermektedir.

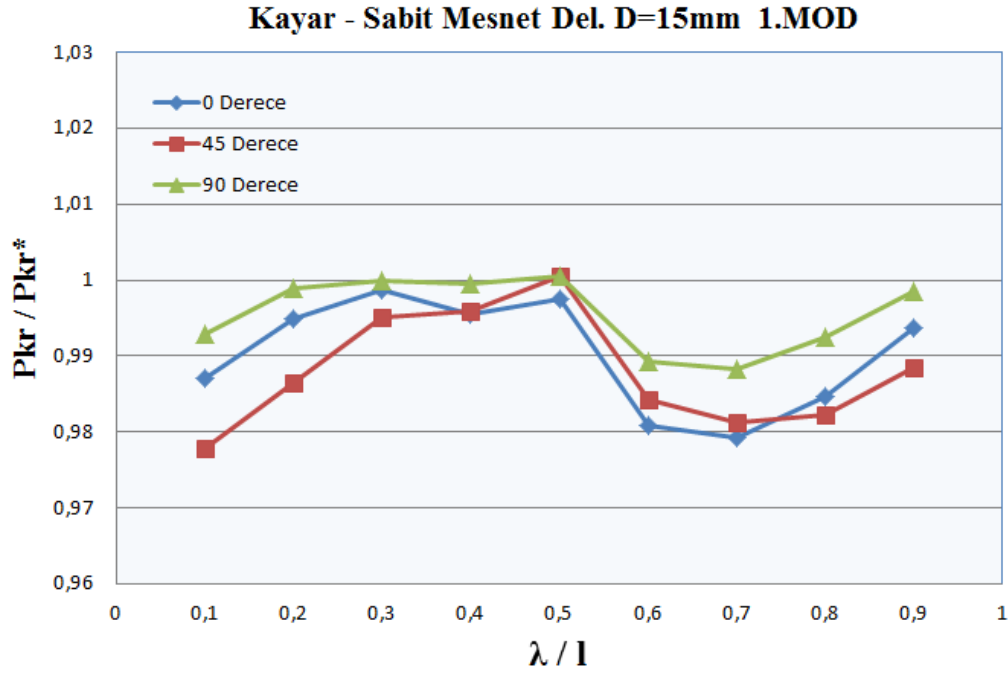


Şekil 5.6 Serbest – sabit mesnet sınır koşullu delemantasyon çapı 15 mm olan üç farklı fiber açılı plakaların 1. mod burkulma analiz grafiği

Şekilden görüldüğü gibi farklı fiber açı oryantasyonlarında, delaminasyon bölgelerinin değişimine bağlı olarak plakaların kritik burkulma yük oranı değişimleri benzer karakteristiktir. Genel olarak delaminasyondan  $[45,/-45]_{2s}$  açı oryantasyonuna sahip plakalar en çok,  $[90,/-90]_{2s}$  açı oryantasyonundaki plakalar en az etkilendiği söylenebilir.

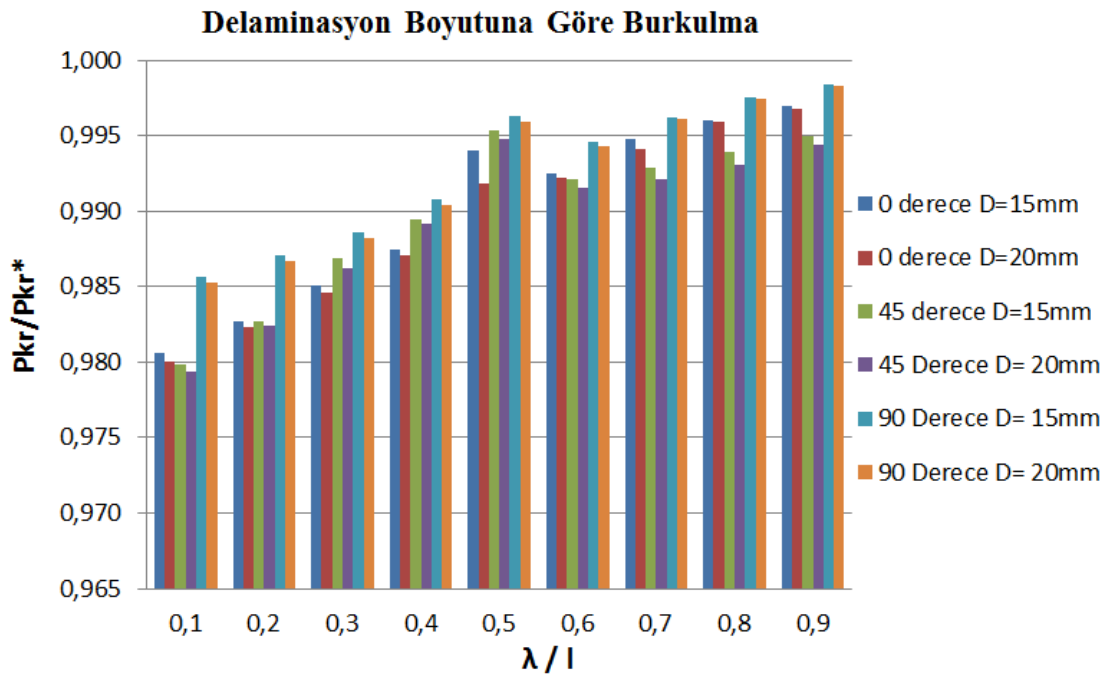
Tablo 5.4 Kayar - sabit mesnetli, 1. mod burkulma şekli, farklı fiber açılara göre sonuçlar

KAYAR - SABİT MESNETLİ DELEMİNASYON ÇAPI D= 15mm 1.MOD									
$\lambda / l$	Fiber Oryantasyon Açısı = $[0]_{4s}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[45,/-45]_{2s}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[90,/-90]_{2s}$		
	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$
0,1	1496,7	1516,4	0,987	501,4	512,76	0,9778	517,01	520,73	0,9929
0,2	1508,8	1516,4	0,995	505,81	512,76	0,9864	520,19	520,73	0,999
0,3	1514,4	1516,4	0,9987	510,3	512,76	0,9952	520,73	520,73	1
0,4	1509,6	1516,4	0,9955	510,67	512,76	0,9959	520,46	520,73	0,9995
0,5	1512,7	1516,4	0,9976	513	512,76	1,0005	521	520,73	1,0005
0,6	1487,4	1516,4	0,9809	504,69	512,76	0,9843	515,13	520,73	0,9892
0,7	1485	1516,4	0,9793	503,11	512,76	0,9812	514,66	520,73	0,9883
0,8	1493,3	1516,4	0,9848	503,64	512,76	0,9822	516,84	520,73	0,9925
0,9	1506,9	1516,4	0,9937	506,81	512,76	0,9884	520	520,73	0,9986



Şekil 5.7 Kayar – sabit mesnet sınır koşullu delaminasyon çapı 15 mm olan üç farklı fiber açılı plakaların 1. mod burkulma analiz grafiği

Farklı fiber açı oryantasyondaki plakaların analizinde ikinci sınır koşulu ele alınmış ve woven yapıdaki tabakalı kompozit plakaların grafiğine benzer özellikte olduğu gözlenmiştir. Burada kayar mesnetli bölgede plakanın Z yönündeki hareket sınırlanmıştı, sınırlanan bölgede delaminasyonun kritik burkulma yüküne eksi yönde etki etmiştir. İlk sınır koşulunda olduğu gibi delaminasyondan  $[90,/-90]_{2S}$  açı oryantasyonundaki plakalar en az etkilenmiştir.



Şekil 5.8 Üç fiber oryantasyon açısı ve delaminasyon çapına göre kritik burkulma oranları

Serbest - sabit mesnetli durumda yapılan analizler için üç farklı fiber yönlenme açıları dahil edilerek çizilen grafik Şekil 5.8' de gösterildiği gibidir. Şekilden görüldüğü gibi, farklı fiber yönlenme açısında ve delaminasyon konumunda, delaminasyon çapının büyümesinin burkulma yükünü azaltıcı yönde etki ettiği söylenebilir. Kritik burkulma değerlerinin oranındaki değişimler; farklı delaminasyon bölgelerinde iki farklı çap değerinde aynı karakteristikte etki ederek benzer bir eğilim göstermiştir.

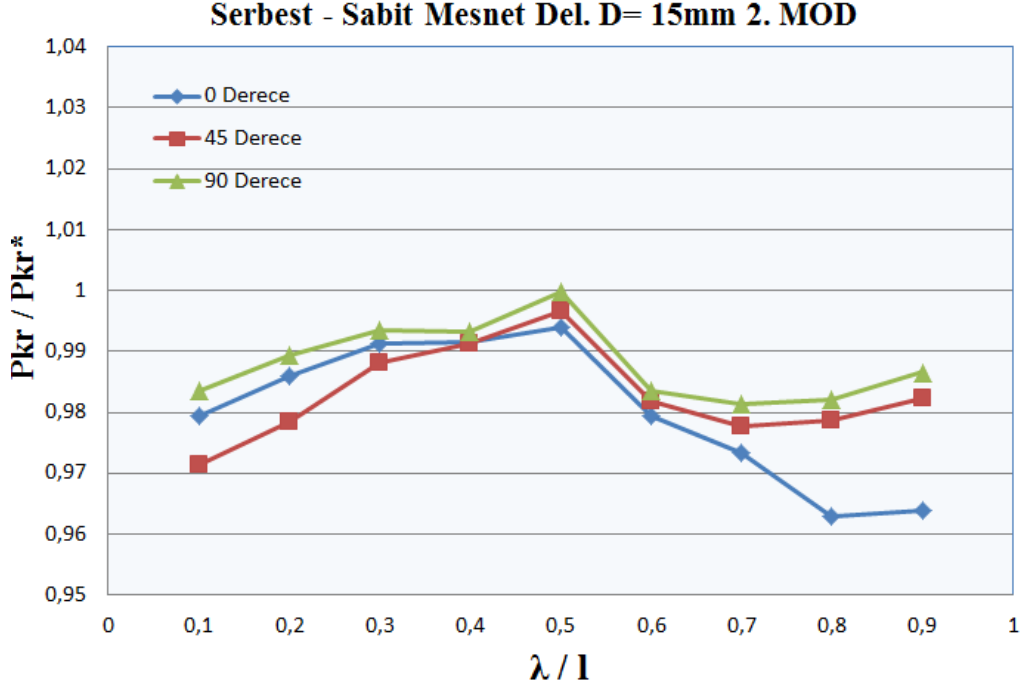
Daha öncede bahsedildiği üzere genel olarak iki farklı delaminasyon çapında  $[90,/-90]_{2S}$  açı oryantasyonuna sahip plakalar, delaminasyondan daha az etkilenmiştir.

### 5.3 Burkulma Yüklerine Fiber Açısının Etkisi (2. Mod)

Tablo 5.5 Serbest-sabit mesnetli, 2. mod burkulma şekli, farklı fiber açlarına göre sonuçlar

SERBEST - SABİT MESNETLİ DELEMİNASYON ÇAPI D= 15mm 2. MOD									
$\lambda / l$	Fiber Oryantasyon Açısı = $[0]_{4s}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[45,/-45]_{2s}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[90,/-90]_{2s}$		
	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$
0,1	1487,4	1518,6	0,9795	496,2	510,78	0,9715	553,65	562,96	0,9835
0,2	1497,4	1518,6	0,986	499,76	510,78	0,9784	556,92	562,96	0,9893
0,3	1505,5	1518,6	0,9914	504,78	510,78	0,9883	559,33	562,96	0,9936
0,4	1505,7	1518,6	0,9915	506,38	510,78	0,9914	559,12	562,96	0,9932
0,5	1509,3	1518,6	0,9939	509,01	510,78	0,9965	562,8	562,96	0,9997
0,6	1487,2	1518,6	0,9793	501,52	510,78	0,9819	553,73	562,96	0,9836
0,7	1478,3	1518,6	0,9735	499,36	510,78	0,9776	552,42	562,96	0,9813
0,8	1462,2	1518,6	0,9629	499,9	510,78	0,9787	552,82	562,96	0,982
0,9	1463,8	1518,6	0,9639	501,7	510,78	0,9822	555,4	562,96	0,9866

İlk sınır koşulunda, plakanın aldığı ikinci mod şekline göre üç farklı fiber yönlenme açılarında gerçekleştirilen analizlerin sonucu Tablo 5.5' teki gibidir.

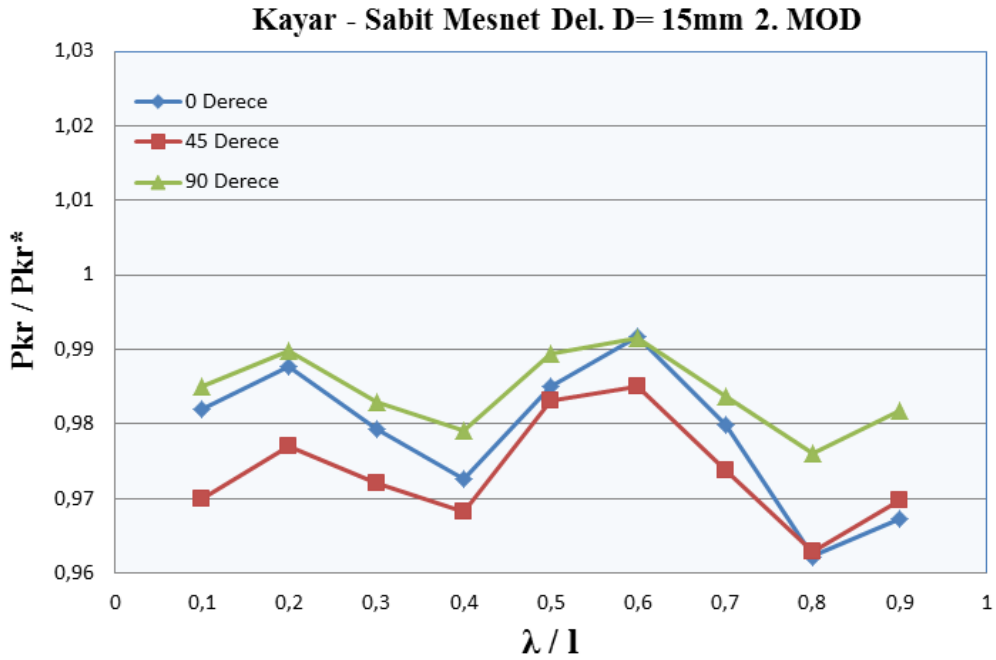


Şekil 5.9 Serbest – sabit mesnet sınır koşullu delemantasyon çapı 15 mm olan üç farklı fiber açılı plakaların 2. mod burkulma analiz grafiği

Gerçekleştirilen analizlerde, plakaların burkulurken almış oldukları ikinci mod şekillerine göre çizilen grafiğin şekil 5.9'daki gibi olduğu görülmektedir. Grafik incelendiğinde delaminasyon, sabit mesnet yakınları ve serbest uç kısmına yaklaştığında burkulma direncini daha fazla azalmaktadır. Burada plakanın ikinci moda geçerken almış olduğu burkulma şeklinin ilk duruma göre farklı olmasının rolü vardır.

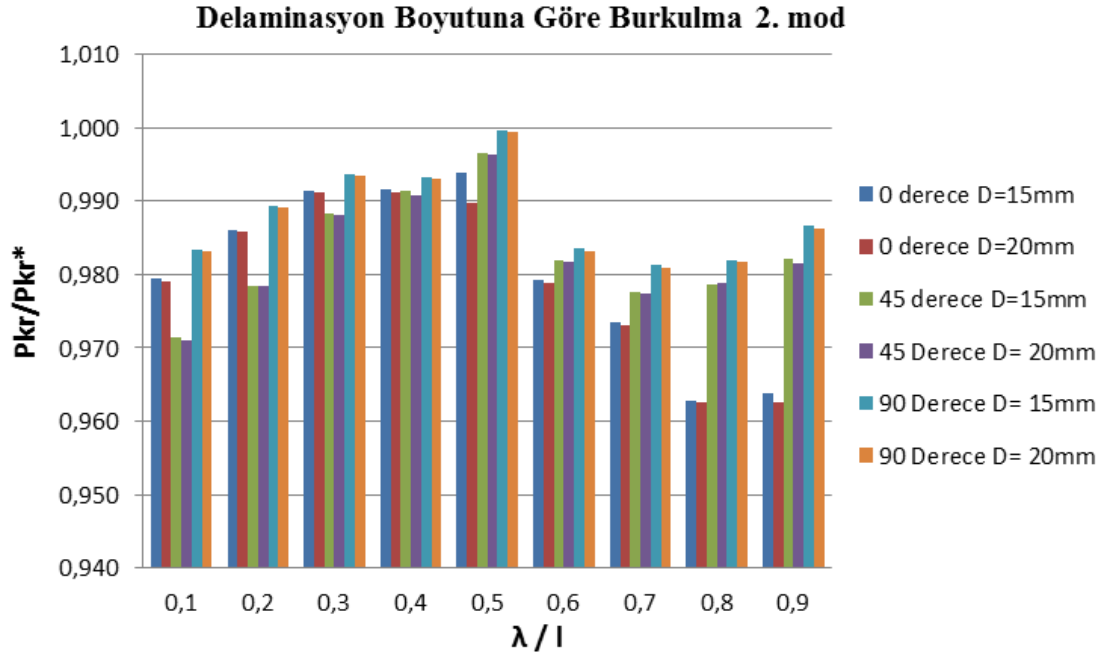
Tablo 5.6 Kayar - sabit mesnetli, 2. mod burkulma şekli, farklı fiber açılara göre sonuçlar

KAYAR - SABİT MESNETLİ DELEMİNASYON ÇAPI D= 15mm 2. MOD									
$\lambda / l$	Fiber Oryantasyon Açısı = $[0]_{4S}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[45./-45]_{2S}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[90./-90]_{2S}$		
	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$
0,1	4222,2	4299,2	0,9821	1618,5	1668,7	0,9699	1529,9	1553,1	0,9851
0,2	4246,1	4299,2	0,9876	1630,4	1668,7	0,977	1537,3	1553,1	0,9898
0,3	4210,2	4299,2	0,9793	1622,2	1668,7	0,9721	1526,5	1553,1	0,9829
0,4	4181,5	4299,2	0,9726	1615,6	1668,7	0,9682	1520,8	1553,1	0,9792
0,5	4235,1	4299,2	0,9851	1640,7	1668,7	0,9832	1536,8	1553,1	0,9895
0,6	4263,7	4299,2	0,9917	1643,8	1668,7	0,9851	1540	1553,1	0,9916
0,7	4212,8	4299,2	0,9799	1624,9	1668,7	0,9738	1527,8	1553,1	0,9837
0,8	4136,9	4299,2	0,9622	1606,7	1668,7	0,9628	1516	1553,1	0,9761
0,9	4158,5	4299,2	0,9673	1618,4	1668,7	0,9699	1524,9	1553,1	0,9818



Şekil 5.10 Kayar – sabit mesnet sınır koşullu delaminasyon çapı 15 mm olan üç farklı fiber açılı plakaların 2. mod burkulma analiz grafiği

İkinci sınır koşulu ve ikinci burkulma mod şeklini ele aldığımız farklı fiber yönlenme açılarına sahip tabakalı kompozit plakaların kiritik burkulma yükleri oranlarına göre çizilen grafik Şekil 5.10'daki gibidir. Kayar mesnet bölgesinde hareketi sınırlanan plakaların delaminasyonun o bölgelere kayması durumunda, burkulma yükü oranı daha çok azalmıştır. İkinci mod şeklinde, ilk mod şeklinde olduğu gibi;  $[90,/-90]_{2s}$  açı oryantasyonundaki plakalar delaminasyonun varlığından daha az etkilenmiş olup,  $[45,/-45]_{2s}$  açı oryantasyonuna sahip plakaların kritik burkulma yüklerinde en çok fark yaşanmıştır.



Şekil 5.11 2. mod şekli üç farklı fiber oryantasyon açısı ve delaminasyon çapına göre kritik burkulma oranları

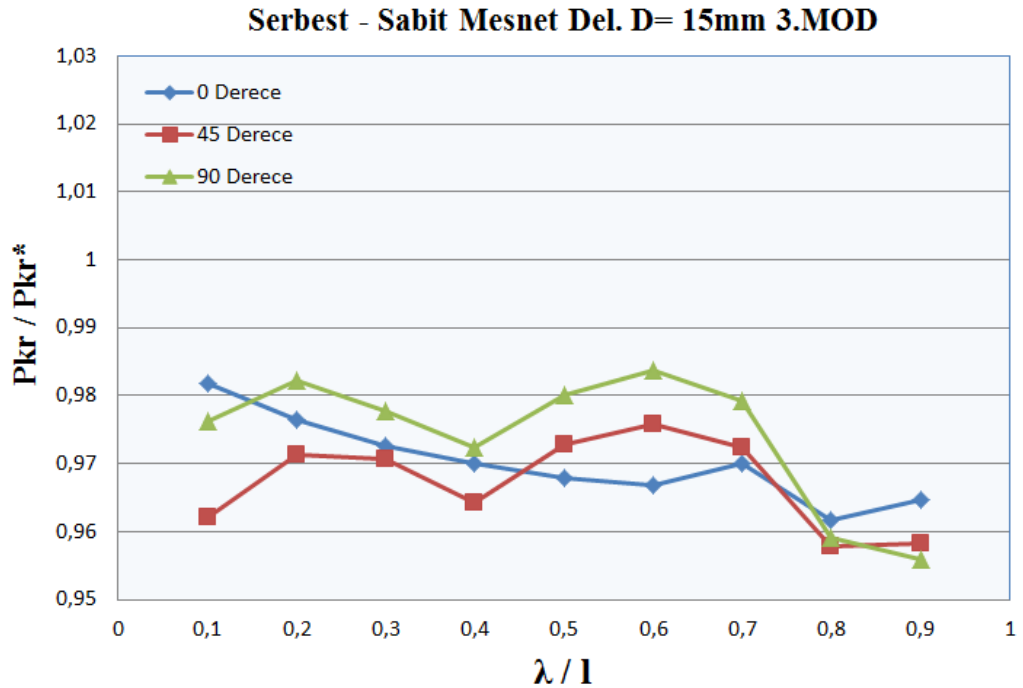
Delaminasyon çapının arttığı durumlarda kritik burkulma oranları, ikinci mod şekli içinde aynı şekilde eksi yönde etkisi olmuştur. Her farklı fiber yönlenme açısında delaminasyonun büyümesi burkulma mukavemetini azaltmıştır. İki çap değeri için kritik burkulma değerlerinin oranındaki değişimler; ilk mod şeklinde olduğu gibi, farklı delaminasyon bölgelerinde aynı karakteristikte etki ederek benzer bir eğilim göstermiştir.

### 5.4 Burkulma Yüklerine Fiber Açısının Etkisi (3. Mod)

Tablo 5.7 Serbest-sabit mesnetli, 3. mod burkulma şekli, farklı fiber açlarına göre sonuçlar

SERBEST - SABİT MESNETLİ DELEMİNASYON ÇAPI D= 15mm 3. MOD									
$\lambda / l$	Fiber Oryantasyon Açısı = $[0]_{4s}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[45,/-45]_{2s}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[90,/-90]_{2s}$		
	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$
0,1	2781,8	2833,4	0,9818	1485,1	1543,7	0,962	1480,1	1516	0,9763
0,2	2766,9	2833,4	0,9765	1499,5	1543,7	0,9714	1489,1	1516	0,9823
0,3	2755,9	2833,4	0,9726	1498,6	1543,7	0,9708	1482,3	1516	0,9778
0,4	2748,4	2833,4	0,97	1488,4	1543,7	0,9642	1474,3	1516	0,9725
0,5	2742,3	2833,4	0,9678	1501,8	1543,7	0,9729	1485,9	1516	0,9801
0,6	2739,4	2833,4	0,9668	1506,3	1543,7	0,9758	1491,3	1516	0,9837
0,7	2748,5	2833,4	0,97	1501,1	1543,7	0,9724	1484,4	1516	0,9792
0,8	2724,8	2833,4	0,9617	1478,7	1543,7	0,9579	1454	1516	0,9591
0,9	2733,6	2833,4	0,9648	1479,3	1543,7	0,9583	1449,1	1516	0,9559

İlk sınır koşulunda, plakanın aldığı üçüncü mod şekline göre, üç farklı fiber yönlenme açılarında gerçekleştirilen analizlerin sonucu Tablo 5.7' teki gibidir.

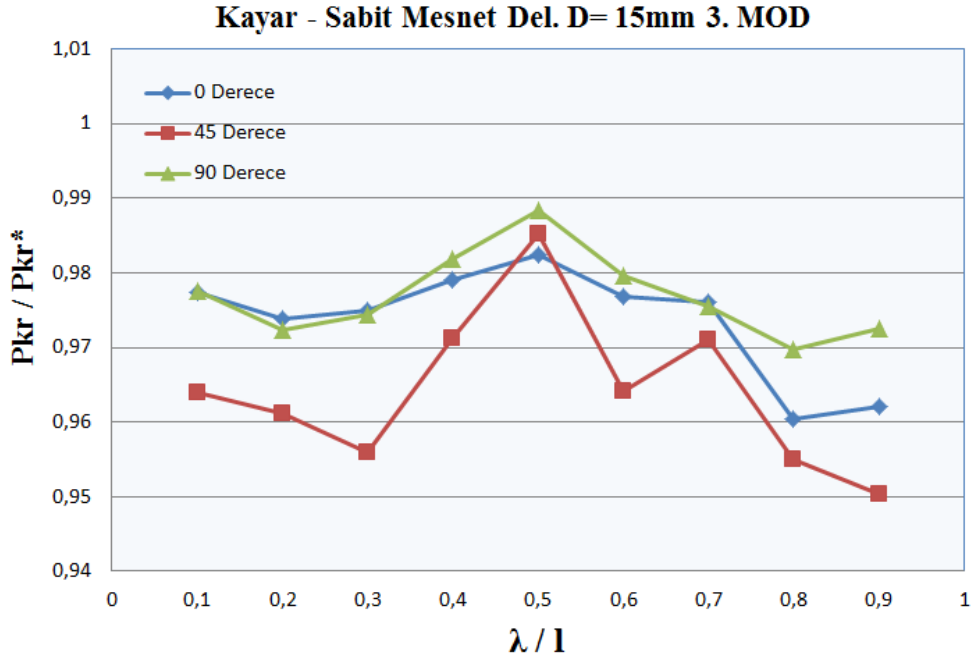


Şekil 5.12 Serbest – sabit mesnet sınır koşullu delemantasyon çapı 15 mm olan üç farklı fiber açılı plakaların 3. mod burkulma analiz grafiği

Plakaların analizlerinin, üçüncü mod şekline göre gösterdikleri burkulma dirençleri oranlarının grafiği Şekil 5.11’de gösterildiği gibidir. Grafiği incelediğimizde delaminasyonların, sabit mesnet yakınları ve serbest uç kısmına yaklaştığında ve ayrıca orta bölge yakınlığında burkulma direncini daha çok azalmaktadır. Bu nedenle delaminasyon bu bölgelerde yer aldığına burkulma yükleri de düşmektedir.

Tablo 5.8 Kayar-sabit mesnetli, 3. mod burkulma şekli, farklı fiber açılara göre sonuçlar

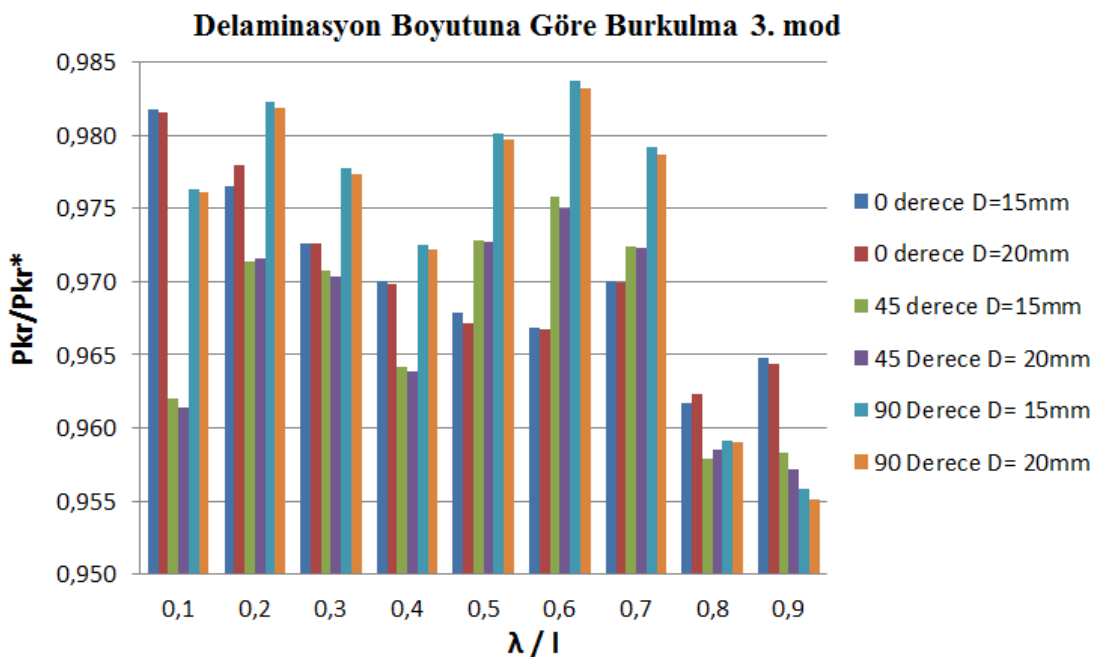
KAYAR - SABİT MESNETLİ DELEMİNASYON ÇAPI D= 15mm 3. MOD									
$\lambda / l$	Fiber Oryantasyon Açısı = $[0]_{4S}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[45,/-45]_{2S}$			Fiber Oryantasyon Açısı = $[90,/-90]_{2S}$		
	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$	$P_{kr}$	$P_{kr}^*$	$P_{kr}/P_{kr}^*$
0,1	5352,6	5476,1	0,9774	3370,7	3496,9	0,9639	2887,2	2953,3	0,9776
0,2	5332,5	5476,1	0,9738	3361	3496,9	0,9611	2871,5	2953,3	0,9723
0,3	5339,3	5476,1	0,975	3342,7	3496,9	0,9559	2877,7	2953,3	0,9744
0,4	5361,8	5476,1	0,9791	3396,6	3496,9	0,9713	2899,5	2953,3	0,9818
0,5	5379,7	5476,1	0,9824	3456	3496,9	0,9883	2919,2	2953,3	0,9885
0,6	5349,2	5476,1	0,9768	3371,2	3496,9	0,9641	2893,2	2953,3	0,9796
0,7	5344,8	5476,1	0,976	3395,7	3496,9	0,9711	2880,8	2953,3	0,9755
0,8	5258,9	5476,1	0,9603	3339,3	3496,9	0,9549	2864	2953,3	0,9698
0,9	5268,5	5476,1	0,9621	3323,4	3496,9	0,9504	2872	2953,3	0,9725



Şekil 5.13 Kayar – sabit mesnet sınır koşullu delaminasyon çapı 15 mm olan üç farklı fiber açılı plakaların 3. mod burkulma analiz grafiği



İkinci sınır koşulu için ele aldığımız son burkulma mod şekli ve farklı fiber yönlenme açılarına sahip tabakalı kompozit plakaların burkulma davranışı Şekil 5.10'daki gibidir. İlk iki mod şeklinde olduğu gibi kayar mesnet bölgesinde oluşan delaminasyonlar z yönünde hareketi sınırlanan plakaların kritik burkulma oranını azalmıştır. Yine ilk iki mod şeklindeki sonuç tekrarlanmış;  $[90,-90]_{2s}$  açı oryantasyonundaki plakalar delaminasyonun varlığından daha az etkilenmiş olup,  $[45,-45]_{2s}$  açı oryantasyonuna sahip plakaların kritik burkulma yüklerinde en çok fark yaşanmıştır.



Şekil 5.14 3. mod şekli üç farklı fiber oryantasyon açısı ve delaminasyon çapına göre kritik burkulma oranları

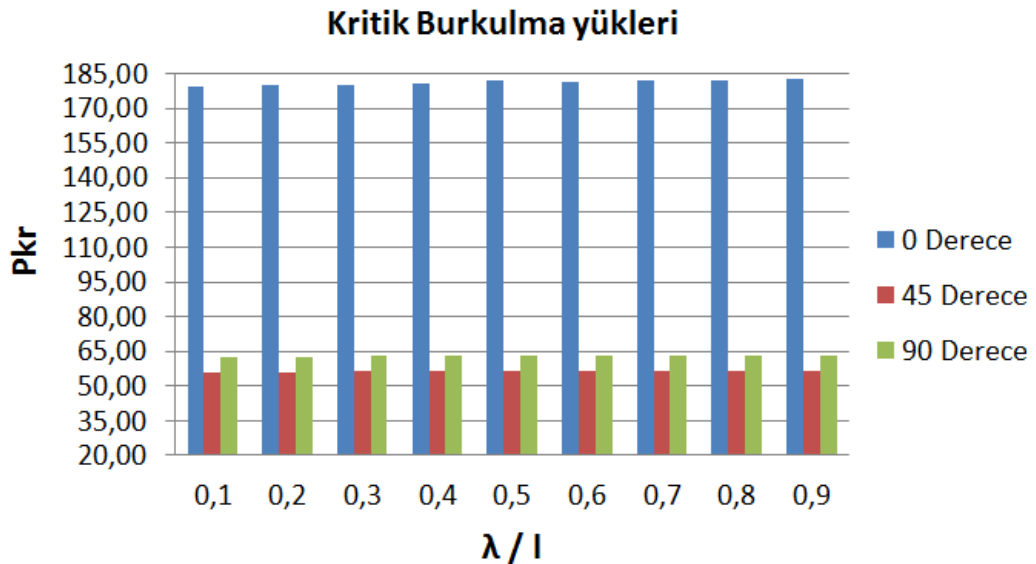
Üçüncü burkulma mod şekli için delaminasyon çapının yarattığı etkiyi anlaşılması için Şekil 5.14' e bakabiliriz. İki çap değeri için kritik burkulma değerlerinin oranındaki değişimler; diğer mod şekillerinde olduğu gibi, farklı delaminasyon bölgelerinde birbirlerini takip ederek benzer eğilim göstermiştir. Ancak her farklı fiber yönlenme açısı için delaminasyonun büyümesi burkulma mukavemetini azaltmıştır diyebiliriz.

## 5.4 Mesnet ve Fiber Açısının Kritik Burkulma Yüküne Etkileri

Tablo 5.9 Mesnet tipinin burkulma yükünün etkisi

$\lambda / l$	SERBEST- SABİT MESNETLİ						KAYAR - SABİT MESNETLİ					
	D= 15mm için Kritik Burkulma Yükü			D= 20mm için Kritik Burkulma Yükü			D= 15mm için Kritik Burkulma Yükü			D= 20mm için Kritik Burkulma Yükü		
	0	45	90	0	45	90	0	45	90	0	45	90
0,1	179,43	55,84	62,65	179,33	55,81	62,62	1496,7	501,40	517,01	1496,1	501,06	516,84
0,2	179,82	56,00	62,74	179,74	56,13	62,71	1508,8	505,81	520,19	1508,2	505,82	520,05
0,3	180,25	56,24	62,84	180,16	56,44	62,81	1514,4	510,30	520,73	1513,9	510,21	520,70
0,4	180,69	56,39	62,97	180,62	56,65	62,95	1509,6	510,67	520,46	1509,0	510,41	520,32
0,5	181,88	56,72	63,33	181,49	56,90	63,40	1512,7	513,00	521,00	1504,2	512,80	520,80
0,6	181,61	56,54	63,22	181,56	56,51	63,20	1487,4	504,69	515,13	1486,7	504,53	514,88
0,7	182,02	56,58	63,32	181,90	56,60	63,31	1485,0	503,11	514,66	1484,3	502,95	514,41
0,8	182,25	56,64	63,40	182,24	56,72	63,40	1493,3	503,64	516,84	1492,9	504,86	516,68
0,9	182,42	56,70	63,46	182,39	56,67	63,45	1506,9	506,81	520,00	1506,3	506,67	519,88

Tablo 5.9 plakanın mesnet tipinin burkulma yüküne etkisini göstermektedir. Tablodan görüldüğü gibi, ankastre mesnetli kompozit plakanın burkulma yükü diğerine göre oldukça küçüktür. Bunun nedeni ankastre mesnetli plakanın burkulmaya karşı rijitliğinin daha düşük olmasıdır.



Şekil 5.15 Üç farklı fiber yönlenme açılına göre kritik burkulma yükleri

Fiber yönlenme açıları  $[0]_{4s}$ ,  $[45,-45]_{2s}$  ve  $[90,-90]_{2s}$  olan plakaların burkulma mukavemeti açısından Şekil 5.15' teki gibi karşılaştırsak; burkulma

açısından en dirençli açı dizilimi  $[0]_{4s}$  tir. Bunun yanında bu açı dizilimine sahip plakalarda delaminasyonun yarattığı etki,  $[90,/-90]_{2s}$  açı dizilimli plakalara göre daha fazla olmuştur. En düşük kritik burkulma mukavemetine sahip ve delaminasyondan en fazla etkilene açı dizilimi  $[45,/-45]_{2s}$  açı dizilimidir.

## BÖLÜM ALTI

### SONUÇLARIN GENEL DEĞERLENDİRMESİ

Sonlu elemanlar paket programıyla üç boyutlu modeller üzerinden analizleri gerçekleştirilen sekiz tabakalı kompozit plakalarda, delaminasyon oluşumunun burkulma mukavemetlerine karşı yaratacağı etki araştırılır iken, öncelikle örgü tipi kompozit plakalar incelenmiştir.

Bu incelemede, ele alınan ilk sınır koşulu olan bir kenarı sabit mesnet ve diğer serbest kenarından uygulanan kuvvet sonucu burkulan plakada; sabit mesnete yakın olan bölgelerde bulunan delaminasyonlar burkulma dayanımını daha çok düşürmüştür. Serbest kenarda bulunan delaminasyonların burkulma üzerine etkisi göreceli olarak daha az olmuştur.

Analiz sonuçlarında, her durumda genel olarak delaminasyon çapı arttıkça kritik burkulma yüklerinin düştüğü gözlenmiştir. Buradan delaminasyon alanının artmasının, burkulma direncini olumsuz yönde etkileyeceği sonucu çıkarabiliriz.

İkinci sınır koşulumuzda serbest kenarın hareketini sınırlandırmış ve kayar mesnet olarak belirlenmiştir. Buradaki analizlerin sonucunda hareketi sınırlanan bölgeye konulan delaminasyonlar, serbest kenar sınır koşuluna sahip plakalara göre burkulma yönünden daha fazla etkilenmişler ve burkulma mukavemetleri değişimleri azalan yönde olmuştur.

Fiber yönelme açıları  $[0]_{4s}$ ,  $[45,-45]_{2s}$  ve  $[90,-90]_{2s}$  olan plakaların analizlerinde, burkulma yönünden en mukavemetli fiber dizilimi  $[0]_{4s}$  dizilimi olmuştur. Diğer yandan genel olarak en zayıf fiber dizilimi  $[45,-45]_{2s}$  çıkmıştır.

$[45,-45]_{2s}$  dizilimine sahip plakalar ayrıca delaminasyonun varlığından en çok etkilenmiş olup, kritik burkulma yükleri en çok değişim gösteren plakalardır.

Bunun yanında  $[90,/-90]_{2s}$  fiber dizilimi, burkulma yönünden delaminasyondan diğer dizilimlere göre daha az etkilenmiştir.

Analizlerde plakaların aldığı burkulma mod şekillerine göre de incelemesi yapılırken, plakaların uğradığı şekil değişikliklerine bağlı olarak delaminasyonların burkulma dirençlerini daha çok düşürdüğü gözlenmiştir. Buna bağlı olarak bir kenarı serbest diğer kenarı sabit mesnetli plakalarda 1. mod şeklinin aksine 2. ve 3. mod şekillerine geldiğimizde, serbest kenara yakın bölgede plakanın aldığı şekle bağlı olarak serbest kenara yakın bölgeye konulan delaminasyonların kritik burkulma yük oranlarını daha çok düşürdüğü görülüyor.

Analiz sonuçlarının ışığı altında, delaminasyonlar kompozit plakalarda burkulma mukavemetini düşüren önemli bir faktör olduğu görülmektedir. Bu yüzden delaminasyonların varlığının yapıyı zayıflatıcı etkisi vardır ve bu sebeple kritik öneme sahiptirler.

**KAYNAKLAR**

- Akbulut, H. ve Sayman, O. (2001). An investigation on buckling of laminated plates with square hole. *Journal of Reinforced Plastics and Composites* 20, 1124.
- Baba, B. O. (2007). Buckling behavior of laminated composite plates. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 26, 1637.
- Ersoy, Y. H. (2001). *Kompozit malzeme*. İstanbul Literatür Yayınları.
- Gaudenzi, P. (1997). On delamination buckling of composite laminates under compressive loading, *Composite Structures*, 39: 21–30.
- Gören Kırıl, B. (2009). Effect of the clearance and interference-fit on failure of the pin-loaded composites, *Materials and Design*, 31, 85–93.
- Hwang, S. F. ve Mao, C. P. (1999). The delamination buckling of single-fibre system and interply hybrid composites, *Composite Struct.*, 46, 279–287.
- Jones, R. (1999). *Mechanics of composite materials (2nd ed.)*. Taylor & Francis, inc. USA.
- Kompozit malzemeler ve mekanik özellikleri*, (b.t). 17 Temmuz 2007  
[http://www.teknolojikarastirmalar.com/eegitim/yapi\\_malzemesi/icerik/kompozit](http://www.teknolojikarastirmalar.com/eegitim/yapi_malzemesi/icerik/kompozit).
- Kutlu, Z. ve Chang, F. K. (1992). Modeling compression failure of Laminated composites containing multiple through-width delaminations, *J. Composite Mater.*, 26, 350–387.

- Lee, S. Y. ve Park, D. Y. (2007). Buckling analysis of laminated composite plates containing delaminations using assumed strain solid element. *J. Composite Mater.*, 44, 406–426.
- Nemeth, M. P. (1996). Buckling and postbuckling behavior of laminated composite plates with a cutout, *NASA Technical Paper*, 3587, July.
- Pekbey, Y. ve Sayman, O. (2006). A Numerical and Experimental Investigation of Critical Buckling Load of Rectangular Laminated Composite Plates with Strip Delamination *J. Reinforced Plastics and Composites*, 25, 685.
- Zor, M. (2003). Delamination width effect on buckling loads simply supported woven-fabric laminated composite plates made of carbon/epoxy, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 22, 1546.
- Zor, M., Şen, F. ve Toygar E. , (2005). An investigation of square delamination effects on the buckling behavior of laminated composite plates with a square hole by using three-dimensional FEM analysis, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 20, 1119.