

**KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

İNŞAAT MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

**TABAKALI KOMPOZİT DİKDÖRTGEN PLAKLARIN DEĞİŞTİRİLMİŞ
UYGUN DOĞRULTULAR METODU'NA GÖRE OPTİMİZASYONU**

DOKTORA TEZİ

İnş. Yük. Müh. Umut TOPAL

**TEMMUZ 2008
TRABZON**

**KARADENİZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

İNŞAAT MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

**TABAKALI KOMPOZİT DİKDÖRTGEN PLAKLARIN DEĞİŞTİRİLMİŞ
UYGUN DOĞRULTULAR METODU'NA GÖRE OPTİMİZASYONU**

İnş. Yük. Müh. Umut TOPAL

**Karadeniz Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsünde
“Doktor (İnşaat Mühendisliği)”
Unvanı Verilmesi İçin Kabul Edilen Tezdir.**

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 22.05.2008

Tezin Savunma Tarihi : 03.07.2008

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Ümit UZMAN

Jüri Üyesi : Prof. Dr. Ragıp ERDÖL

Jüri Üyesi : Prof. Dr. Sami KARADENİZ

Jüri Üyesi : Prof. Dr. Ali Osman ÇAKIROĞLU

Jüri Üyesi : Prof. Dr. Hasan BODUROĞLU

Enstitü Müdür Vekili: Doç. Dr. Salih TERZİOĞLU

Trabzon 2008

ÖNSÖZ

Tabakalı Kompozit Dikdörtgen Plakların Değiştirilmiş Uygun Doğrultular Metodu'na Göre Optimizasyonu başlıklı bu çalışma Karadeniz Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü İnşaat Mühendisliği Anabilim Dalı'nda doktora tezi olarak hazırlanmıştır.

Bu bilimsel çalışmada, çalışmalarımı adım adım kontrol ederek yardımcı olan, araştırma, disiplin ve sonuca ulaşabilme yöntemlerini öğreten Hocam Sayın Prof. Dr. Ümit UZMAN'a minnet ve şükranlarımı sunmayı her zaman için bir borç bilirim.

Tez çalışmamı inceleyerek bilgi ve tavsiyelerini paylaşan Sayın Hocalarım Prof. Dr. Ragıp ERDÖL'e, Prof. Dr. Sami Karadeniz'e, Prof. Dr. Ali Osman ÇAKIROĞLU'na ve Prof. Dr. Hasan BODUROĞLU'na ayrı ayrı teşekkür ederim. Ayrıca, öğrenim hayatım boyunca bana emeği geçen tüm hocalarımı saygıyla anar, kendilerine minnettar olduğumu belirtmek isterim.

Bilgisayar programlama aşamasında tüm özel işlerini bir tarafa bırakıp gecesini gündüzünü katarak bana yardımlarını esirgemeyen, hatta benden daha çok gayret gösteren sevgili arkadaşım ve şu anda askeri eğitimini yapmakta olan İnş. Yük. Müh. Ali ÖZGÜL'e teşekkürlerimi sunarım.

Öğrenim hayatım süresince maddi ve manevi desteklerini esirgemeyen başta eşim Ebru TOPAL'a olmak üzere, annem Şenol TOPAL'a, babam Hasan TOPAL'a, ablam Tuğba TOPAL'a ve oğlum Hasan Arda TOPAL'a sonsuz saygı, sevgi ve teşekkürlerimi sunarım. Bu tez çalışmasının ülkemize faydalı olmasını temenni ederim.

Umut TOPAL
Trabzon 2008

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖNSÖZ.....	II
İÇİNDEKİLER.....	III
ÖZET	VI
SUMMARY	VII
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	VIII
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	XII
SEMBOLLER DİZİNİ.....	XIV
1. GENEL BİLGİLER.....	1
1.1. Giriş	1
1.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	1
1.3. Kompozit Yapı Elemanları	2
1.3.1. Lifler	2
1.3.2. Matris Malzemeleri.....	3
1.4. Tabakalı Kompozitler	3
1.4.1. Tabakalı Lifli Kompozit Malzemesi.....	3
1.4.2. Tabakalı Kompozit Lifli Malzemenin Mekanikliği.....	5
1.4.3. Tabakalı Kompozit Plak Analizinde Kullanılan Teoriler.....	6
1.4.4. Tabakalı Plağa Ait Denge Denklemleri	10
1.4.5. Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisine Göre Tabakalı Kompozit Plakların Sonlu Eleman Modellemesi	17
1.4.5.1. Basit Form	17
1.4.5.2. Sonlu Eleman Modeli	18
1.5. Tabakalı Kompozit Plakların Özel Tipleri	20
1.5.1. Simetrik Tabakalı Plaklar	20
1.5.2. Değişik Açılı Tabakalı Plaklar.....	21
1.6. Ortotrop Kompozit Tabakada Hasar Teorileri.....	22
1.6.1. Tsai-Wu Hasar Kriteri	23
1.6.2. Lif Doğrultusunda Çekme Durumu	25
1.6.3. Lif Doğrultusunda Basınç Durumu	30
1.6.4. Enine Doğrultuda Çekme Durumu	32
1.6.5. Enine Doğrultuda Basınç Durumu.....	34

1.6.6.	Düzlemsel Kayma Durumu	35
1.7.	Optimizasyon.....	36
1.7.1.	Değiştirilmiş Uygun Doğrultular Yöntemi.....	36
1.7.2.	Altın Oranı Arama Yöntemi	40
1.8.	Tabakalı Kompozit Plakların Optimizasyonu İlgili Yapılmış Çalışmalar... 42	
1.9.	Çalışmanın Amacı ve Kapsamı	69
1.10.	Hesap Tekniğinin ve Modelinin Seçilmesi.....	69
2.	YAPILAN ÇALIŞMALAR.....	71
2.1.	Giriş	71
2.2.	Tabaka Parametreleri.....	74
2.3.	Malzeme Özelliklerindeki Belirsizlik Durumu	79
2.4.	Tabaka Açılarındaki Belirsizlik Durumu	83
2.5.	Simetrik Olmayan Değişik Açılı Plak	83
3.	BULGULAR VE İRDELEMELER	85
3.1.	Dayanım Optimizasyonu	86
3.1.1.	Kenar ve Kalınlık Oranlarının Optimum Tasarıma Etkisi.....	86
3.1.2.	Mekanik Yüklerdeki Değişimlerin Optimum Tasarıma Etkisi.....	89
3.1.2.1.	N_x Yükleme Değişiminin Optimum Tasarıma Etkisi.....	89
3.1.2.2.	M_x Yükleme Değişiminin Optimum Tasarıma Etkisi	92
3.1.3.	Tabaka Parametrelerine Bağlı Olarak Optimum Tasarım	94
3.1.4.	Malzeme Belirsizliklerinin Optimum Tasarıma Etkisi.....	95
3.1.5.	Tabaka Açısındaki Belirsizliklerinin Optimum Tasarıma Etkisi.....	97
3.1.6.	Karma Kompozit Plakların Optimum Tasarımı	101
3.1.7.	Simetrik Olmayan Değişik Açılı Plak Kullanımının Optimum Tasarıma Etkisi	102
3.1.8.	Farklı Tabaka Düzenlemelerinin Optimum Tasarıma Etkisi.....	103
3.2.	Ortasında Dairesel Delik Bulunan Tabakalı Plakta Frekans Optimizasyonu.....	103
3.2.1.	Tabaka Sayısının Optimum Tasarıma Etkisi	104
3.2.2.	Sınır Koşullarının Optimum Tasarıma Etkisi	105
3.2.3.	Kenar Oranının Optimum Tasarıma Etkisi.....	106
3.2.4.	Delik Parametresinin Optimum Tasarıma Etkisi.....	108
3.2.5.	Malzeme Anizotropisinin Optimum Tasarıma Etkisi.....	110

3.2.6.	Antisimetrik Yerleşimin Optimum Tasarıma Etkisi.....	111
3.3.	Ortasında Dairesel Delik Bulunan Tabakalı Plakta Burkulma Optimizasyonu.....	112
3.3.1.	Tabaka Sayısının Optimum Tasarıma Etkisi	113
3.3.2.	Sınır Koşullarının Optimum Tasarıma Etkisi.....	114
3.3.3.	Kenar Oranının Optimum Tasarıma Etkisi.....	115
3.3.4.	Delik Parametresinin Optimum Tasarıma Etkisi.....	116
3.3.5.	Yükleme Oranının Optimum Tasarıma Etkisi.....	118
3.4.	Üniform Isı Yüklemesine Maruz Tabakalı Plakta Burkulma Optimizasyonu.....	118
3.4.1.	Kenar Oranının Optimum Tasarıma Etkisi.....	120
3.4.2.	Sınır Şartlarının Optimum Tasarıma Etkisi	122
3.4.3.	Isıl Artım Oranının Optimum Tasarıma Etkisi.....	122
4.	SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	125
5.	KAYNAKLAR.....	129
	ÖZGEÇMİŞ.....	144

ÖZET

Bu çalışmada değiştirilmiş uygun doğrultular yönteminin, tabakalı kompozit dikdörtgen plakların optimizasyon problemlerine uygulanabilirliği amaçlanmaktadır. Bu nedenle, dayanım, titreşim, mekanik ve termal burkulma olmak üzere dört farklı optimizasyon problemi çeşitli parametreler için dikkate alınmaktadır. Diğer taraftan bu çalışmada, diğer çalışmalarda ihmal edilen bazı parametreler dikkate alınarak, daha gerçekçi ve güvenilir sonuçlar elde edilmeye çalışılmaktadır. Bu amaçla hazırlanan tez çalışması aşağıdaki bölümlerden oluşmaktadır.

Birinci bölümde, kompozit malzemelerle ilgili genel bilgiler üzerinde durulmaktadır. Tabakalı kompozit plaklarda gerilme-şekil değiştirmeye ilgili temel bağıntılar, denge denklemleri, birinci dereceden kayma deformasyon teorisine göre sonlu eleman formülasyonları, tabakalı kompozit plaklarda hasar durumları, optimizasyon ve çalışmada kullanılan optimizasyon yöntemleriyle ilgili genel bilgiler verilmektedir. Ayrıca, konunun öneminden, hesap tekniğinin, modelinin seçilmesinden ve bu konuyla ilgili daha önce yapılmış olan çalışmalardan bahsedilmektedir.

İkinci bölümde, incelenen dört farklı optimizasyon problemine ilişkin temel formülasyonlar detaylı bir şekilde verilmektedir. Ayrıca, optimizasyonda dikkate alınacak bazı parametreler için genel bilgiler ve formülasyonlar verilmektedir.

Üçüncü bölümde, dört farklı optimizasyon probleminde çeşitli parametreler için elde edilen bulgular irdelenmektedir. Bu bölümü çalışmadan çıkarılabilecek bazı sonuçlar ve öneriler izlemektedir.

Çalışma sonucunda, değiştirilmiş uygun doğrultular yönteminin tabakalı kompozit plakların optimizasyon problemleri için etkili ve güvenilebilir bir yönteminin olduğu, ancak bu durumu genelleştirebilmek için bu yöntemin diğer tabakalı plak optimizasyon problemlerine de uygulanması gerektiği belirtilmektedir. Ayrıca, dikkate alınan parametrelerin optimum sonuçlar üzerinde önemli derecede etkili olduğu ve o nedenle bu parametrelerin tabakalı plakların optimum tasarım aşamasında dikkate alınması gerekliliği vurgulanmaktadır.

Anahtar Kelimeler: Tabakalı kompozit plaklar, Birinci dereceden kayma deformasyon teorisi, Optimizasyon, Değiştirilmiş uygun doğrultular metodu, Dayanım, Frekans, Burkulma

SUMMARY

Optimization of Laminated Composite Plates using Modified Feasible Direction Method

In this study, the applicability of the modified feasible direction method on the optimization problems of laminated composite plates is investigated. Therefore, four different optimization problems such as strength, frequency and bucklings under mechanical and thermal loads for some parameters are considered. On the other hand, some parameters which were neglected in the previous studies are considered in this study to obtain reliable and realistic results. The thesis prepared with this scope, includes the following chapters.

In the first chapter, general information about composite materials is given in detail. On the other hand, the stress-strain relations for a lamina, equilibrium equations, finite element formulations based on the first-order shear deformation theory, failures of laminated plates, optimization and optimization methods used in this study are given. The importance of the matter, selection of the model, technique of the analysis and the previous studies about this subject are given.

In the second chapter, the basic equations for four types of optimization problems are given. Besides, the general information and basic equations used for some parameters are also presented in this chapter.

In this third chapter, the response values obtained from optimization of laminated composite plates for four different problems are discussed in detail. After that, some conclusions of the research and recommendations for the future works are given.

As a conclusion, it is emphasised that the modified feasible direction method is efficient and reliable method for optimization problems of laminated composite plates, but this method must be applied to the other optimization problems of the laminated plates for approving the efficiency and reliability. On the other hand, the parameters considered in this study affect the optimum results substantially and therefore they must be taken into account at the optimum design stage of the laminated plates.

Key Words: Laminated composite plates, First-order shear deformation theory, Optimization, Modified feasible direction method, Strength, Frequency, Buckling

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa No

Şekil 1.1.	Kompozit malzemeyi oluşturan elemanlar ve ara yüzey (Daniel ve Ishai, 1994)	1
Şekil 1.2.	Kompozit malzemelerin sınıflandırılması	2
Şekil 1.3.	Farklı doğrultu açılarına sahip tabakalardan oluşan kompozit plak (Autio, 1999)	4
Şekil 1.4.	Lif donatılı çeşitli kompozit tabaka tipleri.....	5
Şekil 1.5.	Lifli kompozit elemanda global ve malzeme koordinat sistemleri.....	6
Şekil 1.6.	Birinci dereceden plak teorisi için plağın bir kenarının şekil değiştirmiş ve şekil değiştirmemiş geometrileri.....	8
Şekil 1.7.	x doğrultusunda tek eksenli yüklemeye maruz tabakada şekil değiştirme ve gerilme değişimi (Daniel ve Ishai, 1994).....	9
Şekil 1.8.	Eğri sınırlı tabakalı plak kesiti (Reddy, 1997).....	12
Şekil 1.9.	Plak elemanda normal kuvvet, moment ve kesme kuvvetlerinin şematik olarak gösterimi (Reddy, 1997)	14
Şekil 1.10.	Birinci dereceden kayma deformasyon teorisi için doğrusal Lagrange dikdörtgen elemanlar	19
Şekil 1.11.	Simetrik tabakalı plak dizilimi.....	21
Şekil 1.12.	Değişik açılı bir tabaka dizilimi.....	21
Şekil 1.13.	Simetrik yinelenen açılı tabaka dizilimi	22
Şekil 1.14.	Düzlem gerilme hali için dayanım parametrelerinin gösterimi	23
Şekil 1.15.	$\varepsilon_{ft}^u \langle \varepsilon_{mt}^u$ durumu için kompozit lif ve matris elemanda gerilme-şekil değiştirme eğrileri (Daniel ve Ishai, 1994).....	26
Şekil 1.16.	$\varepsilon_{mt}^u \langle \varepsilon_{ft}^u$ durumu için kompozit lif ve matris elemanda gerilme-şekil değiştirme eğrileri (Daniel ve Ishai, 1994).....	27
Şekil 1.17.	Tek doğrultulu kompozit elemanda çekme altında lif kırığı civarında oluşan yerel gerilme dağılımları (Daniel ve Ishai, 1994)	28
Şekil 1.18.	Çekme altında tek doğrultulu tabakada tekil lif kırığı civarındaki hasar mekanizmaları. a) Enine matris çatlağı, b) Lif-matris ayrılması, c) Matris elemanda koni biçiminde çatlak (Daniel ve Ishai, 1994).....	29
Şekil 1.19.	$\varepsilon_{ft}^u \langle \varepsilon_{mt}^u$ durumu için çekme yüklemesi altında tek doğrultulu kompozitte hasar durumları (Daniel ve Ishai, 1994)	29
Şekil 1.20.	Basınç altında tek doğrultulu kompozitte meydana gelen mikro burkulma modları. (a) Uzama modu, (b) Kayma modu (Daniel ve Ishai, 1994).....	30

Şekil 1.21.	Sünek ve gevrek liflerde aşırı şekil değiştirmelere neden olan mikro burkulmalar (Daniel ve Ishai, 1994)	31
Şekil 1.22.	Boyuna basınç altında tek doğrultulu kompozitin kayma hasar modu (Daniel ve Ishai, 1994)	31
Şekil 1.23.	Enine yüklenmiş tek doğrultulu kompozitte yerel gerilmeler (Daniel ve Ishai, 1994)	33
Şekil 1.24.	Enine çekme altında tek doğrultulu kompozitin hasarına neden olan ardışık mikro çatlaklar (Daniel ve Ishai, 1994)	34
Şekil 1.25.	Enine basınç altında tek doğrultulu kompozitte kayma hasar modu (Daniel ve Ishai, 1994)	35
Şekil 1.26.	Düzlemsel kayma altında tek doğrultulu kompozitte hasar modu (Daniel ve Ishai, 1994)	36
Şekil 1.27.	Değiştirilmiş uygun doğrultular yöntemi (Bletzinger, 2006)	37
Şekil 1.28.	Değiştirilmiş uygun doğrultular yöntemine ait akış şeması	39
Şekil 1.29.	Altın oranı arama yöntemi	41
Şekil 1.30.	Altın oranı arama yöntemine ait akış şeması (Filho, 1997).....	41
Şekil 2.1.	Dengeli, simetrik tabakalı plakta düzlemsel tabaka parametreleri için geçerli bölge (Weaver, 2005)	77
Şekil 2.2.	Çapraz açılı tabakalı plakta düzlemsel tabaka parametreleri için geçerli bölge (Weaver, 2005)	78
Şekil 2.3.	Dengeli, simetrik, eşit kalınlıklı plaklarda tabaka parametreleri için geçerli bölge (Setoodeh, 2005)	78
Şekil 2.4.	E_1 ve E_2 malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin eliptik konveks modelde şematik olarak gösterimi	81
Şekil 2.5.	$p=1$, $p=2$, $p=3$, $p=4$ değerleri için lif açısının normalize edilmiş kalınlık boyunca değişimi.....	84
Şekil 3.1.	Tabakalı plağa ait sonlu eleman modeli	86
Şekil 3.2.	Tabakalı kompozit plakta optimum lif açılarına bağlı olarak a/b ve a/h oranları için maksimize edilen düzlemsel yüklemeler.....	88
Şekil 3.3.	Tabakalı kompozit plakta optimum lif açılarına bağlı olarak a/b ve a/h oranları için maksimize edilen eğilme momentleri.....	88
Şekil 3.4.	Tabakalı kompozit plakta N_x yüklemesindeki değişimin maksimize edilen düzlemsel yüklemelere etkisi.....	90
Şekil 3.5.	Tabakalı kompozit plakta N_x yüklemesindeki değişimin maksimize edilen eğilme momentlerine etkisi	91
Şekil 3.6.	Tabakalı kompozit plakta M_x eğilme momentindeki değişimin maksimize edilen düzlemsel yüklemelere etkisi.....	93

Şekil 3.7.	Tabakalı kompozit plakta eğilme M_x eğilme momentindeki değişimin maksimize edilen eğilme momentlerine etkisi	94
Şekil 3.8.	Malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda maksimize edilen düzlemsel yüklemeler	96
Şekil 3.9.	Malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda maksimize edilen eğilme momentleri	96
Şekil 3.10.	Tabakalı kare plakta üretim toleranslarına bağlı olarak optimum lif açılarının elde edilmesi ($N=4$, $a/b=1$, $b/h=20$).....	98
Şekil 3.11.	Açılardaki belirsizliklerin dikkate alınması durumunun maksimize edilen düzlemsel yükler üzerindeki etkisi.....	99
Şekil 3.12.	Açılardaki belirsizliklerin dikkate alınması durumunun maksimize edilen eğilme momentleri üzerindeki etkisi.....	100
Şekil 3.13.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plağın sonlu eleman modeli	104
Şekil 3.14.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta maksimize edilen frekansların tabaka sayısına bağlı olarak değişimleri.....	105
Şekil 3.15.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta a/b oranının maksimize edilen frekanslar üzerindeki etkisi.....	106
Şekil 3.16.	Enine doğrultuda kayma deformasyonunun temel frekans üzerindeki etkisi.....	107
Şekil 3.17.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta d/b oranının maksimize edilen frekanslar üzerindeki etkisi.....	108
Şekil 3.18.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta d/b oranına bağlı olarak maksimize edilen frekanslara ait mod şekilleri	109
Şekil 3.19.	Temel frekansın maksimize edilmesi durumu için iterasyon süreci.....	110
Şekil 3.20.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta E_1/E_2 oranının maksimize edilen frekanslar üzerindeki etkisi.....	111
Şekil 3.21.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta antisimetrik yerleşimin maksimize edilen frekanslar üzerindeki etkisi.....	112
Şekil 3.22.	İki eksenli yüklemeye maruz ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plağın sonlu eleman modeli	113
Şekil 3.23.	Tabakalı kompozit plakta tabaka sayısının maksimize edilen burkulma yüklerine etkisi	114
Şekil 3.24.	Tabakalı kompozit plakta a/b oranının maksimize edilen burkulma yüklerine etkisi	115
Şekil 3.25.	Tabakalı kompozit plakta d/b oranının maksimize edilen burkulma yüklerine etkisi	116
Şekil 3.26.	Burkulma yükünün maksimize edilmesi durumu için iterasyon süreci.....	117
Şekil 3.27.	Ankastre mesnetli tabakalı plağa ait sonlu eleman modeli.....	119
Şekil 3.28.	Plak kenar oranının maksimize edilen kritik ısı burkulma yüklerine etkisi .	121

Şekil 3.29. Isıl artım oranının maksimize edilen ısıl burkulma yüklerine etkisi 123

ÇİZELGELER DİZİNİ

Sayfa No

Çizelge 3.1.	T300/5208 grafit/epoksi malzemesi için malzeme özellikleri	85
Çizelge 3.2.	Tabakalı plakta a/h ve a/b oranları için elde edilen optimum lif açıları	87
Çizelge 3.3.	Tabakalı plakta N_x yükündeki değişimin optimum lif açlarına etkisi	90
Çizelge 3.4.	Tabakalı plakta M_x eğilme momentindeki değişimin optimum lif açılarına etkisi	92
Çizelge 3.5.	Optimum tabaka parametreleri	95
Çizelge 3.6.	Tabakalı plakta malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda elde edilen optimum lif açıları	95
Çizelge 3.7.	Tabakalı plakta açılardaki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda elde edilen optimum lif açıları	99
Çizelge 3.8.	Karma malzeme durumunun optimum tasarıma etkisi	102
Çizelge 3.9.	Simetrik olmayan değişik açılı plak için elde edilen maksimum hasar indeksleri	102
Çizelge 3.10.	Farklı tabaka düzenlemelerinin optimum tasarıma etkisi	103
Çizelge 3.11.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta sınır koşullarına bağlı olarak elde edilen optimum lif açıları ve temel frekanslar	106
Çizelge 3.12.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta a/b oranına bağlı olarak iki farklı yöneme göre temel frekans için elde edilen optimum lif açıları	107
Çizelge 3.13.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta d/b oranına bağlı olarak temel frekans için elde edilen optimum lif açıları	109
Çizelge 3.14.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta sınır koşullarına bağlı olarak elde edilen optimum lif açıları ve kritik burkulma yükleri	114
Çizelge 3.15.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta a/b oranına bağlı olarak kritik burkulma yükü için elde edilen optimum lif açıları	116
Çizelge 3.16.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı d/b oranına bağlı olarak kritik burkulma yükü için elde edilen optimum lif açıları	117
Çizelge 3.17.	Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta yükleme oranının kritik burkulma yükü için optimum tasarıma etkisi	118

Çizelge 3.18. Isıl burkulma yükü problemine ait sonlu eleman modelinin doğruluğunun irdelenmesi	120
Çizelge 3.19. MFD yöntemine göre basit ve ankastre mesnetli, tabakalı plak için elde edilen optimum lif açıları	120
Çizelge 3.20. Kritik ısıl burkulma yükleri için a/b oranına bağlı olarak elde edilen optimum lif açıları.....	121
Çizelge 3.21. Sınır şartlarının maksimize edilen ısıl burkulma yüklerine etkisi.....	122
Çizelge 3.22. Isıl artım oranının optimum lif açılarına etkisi.....	124

SEMBOLLER DİZİNİ

a, b	: Sırasıyla x ve y doğrultularındaki plak kenar uzunlukları
A	: Tabakalı plağın kesit alanı
A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}	: Sırasıyla uzama, eğilme-uzama etkileşim ve eğilme rijitliği
$[B_b], [B_g], [B_s]$: Sırasıyla eğilme, geometrik ve kayma bağ matrisi
\bar{C}_{ij}	: Dönüştürülmüş rijitlik matrisi bileşenleri
d	: Delik çapı
ds	: Yüzey elemanı
$[D_b]$: Malzeme matrisinin eğilme rijitlik matrisi
$[D_g]$: Geometrik elastisite matrisi
$[D_s]$: Malzeme matrisinin kayma rijitlik matrisi
e_i	: Elipsin orta eksen
E_f, E_m	: Sırasıyla lif ve matris eleman elastisite modülü
E_i^o	: Belirsiz malzeme özelliklerinin ortalama değeri
E_i^L, E_i^U	: Belirsiz malzeme özelliklerinin sırasıyla alt ve üst sınırı
E_1, E_2	: Sırasıyla x_1 ve x_2 doğrultularındaki Young modülleri
F	: Amaç fonksiyonu
FI	: Hasar indeksi
F_a, F_b, F_c	: Altın oranı arama metodunda iç noktalardaki tasarım değişkenlerine karşılık gelen amaç fonksiyonu değerleri
F_{ft}	: Boyuna lif çekme dayanımını
F_l, F_u	: Sırasıyla alt ve üst tasarım değişkenlerine karşılık gelen amaç fonksiyonları
F_{mc}	: Matrisin basınç dayanımı
F_{ms}	: Matrisin kayma dayanımı
F_{mt}	: Matrisin çekme dayanımı
F_{of}	: Lifin kayma dayanımı

$\{F\}$: Dış kuvvet vektörü
$\{F^\alpha\}$: Yük vektörü
$g_j(X)$: Eşitsizlik sınırlayıcıları
G_f, G_m	: Sırasıyla lif ve matris elemanın kayma modülü
G_{23}, G_{13}, G_{12}	: Sırasıyla x_2x_3 , x_1x_3 , x_1x_2 düzlemlerindeki kayma modülleri
h	: Plak kalınlığı
h_k	: k. tabaka kalınlığı
$h_k(x)$: Eşitlik sınırlayıcıları
H_i	: Baskın hasar modu
I_o, I_1, I_2	: Kütle atalet momentleri
J	: Aktif sınırlayıcılar grubu
k_σ	: Gerilme yoğunluk faktörü
k_ϵ	: Şekil değiştirme şiddet çarpanı
k_τ	: Kayma gerilme yoğunluk faktörü
K	: Kayma düzeltme faktörü
$[K], [M]$: Sırasıyla rijitlik ve kütle matrisleri
$[K_b]$: Eğilme rijitlik matrisi
$[K_s]$: Kayma rijitlik matrisi
$[K^*]$: Eğilme ve kayma rijitlik matrisleri toplamı
$[K_g^*]$: Geometrik rijitlik matrisi
$[K^{\alpha\beta}], [M^{\alpha\beta}]$: Sırasıyla rijitlik ve kütle alt matris katsayıları
L	: Lagrange fonksiyonu
m	: Sonlu elemanlara ayrılmış plakta düğüm noktası sayısı
M_{bx}, M_{by}	: Sırasıyla y ve x eksenleri boyunca maksimize edilen boyutsuz eğilme momentleri
M_{nn}, M_{ns}	: Plağın x ekseninden alınan herhangi bir açığa bağlı olarak alınan kesitindeki moment bileşenleri
$\hat{M}_{nn}, \hat{M}_{ns}$: Sınırdaki gerilmelerden dolayı oluşan momentler
M_x, M_y	: Tabakalı plağa sırasıyla y ve x eksenleri boyunca etkiyen eğilme momentleri

M_{xx}, M_{yy}, M_{xy}	: Tabakalı plakta oluşan momentler
$M_{xx}^T, M_{xy}^T, M_{yy}^T$: Isıl moment bileşenleri
N	: Tabaka sayısı, serbestlik derecesi veya adım sayısı
N_{bx}, N_{by}	: Sırasıyla x ve y eksenleri boyunca maksimize edilen boyutsuz düzlemsel yüklemeler
N_c	: Kritik veya aktif sınırlayıcı
N_{kr}	: Kritik yük
\bar{N}_{kr}	: Boyutsuz maksimize edilen burkulma yükü
N_{nn}, N_{ns}	: Plağın x ekseninden alınan herhangi bir açığa bağlı olarak alınan kesitindeki düzlemsel kuvvet bileşenleri
$\hat{N}_{nn}, \hat{N}_{ns}$: Sınırdaki gerilmelerden dolayı oluşan düzlemsel kuvvetler
N_x, N_y	: Tabakalı plağa sırasıyla x ve y eksenleri boyunca etkiyen düzlemsel kuvvetler
N_{xx}, N_{yy}, N_{xy}	: Tabakalı plakta oluşan düzlemsel kuvvetler
$\hat{N}_{xx}, \hat{N}_{xy}, \hat{N}_{yy}$: Düzlemsel kenar kuvvetleri
$N_{xx}^T, N_{xy}^T, N_{yy}^T$: Isıl kuvvet bileşenleri
q	: Plağa etkiyen toplam yayılı yük
q_b	: Tabaka alt yüzündeki yayılı yük
q_t	: Tabaka üst yüzündeki yayılı yük
Q_n	: Plağın x ekseninden alınan herhangi bir açığa bağlı olarak alınan kesitindeki kayma kuvveti
Q_x, Q_y	: Tabakalı plakta oluşan kayma kuvvetleri
\bar{Q}_{ij}	: Dönüştürülmüş-indirgenmiş rijitlik
\hat{Q}_n	: Sınırdaki gerilmeden dolayı oluşan kayma kuvveti
R, T, S	: Sırasıyla (2-3, 1-3, 1-2) düzlemlerindeki kayma dayanımları
S	: Arama doğrultusu
S^q	: Uygun arama doğrultusu
S_j^1, S_j^2	: Düğüm noktalarındaki dönmeler
\bar{S}_{ij}	: Dönüştürülmüş uygunluk matrisi bileşenleri
U_i	: Rijitlik değişmezleri

u_j, v_j, w_j	: Dügüm noktalarındaki yer değiştirmeler
u_n, u_s	: Sırasıyla sınırdaki normal ve teğet doğrultudaki yer değiştirmeler
u_n^o, u_s^o	: $t=0$ anında sırasıyla sınırdaki normal ve teğet doğrultudaki yer değiştirmeler
u_o, v_o, w_o	: Sırasıyla x, y, z doğrultularındaki plağın ortalama düzleminin yer değiştirmeleri
$\dot{u}_o, \dot{v}_o, \dot{w}_o$: Yer değiştirmelerin zamana göre birinci türevleri
$\ddot{u}_o, \ddot{v}_o, \ddot{w}_o$: Yer değiştirmelerin zamana göre ikinci türevleri
x	: Tasarım değişkenleri vektörü
x, y, z	: Genel koordinat sistemi
x_a, x_b, x_c	: Altın oranı arama metodunda iç noktalardaki tasarım değişkenleri
x_i	: Tasarım değişkenleri
x_l, x_u	: Sırasıyla alt ve üst tasarım değişkenleri
x_i^l, x_i^u	: Tasarım değişkeninin sırasıyla alt ve üst sınırları
x_1, x_2, x_3	: Sırasıyla lif doğrultusuna paralel, dik ve tabaka düzlemine dik malzeme koordinat eksenleri
X_C, Y_C, Z_C	: Sırasıyla (1, 2, 3) doğrultularındaki tabaka basınç dayanımları
X_T, Y_T, Z_T	: Sırasıyla (1, 2, 3) doğrultularındaki tabaka çekme dayanımları
$\{X\}$: Genlik
V	: Elipsin hacmi
V_f, V_m	: Sırasıyla lif ve matris elemanın hacmi oranları
$\{\ddot{v}\}, \{v\}$: Sırasıyla toplam ivme ve yer değiştirme vektörleri
z^*	: Boyutsuz kalınlık koordinatı
ω	: Frekans
ϖ	: Boyutsuz maksimize edilen frekans
Γ	: Tabakalı plağın sınır bölgesi
Γ_σ	: Tabakalı plağın herhangi bir kesitindeki sınır bölgesi
ϕ_n, ϕ_s	: Sırasıyla sınırdaki normal ve teğet doğrultudaki dönmeler
ϕ_n^o, ϕ_s^o	: $t=0$ anında sırasıyla sınırdaki normal ve teğet doğrultudaki dönmeler
ϕ_x, ϕ_y	: Sırasıyla y ve x eksenleri normallerinin dönmeleri

v_f, v_m	: Sırasıyla lif ve matris eleman Poisson oranı
ν_{ij}	: Poisson oranları
θ	: Lif doğrultusunun x eksenine yaptığı açı
σ_f'	: Maksimum matris şekil değişimi durumundaki ortalama boyuna lif gerilmesi
σ_f, σ_m	: Sırasıyla lif ve matris elemandaki ortalama boyuna gerilmeler
σ_{fo}	: Lifteki aksenal gerilme
σ_{ij}	: Normal gerilme tansörü
σ_m'	: Maksimum lif şekil değişimi durumundaki ortalama boyuna matris gerilmesi
$\hat{\sigma}_{nn}, \hat{\sigma}_{ns}, \hat{\sigma}_{nz}$: Plâğın sınırındaki gerilme bileşenleri
σ_r, σ_θ	: Lif ve matris arayüzünde sırasıyla radyal ve açısall doğrultuda meydana gelen gerilmeler
$\sigma_{rm}, \varepsilon_{rm}$: Sırasıyla radyal artan gerilme ve şekil değişimi
σ_1, σ_2	: Tabakalı kompozit elemana sırasıyla boyuna ve enine doğrultuda etkiyen gerilmeler
τ	: Altın oranı
$\tau_{akma}, \sigma_{akma}$: Malzeme akma dayanımları
τ_{ij}	: Kayma gerilmesi tansörü
$\xi_{[1,2,3,4]}^A, \xi_{[1,2,3,4]}^B$: Sırasıyla uzama ve eğilme/uzama tabaka parametreleri
$\xi_{[1,2,3,4]}^D, \xi_{[5,6]}^A$: Sırasıyla eğilme ve kayma tabaka parametreleri
ε_{ij}	: Şekil değişimi tansörü
ε_{ft}^u	: Lifin maksimum şekil değişimi
ε_{mt}^u	: Matris elemanın maksimum şekil değişimi
ε_t	: Tolerans parametresi
$\varepsilon_x^{(o)}, \varepsilon_y^{(o)}, \gamma_{yz}^{(o)}, \gamma_{xz}^{(o)}, \gamma_{xy}^{(o)}$: Orta düzlemin şekil değişimi bileşenleri
$\kappa_x, \kappa_y, \kappa_{xy}$: Eğrilikler
δ	: Karakteristik mesafe
δ_i	: Malzeme özelliklerindeki değişim
$\delta u_o, \delta v_o, \delta w_o$: Genelleştirilmiş virtüel yer değişimleri

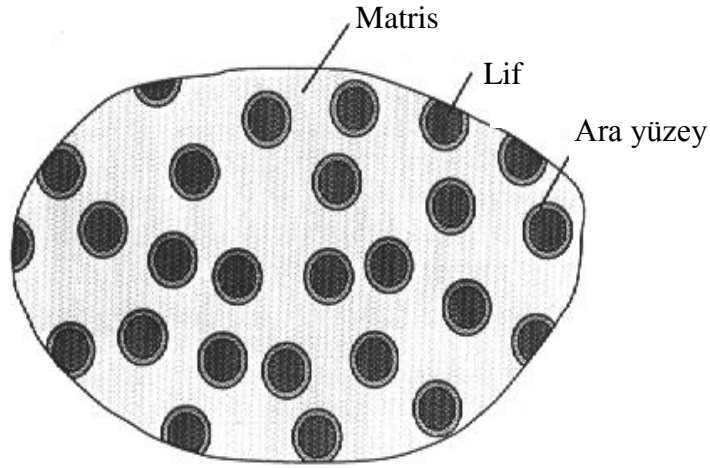
$\delta\phi_x, \delta\phi_y$: Genelleştirilmiş virtüel dönmeler
δK	: Kinetik enerji
δU	: Virtüel şekil değiştirme enerjisi
δV	: Dış kuvvetlerden dolayı oluşan virtüel iş
ρ	: Yoğunluk
Ω_o	: Yüzey
η, ξ	: Doğrusal koordinatlar
α	: Arama parametresi
$\alpha_x, \alpha_y, \alpha_{xy}$: Tabakalı plakta sırasıyla x, y ve kayma doğrultularındaki ısı artım katsayıları
β	: Amaç fonksiyonunun eğimlerinin karelerinden oluşan bir parametre
Δ_i	: Maksimum sapma
ΔT	: Isı artım miktarı
$\nabla F(X_i)$: Amaç fonksiyonunun eğimi
$\nabla g_k(X_i)$: Sınırlayıcıların eğimi
λ	: Burkulma yük faktörü
λ_L	: Lagrange çarpanı
ψ_j^e	: Lagrange şekil fonksiyonu

Not: Bu listede verilmeyen bazı semboller çalışmada ilgili oldukları yerlerde açıklanmıştır.

1. GENEL BİLGİLER

1.1. Giriş

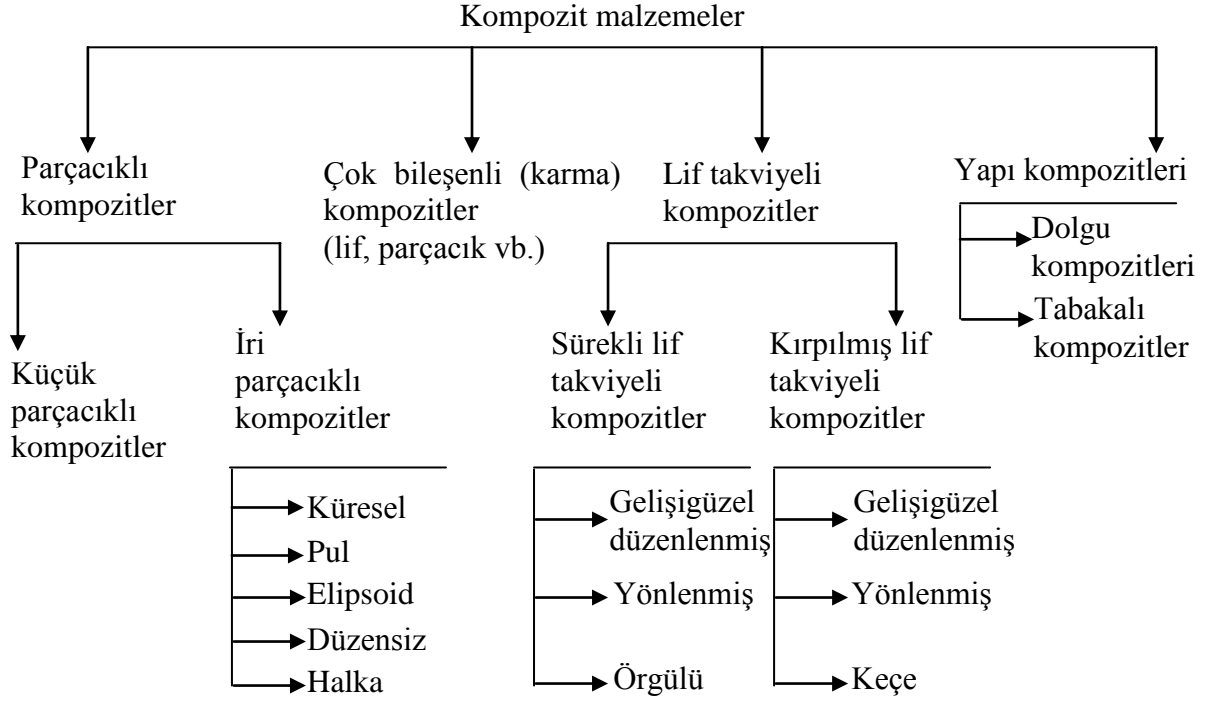
İki veya daha fazla malzemenin üstün özelliklerini tek bir malzemede toplamak ya da yeni bir özellik ortaya çıkarmak amacıyla makro düzeyde birleştirilmesiyle oluşturulan malzemelere kompozit malzemeler denir (Hatem, 2007). Kompozitler yapay ve çok fazlı malzemelerdir. Yapıyı oluşturan bileşenler, kimyasal olarak farklıdır ve fazları birbirinden ayıran belirgin bir ara yüzey bulunmaktadır (Şekil 1.1). Kompozit malzemelerin geleneksel malzemelere göre avantajı, bileşenlerinin en iyi özelliklerinin bir araya getirilmesidir.



Şekil 1.1. Kompozit malzemeyi oluşturan elemanlar ve ara yüzey (Daniel ve Ishai, 1994)

1.2. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozitler çeşitli şekillerde sınıflandırılabilirler. Mühendislik açısından en uygun sınıflandırma, takviye türlerine göre yapılan sınıflandırmadır (Şekil 1.2). Buna göre kompozitler dört ana gruba ayrılır (Agarwall ve Broutman, 1980).



Şekil 1.2. Kompozit malzemelerin sınıflandırılması

1.3. Kompozit Yapı Elemanları

Kompozit malzemeler matris ve liflerden oluşmaktadır. Kompozitlerde lif malzemesi sertlik, sağlamlık gibi yapısal özellikleri, matris malzemesi ise lifin yapısal bütünlüğü oluşturması için birbirine bağlanması, yükün lif arasında dağılmasını ve lifin kimyasal etkilerden ve atmosfer şartlarından korunmasını sağlar.

1.3.1. Lifler

Lif takviyeli kompozit malzemelerde kullanılan ana bileşenlerden biri de takviye elemanıdır (Ünal, 2007). Liflerin matris içindeki yerleşimi kompozit yapının mukavemetini etkileyen önemli bir unsurdur. Uzun liflerin matris içinde birbirlerine paralel şekilde yerleştirilmeleri ile lif doğrultusunda yüksek mukavemet sağlanırken, liflere dik doğrultuda düşük mukavemet elde edilir. İki boyutlu yerleştirilmiş lif takviyelerle her iki yönde de eşit mukavemet sağlanır. Kompozit malzemelerde çeşitli türde takviye malzemesi kullanılır. Bunlar:

- Cam lif
- Karbon lif
- Aramid lif
- Bor liftir.

1.3.2. Matris Malzemeleri

Matris, kompozitlerin ikinci ana bileşenidir. Kompozit malzemenin istenen başarıyı göstermesi matris seçimine bağlıdır. Matris seçiminde göz önünde tutulan, matris görevleri ve özellikleri şöyle sıralanabilir (Kazanç, 2002; Ulcay vd., 2002):

- Kuvvetleri liflere iletmek
- Lifleri, korozyon ve oksidasyon gibi ortamın etkisi ve darbelerden korumak
- İstenilen özelliklere uygun olması
- Maliyet

Matrisler de üç gruba ayrılır. Bunlar:

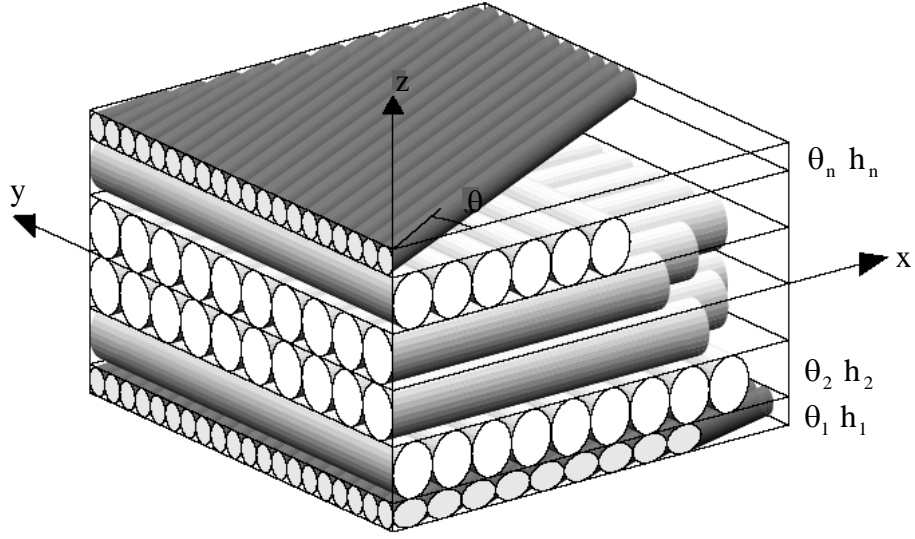
- Polimer esaslı matrisler
- Metaller
- Seramiklerdir.

1.4. Tabakalı Kompozitler

Tabakalı kompozit malzemeler, değişik özelliklere sahip birden çok malzemenin üst üste yapıştırılması yoluyla oluşturulurlar. Bu tabakaları oluşturan malzemeler farklı olabileceği gibi, aynı tür malzemedenden de yapılabilmektedir.

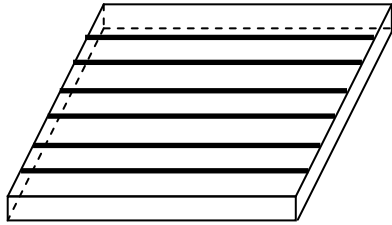
1.4.1. Tabakalı Lifli Kompozit Malzemeler

Tabakalı lifli kompozit malzemeler, liflerle donatılı kompozit malzeme ile tabakalı kompozit malzeme üretiminin karma bir uygulaması olarak kabul edilebilir (Şekil 1.3). Tabakalı lifli kompozitlerde, malzeme tabakaları, farklı yönlerde yer alan ve böylelikle kompozite farklı dayanım özellikleri kazandıran lif donatıyı da içermektedir.

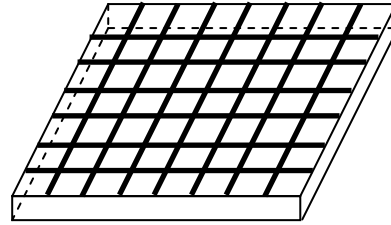


Şekil 1.3. Farklı doğrultu açlarına sahip tabakalardan oluşan kompozit plak (Autio, 1999)

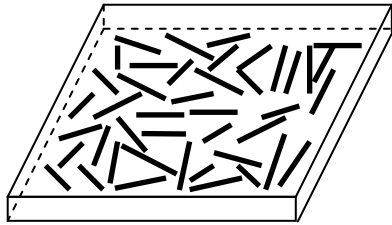
Lifler tabaka içerisinde sürekli ya da kısa uzunlukta olabileceği gibi iki ya da üç boyutlu olarak bir veya daha fazla doğrultuda gelişigüzel veya örgülü şeklinde sıralanabilir (Şekil 1.4).



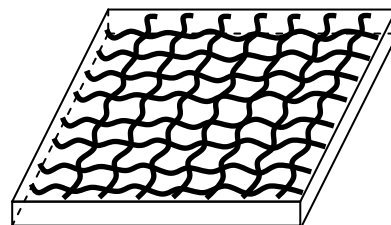
a) Tek doğrultulu



b) Çift doğrultulu



c) Süreksiz lif



d) Örgülü

Şekil 1.4. Lif donatılı çeşitli kompozit tabaka tipleri

1.4.2. Tabakalı Kompozit Lifli Malzemenin Mekanîği

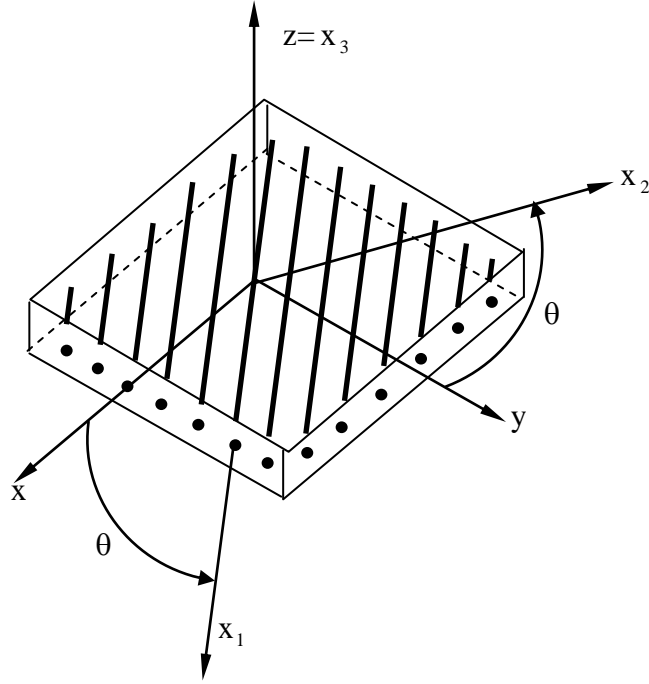
Tabakalı kompozit lifli elemanlarda, genellikle kullanılan koordinat sistemi asal malzeme koordinat sistemiyle çakışmaz (Şekil 1.5). Bu durumda gerilme-şekil değıştirme arasındaki bağıntı şu şekilde olur:

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{C}_{11} & \bar{C}_{12} & \bar{C}_{13} & 0 & 0 & 0 \\ & \bar{C}_{22} & \bar{C}_{23} & 0 & 0 & 0 \\ & & \bar{C}_{33} & 0 & 0 & 0 \\ & & & \bar{C}_{44} & 0 & 0 \\ & \text{sim} & & & \bar{C}_{55} & 0 \\ & & & & & \bar{C}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ 2\gamma_{yz} \\ 2\gamma_{xz} \\ 2\gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

ve

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ 2\gamma_{yz} \\ 2\gamma_{xz} \\ 2\gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{13} & 0 & 0 & 0 \\ & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{23} & 0 & 0 & 0 \\ & & \bar{S}_{33} & 0 & 0 & 0 \\ & & & \bar{S}_{44} & 0 & 0 \\ & \text{sim} & & & \bar{S}_{55} & 0 \\ & & & & & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

Burada \bar{C}_{ij} ve \bar{S}_{ij} sırasıyla dönüştürülmüş rijitlik matrisi ve dönüştürülmüş uygunluk matrisleridir.



Şekil 1.5. Lifli kompozit elemanda global ve malzeme koordinat sistemleri

1.4.3. Tabakalı Kompozit Plak Analizinde Kullanılan Teoriler

Tabakalı kompozit plakların analizinde kullanılan teoriler şunlardır (Reddy, 1997):

- Eşdeğer tekil tabaka teorileri (iki boyutlu)
 - a) Klasik tabaka teorisi
 - b) Kayma deformasyon tabaka teorileri
- Üç boyutlu elastisite teorisi
 - a) Üç boyutlu elastisite formülasyonları
 - b) Parçalı tabaka teorileri
- Çoklu model yöntemleri (iki ve üç boyutlu)

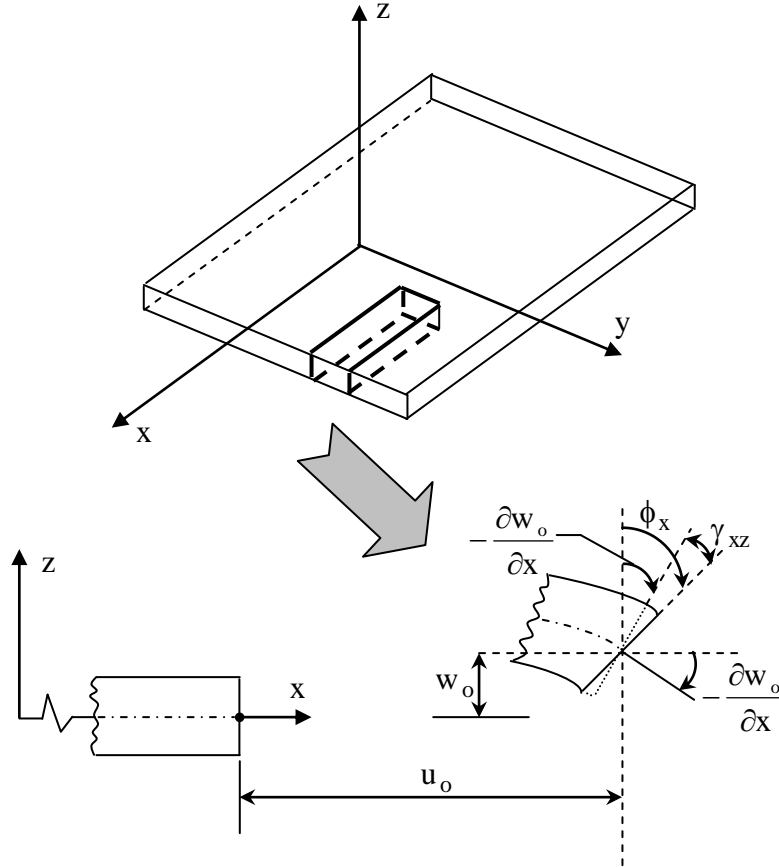
Bu çalışmada kayma deformasyon tabaka teorilerinden birinci dereceden kayma deformasyon (Reissner-Mindlin) teorisi kullanılmaktadır. Bu teoriye göre, şekil değiştirmeden önce orta düzleme dik olan düzlem kesitler şekil değiştirmeden sonra da düzlem kalmakta ancak dik kalmamaktadırlar (Şekil 1.6). Birinci dereceden kayma deformasyon teorisine göre yer değiştirme bileşenleri şu şekilde belirlenmektedir:

$$\begin{aligned}
u(x, y, z, t) &= u_o(x, y, t) + z\phi_x(x, y, t) \\
v(x, y, z, t) &= v_o(x, y, t) + z\phi_y(x, y, t) \\
w(x, y, z, t) &= w_o(x, y, t)
\end{aligned} \tag{1.3}$$

Burada u_o, v_o, w_o sırasıyla x, y, z doğrultularındaki plağın orta düzleminin yer değiştirmelerini göstermektedir. ϕ_x, ϕ_y ise sırasıyla y ve x eksenleri normallerinin dönmelerini ifade etmekte olup şu şekilde elde edilmektedirler:

$$\frac{\partial u}{\partial z} = \phi_x \tag{1.4}$$

$$\frac{\partial v}{\partial z} = \phi_y \tag{1.5}$$



Şekil 1.6. Birinci dereceden plak teorisi için plağın bir kenarının şekil değiştirmiş ve şekil değiştirmemiş geometrileri

Genel durumda şekil değiştirme bileşenleri şu şekilde ifade edilmektedir:

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u_o}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_o}{\partial x} \right)^2 + z \frac{\partial \phi_x}{\partial x} \quad (1.6)$$

$$\gamma_{xy} = \left(\frac{\partial u_o}{\partial y} + \frac{\partial v_o}{\partial x} + \frac{\partial w_o}{\partial x} \frac{\partial w_o}{\partial y} \right) + z \left(\frac{\partial \phi_x}{\partial y} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x} \right) \quad (1.7)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v_o}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_o}{\partial y} \right)^2 + z \frac{\partial \phi_y}{\partial y} \quad (1.8)$$

$$\gamma_{xz} = \frac{\partial w_o}{\partial x} + \phi_x \quad (1.9)$$

$$\gamma_{yz} = \frac{\partial w_o}{\partial y} + \phi_y \quad (1.10)$$

$$\varepsilon_z = 0 \quad (1.11)$$

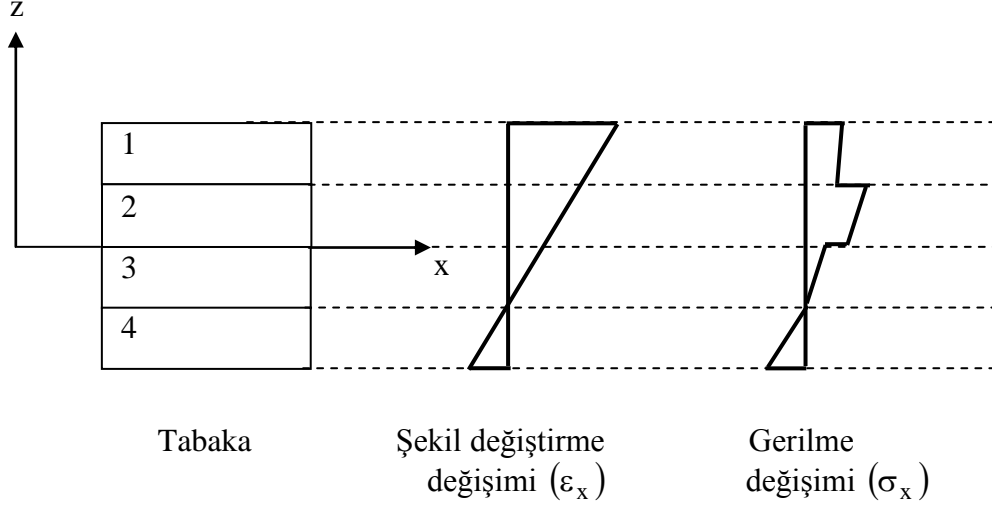
Diğer taraftan gerilme bileşenleri ısı etkileri de dikkate alınırsa şu şekilde ifade edilebilir:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x - \alpha_x \Delta T \\ \varepsilon_y - \alpha_y \Delta T \\ \gamma_{xy} - \alpha_{xy} \Delta T \end{bmatrix} \quad (1.12)$$

$$\begin{bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{yz}^{(o)} \\ \gamma_{xz}^{(o)} \end{bmatrix} \quad (1.13)$$

Burada \bar{Q}_{ij} dönüştürülmüş-indirgenmiş rijitlikleri göstermektedir.

Şekil 1.7'de x eksenini doğrultusunda tek eksenli yüklemeye maruz tabakada şekil değiştirmenin ve gerilmenin tabaka kalınlığı boyunca değişimi görülmektedir.



Şekil 1.7. x doğrultusunda tek eksenli yüklemeye maruz tabakada şekil değiştirme ve gerilme değişimi (Daniel ve Ishai, 1994)

Tabakalı kompozit bir plağın birim uzunluğuna etkiyen bileşke düzlemsel kuvvetler

$$\begin{Bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (1.14)$$

denklemlerle elde edilir. Bileşke momentler ise

$$\begin{Bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k z dz \quad (1.15)$$

şeklinde elde edilir. Bileşke kayma kuvvetleri ise (1.16) denklemlerle elde edilir.

$$\begin{Bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{Bmatrix} = K \sum_{i=1}^N \int_{h_{i-1}}^{h_i} \begin{Bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{Bmatrix}_i dz \quad (1.16)$$

Burada K, kayma düzeltme faktörünü göstermektedir. (1.14), (1.15) ve (1.16) ifadelerini şekil değiştirmeler ve eğrilikler cinsinden (1.17), (1.18) ve (1.19)'daki gibi ifade etmek mümkündür.

$$\begin{Bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^{(o)} \\ \varepsilon_y^{(o)} \\ \gamma_{xy}^{(o)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.17)$$

$$\begin{Bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^{(o)} \\ \varepsilon_y^{(o)} \\ \gamma_{xy}^{(o)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.18)$$

$$\begin{Bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{Bmatrix} = K \begin{bmatrix} A_{44} & A_{45} \\ A_{45} & A_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{yz}^{(o)} \\ \gamma_{xz}^{(o)} \end{bmatrix} \quad (1.19)$$

Burada A_{ij} , B_{ij} ve D_{ij} sırasıyla uzama, eğilme-uzama etkileşim ve eğilme rijitliklerini göstermekte olup

$$\begin{aligned} A_{ij} &= \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})^k (h_k - h_{k-1}) \\ B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})^k (h_k^2 - h_{k-1}^2) \\ D_{ij} &= \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})^k (h_k^3 - h_{k-1}^3) \end{aligned} \quad (1.20)$$

şeklinde verilir.

1.4.4. Tabakalı Plağa Ait Denge Denklemleri

Denge için toplam potansiyel enerji Π minimum olmalıdır. Böylece virtüel yer değiştirme prensibini sağlayan $\delta\Pi = 0$ elde edilir. Yani

$$\int_0^T (\delta U + \delta V - \delta K) dt = 0 \quad (1.21)$$

olmalıdır. Burada $\delta U, \delta V, \delta K$ sırasıyla virtüel şekil değiştirme işini, dış kuvvetlerden dolayı oluşan virtüel işi ve virtüel kinetik enerjiyi ifade etmektedirler. Bu büyüklükler aşağıdaki şekilde belirlenirler:

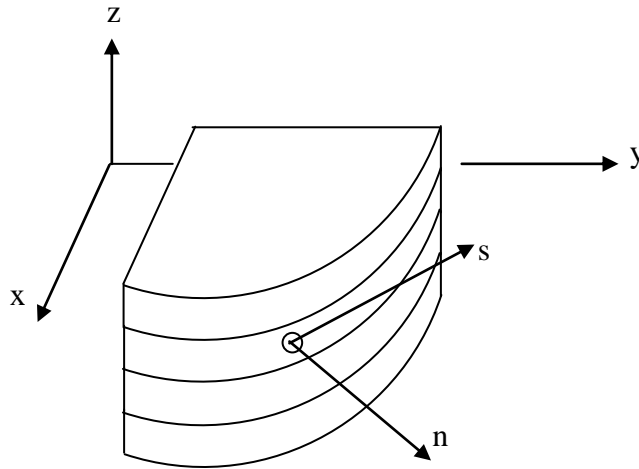
$$\delta U = \int_{\Omega_0} \left\{ \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \left[\sigma_x (\delta \epsilon_x^{(o)} + z \delta \kappa_x) + \sigma_y (\delta \epsilon_y^{(o)} + z \delta \kappa_y) \right. \right. \\ \left. \left. + \tau_{xy} (\delta \gamma_{xy}^{(o)} + z \delta \kappa_{xy}) + \tau_{xz} \delta \gamma_{xz}^{(o)} + \tau_{yz} \delta \gamma_{yz}^{(o)} \right] dz \right\} dx dy \quad (1.22)$$

$$\delta V = - \int_{\Omega_0} \left[(q_b + q_t) \delta w_o \right] dx dy - \int_{\Gamma_0} \int_{-h/2}^{h/2} \left[\hat{\sigma}_{nm} (\delta u_n + z \delta \phi_n) \right. \\ \left. + \hat{\sigma}_{ns} (\delta u_s + z \delta \phi_s) + \hat{\sigma}_{nz} \delta w_o \right] dz ds \quad (1.23)$$

$$\delta K = \int_{\Omega_0} \int_{-h/2}^{h/2} \rho_o \left[(\dot{u}_o + z \dot{\phi}_x) (\delta \dot{u}_o + z \delta \dot{\phi}_x) + (\dot{v}_o + z \dot{\phi}_y) (\delta \dot{v}_o + z \delta \dot{\phi}_y) \right. \\ \left. + \dot{w}_o \delta \dot{w}_o \right] dz dx dy \quad (1.24)$$

Başlangıç anında, yüzeydeki tüm noktadaki yer değiştirme ve dönmeler şu şekilde belirlenmektedir:

$$u_n = u_n^o, \quad u_s = u_s^o, \quad \phi_n = \phi_n^o, \quad \phi_s = \phi_s^o \quad (1.25)$$



Şekil 1.8. Eğri sınırlı tabakalı plak kesiti (Reddy, 1997)

(1.22), (1.23) ve (1.24) denklemlerini (1.21) denkleminde yerine koyarsak

$$\begin{aligned}
0 = \int_0^T \left\{ \int_{\Omega_0} \left[N_{xx} \delta \varepsilon_x^{(0)} + M_{xx} \delta \kappa_x + N_{yy} \delta \varepsilon_y^{(0)} + M_{yy} \delta \kappa_y + N_{xy} \delta \gamma_{xy}^{(0)} + M_{xy} \delta \kappa_{xy} \right. \right. \\
+ Q_x \delta \gamma_{xz}^{(0)} + Q_y \delta \gamma_{yz}^{(0)} - (q_b + q_t) \delta w_o - I_o (\dot{u}_o \delta \dot{u}_o + \dot{v}_o \delta \dot{v}_o + \dot{w}_o \delta \dot{w}_o) \\
- I_1 (\dot{\phi}_x \delta \dot{u}_o + \dot{\phi}_y \delta \dot{v}_o + \delta \dot{\phi}_x \dot{u}_o + \delta \dot{\phi}_y \dot{v}_o) - I_2 (\dot{\phi}_x \delta \dot{\phi}_x + \dot{\phi}_y \delta \dot{\phi}_y) \left. \right] dx dy \\
- \int_{\Gamma_\sigma} (\hat{N}_{nn} \delta u_n + \hat{N}_{ns} \delta u_s + \hat{M}_{nn} \delta \phi_n + \hat{M}_{ns} \delta \phi_s + \hat{Q}_n \delta w_o) ds \left. \right\} dt \quad (1.26)
\end{aligned}$$

olarak elde edilir. Burada, I_o, I_1, I_2 kütle atalet momentleri olup

$$\left\{ \begin{array}{c} I_o \\ I_1 \\ I_2 \end{array} \right\} = \int_{-h/2}^{h/2} \left\{ \begin{array}{c} 1 \\ z \\ z^2 \end{array} \right\} \rho_o dz \quad (1.27)$$

şeklinde elde edilir.

(1.26) denkleminde virtüel şekil değiştirmeler yerine genelleştirilmiş virtüel yer değiştirmeleri $(\delta u_o, \delta v_o, \delta w_o, \delta \phi_x, \delta \phi_y)$ yazıp kısmi integrasyon alınırsa

$$\begin{aligned}
0 = \int_0^T \int_{\Omega_0} \left[- (N_{xx,x} + N_{xy,y} - I_o \ddot{u}_o - I_1 \ddot{\phi}_x) \delta u_o - (N_{xy,x} + N_{yy,y} - I_o \ddot{v}_o - I_1 \ddot{\phi}_y) \delta v_o \right. \\
- (M_{xx,x} + M_{xy,y} - Q_x - I_2 \ddot{\phi}_x - I_1 \ddot{u}_o) \delta \phi_x - (M_{xy,x} + M_{yy,y} - Q_y - I_2 \ddot{\phi}_y - I_1 \ddot{v}_o) \delta \phi_y \\
- \left(Q_{x,x} + Q_{y,y} + \frac{\partial}{\partial x} \left(N_{xx} \frac{\partial w_o}{\partial x} + N_{xy} \frac{\partial w_o}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(N_{xy} \frac{\partial w_o}{\partial x} + N_{yy} \frac{\partial w_o}{\partial y} \right) + (q_b + q_t) - I_o \ddot{w}_o \right) \delta w_o \left. \right] dx dy \\
+ \int_0^T \int_{\Gamma} \left[(N_{nn} - \hat{N}_{nn}) \delta u_n + (N_{ns} - \hat{N}_{ns}) \delta u_s + (Q_n - \hat{Q}_n) \delta w_o \right. \\
\left. + (M_{nn} - \hat{M}_{nn}) \delta \phi_n + (M_{ns} - \hat{M}_{ns}) \delta \phi_s \right] ds dt \quad (1.27)
\end{aligned}$$

olur. (1.27) denkleminin sağlanabilmesi için $(\delta u_o, \delta v_o, \delta w_o, \delta \phi_x, \delta \phi_y)$ katsayılarının ayrı ayrı sıfıra eşit olması gerekir. Bu durumda Euler-Lagrange denklemleri elde edilir.

$$\frac{\partial N_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} = I_o \frac{\partial^2 u_o}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial t^2} \quad (1.28)$$

$$\frac{\partial N_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial N_{yy}}{\partial y} = I_o \frac{\partial^2 v_o}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial t^2} \quad (1.29)$$

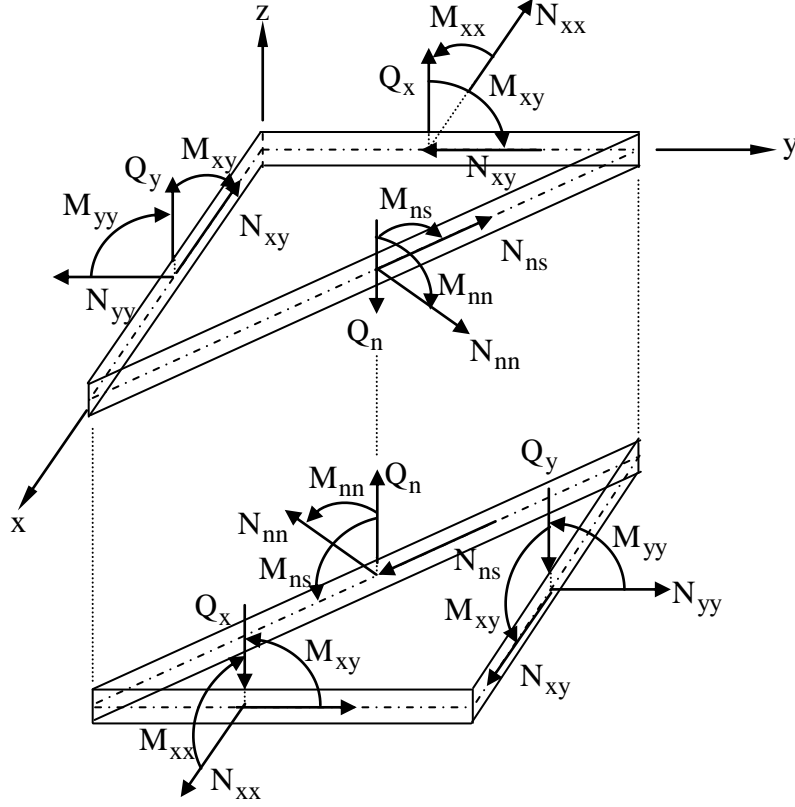
$$\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left(N_{xx} \frac{\partial w_o}{\partial x} + N_{xy} \frac{\partial w_o}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(N_{xy} \frac{\partial w_o}{\partial x} + N_{yy} \frac{\partial w_o}{\partial y} \right) + q = I_o \frac{\partial^2 w_o}{\partial t^2} \quad (1.30)$$

$$\frac{\partial M_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} - Q_x = I_2 \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 u_o}{\partial t^2} \quad (1.31)$$

$$\frac{\partial M_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial M_{yy}}{\partial y} - Q_y = I_2 \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial t^2} + I_1 \frac{\partial^2 v_o}{\partial t^2} \quad (1.32)$$

$(\delta u_n, \delta u_s, \delta w_o, \delta \phi_n, \delta \phi_s)$ katsayılarının ayrı ayrı sıfıra eşitlenmesiyle Γ sınırındaki doğal sınır koşulları elde edilir.

$$N_{nn} - \hat{N}_{nn} = 0, N_{ns} - \hat{N}_{ns} = 0, Q_n - \hat{Q}_n = 0, M_{nn} - \hat{M}_{nn} = 0, M_{ns} - \hat{M}_{ns} = 0 \quad (1.33)$$



Şekil 1.9. Plak elemanda normal kuvvet, moment ve kesme kuvvetlerinin şematik olarak gösterimi (Reddy, 1997)

(1.17), (1.18) ve (1.19) denklemlerini (1.28), (1.29), (1.30), (1.31) ve (1.32) denklemlerinde yerine koyarsak

$$\begin{aligned}
 & A_{11} \left(\frac{\partial^2 u_o}{\partial x^2} + \frac{\partial w_o}{\partial x} \frac{\partial^2 w_o}{\partial x^2} \right) + A_{12} \left(\frac{\partial^2 v_o}{\partial y \partial x} + \frac{\partial w_o}{\partial y} \frac{\partial^2 w_o}{\partial y \partial x} \right) + \\
 & A_{16} \left(\frac{\partial^2 u_o}{\partial y \partial x} + \frac{\partial^2 v_o}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w_o}{\partial x^2} \frac{\partial w_o}{\partial y} + \frac{\partial w_o}{\partial x} \frac{\partial^2 w_o}{\partial y \partial x} \right) + \\
 & B_{11} \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x^2} + B_{12} \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial y \partial x} + B_{16} \left(\frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial x^2} \right) + \\
 & A_{16} \left(\frac{\partial^2 u_o}{\partial x \partial y} + \frac{\partial w_o}{\partial x} \frac{\partial^2 w_o}{\partial x \partial y} \right) + A_{26} \left(\frac{\partial^2 v_o}{\partial y^2} + \frac{\partial w_o}{\partial y} \frac{\partial^2 w_o}{\partial y^2} \right) + \\
 & A_{66} \left(\frac{\partial^2 u_o}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_o}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 w_o}{\partial x \partial y} \frac{\partial w_o}{\partial y} + \frac{\partial w_o}{\partial x} \frac{\partial^2 w_o}{\partial y^2} \right) +
 \end{aligned}$$

$$\mathbf{B}_{16} \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x \partial y} + \mathbf{B}_{26} \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial y^2} + \mathbf{B}_{66} \left(\frac{\partial^2 \phi_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial y \partial x} \right) = \mathbf{I}_o \frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial t^2} + \mathbf{I}_1 \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial t^2} \quad (1.34)$$

$$\begin{aligned} & \mathbf{A}_{16} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial x^2} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x^2} \right) + \mathbf{A}_{26} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial y \partial x} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y \partial x} \right) + \\ & \mathbf{A}_{66} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial y \partial x} + \frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x^2} \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y \partial x} \right) + \\ & \mathbf{B}_{16} \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x^2} + \mathbf{B}_{26} \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial y \partial x} + \mathbf{B}_{66} \left(\frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial x^2} \right) + \\ & \mathbf{A}_{12} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial x \partial y} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x \partial y} \right) + \mathbf{A}_{22} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial y^2} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y^2} \right) + \\ & \mathbf{A}_{26} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x \partial y} \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y^2} \right) + \\ & \mathbf{B}_{12} \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x \partial y} + \mathbf{B}_{22} \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial y^2} + \mathbf{B}_{26} \left(\frac{\partial^2 \phi_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial x \partial y} \right) = \mathbf{I}_o \frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial t^2} + \mathbf{I}_1 \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial t^2} \end{aligned} \quad (1.35)$$

$$\begin{aligned} & \mathbf{KA}_{55} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x^2} + \frac{\partial \phi_x}{\partial x} \right) + \mathbf{KA}_{45} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y \partial x} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x} \right) + \\ & \mathbf{KA}_{45} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x \partial y} + \frac{\partial \phi_x}{\partial y} \right) + \mathbf{KA}_{44} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y^2} + \frac{\partial \phi_y}{\partial y} \right) + \\ & \frac{\partial}{\partial x} \left(\mathbf{N}_{xx} \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} + \mathbf{N}_{xy} \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mathbf{N}_{xy} \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} + \mathbf{N}_{yy} \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} \right) + (\mathbf{q}_b + \mathbf{q}_t) = \mathbf{I}_o \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial t^2} \end{aligned} \quad (1.36)$$

$$\begin{aligned} & \mathbf{B}_{11} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial x^2} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x^2} \right) + \mathbf{B}_{12} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial y \partial x} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y \partial x} \right) + \\ & \mathbf{B}_{16} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial y \partial x} + \frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x^2} \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y \partial x} \right) + \\ & \mathbf{D}_{11} \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x^2} + \mathbf{D}_{12} \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial y \partial x} + \mathbf{D}_{16} \left(\frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial x^2} \right) + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \mathbf{B}_{16} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial x \partial y} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x \partial y} \right) + \mathbf{B}_{26} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial y^2} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y^2} \right) + \\
& \mathbf{B}_{66} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x \partial y} \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y^2} \right) + \\
& \mathbf{D}_{16} \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x \partial y} + \mathbf{D}_{26} \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial y^2} + \mathbf{D}_{66} \left(\frac{\partial^2 \phi_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial y \partial x} \right) - \\
& \mathbf{KA}_{55} \left(\frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} + \phi_x \right) - \mathbf{KA}_{45} \left(\frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} + \phi_y \right) = \mathbf{I}_2 \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial t^2} + \mathbf{I}_1 \frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial t^2}
\end{aligned} \tag{1.37}$$

$$\begin{aligned}
& \mathbf{B}_{16} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial x^2} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x^2} \right) + \mathbf{B}_{26} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial y \partial x} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y \partial x} \right) + \\
& \mathbf{B}_{66} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial y \partial x} + \frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x^2} \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y \partial x} \right) + \\
& \mathbf{D}_{16} \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x^2} + \mathbf{D}_{26} \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial y \partial x} + \mathbf{D}_{66} \left(\frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial x^2} \right) + \\
& \mathbf{B}_{12} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial x \partial y} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x \partial y} \right) + \mathbf{B}_{22} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial y^2} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y^2} \right) + \\
& \mathbf{B}_{26} \left(\frac{\partial^2 \mathbf{u}_o}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial x \partial y} \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} \frac{\partial^2 \mathbf{w}_o}{\partial y^2} \right) + \\
& \mathbf{D}_{12} \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial x \partial y} + \mathbf{D}_{22} \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial y^2} + \mathbf{D}_{26} \left(\frac{\partial^2 \phi_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial y \partial x} \right) - \\
& \mathbf{KA}_{45} \left(\frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial x} + \phi_x \right) - \mathbf{KA}_{44} \left(\frac{\partial \mathbf{w}_o}{\partial y} + \phi_y \right) = \mathbf{I}_2 \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial t^2} + \mathbf{I}_1 \frac{\partial^2 \mathbf{v}_o}{\partial t^2}
\end{aligned} \tag{1.38}$$

olarak elde edilir.

1.4.5. Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisine Göre Tabakalı Kompozit Plakların Sonlu Eleman Modellemesi

1.4.5.1. Basit Form

Birinci dereceden kayma deformasyon plak teorisi denklemlerinin basit formu, (1.28), (1.29), (1.30), (1.31) ve (1.32) denklemlerinin sırasıyla δu_o , δv_o , δw_o , $\delta \phi_x$, $\delta \phi_y$ ile çarpıp eleman üzerinde integral alınmasıyla elde edilir.

$$0 = \int_{\Omega^e} \left(\frac{\partial \delta u_o}{\partial x} N_{xx} + \frac{\partial \delta u_o}{\partial y} N_{xy} - I_o \delta u_o \frac{\partial^2 u_o}{\partial t^2} - I_1 \delta u_o \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial t^2} \right) dx dy - \int_{\Gamma^e} (N_{xx} \cos \varphi + N_{xy} \sin \varphi) \delta u_o ds \quad (1.39)$$

$$0 = \int_{\Omega^e} \left(\frac{\partial \delta v_o}{\partial x} N_{xy} + \frac{\partial \delta v_o}{\partial y} N_{yy} - I_o \delta v_o \frac{\partial^2 u_o}{\partial t^2} - I_1 \delta v_o \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial t^2} \right) dx dy - \int_{\Gamma^e} (N_{xy} \cos \varphi + N_{yy} \sin \varphi) \delta v_o ds \quad (1.40)$$

$$0 = \int_{\Omega^e} \left[\frac{\partial \delta w_o}{\partial x} Q_x + \frac{\partial \delta w_o}{\partial y} Q_y + \delta w_o q - I_o \delta w_o \frac{\partial^2 w_o}{\partial t^2} + \frac{\partial w_o}{\partial x} \left(\hat{N}_{xx} \frac{\partial w_o}{\partial x} + \hat{N}_{xy} \frac{\partial w_o}{\partial y} \right) + \frac{\partial w_o}{\partial y} \left(\hat{N}_{xy} \frac{\partial w_o}{\partial x} + \hat{N}_{yy} \frac{\partial w_o}{\partial y} \right) \right] dx dy - \int_{\Gamma^e} \left[\left(Q_x + \hat{N}_{xx} \frac{\partial w_o}{\partial x} + \hat{N}_{xy} \frac{\partial w_o}{\partial y} \right) \cos \varphi + \left(Q_y + \hat{N}_{xy} \frac{\partial w_o}{\partial x} + \hat{N}_{yy} \frac{\partial w_o}{\partial y} \right) \sin \varphi \right] \delta w_o ds \quad (1.41)$$

$$0 = \int_{\Omega^e} \left(\frac{\partial \delta \phi_x}{\partial x} M_{xx} + \frac{\partial \delta \phi_x}{\partial y} M_{xy} - \delta \phi_x Q_x - I_2 \delta \phi_x \frac{\partial^2 \phi_x}{\partial t^2} - I_1 \delta \phi_x \frac{\partial^2 u_o}{\partial t^2} \right) dx dy - \int_{\Gamma^e} (M_{xx} \cos \varphi + M_{xy} \sin \varphi) \delta \phi_x ds \quad (1.42)$$

$$0 = \int_{\Omega^e} \left(\frac{\partial \delta \phi_y}{\partial x} M_{xy} + \frac{\partial \delta \phi_y}{\partial Y} M_{yy} + \delta \phi_y Q_y + I_2 \delta \phi_y \frac{\partial^2 \phi_y}{\partial t^2} + I_1 \delta \phi_y \frac{\partial^2 v_o}{\partial t^2} \right) dx dy - \int_{\Gamma^e} (M_{xy} \cos \varphi + M_{yy} \sin \varphi) \delta \phi_y ds \quad (1.43)$$

1.4.5.2. Sonlu Eleman Modeli

Birinci dereceden kayma deformasyon teorisine göre sonlu eleman modellemesi için, yer değiştirme ve dönme bileşenleri $(u_o, v_o, w_o, \phi_x, \phi_y)$ aynı Lagrange şekil fonksiyonları kullanılarak şu şekilde elde edilebilir:

$$u_o(x, y, t) = \sum_{j=1}^m u_j(t) \psi_j^e(x, y) \quad (1.44)$$

$$v_o(x, y, t) = \sum_{j=1}^m v_j(t) \psi_j^e(x, y) \quad (1.45)$$

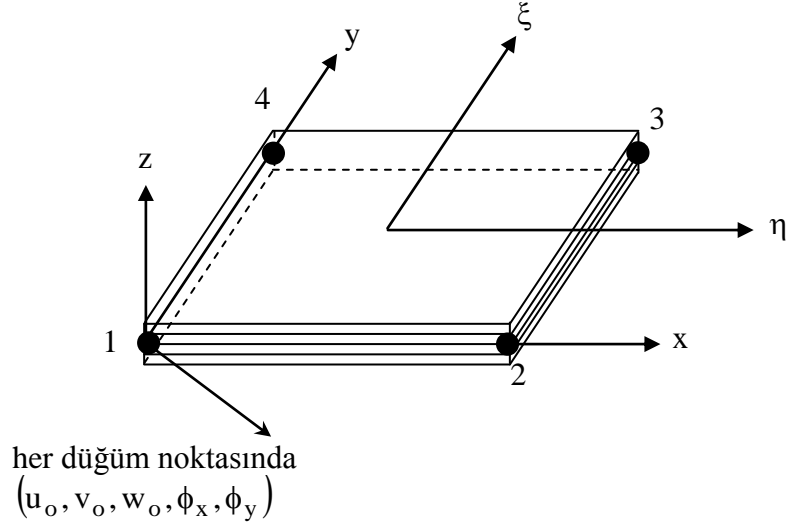
$$w_o(x, y, t) = \sum_{j=1}^m w_j(t) \psi_j^e(x, y) \quad (1.46)$$

$$\phi_x(x, y, t) = \sum_{j=1}^m S_j^1(t) \psi_j^e(x, y) \quad (1.47)$$

$$\phi_y(x, y, t) = \sum_{j=1}^m S_j^2(t) \psi_j^e(x, y) \quad (1.48)$$

Bu çalışmada, dört düğüm noktalı yirmi serbestlik dereceli dikdörtgen elemanlar kullanılmaktadır. Dört düğüm noktalı dikdörtgen eleman için, Lagrange şekil fonksiyonlarının doğal koordinatlar $(\eta, \xi; -1 \leq \eta, \xi \leq 1)$ cinsinden ifadesi şu şekildedir (Şekil 1.10):

$$\begin{Bmatrix} \psi_1^e \\ \psi_2^e \\ \psi_3^e \\ \psi_4^e \end{Bmatrix} = \frac{1}{4} \begin{Bmatrix} (1-\xi)(1-\eta) \\ (1+\xi)(1-\eta) \\ (1+\xi)(1+\eta) \\ (1-\xi)(1+\eta) \end{Bmatrix} \quad (1.49)$$



Şekil 1.10. Birinci dereceden kayma deformasyon teorisi için doğrusal Lagrange dikdörtgen elemanlar

(1.44), (1.45), (1.46), (1.47) ve (1.48) ifadelerini (1.39), (1.40), (1.41), (1.42) ve (1.43) ifadelerinde yerine koyacak olursak, birinci dereceden teori için sonlu eleman modeli şu şekilde elde edilebilir:

$$\begin{pmatrix}
 \begin{bmatrix} [K^{11}] & [K^{12}] & [K^{13}] & [K^{14}] & [K^{15}] \\
 [K^{12}]^T & [K^{22}] & [K^{23}] & [K^{24}] & [K^{25}] \\
 [K^{13}]^T & [K^{23}]^T & [K^{33}] & [K^{34}] & [K^{35}] \\
 [K^{14}]^T & [K^{24}]^T & [K^{34}]^T & [K^{44}] & [K^{45}] \\
 [K^{15}]^T & [K^{25}]^T & [K^{35}]^T & [K^{45}]^T & [K^{55}] \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} [0] & [0] & [0] & [0] & [0] \\
 [0] & [0] & [0] & [0] & [0] \\
 [0] & [0] & [G] & [0] & [0] \\
 [0] & [0] & [0] & [0] & [0] \\
 [0] & [0] & [0] & [0] & [0] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{u^e\} \\
 \{v^e\} \\
 \{w^e\} \\
 \{S^1\} \\
 \{S^2\} \end{Bmatrix} \\
 \\
 + \begin{bmatrix} I_o[M] & [0] & [0] & I_1[M] & [0] \\
 [0] & I_o[M] & [0] & [0] & I_1[M] \\
 [0] & [0] & I_o[M] & [0] & [0] \\
 I_1[M] & [0] & [0] & I_2[M] & [0] \\
 [0] & I_1[M] & [0] & [0] & I_2[M] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\ddot{u}^e\} \\
 \{\ddot{v}^e\} \\
 \{\ddot{w}^e\} \\
 \{\ddot{S}^1\} \\
 \{\ddot{S}^2\} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \{F^1\} - \{F^{T1}\} \\
 \{F^2\} - \{F^{T2}\} \\
 \{F^3\} \\
 \{F^4\} - \{F^{T4}\} \\
 \{F^5\} - \{F^{T5}\} \end{Bmatrix} \quad (1.50)
 \end{pmatrix}$$

veya

$$[K^e] \{\Delta^e\} + [M^e] \{\ddot{\Delta}^e\} = [F^e] \quad (1.51)$$

şeklinde olmaktadır.

Bilindiği gibi, Mindlin-Reissner plak elemanlarda plak kalınlığı azaldıkça kayma kitlenmesi problemi meydana gelmektedir. Çünkü plak kalınlığı azaldıkça eğilme etkilerinin yanında kayma etkileri de baskın olmakta ve plak gerçekte olduğundan çok daha rijit bir davranış göstermektedir. Bu problemi ortadan kaldırmak için, rijitlik matrislerinin hesabında integrasyon nokta adedinin azaltılması gerekmektedir. Bu çalışmada, ince kalınlıklı plaklarda bu durumu ortadan kaldırmak için kayma terimlerinden oluşan rijitlik matrisinin hesabında Gauss İntegral nokta adedinin azaltılması yöntemine dayanan Seçilerek Azaltılmış İntegrasyon Tekniği dikkate alınmıştır.

1.5. Tabakalı Kompozit Plakların Özel Tipleri

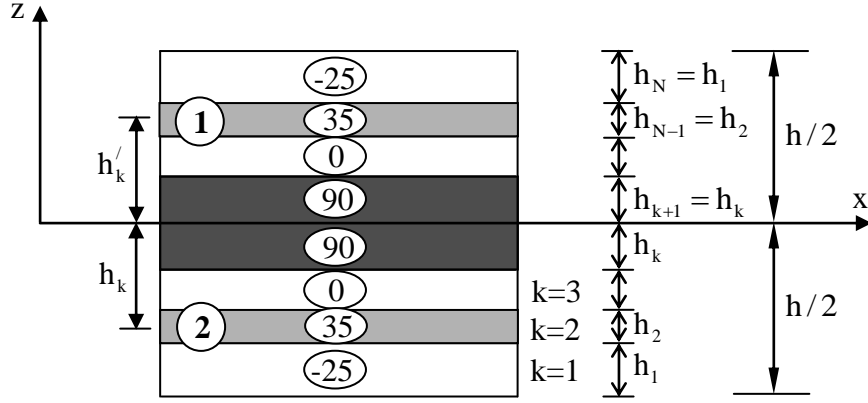
Tabakalı kompozit plaklar lif açılarına ve tabaka yerleşimlerine bağlı olarak aşağıdaki gibi sınıflandırılabilir:

- Simetrik tabakalı plaklar
- Antisimetrik tabakalı plaklar
- Değişik açılı tabakalı plaklar
- Yinelenen açılı tabakalı plaklar
- Ortogonal tabakalı plaklar
- Dengeli tabakalı plaklar
- Yarı izotropik tabakalı plaklar

Bu çalışmada, simetrik yerleştirilmiş, yinelenen açılı tabakalı plaklar kullanılmaktadır.

1.5.1. Simetrik Tabakalı Plaklar

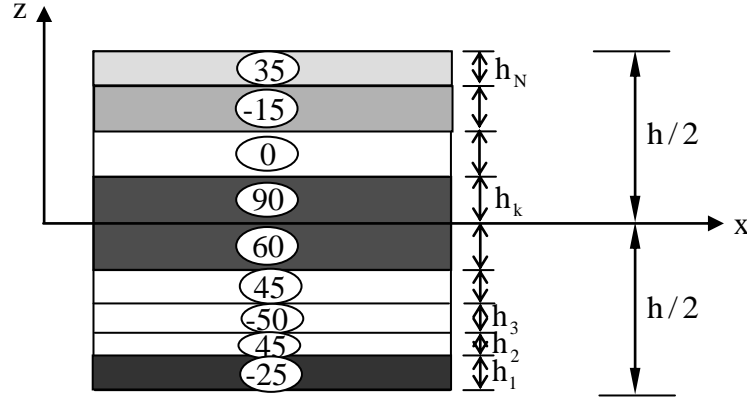
Malzeme özellikleri, kalınlıkları ve doğrultu açıları aynı olan tabakalar ortalama düzleme göre simetrik olarak yerleştirilmişse bu tabakalara simetrik tabakalar denilmektedir (Şekil 1.11). Simetrik tabakalarda $B_{ij} = 0$ olmaktadır.



Şekil 1.11. Simetrik tabakalı plak dizilimi

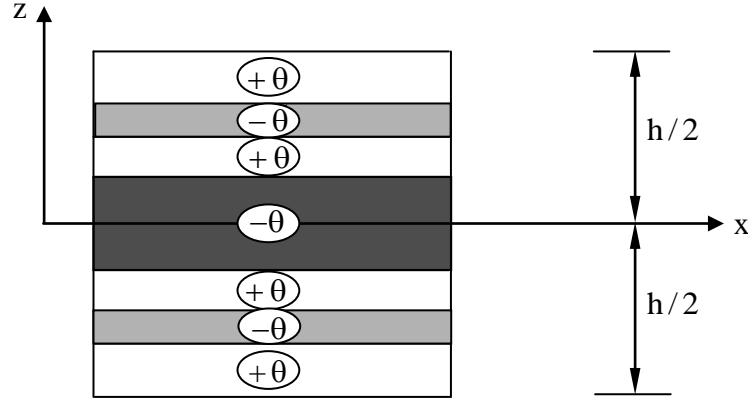
1.5.2. Değişik Açılı Tabakalı Plaklar

Bu tür plaklarda yerleşim biçimi, $[\theta_1/\theta_2/\theta_3/\dots]$ formunda olup her tabaka farklı açılara sahip olabilir. Her tabakadaki lif açıları $-90^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$ arasında değerler almaktadır (Şekil 1.12).



Şekil 1.12. Değişik açılı tabaka dizilimi

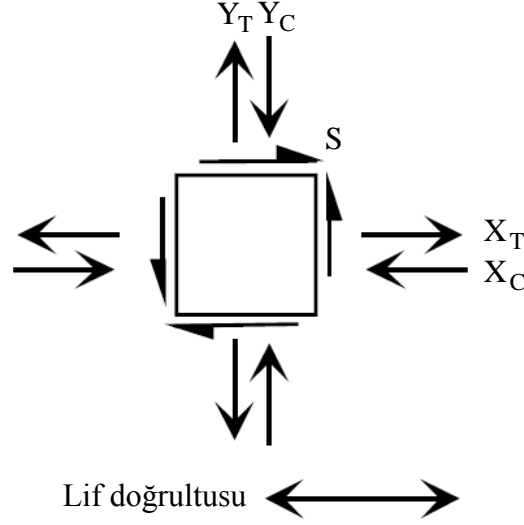
Simetrik yinelenen açılı tabakadaysa yerleşim biçimi $(\theta/-\theta/\theta/-\theta)_s$ şeklinde olmaktadır (Şekil 1.13). Bu tür yerleşimlerde, tabaka sayısı arttıkça A_{16} , A_{26} , D_{16} ve D_{26} rijitlikleri gittikçe küçülmemekte ve sırasıyla a_{16} , a_{26} , d_{16} ve d_{26} olmaktadır.



Şekil 1.13. Simetrik yinelenen açılı tabaka dizilimi

1.6. Ortotropik Kompozit Tabakada Hasar Teorileri

İzotropik malzemelerde hasarı belirlemek için en basit yöntem, uygulanan gerilmelerin dayanımlarla veya diğer izin verilebilen gerilmelerle karşılaştırılmasıdır. Ancak ortotropik kompozit malzemeler için bu yöntemler yeterli olmamaktadır. Çünkü bu tür elemanların hasar mekanizmaları ve dayanım özellikleri yükleme doğrultusuyla değişmektedir (Vinson ve Sierakowski, 2002). Hasar genellikle akmayla olmamakla birlikte daha çok, lif veya matris elemanda meydana gelen çatlaklardan oluşmaktadır. X_T, Y_T, Z_T sırasıyla (1, 2, 3) doğrultularındaki tabaka çekme dayanımlarını, X_C, Y_C, Z_C sırasıyla (1, 2, 3) doğrultularındaki tabaka basınç dayanımlarını, R, T, S sırasıyla (2-3, 1-3, 1-2) düzlemlerindeki kayma dayanımlarını belirtmek üzere, düzlemsel gerilme hali için Şekil 1.14'teki gösterim kullanılır.



Şekil 1.14. Düzlemsel gerilme hali için dayanım parametrelerinin gösterimi

Kompozitler için hasar teorileri, rijitlik ve dayanımdaki anizotropiyi de dikkate almak için izotropik hasar teorilerinin genişletilmesi ve değiştirilmesiyle elde edilmiştir. Anizotropik hasar teorileriyle ilgili (Sandhu, 1972) ve (Owen ve Rice, 1982) bir takım çalışmalar yapmışlardır. Son yıllarda bu konuyla ilgili 40'tan fazla teori ortaya konmuştur. Günümüzde kompozitler için en çok kullanılan hasar teorileri şunlardır:

- Maksimum normal gerilme teorisi
- Maksimum şekil değiştirme teorisi
- Tsai-Hill hasar kriteri
- Hoffman hasar kriteri
- Tsai-Wu hasar kriteri
- Hashin hasar kriteri

Tsai-Wu hasar kriteri, gerilmeler arasındaki etkileşimi de dikkate aldığı için, ayrıca deneysel yöntemlerle elde edilen sonuçlarla daha iyi uyumluluk gösterdiği için uygulamalarda en çok kullanılan hasar kriteridir.

1.6.1. Tsai-Wu Hasar Kriteri

Tabakalı kompozit plakların çeşitli yüklemeler altındaki dayanımı hasar indisiyle (FI) belirlenebilmektedir. Bu kritere göre elemanda hasar meydana gelmemesi için (1.36) denkleminin sağlanması gerekmektedir (Tsai ve Wu, 1971):

$$FI = \sum_{i=1}^6 F_i \sigma_i^{(k)} + \sum_{i=1}^6 \sum_{j=1}^6 F_{ij} \sigma_i^{(k)} \sigma_j^{(k)} \leq 1 \quad (1.52)$$

(1.52) ifadesindeki F_i ve F_{ij} ifadeleri şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$F_1 = \frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}, \quad F_2 = \frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C}, \quad F_3 = \frac{1}{Z_T} - \frac{1}{Z_C} \quad (1.53)$$

$$F_{11} = \frac{1}{X_T X_C}, \quad F_{22} = \frac{1}{Y_T Y_C}, \quad F_{33} = \frac{1}{Z_T Z_C} \quad (1.54)$$

$$F_{44} = \frac{1}{R^2}, \quad F_{55} = \frac{1}{T^2}, \quad F_{66} = \frac{1}{S^2} \quad (1.55)$$

$$F_{12} = F_{21} = -\frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{X_T X_C Y_T Y_C}}, \quad F_{13} = F_{31} = -\frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{X_T X_C Z_T Z_C}} \quad (1.56)$$

$$F_{23} = F_{32} = -\frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{Z_T Z_C Y_T Y_C}} \quad (1.57)$$

Düzlem gerilme durumunda (1.52) ifadesi

$$FI = F_1 \sigma_1^{(k)} + F_2 \sigma_2^{(k)} + F_6 \sigma_6^{(k)} + 2F_{12} \sigma_1^{(k)} \sigma_2^{(k)} + F_{11} (\sigma_1^2)^{(k)} + F_{22} (\sigma_2^2)^{(k)} + F_{66} (\sigma_6^2)^{(k)} \leq 1 \quad (1.58)$$

şeklinde olur. Buna bağlı olarak, sadece X_T, X_C, Y_T, Y_C ve S değerlerinin belirlenmesi yeterli olmaktadır. Bu değerlerin nasıl elde edildiği, bir sonraki bölümde ayrıntılı olarak verilmeye çalışılacaktır.

Eğer sistemde hasar meydana gelirse bu durumda hasar modunu belirlemek için (1.59) ve (1.60) ifadeleri kullanılır:

$$H_1 = F_1 \sigma_1 + F_{11} \sigma_1^2, \quad H_2 = F_2 \sigma_2 + F_{22} \sigma_2^2, \quad H_3 = F_3 \sigma_3, \quad H_4 = F_{44} \sigma_4^2 \quad (1.59)$$

$$H_5 = F_{55} \sigma_5^2, \quad H_6 = F_{66} \sigma_6^2 \quad (1.60)$$

Bunlardan en büyük olan H_i değeri baskın hasar modu olarak dikkate alınır ve ilgili elastik sabit sıfıra indirgenir. H_i ile elastik sabitler arasındaki ilişki şu şekilde ifade edilebilir:

$$H_1 \rightarrow E_1, \quad H_2 \rightarrow E_2, \quad H_3 \rightarrow E_3, \quad H_4 \rightarrow G_{23}, \quad H_5 \rightarrow G_{13}, \quad H_6 \rightarrow G_{12} \quad (1.61)$$

Bu indirgeme sonucunda, hasar ilerledikçe malzeme özellikleri yeniden düzenlenmiş olunur.

1.6.2. Lif Doğrultusunda Çekme Durumu

Lif doğrultusundaki çekme durumunda, öncelikle daha düşük maksimum şekil değiştirmeye sahip eleman göçecektir. Karışım kuralına göre ortalama gerilme şu şekilde belirlenebilir (Daniel ve Ishai, 1994):

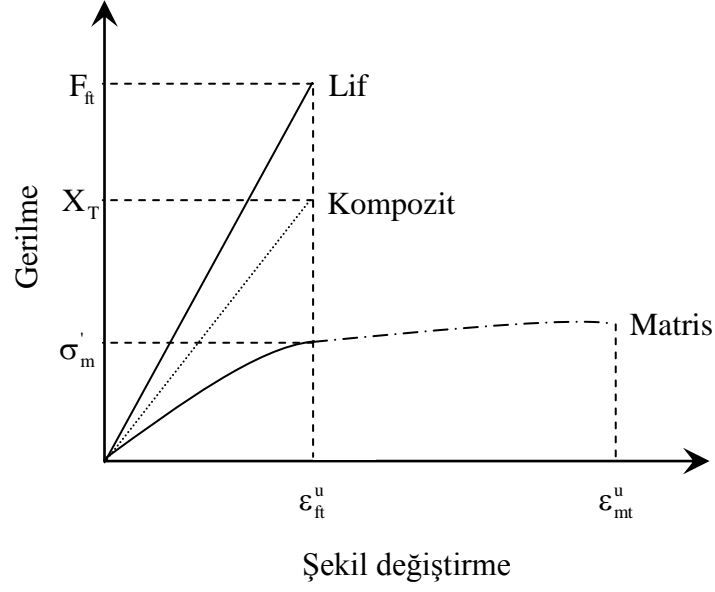
$$\sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \quad (1.62)$$

Eğer lifin maksimum şekil değiştirmesi matris elemanından küçükse

$$\varepsilon_{ft}^u < \varepsilon_{mt}^u \quad (1.63)$$

kompozit elemanın şekil değiştirmesi lifin maksimum çekme şekil değiştirmesine ulaştığı zaman hasar olur (Şekil 1.15). Bu durumda kompozit elemanın boyuna çekme dayanımı, X_T , şu şekilde belirlenebilir:

$$X_T \cong F_{ft} V_f + \sigma_m' V_m \quad (1.64)$$



Şekil 1.15. $\varepsilon_{ft}^u < \varepsilon_{mt}^u$ durumu için kompozit, lif ve matris elemanda gerilme-şekil değiştirme eğrileri (Daniel ve Ishai, 1994)

Doğrusal elastik davranış varsayımı yapacak olursak (1.64) denklemini şu şekilde de yazılabilir:

$$X_T \cong F_{ft} V_f + E_m \varepsilon_{ft}^u V_m \quad (1.65)$$

Çok rijit lifli kompozitler için ($E_f \gg E_m$) (1.65) ifadesi şu şekilde olur:

$$X_T \cong F_{ft} V_f \quad (1.66)$$

Eğer matrisin maksimum çekme şekil değiştirmesi liften daha küçükse

$$\varepsilon_{mt}^u < \varepsilon_{ft}^u \quad (1.67)$$

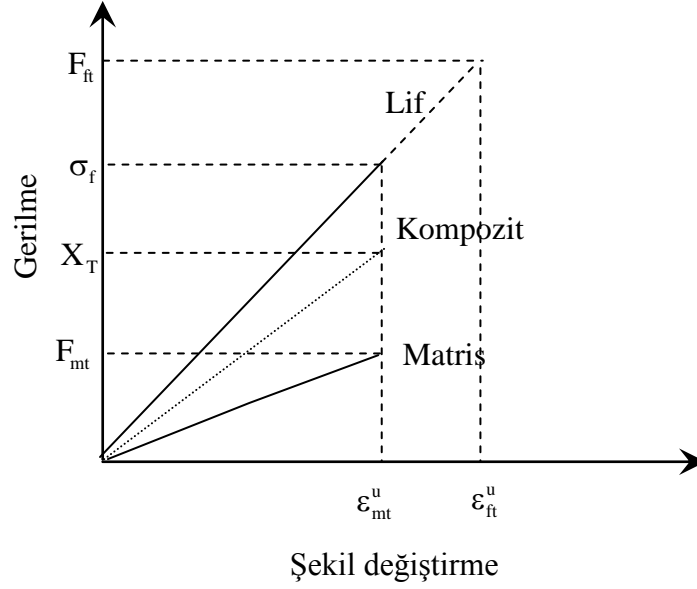
kompozit elemanın şekil değiştirmesi matrisin maksimum çekme şekil değiştirmesine ulaştığı zaman hasar olur (Şekil 1.16).

Bu durumda kompozit elemanın boyuna çekme dayanımı, X_T , şu şekilde belirlenebilir:

$$X_T \cong \sigma_f' V_f + F_{mt} V_m \quad (1.68)$$

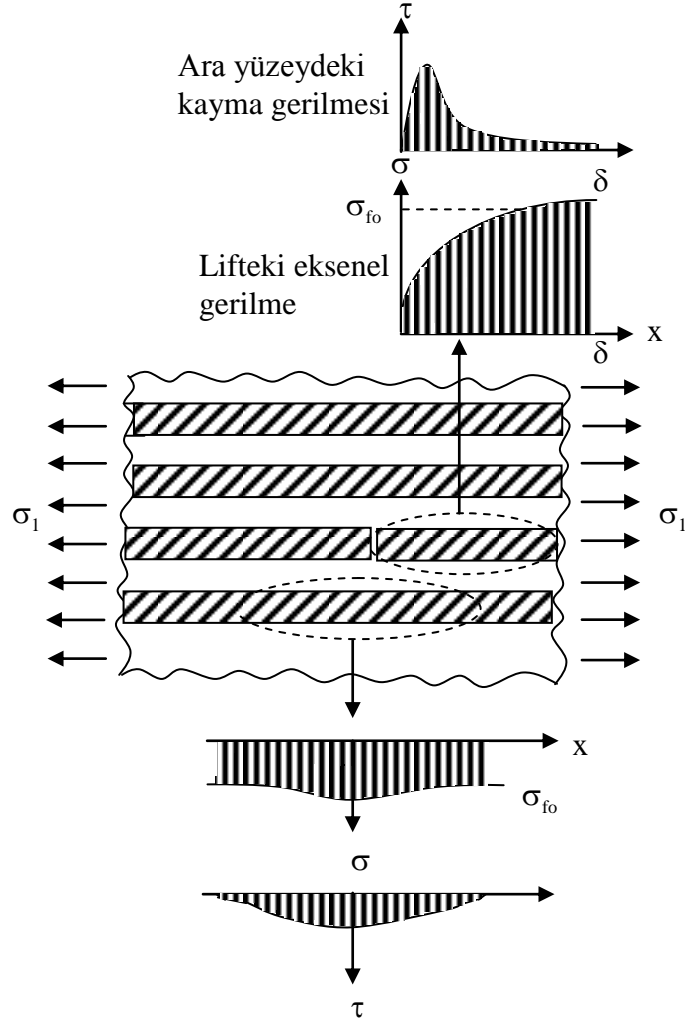
veya

$$X_T \cong F_{mt} \left(V_f \frac{E_f}{E_m} + V_m \right) \quad (1.69)$$



Şekil 1.16. $\varepsilon_{mt}^u < \varepsilon_{ft}^u$ durumu için kompozit, lif ve matris elemanda gerilme-şekil değiştirme eğrileri (Daniel ve Ishai, 1994)

Yukarıda bahsi geçen ifadelerde lif ve matris dayanımlarının istatistiksel dağılımları dikkate alınmamaktadır. Lif dayanımının noktadan noktaya ya da liften life değiştiği durumlarda zayıf noktalardaki liflerde kırılma meydana gelir. Bu yüzden de lif kırığı civarında üniform olmayan gerilme durumları oluşur (Rosen, 1964). Ara yüzeydeki kayma gerilmesi, lif kırığı civarında maksimum değere ulaşır. Lif tarafından aktarılan gerilme, kırık olan yerde sıfır olmakta, ancak kırıktan δ kadar uzakta karakteristik mesafe adı verilen yere doğru artış göstermektedir. Bu nokta aynı zamanda, ara yüzeydeki kayma gerilmesinin sıfıra düştüğü noktadır (Şekil 1.17).

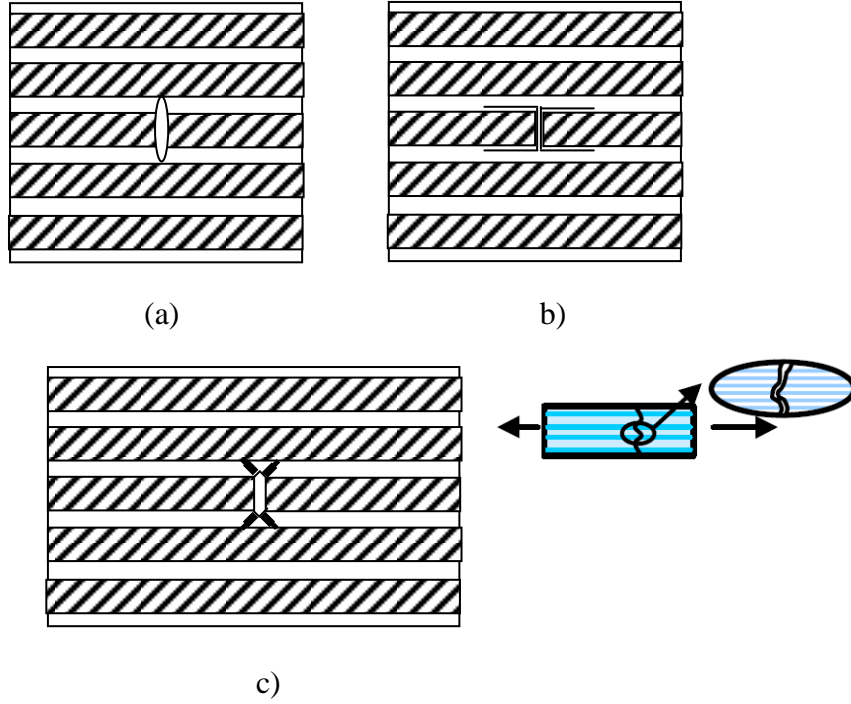


Şekil 1.17. Tek doğrultulu kompozit elemanda çekme altında lif kırığı civarında oluşan yerel gerilme dağılımları (Daniel ve Ishai, 1994)

Kompoziti oluşturan elemanların özelliklerine bağlı olarak, lif kırıkları kendilerine yakın noktalarda farklı tipte hasarlar oluşturmaktadır. Bu hasar mekanizmaları şu şekilde sıralanabilir (Mullin vd., 1968) (Şekil 1.18):

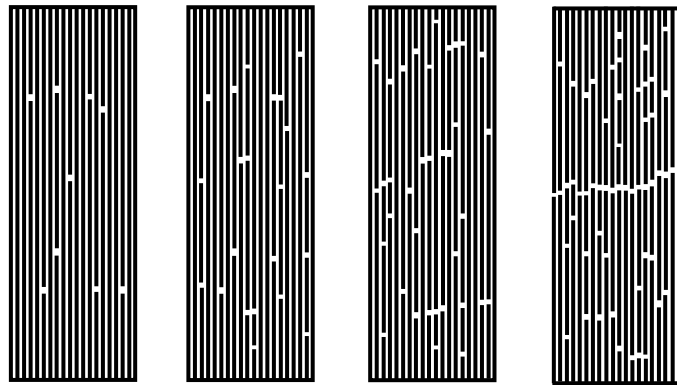
- Enine matris çatlakları
- Lif-matris ayrılması
- Matris elemanda koni biçiminde kayma çatlakları

Birçok durumda hasar yerel olmakta ve diğer komşu lifler tarafından bu hasar azaltılmaktadır.



Şekil 1.18. Çekme altında tek doğrultulu tabakada tekil lif kırığı civarındaki hasar mekanizmaları. a) Enine matris çatlak, b) Lif-matris ayrılması, c) Matris elemanda koni biçiminde çatlak (Daniel ve Ishai, 1994)

Yük arttıkça tekil lifteki çatlak miktarında artmalar meydana gelir ve bu durum diğer komşu lifleri de etkileyerek onların da kırılmalarına neden olur (Şekil 1.19). Sonuçta, her lifte oluşan çatlakların birleşmesiyle kompozit elemanda önemli hasarlar meydana gelir. Bu hasarlar, malzeme özelliklerine ve lif hacim oranına bağlı olarak değişiklik gösterir.



Şekil 1.19. $\epsilon_{ff}^u < \epsilon_{mt}^u$ durumu için çekme yüklemesi altında tek doğrultulu kompozitte hasar durumları (Daniel ve Ishai, 1994)

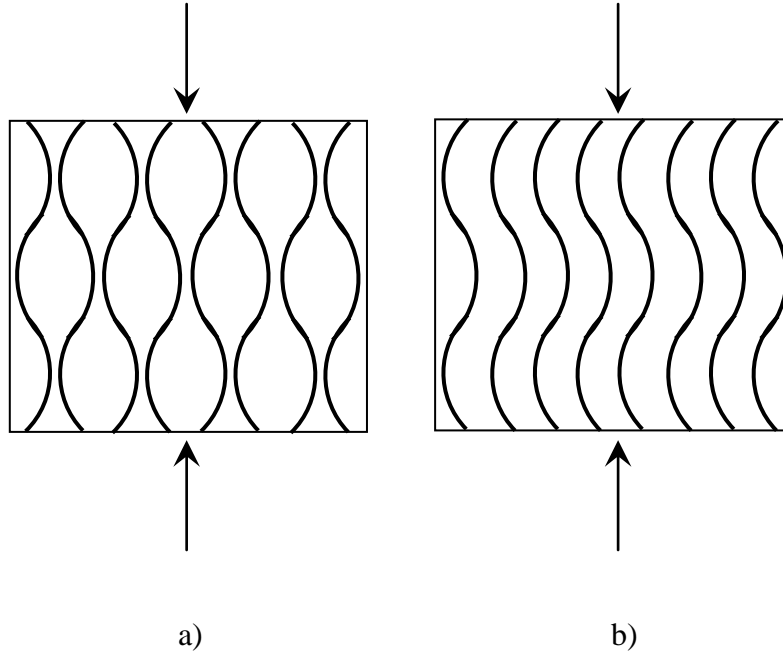
1.6.3. Lif Doğrultusunda Basınç Durumu

Lif doğrultusunda basınç altında matris içindeki liflerde mikro burkulmalar ve kıvrımlar meydana gelir (Şekil 1.20-Şekil 1.21). Düşük lif hacim oranında uzama modu için basınç dayanımı, X_c , şu şekilde elde edilir (Rosen, 1965):

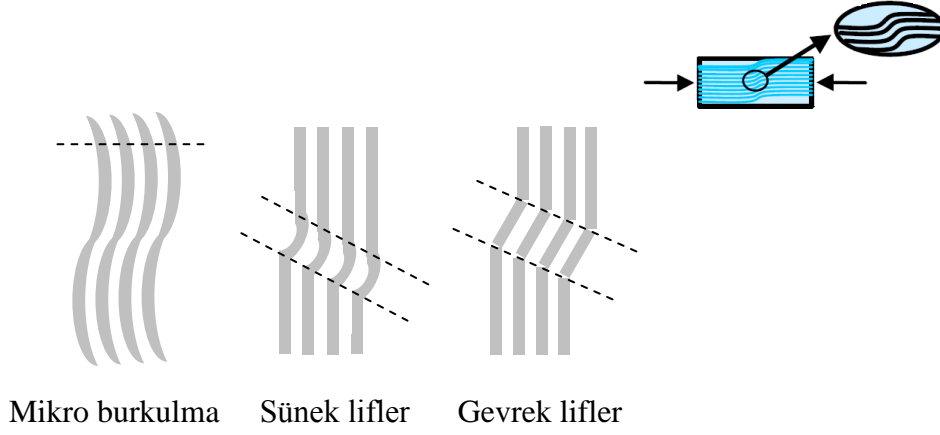
$$X_c \cong 2V_f \left[\frac{E_m E_f V_f}{3(1-V_f)} \right]^{1/2} \quad (1.70)$$

Daha yüksek lif hacim oranında kayma modu için ise şu şekilde elde edilmektedir:

$$X_c \cong \frac{G_m}{1-V_f} \quad (1.71)$$



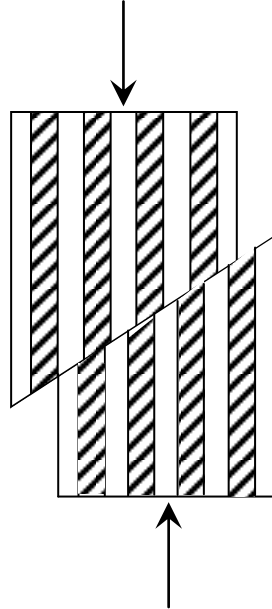
Şekil 1.20. Basınç altında tek doğrultulu kompozitte meydana gelen mikro burkulma modları. (a) Uzama modu, (b) Kayma modu (Daniel ve Ishai, 1994)



Şekil 1.21. Sünek ve gevrek liflerde aşırı şekil değiştirmelere neden olan mikro burkulmalar (Daniel ve Ishai, 1994)

Bir başka hasar moduysa, yüksek lif hacim oranı için lif kayma dayanımından dolayı meydana gelen kayma modudur (Şekil 1.22). Bu durumda basınç dayanımı şu şekilde elde edilmektedir:

$$X_C = 2F_{6f} \left[V_f + (1 - V_f) \frac{E_m}{E_f} \right] \quad (1.72)$$



Şekil 1.22. Boyuna basınç altında tek doğrultulu kompozitin kayma hasar modu (Daniel ve Ishai, 1994)

1.6.4. Enine Doğrultuda Çekme Durumu

Tek doğrultulu kompozit elemanlarda en kritik yükleme türü enine doğrultuda çekme yüklemesidir. Bu çeşit yükleme, matriste ve ara yüzeyde büyük gerilmelere ve şekil değiştirmelere neden olmaktadır. Lif civarındaki gerilme dağılımı analitik olarak sonlu elemanlarla, sonlu farklarla veya sınır eleman yöntemleriyle ve iki veya üç boyutlu fotoelastik modellerle deneysel olarak elde edilebilir (Adams ve Doner, 1967; Daniel, 1974).

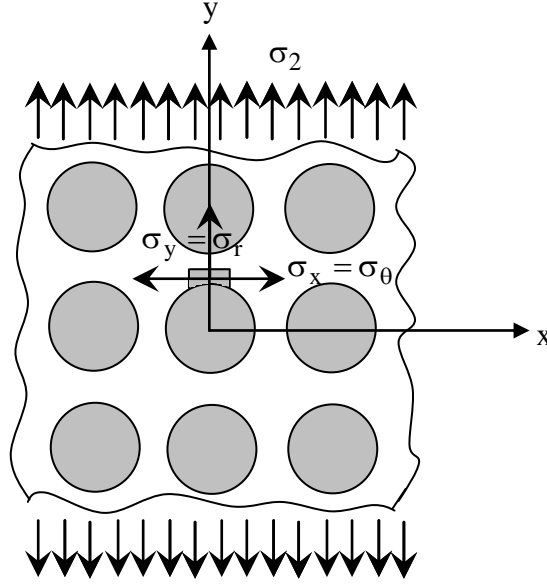
Liflerin kare oluşturacak şekilde yerleştirilmesi durumunda, matristeki maksimum gerilme, yük doğrultusu boyunca ara yüzeydeki eksenel gerilmedir. Gerilme yoğunluk faktörü, k_σ , bu maksimum gerilmenin uygulanan ortalama gerilmeye oranıdır (Şekil 1.23). Yani,

$$k_\sigma = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_2} \quad (1.73)$$

şeklinde ifade edilebilir. Enine yüklenmiş kompozit elemanlarda daha karakteristik bir büyüklük olan şekil değiştirme şiddet çarpanı, k_ε , aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır:

$$k_\varepsilon = \frac{\varepsilon_{\max}}{\varepsilon_2} \cong k_\sigma \left(\frac{E_2}{E_m} \right) \frac{(1 + \nu_m)(1 - 2\nu_m)}{1 - \nu_m} \quad (1.74)$$

Burada ε_{\max} ve ε_2 sırasıyla maksimum ve ortalama şekil değiştirmelerini, ν_m ise matris Poisson oranını göstermektedir. (1.74) ifadesinde liflerin daha rijit olduğu ve matris elemanla birleşiminin çok iyi olduğu varsayılmaktadır.



Şekil 1.23. Enine yüklenmiş tek doğrultulu kompozitte yerel gerilmeler (Daniel ve Ishai, 1994)

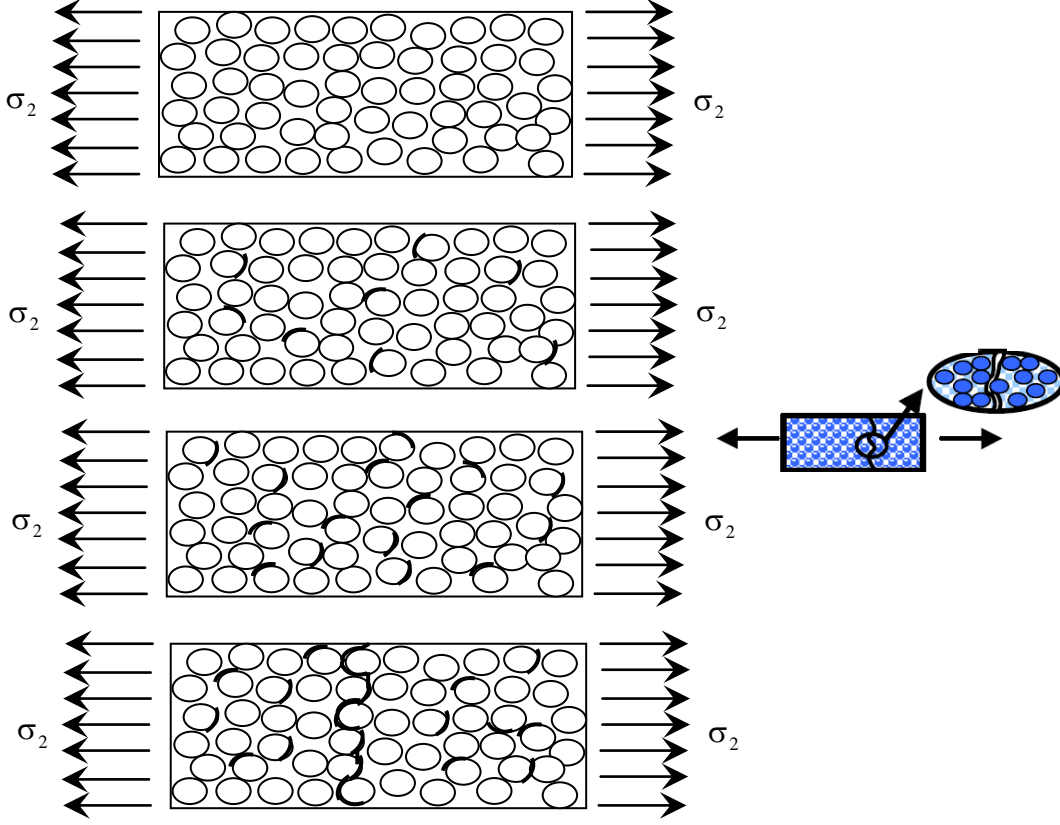
Enine yüklenmiş kompozitte hasarı belirlemek için, matrisin yapımı esnasında oluşan artık gerilmelerin ve şekil değiştirmelerin veya ısı artımından dolayı oluşan ısıl gerilmelerin ve şekil değiştirmelerin de dikkate alınması gerekir. Tek doğrultulu kompozitte enine çekme dayanımı, maksimum çekme gerilmesi kriterine göre şu şekilde belirlenmektedir:

$$Y_T = \frac{1}{k_\sigma} (F_{mt} - \sigma_{m0}) \quad (1.75)$$

Maksimum çekme şekil değiştirme kriterine göre ise:

$$Y_T = \frac{1 - \nu_m}{k_\sigma (1 + \nu_m)(1 - 2\nu_m)} (F_{mt} - \epsilon_m E_m) \quad (1.76)$$

Gerçekte hasar, boyuna çekme yüklemesinde olduğu gibi yüklemenin artmasıyla artan ve sonuçta çok kötü hasarlara neden olan ara yüzeydeki mikro çatlaklardan dolayı oluşmaktadır (Şekil 1.24).



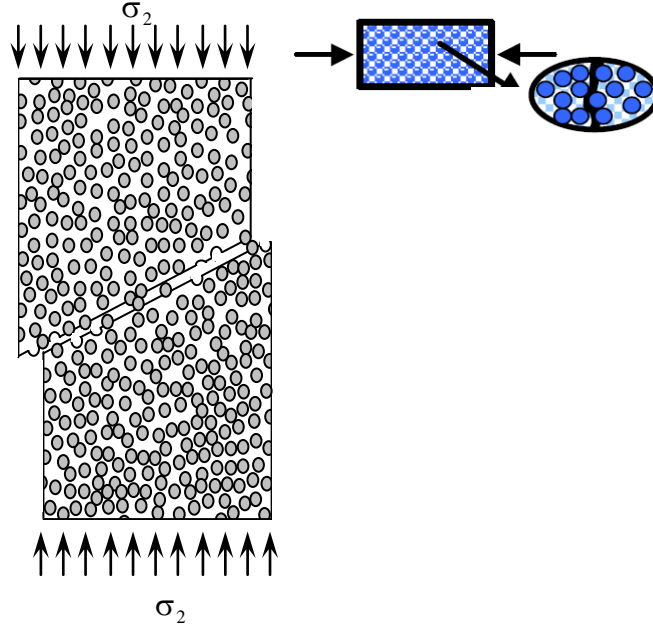
Şekil 1.24. Enine çekme altında tek doğrultulu kompozitin hasarına neden olan ardışık mikro çatlaklar (Daniel ve Ishai, 1994)

1.6.5. Enine Doğrultuda Basınç Durumu

Enine doğrultuda basınç etkisi altında tek doğrultulu kompozit eleman, birkaç sayıda hasar mekanizması altında geçer. Ara yüzeydeki büyük basınç gerilme yoğunluğu, ezilen matriste ve/veya liflerde basınç göçmesine neden olur. Bu hasar mekanizmasına bağlı olarak enine doğrultuda kompozit basınç dayanımı şu şekilde elde edilir (Daniel ve Ishai, 1994):

$$Y_c = \frac{F_{mc} + \sigma_m}{k_\sigma} \quad (1.77)$$

Ara yüzeydeki büyük kayma gerilmeleri, matris kayma hasarına ve/veya ayrılmalara neden olur (Şekil 1.25).

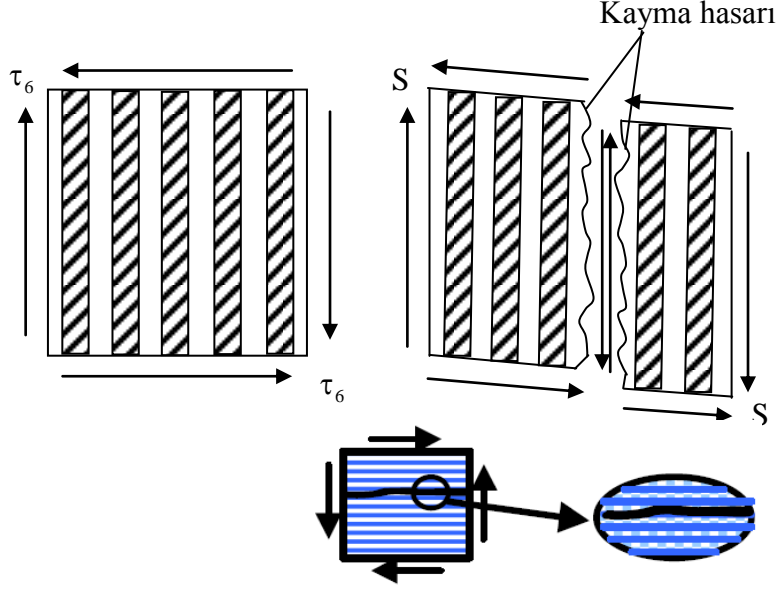


Şekil 1.25. Enine basınç altında tek doğrultulu kompozitte kayma hasar modu (Daniel ve Ishai, 1994)

1.6.6. Düzlemsel Kayma Durumu

Düzlemsel kayma altında lif-matris ara yüzeyinde büyük kayma gerilme yoğunluğu meydana gelir (Şekil 1.26). Kayma gerilme yoğunluk faktörünün malzeme ve lif/hacim oranına bağlı olarak değişimi sonlu fark yöntemiyle elde edilebilir (Adams ve Doner, 1967). Ara yüzeydeki büyük kayma gerilmesi matriste kayma göçmesine ve/veya lif-matris ayrılmasına neden olur. Kompozit elemanın düzlemsel kayma dayanımı şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$S = \frac{F_{ms}}{k_{\tau}} \quad (1.78)$$



Şekil 1.26. Düzlemsel kayma altında tek doğrultulu kompozitte hasar modu (Daniel ve Ishai, 1994)

1.7. Optimizasyon

Genel olarak optimizasyon problemi şu şekilde formüle edilir:

$$\text{Minimize ya da maksimize: } F(x) \quad (1.79)$$

$$\text{Sınırlayıcılar} \quad : g_j(x) \leq 0 \quad j=1, \dots, m \quad (1.80)$$

$$h_k(x) = 0 \quad k=1, \dots, l \quad (1.81)$$

$$x_i^l \leq x_i \leq x_i^u \quad i=1, \dots, n \quad (1.82)$$

Optimizasyon problemini çözmek için birçok yaklaşım yöntemi vardır. Bu çalışmada optimizasyon yöntemleri olarak değiştirilmiş uygun doğrultular yöntemi ve elde edilen sonuçları karşılaştırmak için altın oranı arama yöntemi kullanılmaktadır. Aşağıda bu yöntemler ayrıntılı olarak verilmektedir.

1.7.1. Değiştirilmiş Uygun Doğrultular Yöntemi

Bu yöntem, en dik eğim ve birleşik doğrultu yöntemlerinin genişletilmiş şeklidir. Örneğin, minimizasyon problemi için, yöntemde uygun bölgeyi aşmayan ve amaç fonksiyonunu azaltan $(S^t \nabla F(x) < 0)$ uygun doğrultu, S , aranır. Bu doğrultunun

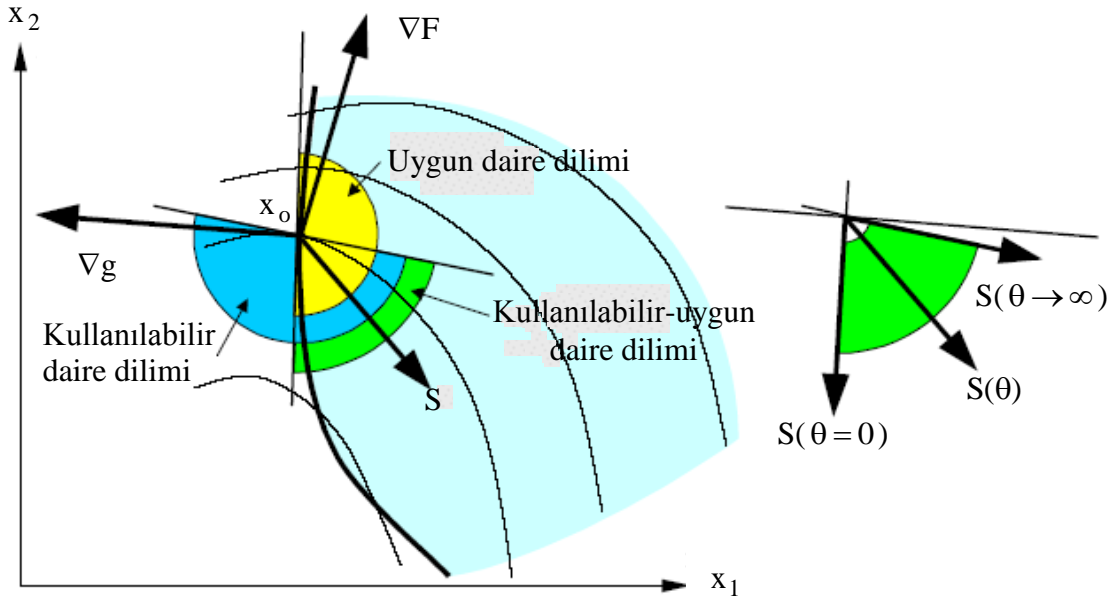
belirlenebilmesi için iki kriterin sağlanması gerekir: Bunlardan birincisi, amaç fonksiyonunun mümkün olduğunca çabuk azaltılması, ikincisiyse sınırlayıcı sınırından mümkün olduğunca kaçınılmasıdır. Bu durum matematiksel olarak şu şekilde tanımlanabilir (Şekil 1.27):

$$\text{Minimize: } F(x) \quad (1.83)$$

$$\text{Sınırlayıcılar} \quad : \nabla F(x)S + F(x) \leq 0 \quad (\text{kullanılabilir doğrultu}) \quad (1.84)$$

$$\nabla g_j(x)S + \theta_j F(x) \leq 0 \quad j \in J \quad (\text{uygun doğrultu}) \quad (1.85)$$

$$|S| \leq 1 \quad (1.86)$$



Şekil 1.27. Değiştirilmiş uygun doğrultular yöntemi (Bletzinger, 2006)

(1.85) ifadesinde, θ_j ve J sırasıyla itme faktörü ve aktif sınırlayıcılar grubu olup, θ_j şu şekilde belirlenmektedir:

$$\theta_j = 0, S \text{ sınırlayıcı sınırına teğetse}$$

$$\theta_j \rightarrow \infty, S \text{ amaç fonksiyonu çizgisine teğetse} \quad (1.87)$$

$\theta_j = 1$, S amaç fonksiyonu çizgisi ve sınırlayıcı sınırı arasındaki açıyı yaklaşık olarak ikiye bölerse

Vanderplaats ve Moses (1973), θ_j ' yi şu ampirik formülle ifade etmişlerdir:

$$\theta_j = \left[1 - \frac{g_j(X)}{\varepsilon} \right]^2 \theta_0; \quad -0,1 \leq \varepsilon \leq -0,001, \quad \theta_j \leq 50 \quad (1.88)$$

Burada genellikle $\theta_0=1$ olarak alınmaktadır.

(1.84) ve (1.85)'de, amaç fonksiyonu ve sınırlayıcılara ait eğimler sonlu farklar yöntemiyle hesaplanabilir. Örneğin, amaç fonksiyonu için her bir adımdaki eğimler şu şekilde belirlenebilir:

$$\nabla F(X) = \left\{ \begin{array}{c} \frac{F(X + \delta X_1) - F(X)}{\delta X_1} \\ \frac{F(X + \delta X_2) - F(X)}{\delta X_2} \\ \dots \\ \dots \\ \frac{F(X + \delta X_N) - F(X)}{\delta X_N} \end{array} \right\} \quad (1.89)$$

Bu yönteme göre amaç fonksiyonu ve sınırlayıcılara ait eğimlerin belirlenebilmesi için, öncelikle bu fonksiyonların tasarım değişkenine bağlı olarak yaklaşık fonksiyonları eğri uydurma yöntemiyle elde edilir. Yapılan sayısal uygulamalar sonucunda, ikinci derece yaklaşık bir fonksiyon optimum sonucun aranmasında yeterli olmaktadır. S, arama doğrultusu ilk adımda minimizasyon problemi için denklem (1.90)'daki gibi elde edilir:

$$S^q = -\nabla F(X^{q-1}) \quad (1.90)$$

Denklem (1.90)'daki arama doğrultusu en dik eğim yöntemine karşılık gelmektedir. Bu yöntemde arama doğrultuları bir önceki arama doğrultularına her zaman dik olmaktadır. Bu da optimum çözümün aranmasında yetersiz kalmaktadır. O nedenle, daha sonraki aşamalarda, Fletcher-Reeves arama doğrultusu kullanılır. Buna göre arama doğrultuları şu şekilde belirlenir:

$$S^q = -\nabla F(X^{q-1}) + \beta S^{q-1} \quad (1.91)$$

Burada β şu şekilde hesaplanır:

$$\beta = \frac{|\nabla F(X^{q-1})|^2}{|\nabla F(X^{q-2})|^2} \quad (1.92)$$

Bu yöntem güvenilir bir algoritma olup uygun bölgeden aramaya başlanıldığı zaman kesinlikle uygun bölgeden çıkmaz. Her yeni bir tasarım bir öncekinden çok daha iyidir. Belirli bir iterasyon adımından sonra amaç fonksiyonunda belirgin bir değişim meydana gelmediği anda optimum sonuca yakınsamış kabul edilir. Hatalı doğrultu seçimleri, yakınsaklığı azaltır ancak yöntemi tamamen devre dışı bırakmaz.

Bu yönteme ait akış şeması Şekil 1.28'de verilmektedir (Vanderplaats, 1984a; Vanderplaats, 1984b).

1. $q=0, X^q = X^m$
2. $q=q+1$.
3. Amaç fonksiyonunun $F(X_i)$ ve sınırlayıcıların $g_j(X_i) \leq 0$ belirlenmesi
 $j=1, 2, \dots, N_c$
4. Amaç fonksiyonunun eğiminin $\nabla F(X_i)$ ve sınırlayıcıların eğiminin $\nabla g_k(X_i)$ belirlenmesi
5. Uygun bir arama doğrultusunun (S^q) belirlenmesi
6. Bir doğrultuda aramanın gerçekleştirilmesi
 $X^q = X^{q-1} + \alpha S^q$
7. Yakınsamanın kontrol edilmesi. Sağlaması durumunda devam et aksi halde 2'ye git
8. $X^{m+1} = X^q$

Şekil 1.28. Değiştirilmiş uygun doğrultular yöntemine ait akış şeması

Şekil 1.28’de α , arama parametresi olup elde edilen sonuçların hassasiyeti açısından oldukça küçük bir değer alınması gerekir.

1.7.2. Altın Oranı Arama Yöntemi

Bu yöntem, bazı avantajlardan dolayı en çok kullanılan yöntemlerden birisidir.

Bunlar:

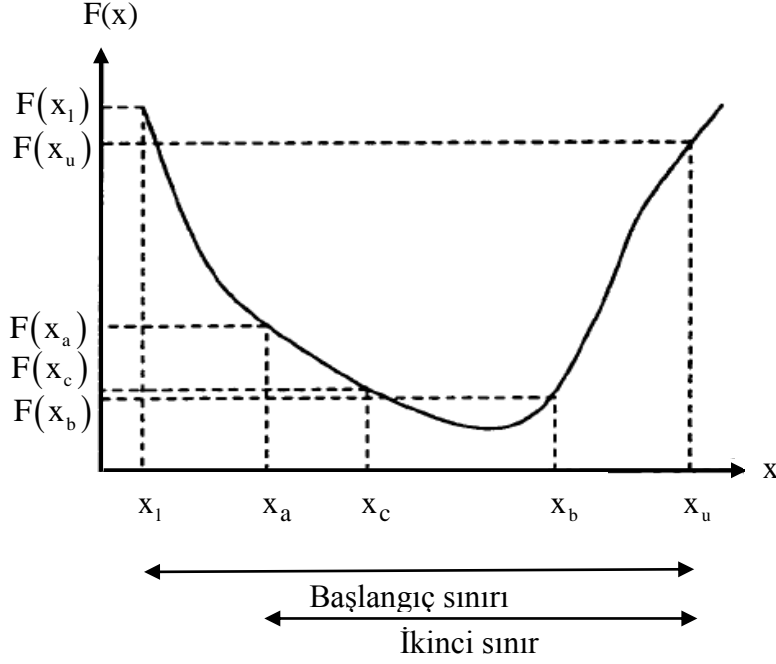
- Amaç fonksiyonunun türevinin sürekli olmasını gerektirmemesi
- Programlamasının kolay olması
- Güvenilir bir yöntem olmasıdır.

Bununla birlikte, bu yöntemin bir dezavantajı hesap maliyetinin yüksek olmasıdır. Bu yöntemi uygulayabilmek için, öncelikle x değişkenine bağlı minimum F fonksiyonunu içine alan (x_1, F_1) ve (x_u, F_u) noktaları seçilir (Şekil 1.29). Daha sonra x_1 ve x_u noktaları arasında (x_a, F_a) ve (x_b, F_b) olmak üzere $(x_a < x_b)$ iki nokta daha seçilir. Eğer $F_a > F_b$ ise o zaman x_a yeni alt sınır x_u üst sınır olmak üzere yeniden arama yapılır. Tekrar (x_c, F_c) noktası seçilir ve F_b ile karşılaştırılır ve süreç bir önceki gibi tekrarlanarak istenilen sonuç elde edilinceye kadar devam edilir. İç noktaları belirlemek için (1.93) ve (1.94) denklemleri kullanılabilir.

$$x_a = (1 - \tau)x_1 + \tau x_u \quad (1.93)$$

$$x_b = \tau x_1 + (1 - \tau)x_u \quad (1.94)$$

Burada τ , altın oranı olup $\tau = \frac{3 - \sqrt{5}}{2} = 0,38197$ ’dir.



Şekil 1.29. Altın oranı arama yöntemi (Filho, 1997)

Altın oranı arama yöntemiyle ilgili akış şeması Şekil 1.42'de verilmektedir.

1. Tolerans parametresini, ϵ_t , belirle.
2. Optimum noktanın aranacağı $[a, b]$ aralığını belirle.
3. Eğer $|a - b| < \epsilon_t$ ise dur. Çözüm $\frac{a + b}{2}$.
4. $f(a)$ ve $f(b)$ değerlerini belirle.
5. İki nokta daha elde et.

$$c = a + \frac{3 - \sqrt{5}}{2}(b - a)$$

$$d = a + \frac{\sqrt{5} - 1}{2}(b - a)$$
6. $f(c)$ ve $f(d)$ değerlerini elde et.
7. Eğer $f(c) \geq f(d)$ ise, optimum sonucu $[c, b]$ aralığında ara. $a=c$ olsun ve adım 3'e geri dön. Bir sonraki adımda, $d=c$ değerini al. $f(x)$ fonksiyonunu bu aralık için değerlendir.
8. Eğer $f(c) \leq f(d)$ ise, optimum sonucu $[a, d]$ aralığında ara. $b=d$ olsun ve adım 3'e geri dön. Bir sonraki adımda, $c=d$ değerini al. $f(x)$ fonksiyonunu bu aralık için değerlendir.

Şekil 1.30. Altın oran arama yöntemine ait akış şeması

1.8. Tabakalı Kompozit Plakların Optimizasyonu İlgili Yapılmış Çalışmalar

Fares vd. (2004), termomekanik yüklere maruz, simetrik lifli kompozit plakların optimum tabaka kalınlığını ve optimum kontrol fonksiyonunu belirlemek için çok amaçlı optimizasyon problemi geliştirmişlerdir. Optimizasyon probleminde, ısı seviyesini ve uygulanan yüklerin birleşimini maksimize etmeyi, kalınlık ve kontrol enerjisi sınırlayıcılarına bağlı olarak da dinamik etkiyi minimize etmeyi amaçlamışlardır. Tabaka kalınlığını tasarım değişkeni olarak ele almışlardır. Optimizasyon problemini, kayma düzeltme faktörünü ortaya koymadan birinci derece kayma deformasyon teorisine göre incelemişlerdir.

Park vd. (2004), tabakalı kompozit plakların mekanik performans ve üretim maliyetini hesaba katan çok amaçlı optimizasyon metodu geliştirmişlerdir. Tasarım değişkeni olarak maksimum yer değiştirmeyi ve dolun zamanını minimum yapan tabaka yerleşimini dikkate almışlardır. Optimizasyon sürecinde genetik algoritma kullanmışlar ve yapılan nümerik analizle bu yöntemin uygunluğunu, kullanılabilirliğini göstermişlerdir.

Awrejcewicz ve Krysko (2003), değişken kalınlıklı ve enine rijitliği az olan ortotropik plaklarda ve kabuklarda, verilen geometrik ve dinamik şartlara bağlı olarak optimizasyon problemini incelemişlerdir. Çalışmada, değişimsel tekrarlama ve Bubnov-Galerkin yöntemlerini uygulamışlar ve bu uygulamanın plak ve kabuklara uygulanabilirliğini, yaklaşıklılığını irdelemişlerdir.

Faria ve Almeida (2003), yük dağılımının çeşitliliğini veya belirsizliğini dikkate alan yeni bir yaklaşımla, değişik kalınlıklı plakların burkulma yükünü optimize etmişlerdir. Yük dağılımını doğrusal parça parça olarak dikkate almışlardır. Tasarım değişkeni olarak, sürekli değişen plak kalınlığı ve yük dağılımı dikkate alınmıştır. Plâğın elastik davranışını modellemek için Reissner-Mindlin formülasyonunu, burkulma problemi için de von Karman doğrusal olmayan şekil değiştirme durumu dikkate almışlardır.

Narita (2003), tabakalı kompozit plakların maksimum doğal frekansı için titreşim davranışını optimize etmek için yeni bir optimizasyon yöntemi geliştirmiştir. Tasarım değişkeni olarak tabakalardaki lif açılarını dikkate almıştır. Kare ve dikdörtgen plaklara ait yaptığı örnekleri literatürde mevcut olan optimum sonuçlarla karşılaştırarak sonuçların uygunluğunu göstermiştir.

Park vd. (2003), kalıba reçine dökme sürecini kullanarak, kompozit tabakalı plakların tasarımı için birçok sınırlayıcı altında optimizasyon metodu gerçekleştirmişlerdir.

Tasarım sınırlayıcıları olarak hem üretim hem de yapısal gereksinimleri dikkate almışlardır. Önceden belirlenmiş yapı geometrisi, malzemesi ve yükleme koşullarına bağlı olarak tabakaların yerleşim biçimini ve plak kalınlığını optimize etmişlerdir. Optimizasyon yöntemi olarak genetik algoritma kullanmışlar ve yapılan nümerik çalışmayla da bu yöntemin uygulanabilirliğini göstermişlerdir.

Sciuva vd. (2003), düzgün yayılı yükleme, kütle ve burkulma yüklemesi altında temel frekans ve maksimum çökme gibi sınırlamalara bağlı olarak tabakalı ve sandviç tipi plakların kalınlık ve burkulma yüküne göre optimizasyonunu gerçekleştirmişlerdir. Genetik algoritma ve benzeşimli tavlama gibi iki farklı algoritmayı, klasik plak teorisi ve kübik zig-zag modeli gibi iki plak modeliyle birlikte kullanmışlardır. Yapılan analizlerde bu iki algoritmanın hemen hemen aynı sonuçlar verdiğini ve benzeşimli tavlamanın daha çözüm için daha az zaman gerektirdiğini belirlemişlerdir.

Walker (2002), farklı rijitleştirici düzenlemelerine sahip simetrik tabakalı kompozit dikdörtgen plakların optimum tasarımını gerçekleştirmiştir. Tasarım amacı olarak iki eksenli burkulma yükünün maksimize edilmesini dikkate almıştır. Rijitleştiriciler olarak kare boruları kullanmış ve tabakalı plakların tasarımlarını analiz ve optimize etmek için sonlu eleman yöntemiyle birlikte optimizasyon yöntemini uygulamıştır. Sonuç olarak, bazı durumlarda rijitleştiricilerin burkulma dayanımını azalttığını ifade etmiştir.

Erdal ve Sönmez (2005), düzlemsel statik yüklemeler altında, tabakalı kompozit sistemlerin burkulma optimizasyonunu incelemişlerdir. Tasarım amacı olarak burkulma yükünün maksimize edilmesini ve tasarım değişkeni olarak da lif açılarını dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak da benzeşimli tavlama yöntemini kullanmışlardır.

Pedersen (2002), her tabakasına farklı öngerilme etkileyen tabakalı plakların topoloji optimizasyonunu gerçekleştirmiştir. Tasarım amacı olarak, sistemin öngerilme altında yer değiştirmesini ve göçmesini minimize edilmesi olarak dikkate almıştır.

Belblidia ve Hinton (2002), üç tabakalı plakların tasarım optimizasyonunu gerçekleştirmişlerdir. Yöntem olarak, sırasıyla topoloji, uygunluk ve boyut optimizasyonlarını uygulamışlardır. Çeşitli yük koşullarına, mesnet koşullarına ve malzeme özelliklerine bağlı olarak en rijit plak sistemini bulmaya çalışmışlardır.

Adali ve Verijenko (2001), yüksek rijitlikli yüzey ve düşük rijitlikli çekirdek tabakalardan oluşan, simetrik, sandviç plakların tasarımını incelemişlerdir. Mevcut lif doğrultularına bağlı olarak temel frekansın ve frekans farkının maksimize edilmesini

amaçlamışlardır. Ayrıca, temel frekans ve frekans farkı sınırlamasına bağlı olarak maliyetin minimize edilmesini belirlemişlerdir.

Walker (2001), basit mesnetli, ankastre ve serbest kenarlı, simetrik tabakalı, dikdörtgen plakların çok amaçlı optimal tasarımı için sonlu eleman çözümleri geliştirmiştir. Tasarım amacı olarak, optimum lif açılarını belirleyerek maksimum iki eksenli burkulma yükünü ve rezonans frekansını dikkate almıştır.

Youssif vd. (2001), çeşitli sınır koşulları altında anizotrop plaklarda, uygulanan minimum kuvvetle birlikte dinamik davranışın minimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım parametresi olarak lif açısını dikkate almışlardır. Anizotropi oranının, lif açısının, sınır koşullarının ve kenar oranının etkisini örneklerle göstermişlerdir.

Grediac (2001), ahşap tabakalardan oluşan plakların rijitlik tasarımını gerçekleştirmiştir. Gerekli mekanik özellikleri sağlayan plak yerleşimini elde etmek için tabaka parametrelerini kullanan optimizasyon programını kullanmıştır.

Bruyneel ve Fleury (2002), ardışık konvek programlama metodunu kullanarak simetrik tabakalı kompozit plakların klasik tabaka teorisine göre optimizasyonunu incelemişlerdir. Tasarım amacı olarak plağın şekil değiştirme enerjisinin minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak da lif açısı ve tabaka kalınlığını dikkate almışlardır.

Kasprzak ve Ostwald (2005), düzgün yayılı yüke maruz, karma malzemeden oluşmuş, simetrik, tabakalı plağın çeşitli sınır şartları altında klasik tabaka teorisine göre optimizasyonunu incelemiştir. Tasarım amacı olarak ağırlığın minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak da lif açısı ve tabaka kalınlığını dikkate almışlardır.

Fares vd. (2002), çeşitli plak teorileri kullanarak çeşitli sınır koşullarına sahip anizotrop simetrik veya antisimetrik kompozit tabakalı dikdörtgen plakların, dinamik davranışının minimize edilmesi için optimal kontrol problemi geliştirmişlerdir. Kontrol probleminin amacı, uygulanan minimum kuvvetle plağın dinamik davranışını minimize etmektir. Sınır koşullarının, tabaka sayısının, anizotropi oranının, kenar oranının ve kenar/kalınlık oranının kontrol sürecine olan etkisini çeşitli nümerik çalışmalarla göstermişlerdir. Elde edilen sonuçlardan, sadece lif açısının tasarım değişkeni olarak dikkate alındığı durumdan elde edilen sonuçların, sadece tabaka kalınlığının tasarım değişkeni olarak dikkate alındığı durumdan daha etkili sonuçlar verdiği, ancak bu ikisinin tasarım değişkeni olarak dikkate alındığı durumda en iyi optimal tasarımın elde edildiği görülmüştür.

Spallino ve Thierauf (2000), sıcaklık artışına bağlı olarak tabakalı kompozit plakların ısı burkulma optimizasyonunu gerçekleştirmişlerdir. Şekil değiştirme ve tabakaların birleşim sınırlamaları altında formüle edilen optimal tasarım problemini evrimsel stratejiyle çözmüşlerdir. Tasarım amacı olarak ısı burkulma yükünü maksimize etmek için optimum plak yerleşim biçimini dikkate almışlardır. Elde edilen sonuçları, kesin sayısal çalışmalardan elde edilen sonuçlarla karşılaştırmışlar ve önerilen yaklaşımın etkililiğini ve performansını göstermişlerdir.

Lam vd. (2000), tasarım değişkenlerini yeniden belirlemek için uygun optimumluk kriterinden türetilen yeniden boyutlandırma algoritmasını kullanmışlardır. Plakların optimum kalınlık dağılımını düzlemsel, düzlemsel olmayan, düzlemsel ve düzlemsel olmayan yükleme durumları için dikkate almışlardır. Tasarım değişkenlerini yeniden boyutlandırmak için, şekil değiştirme enerji yoğunluğu veya von-Mises gerilmesi belli bir değere eşit olan her elemanın, kalınlığının belirlenmesinde alternatif bir yöntem göstermişlerdir.

Hansel ve Becker (1999), minimum ağırlıklı tabakalı sistemler için basit bir optimizasyon algoritması belirlemişlerdir. Uygulanan algortimada malzeme çıkartılması, düşük gerilmeli bölgelerde veya lif açısının asal gerilme doğrultusundan önemli miktarda farklılaştığı bölgelerde gerçekleştirmişlerdir. Yapısal analiz olarak sonlu eleman programı olan ANSYS kullanmışlardır.

Spallino vd. (1999), tabakalı kompozit sistemlerin optimal tasarımı üzerine çalışmışlardır. Çalışmanın amacı, doğrultu oluşturma metoduna dayanan algortimanın performansını ve kalitesini değerlendirmektir. Optimizasyon problemi, sistemin mekanik davranışı üzerindeki sınırlayıcıları altında ağırlığın minimizasyonuna dayanmaktadır. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını dikkate almışlardır. Yapısal analiz, birinci dereceden kayma deformasyon teorisine dayanmaktadır. Elde edilen sonuçları, buna benzer yapılan çalışmalardan elde edilen sonuçlarla karşılaştırmışlar ve önerilen yaklaşımın doğruluğunu ve etkililiğini göstermişlerdir.

Correia vd. (2003), piezoelektrik elemanlı tabakalı kompozit plakların optimal tasarımını incelemişlerdir. Yüksek dereceden kayma deformasyon teorisine dayanan sonlu eleman modeli kullanılmışlardır. Bu modellerde, burkulma yükünü maksimize etmek için optimal piezoelektrik elemanın yerini ve optimal lif açısını belirlemek için benzeşimli tavlama metoduyla rasgele global optimizasyon tekniğini birleştirilmişlerdir. Elde edilen sonuçlardan, benzeşimi tavlama yönteminin optimum piezoelektrik elemanın yerini

belirlemede çok kullanışlı olduğunu ve eğime dayanan optimizasyona göre optimuma daha iyi yakınsadığını belirlemişler bir dezavantajının amaç fonksiyonunun fazla olması nedeniyle uygulama zamanının fazla olduğunu ifade etmişlerdir.

Diaconu vd. (2002), simetrik tabakalı kalın plakların temel frekansının maksimize edilmesi için optimum tabaka düzenlemesini incelemişlerdir. Yerleşim optimizasyonu için, sırasıyla düzlemsel olmayan ve enine kayma rijitliklerini karakterize eden dört tane düzlemsel olmayan ve iki tane düzlemsel tabaka parametresi tanımlamışlardır. Matematik programlama kullanarak optimum tabaka yerleşimini belirlemişlerdir.

Foldager vd. (2001), tabakalı kompozit elemanların burkulma yükünün optimizasyonunu incelemişlerdir. Burkulma analizinde, üretim sürecinde oluşan ısı gerilmeleri de dikkate alan ait yeni bir yöntem geliştirmişlerdir.

Autio (2001), verilen sınır sıcaklıkları ve yer değiştirme sınırlayıcıları için, tabakalı plakların davranışını optimize etmiş ve optimizasyon problemini tabaka parametreleri cinsinden ifade etmiştir. Plağın şekil değiştirme enerjisini, yer değiştirmelerini ve burkulmasını düzlemsel tabaka parametrelerine bağlı olarak optimize etmiştir. Isıl problemlere ilaveten, tabakalı plağın doğal frekanslarını da incelemiştir.

Diaconu vd. (2003), sıcaklık ve nem gibi çevresel koşullarda, tabakalı kompozit plakların yerleşim optimizasyonunu incelemişlerdir. Plağın çökmesini on iki tabaka parametresine bağlı olarak analiz etmişlerdir. Optimizasyon için matematik programlama yöntemini kullanmışlardır.

Falco vd. (2004), dinamik yükler altında plak ve kabukların optimum tasarımı için boyut ve şekil optimizasyonları gerçekleştirmişlerdir. Uygulanan yöntemin, plakların ve kabukların yer değiştirmeler, ivmeler, gerilmeler ve doğal frekanslar gibi sınırlayıcılara bağlı olarak minimum ağırlığın elde edilmesinde, ayrıca hacim sınırlayıcısına bağlı olarak maksimum yer değiştirmenin, ivmenin, gerilmenin minimize edilmesi veya doğal frekansın maksimize edilmesine olanak sağladığını ifade etmiştir. Optimizasyon problemini çözmek için ardışık ikinci dereceden programlama algoritmasını kullanmışlardır.

Wang vd. (2004), sonlu elemanlar yöntemini kullanılarak simetrik, rijitleştirilmiş tabakalı plaklarda rijitleme elemanlarının optimum yerleşimini incelemişlerdir. Tasarım amacı olarak, rijitleştirilmiş plağın birinci doğal frekansını maksimize etmek için bu rijitleştiricilerin optimal yerlerinin belirlenmesini dikkate almışlardır.

Khong (1999), tek eksenli yüklemeye maruz, tabakalı kompozit panellerin çeşitli sınır koşulları altında çok amaçlı optimal tasarımını incelemiştir. Tasarım değişkenleri

olarak tabaka sayısını, tabaka kalınlıklarını ve lif açısını dikkate almıştır. Tasarım amacı olarak, kompozit tabakada burkulma dayanımını maksimize edilmesi ve ağırlığın minimize edilmesi durumlarını irdelemiştir. Sınırlayıcılar olarak, maksimum ağırlığı, minimum burkulma yükünü, doğal frekansı, belirli sönüm kapasitesini ve yer değiştirmeleri dikkate almıştır.

Faria (2002), belirsiz yükleme altında kompozit plakların burkulma yüklerine bağlı olarak optimal tasarımını incelemiştir. Bunun için alternatif olarak minimum-maksimum formülasyonu önermiştir. Optimizasyon stratejisi, lif açısına bağlı olarak burkulma yükünün maksimize edilmesi ve yükleme oranına bağlı olarak burkulma yükünün minimize edilmesine dayanmaktadır.

Bruyneel ve Fleury (2002), kompozit sistemlerin optimum tasarımını incelemiştir. Bunun için optimizasyon problemini ikili algoritmayla çözmüşlerdir. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlıkları ve lif doğrultularını, amaç fonksiyonu olarak da şekil değiştirme enerjisini dikkate almışlardır.

Gu ve Zhao (2002), alt tabaka tasarım değişkeni metodunu kullanarak tabakalı kompozit plakların optimum tasarımını gerçekleştirmişlerdir. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını ve lif açısını dikkate almışlardır. Tasarım amacı ve/ve sınırlayıcılar da ağırlığı, yer değiştirmeleri, titreşim frekansını ve burkulmayı içermektedir. Optimizasyon yöntemi olarak da ardışık doğrusal ve ardışık ikinci dereceden programlama yöntemlerini kullanmışlardır.

Sivakumar vd. (1999), büyük şiddetteki serbest titreşime maruz kompozit tabakalı plağın optimum tasarımını incelemiştir. Sonlu eleman formülasyonu olarak yüksek dereceden kayma deformasyon teorisini kullanmışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak genetik algoritma kullanmışlardır.

Rao ve Arvind (2005), rasgele arama yöntemini kullanarak tabakalı kompozit plakların optimizasyonunu incelemiştir. Tasarım amacı olarak, düzlemsel yüklere ve ısı yüklerine maruz plakta burkulma yüklerinin maksimize edilmesini, ağırlık ve maliyetin minimize edilmesini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını ve sınırlayıcı olarak da frekans ve burkulma sınırlayıcılarını dikkate almışlardır.

Singha vd. (2000), ısı yüklemeler altında tabakalı kompozit plakların burkulma optimizasyonunu incelemiştir. Tasarım amacı olarak burkulma yükünün maksimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak lif açısını ve tabaka kalınlığını dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak da genetik algoritma yöntemini kullanmışlardır.

Moita vd. (2000), tabakalı plak ve kabukların hassasiyet analizi ve optimizasyonu için ayrık model geliştirmek için yüksek dereceden kayma deformasyon teorisini kullanmışlardır. Tasarım değişkeni olarak lif açısını ve her tabakanın ortalama yüzeyinden üst yüzeyine olan vektörel uzaklığını dikkate almışlardır. Amaç fonksiyonu olarak belirli düğüm noktalarındaki yer değiştirmelerin ve plak hacminin minimize edilmesini, sınırlayıcılar olarak da yer değiştirme ve gerilme tükenmesi kriterlerini dikkate almışlardır.

Correia vd. (2001), içine piezoelektrik oluşturucu eleman ve algılayıcı yerleştirilmiş olan tabakalı kompozit plakların mekanik ve elektriksel davranışını incelemek için yüksek dereceden yer değiştirme teorisine dayanan sonlu eleman model geliştirmişlerdir. Piezoelektrik oluşturucunun etkinliğini maksimize etmek için optimum piezoelektrik oluşturucunun optimum yerleşiminin belirlenmesi için benzeşimli tavlama yöntemini kullanmışlardır.

Soares vd. (1999), içine piezoelektrik oluşturucu eleman ve algılayıcı yerleştirilmiş olan tabakalı kompozit plakların mekanik ve elektriksel davranışını incelemek için yüksek dereceden yer değiştirme teorisine dayanan sonlu eleman model geliştirmişlerdir. Hassasiyet analizi ve piezoelektrik oluşturucu elemanın etkinliğini artırmak, sistem performansını artırmak ve/veya sistem ağırlığını minimize etmek için optimizasyon teknikleri kullanmışlardır. Tasarım değişkeni olarak lif açısını ve tabakalı plağın ve piezoelektrik oluşturucunun kalınlığını dikkate almışlardır.

De Faria ve De Almeida (2004), üniform olmayan mekanik ve belirsiz ısı yüklemelere maruz, kompozit dikdörtgen plakların, yükleme ve ısı parametresi ve tabaka kalınlığına bağlı olarak burkulma yükünün maksimize edilmesi optimizasyonunu incelemişlerdir.

Costa vd. (2004), tabakalı plakların malzeme ve boyut optimizasyonu için genetik algoritma yöntemini uygulamışlardır. Amaç fonksiyonu olarak plak rijitliğinin maksimize edilmesi, tasarım değişkeni olarak da malzeme ve plak kalınlığının dağılımını dikkate almışlardır. Sınırlayıcılar olarak da plak kalınlığını, malzeme miktarını ve ağırlığını ele almışlardır.

Desmorat ve Duvaut (2004), tek tabakalı ince kompozit Kirchhoff-Love plağının rijitliğini optimize maksimize etmek için tekrarlayıcı optimizasyon algoritması kullanmışlardır. Tasarım değişkeni olarak lif açısını ve yoğunluklarını dikkate almışlardır.

Kovács vd. (2004), kare, alüminyum elemanla rijitleştirilmiş karbon lifli plastik sandviç sistemlerin optimal tasarımını minimum üretim, malzeme maliyet ve minimum

ağırlık için belirlemişlerdir. Sınırlayıcılar olarak, toplam yer değiştirmeyi, plağın burkulmasını, alüminyum elemanın burkulmasını, plak gerilmelerini, alüminyum elemandaki gerilmeleri ve alüminyum elemanın kalınlığını ve yüksekliğini dikkate almışlardır.

Liu vd. (2004), tabaka parametrelerine bağlı olarak sürekli optimizasyon metodunu kullanarak kompozit tabakalı panellerin beş farklı yükleme için burkulma yükünün maksimize edilme durumunu incelemişlerdir. Aynı problemi genetik algoritmayla da incelemişler ve elde ettikleri sonuçları karşılaştırmışlardır.

Pedersen (2004), iki eksenli yüklemeye maruz, delikli, tabakalı plakta, rijitliğin ve dayanımın maksimize edilmesi için geometrik sınırlayıcılara bağlı olarak optimum kalınlık veya yoğunluk dağılımını ve lif açısını belirlemek için optimalite kriterine dayanan optimizasyon yöntemi uygulamıştır.

Kere ve Koski (2002), mekanik yüklemelere, ısı ve nem etkilerine maruz, tabakalı plakların optimum yerleşim biçimini elde etmek için azalım algoritması yöntemini uygulamışlardır. Sınırlayıcı olarak da birinci tabakanın dayanım tükenmesini dikkate almışlardır. Ele alınan nümerik çalışmalarla da, uygulanan metodun yeterli, kontrol edilebilir ve doğru sonuçlar verdiğini göstermişlerdir.

Kassapoglou ve Dobyns (2001), basınç ve kayma etkilerine maruz, burkulmuş, farklı uzunluk, kalınlıklara ve rijitleştiricilere sahip kompozit paneller için minimum maliyet ve ağırlık optimizasyonu için bir yöntem uygulamışlardır. Tasarım değişkeni olarak rijitleştirici ve plak kalınlığını, rijitleştiriciler arasındaki mesafeyi, sınırlayıcılar olarak da plak kalınlığını ve rijitleştirici kalınlığını ve uzunluğunu dikkate almışlardır.

Autio (2000), ısı etkilerine maruz, tabakalı kompozit plakların tasarımını incelemek için genetik algoritma yöntemini kullanmıştır. Tasarım amacı olarak, şekil değiştirme enerjisinin ve yer değiştirmenin minimize edilmesini, birinci burkulma yük faktörünün ve en düşük doğal frekansın maksimize edilmesini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak da tabaka sayısını, tabaka kalınlığını ve lif açısını dikkate almıştır. Elde edilen sonuçlardan, genetik algoritmayla kodlamanın kolay olduğu, iterasyon sırasında sonlu eleman modellemesine ihtiyaç duymadığı ve uygun sonuçlar verdiği göstermiştir.

Liu vd. (2000), dayanım ve burkulma sınırlayıcılara bağlı olarak kompozit kanadın optimizasyonunu gerçekleştirmişlerdir. Optimizasyon iki aşamadan oluşmaktadır. Bunlardan birincisi burkulma yükünü maksimize etmek için optimum panel yerleşiminin genetik algoritmayla belirlenmesi ve ikincisi ise bir önceki optimizasyondan elde ettikleri

sonuçları kullanarak kanadın ağırlığının minimize edilmesidir. Tasarım değişkeni olarak alt ve üst panellerin kalınlıklarını dikkate almışlardır. GENESIS paket programı kullanarak kanat optimizasyonunu gerçekleştirmişlerdir.

Grosset vd. (2002), kompozit tabakalı plakların optimizasyonu için genetik algoritmaya dayanan yeni bir yöntem geliştirmişlerdir. Bu çalışmayla, standart genetik algoritmanın bazı istatistiksel işlemlerle nasıl etkili bir duruma getirilebileceğini incelemişlerdir. Tasarım probleminin amacı, simetrik ve dengeli yerleştirilmiş kompozit tabakalı plakların düzlemsel boyuna rijitliğin maksimize edilmesi için enine ve kayma rijitlik sınırlayıcılarına bağlı olarak optimum lif doğrultusunun elde edilmesidir.

Majak ve Hannus (2003), Hill ve Tsai-Wu hasar kriterlerine bağlı olarak elastik enerji yoğunluğunu maksimize ya da minimize etmek için optimum lif açısını belirlemişlerdir. İncelemiş oldukları nümerik çalışmalardan elde ettikleri sonuçları, enerji tabanlı formülasyondan elde ettikleri sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Walsh vd. (2000), yüksek hızlı sivil taşıma uçağının kalkış ağırlığının minimize edilmesi için geometri, yapısal, performans ve ağırlık sınırlayıcıları altında optimizasyonunu gerçekleştirmişlerdir. Boyut optimizasyonunda, tasarım değişkenleri olarak kompozit malzemedan oluşan panelin yüzey tabakasının ve çekirdek tabakasının kalınlığını dikkate almışlardır. Şekil optimizasyonunda ise iki farklı düzenleme dikkate alınmıştır. Birincisinde, kanadın düzlemsel tasarım değişkenleri, ikincisindeyse kanadın kavsililiği, kalınlığı, kıvrımlılığı ve kayma tasarım değişkenleri dikkate alınmıştır.

Walker ve Smith (2003), tabakalı kompozit sistemlerin lif doğrultularına ve tabaka kalınlıklarına bağlı olarak ağırlıklı kütle toplamının ve çökmesinin minimize edilmesi için sonlu eleman yöntemiyle genetik algoritmanın birlikte kullanılması için yeni bir yöntem geliştirmişlerdir.

Walker ve Smith (2003), tabakalı kompozit sistemlerin tasarımı için sonlu eleman metoduna dayanan basit bit yöntem geliştirmişlerdir. Tasarım amacı olarak ağırlığın minimize edilmesini, tasarım sınırlayıcısı olarak da Tsai-Wu hasar kriterini dikkate almışlardır.

Soremekun vd. (2001), standart genetik algoritmaya alternatif olarak genelleştirilmiş genetik algoritma yöntemini önermişlerdir. Sayısal çalışmalarda, basit mesnetli tabakalı kompozit plağın burkulma yükünün maksimize edilmesi durumunu ve konsol tabakalı kompozit plağın uygulanan moment altında göçmeden en büyük bükülme açısını veren en ince tabaka yerleşiminin belirlenmesi durumları incelemişlerdir.

Leiva vd. (2002), kompozit tabakalı sistemlerin yerleşim optimizasyonu için basit bir yaklaşım ortaya koymuşlardır. Bu önerilen yaklaşımı GENESIS programını kullanarak gerçekleştirmiş ve üç örnek üzerinde uygulamıştır. Birinci problemde temel burulma frekansını maksimize etmek için optimum yerleşimini, ikinci problemde burkulma yük faktörünü maksimize etmek için temel burulma frekansı sınırlayıcı altında plağın optimum yerleşimini ve üçüncü problemde ise eğilme rijitliğinin maksimize edilmesi için optimum yerleşim biçimlerini belirlemişlerdir.

Chattopadhyay vd. (1999), uçak kanadının aeroelastik etkisini arttırmak için piezoelektrik aktüatörlü kompozit plak olarak modellemek için karmaşık optimizasyon yöntemini uygulamışlardır. Amaç fonksiyonu olarak yer değiştirmenin, burkulmanın ve ivmenin minimize edilmesini, birinci moda ait sönüm oranının maksimize edilmesini ele almışlardır. Tasarım değişkenleri olarak optimum kompozitin yerleşim biçimini ve aktüatör yerleşimini, sınırlayıcılar olarak da geometrik sınırlayıcıları, elektrik güç tüketimini ve Tsai-Wu hasar kriterini dikkate almışlardır.

Ramos ve Leal (2003), piezoelektrik aktüatörler ve sensörler yerleştirilmiş tabakalı kompozit plakların optimum tasarımı için yüksek dereceden yer değiştirme alanına dayanan sonlu eleman modeli kullanmışlardır. Bu modelin geçerliliğini göstermek için statik ve dinamik yüklemeler altında bu sistemleri test etmişler ve elde ettikleri sonuçları literatürden elde ettikleri sonuçlarla karşılaştırmışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak genetik algoritmayı kullanmışlardır.

Luersen vd. (2004), geliştirilmiş Nelder-Mead yöntemini kullanarak tabakalı kompozit plakların optimizasyonunu gerçekleştirmişlerdir. Bunun için iki sayısal analiz yapmışlardır. Birincisinde, boyuna rijitliğin maksimize edilmesi için kayma rijitliği ve Poisson oranı sınırlayıcılarına bağlı olarak optimum tabaka yerleşimini belirlemişler, ikincisinde ise burkulma yükünü maksimize etmek için Hoffman hasar kriteri ve ısıl artım sınırlayıcılarına bağlı olarak optimum tabaka yerleşimini belirlemişlerdir.

Farshi ve Herasati (2006), statik yükleme altında çok tabakalı kompozit plakların ağırlık optimizasyonunu irdelenmişlerdir. Tasarım amacı olarak ağırlığın minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak lif açısını ve tabaka kalınlığını ve sınırlayıcı olarak da Tsai-Hill hasar kriterini dikkate almışlardır.

Abdalla vd. (2007), değişken rijitlikli tabakalı kompozit panellerin klasik tabaka teorisine göre optimizasyonunu incelemişlerdir. Tasarım amacı olarak temel frekansın maksimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak da tabaka parametrelerini dikkate

almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak da, genelleştirilmiş karşılıklı yaklaşım yöntemini kullanmışlardır. Elde ettikleri sonuçları sabit rijitlikli panellerle karşılaştırmışlardır.

Shupikov vd. (1998), itme yüklemesi altında çok tabakalı plakların optimal tasarımını incelemişlerdir. Bunun için de karmaşık optimizasyon yöntemini kullanmışlardır. Problemi iki aşamada incelemişlerdir. Birincisinde, tabakalardaki gerilmeleri minimize etmek için gerilme sınırlayıcısına bağlı olarak her bir tabakadaki optimum elastik özellikleri, ikincisinde ise plağın ağırlığını minimize etmek için gerilme, tabaka kalınlık ve plak kalınlık sınırlayıcılarına bağlı olarak optimum tabaka elastik özelliklerini belirlemişlerdir.

Deka vd. (2005), sonlu eleman ve genetik algoritma yöntemlerini kullanarak tabakalı kompozit plakların optimum tasarımını gerçekleştirmişlerdir. Tasarım amacı olarak ağırlık ve maliyetin minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak lif açısını, tabaka sayısını ve sınırlayıcı olarak da Tsai-Hill hasar kriterini dikkate almışlardır.

Willway ve White (1998), karbon lif donatılı plastikten yapılmış tabakalı plakların dinamik özelliklerini optimize etmek için lif uzunluğunu, matris tipini ve lif doğrultularını dikkate almışlardır. Ayrıca malzemenin sönümünü artırmak ve malzeme özelliklerinin bu sönüm üzerindeki etkilerini incelemek için deneysel ve teorik çalışmalar yapmışlardır.

Walker vd. (1996), kenarları boyunca üniform olmayan düzlemsel tek eksenli yüklemeler altında simetrik tabakalı dikdörtgen plakların optimum burkulma tasarımını incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak da lif doğrultularını dikkate almışlardır.

Huang ve Kröplin (1995), kompozit tabakalı plakların optimum tasarımını incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif doğrultularını ve tabaka kalınlıklarını dikkate almışlardır. Optimum tasarım problemini iki aşamada ele almışlardır. Birincisinde, tabaka kalınlığının sabit kalması koşuluyla optimum lif açısını belirleyerek şekil değiştirme enerjisinin minimize edilmesini, ikincisindeyse kalınlık ve rijitlik sınırlayıcıları altında birinci aşamada elde edilen lif doğrultularını kullanarak ağırlığın minimize edilmesi için optimum kalınlık dağılımını belirlemişlerdir. Optimizasyon problemini, sınırlandırılmış değişebilir metrik metodu tekniğiyle çözmüşlerdir.

Ashida ve Sakata (2003), izotropik yapısal tabakadan ve çoklu piezoseramikten oluşan çok tabakalı kompozit plakların optimum tasarımını incelemişlerdir. Tasarım amacı olarak, sınır ağlarını kullanarak maksimum uygulanan elektrik potansiyelin minimize edilmesi için gerilme sınırlayıcısına bağlı olarak optimum piezoseramik kalınlıklarını

belirlenmesini dikkate almışlardır. Elde edilen sonuçlar, yarı Newton metodundan elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmış ve sonuçların birbirleriyle uygun olduğu belirlenmiştir.

Walker (2000), toplam hasar sınırlayıcısına bağlı olarak periyodik eğilme yüklemeleri altında tabakalı plakların optimum tasarımını incelemiştir. Tasarım amacını ağırlığın minimize edilmesi ve tasarım değişkeni olarak da lif açısını ve plak kalınlığını dikkate almıştır. Tasarım değişkenlerini belirlemek için sonlu eleman metoduyla birlikte altın bölge optimizasyon yöntemini kullanmıştır.

Kim vd. (2001), gittikçe incelen kompozit tabakalı sistemlerin optimizasyonunu incelemiştir. Bunun için, dayanım sınırlayıcısı altında gittikçe incelen kompozit tabakalı sistemlerin ağırlığını minimize etmişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif doğrultularını ve herbir elemandaki tabaka sayısını dikkate almışlardır.

Adali vd. (2003), belirsiz burkulma yüklemesi altında kompozit tabakalı plakların optimal tasarımını incelemiştir. Optimizasyon problemi, anti optimizasyon metodunun kullanılarak burkulma yükünün maksimize edilmesine dayanmaktadır. Tasarım değişkeni olarak lif açısını kullanmışlardır.

Kang ve Kim (2005), basınç yüklemesine maruz tabakalı plakların ve kompozit rijitleştirilmiş panellerin sınırlandırılmış burkulma sonrası dayanımı altında minimum ağırlık tasarımını incelemiştir. Optimizasyon yöntemi olarak değiştirilmiş genetik algoritmayı kullanmışlardır. Tasarım değişkenleri olarak tabaka sayısını ve lif doğrultularını dikkate almışlar, rijitleştirilmiş panellerde ayrıca rijitliştericilerin optimum boyutunu ve yerleşim biçimini de belirlemiştir.

Walker vd. (1997), üniform olmayan ısıl yüklemeler altında tabakalı plakların burkulma yükünün maksimize edilme problemini incelemiştir. Tasarım amacı olarak lif açılarının belirlenmesini dikkate almışlardır. Çeşitli sınır şartları, kenar oranları ve tabaka sayıları için problemi irdelemiştir.

Narita ve Hodgkinson (2005), simetrik tabakalı dikdörtgen plakaların optimizasyonu için adım adım optimizasyon yaklaşımını kullanmışlardır. Plağı, farklı düzenlemelere sahip elastik veya rijit noktasal mesnetlere oturmuş gibi modellemiştir. Tasarım amacı olarak plağın temel frekansının maksimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak da lif açısını dikkate almışlardır.

Walker vd. (1997), karma malzemedden oluşmuş, burkulma yüklemesine maruz, simetrik, tabakalı plakların optimizasyonunu incelemiştir. Tasarım amacı olarak ağırlığın ve maliyetin minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak da lif açısını, tabaka

kalınlığını ve malzeme birleşimini dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak ardışık çözüm yöntemini kullanmışlardır.

Parnas vd. (2003), eğri lifli tabakalı kompozit sistemlerin optimum tasarımı için yeni bir yöntem geliştirmişlerdir. Tasarım amacı olarak ağırlığın minimize edilmesi, sınırlayıcı olarak da Tsai-Hill hasar kriterini kullanmışlardır. Tabaka kalınlıklarını ve lif doğrultularını sırasıyla çift kübik Bezier yüzeleriyle ve kübik Bezier eğrileriyle ifade etmişlerdir. Tasarım değişkeni olarak, bu yüzey ve eğrileri oluşturan optimum koordinatların belirlenmesine dayanmaktadır. Optimizasyon yöntemi olarak ardışık ikinci dereceden programlama yöntemini kullanmışlardır.

Conti vd. (1997), belirli lif açısı düzenlemelerine sahip simetrik, dengeli ve düzlemsel yüklü kompozit tabakalı sistemlerin optimizasyonunu incelemişlerdir. Optimizasyon sürecini sonlu eleman programıyla birlikte kullanılmışlardır. Tasarımı iki aşamada gerçekleştirmişlerdir. Birinci aşamada optimal elastik karakteristiklerini, ikinci aşamadaysa optimum tabaka kalınlıklarını belirlemişlerdir. Optimizasyon yöntemi olarak, birinci dereceden eğime dayalı arama yöntemini kullanmışlardır.

Todoroki vd. (2003), tabaka parametrelerini kullanarak yeni bir değiştirilmiş global etki yüzeyi metoduyla şapka tipli rijitleştiricilere sahip kompozit plağın burkulma yükünü maksimize etmek için optimal yerleşim düzenini belirlemişlerdir. Bu problem için çeşitli tipte yerleşimler için burkulma yüklerini elde etmek için sonlu eleman analizi gerçekleştirmişlerdir. Yapılan sayısal analizler neticesinde, bu metodun gerçekçi sonuçlar verdiği ve hesap maliyetini azalttığı sonucuna varmışlardır.

Anlas ve Tüzer (2001), düzlemsel yüklemelere maruz, dairesel delik bulunan, simetrik, tabakalı plakların optimizasyonunu incelemişlerdir. Delik civarındaki gerilme değişimlerini dikkate almak için, delik boyutlarına ve tabaka yerleşimlerine bağlı olarak Tsai-Wu hasar kriterini değiştirmişlerdir. Hasar dayanımını dikkate alarak optimum tabaka yerleşimlerini elde etmişlerdir.

Pandey ve Sherbourne (1993), tabaka optimizasyonunun iki eksenli basınç yüklemesine maruz tabakalı plaktaki burkulma sonrası davranış üzerindeki etkilerini incelemişlerdir.

Engels vd. (2002), delikli tabakalı kompozit sistemlerde, delik civarında meydana gelen meydana gelen aşırı gerilmelere karşı yeterli dayanımı sağlamak için delik civarındaki optimal takviye malzeme dağılımlarını belirlemişlerdir. Bu amaçla uygun bir optimizasyon modeli düzenlemişler, sistemin mekanik davranışını belirlemek için yapısal

model geliştirmişler ve optimal tasarımı bulmak için matematiksel yapısal optimizasyon tekniği kullanmışlardır. Elde edilen sayısal analizler neticesinde, bu uygulanan yöntemin güvenilir ve yeterli sonuçlar verdiğini gözlemlemişler ve mühendislik uygulamaları için çok faydalı tasarımlar elde edildiğini belirtmişlerdir.

Todoroki ve Sasai (2003), kompozit tabakalı sistemlerin optimal yerleşimini belirlemek için genetik algoritma yöntemini kullanmışlardır. Genetik algoritmanın uzun süren hesaplama maliyetini azaltmak için etki yüzeyleri yöntemine dayanan genel analitik kodlama tekniğini kullanmışlardır.

Diaconu ve Weaver (2005), sonsuz uzunlukta, simetrik, tabakalı kompozit plakların burkulma sonrası durumunu incelemek için yaklaşık çözümler elde etmişlerdir. Optimizasyon problemi olarak, tabaka parametrelerini tasarım değişkenleri olarak, uzun doğrultudaki maksimum normal yer değiştirme ve şekil değiştirmelerin minimize edilmesi durumunu dikkate almışlardır.

Kogiso vd. (2003), düzlemsel yüklemelere maruz tabakalı kompozit plakların güvenilirlik tabanlı optimizasyonunu incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak yaklaşık tabaka parametrelerini dikkate almışlardır.

Spallino vd. (1999), tabakalı optimum sistemlerin optimum tasarımını elde etmek için, standart sonlu eleman kodlamasından elde edilen yapısal analiz sonuçlarını ve yönsel türetme metodunu birleştirmişlerdir. Tasarım değişkeni olarak plak kalınlığını dikkate almışlardır. Elde ettikleri optimizasyon sonuçlarını diğer elde edilen sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Kam vd. (1996), tabakalı kompozit plakların dayanım ve kenar koşulları sınırlayıcılarına bağlı olarak minimum ağırlık tasarımını incelemişlerdir. Tabakalı plağın dayanımını, kayma deformasyonlu sonlu eleman çözüümüyle belirlemişlerdir.

Tenek ve Hagiwara (1994), tabakalı kompozit ve izotropik plakların frekanslarının maksimize edilmesi durumlarını incelemişlerdir. Optimizasyon yöntemi olarak ardışık doğrusal programlama yöntemini kullanmışlardır.

Morton ve Weber (1994), yeniden tasarım kuralına bağlı olarak düzlemsel yüklemelere ve eğilme momentlerine maruz tabakalı kompozit plakların optimum tasarımını genetik algoritma metoduyla belirlemişlerdir. Elde ettikleri sonuçları basit bir ağırlık minimizasyon algoritmasıyla karşılaştırmışlardır.

Henderson (1994), genetik algoritma metodunu kullanarak tabakalı kompozit plakların optimum yerleşim durumunu belirlemiştir. Grafit/epoksi malzemesinden yapılmış

plağı burkulma, şekil değiştirme ve tabakaların birleşim durumu sınırlayıcıları altında incelemiştir.

Di Sciuva vd. (2003), temel frekans, üniform yayılı yük altında maksimum yer değiştirme, kütle ve burkulma yükü sınırlayıcıları altında burkulma yükü ve kalınlığa bağlı olarak tabakalı ve sandviç tipli kompozit plakların optimum tasarımını incelemiştir. Optimizasyon yöntemi olarak genetik algoritma ve benzeşimli tavlama, plak modeli olarak klasik tabaka teorisi ve kübik zig-zag modeli dikkate almışlardır. Elde ettikleri sonuçlardan, iki optimizasyon yönteminin de birbirine yakın sonuçlar verdiği ancak benzeşimli tavlama yönteminin daha az zaman gerektirdiğini, iki plak teorisinin de büyük kenar/kalınlık oranı için birbirine çok yakın sonuçlar verdiğini gözlemlemiştir.

Wang vd. (1997), temel frekansın maksimize edilmesi için simetrik, çapraz açılı, tabakalı kompozit plakta noktasal mesnetlerin plak içindeki optimum yerleşimini belirlemiştir. Elde ettikleri sonuçların mesnet yerleşiminin, tabaka sayısına ve plak kenar oranına bağlı olduğunu, noktasal mesnetlerin uygun yerleştirilmesi durumunda temel frekansın önemli miktarda arttırılabileceğini belirtmişlerdir.

Kim ve Goo (1993), basit mesnetli kompozit tabakalı plakların optimal tasarımı için bulanık optimizasyon yaklaşımını incelemiştir. Tasarım amacı olarak plağın ağırlığının minimize edilmesini, tasarım değişkenleri olarak her bir tabakadaki lif açısını ve plak kalınlığı ve tasarım sınırlayıcıları olarak da plak ortasındaki yer değiştirme ve hasar kriterini dikkate almışlardır.

Moh ve Hwu (1997), dengeli ve dengeli olmayan şekilde yerleştirilmiş anizotropik yüzeylerden ve ortotropik çekirdekten oluşmuş basit mesnetli iki eksenli basınç ve kayma düzlemsel yüklemelerine maruz sandviç tipli plakların burkulma optimizasyonunu incelemiştir. Burkulma yükünü belirlemek için kapalı çözüm yöntemlerinden faydalanmışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak Powell'ın eşlenik yön yöntemini kullanmışlardır.

Tanigawa vd. (1997), tabakalı kompozit modeli tanımlayarak homojen olmayan plak için bir boyutlu sıcaklık çözümünü elde etmişlerdir. Bu çözümden faydalanarak, değişen ısıl gerilmelerini minimize etmek için optimum malzeme birleşimini belirlemiştir.

Rao vd. (2002), simetrik ve asimetric yerleşimli çok tabakalı kompozit plakların optimal tasarımı için benzeşimli tavlama yöntemini kullanmışlardır. Tasarım amacı olarak temel frekansın maksimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak da optimum lif açısını belirlemiştir. Sonlu eleman çözümü olarak C programlama dilini kullanmışlardır.

Lin ve Lee (2004), regresyon analizi kullanarak standart genetik algoritmanın içine eklemeler yaparak tabakalı kompozit sistemlerin optimal yerleşimini daha az hesaplama zamanıyla belirlemeye çalışmışlardır. Geliştirdikleri genetik algoritma yöntemini sandviç tipli plaklara ve kompozit pervanelere uygulamışlardır.

Rahul vd. (2005), darbe yüklemesine maruz karmaşık lif donatılı plastik tabakalı plakların optimizasyonunu ada modeline bağlı olarak paralel genetik algoritmayla belirlemişlerdir. Tasarım amacı olarak ağırlığın, maliyetin ve hem ağırlığın hem maliyetin minimize edilmesi durumlarını, tasarım değişkenleri olarak da lif açısını, her tabakadaki malzeme ve kalınlığı ayrıca tabaka sayısını da dikkate alarak incelemişlerdir. Elde edilen sonuçlar, bu yöntemle elde edilen amaç fonksiyonunun ardışık genetik algoritmayla elde edilen amaç fonksiyonuna nazaran daha iyi yakınsadığını, ayrıca hesaplama maliyeti olarak daha az zaman gerektirdiğini göstermiştir.

Potgieter ve Stander (1998), genetik algoritma yöntemini kullanarak tabakalı dikdörtgen plağın şekil değiştirme enerjisinin minimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını dikkate almışlardır. Sayısal analizlerde, merkezinden noktasal yüklü ve üniform yüklemelere maruz tabakalı plaklar için çözümler elde etmişler ve sonuçları daha önceki yapılmış çalışmalarla karşılaştırmışlardır.

Ashida ve Sakata (2003), çok tabakalı piezoseramik kompozit plakların yaklaşık optimum tasarımını yapay sinir ağları yoluyla belirlemişlerdir. Tabaka yüzeyindeki termoelastik yer değiştirme dağılımını, piezoseramik tabakalara uygun elektrik potansiyel dağılımı uygulayarak kontrol etmişlerdir. Tasarım amacı olarak maksimum uygulanan elektrik potansiyel dağılımlarını minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak her bir piezoseramik tabakanın kalınlığını, sınırlayıcı olarak da gerilmeyi dikkate almışlardır.

Liu vd. (2006), sabit ağ sonlu eleman metoduyla birlikte evrimsel optimizasyon yöntemini kullanarak, içerisinde bir çok boşluk bulunan tabakalı kompozit plağın Tsai-Hill hasar indeksine bağlı olarak gerilme optimizasyonunu incelemişlerdir. Plak içerisindeki delik sayısının ve farklı yerleşim biçimlerinin optimum sonuçlara etkisini incelemişlerdir.

Rahul vd. (2006), darbe yüklemesine maruz, karma lif donatılı plastik tabakalı plakların optimizasyonunu incelemişlerdir. Optimizasyon problemini üç farklı aşamada incelemişlerdir. Bunlar sırasıyla maliyetin minimize edilmesi, ağırlığın minimize edilmesi ve hem maliyetin hem ağırlığın minimize edilmesidir. Tasarım değişkeni olarak lif açılarını, tabaka malzemesini, tabaka sayısını ve tabaka kalınlığını, sınırlayıcı olarak da

matris kırılma kriterini dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak genetik algoritma kullanmışlardır.

Topal ve Uzman (2007a), üniform yayılı yüke maruz, ankastre mesnetli, tabakalı kompozit dairesel plağın büyük yer değiştirme altında optimum tasarımlarını incelemişlerdir. Geometrik olarak doğrusal olmayan davranışı belirlemek için, toplam Lagrangian yaklaşımını kullanmışlardır. Plağın matematiksel formülasyonu olarak birinci dereceden kayma deformasyon teorisini kullanmışlardır. Tasarım amacı olarak plağın ortasındaki maksimum çökmenin minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak da lif açılarını dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak değiştirilmiş uygun doğrultular yöntemini kullanmışlardır. Farklı kenar oranının, plak kalınlığının ve yayılı yük değişimlerinin optimum tasarım üzerindeki etkilerini incelemişlerdir.

Honda vd. (2007), tabakalı kompozit plakların burkulma optimizasyonunu incelemişlerdir. Bunun için üç farklı yaklaşım dikkate almışlardır. Birinci yaklaşımda, tabaka parametrelerine bağlı olarak burkulma yükünün maksimize edilmesi için eğim yöntemini kullanmışlardır. İkinci yaklaşımda, her tabakadaki lif açısını tasarım değişkeni olarak dikkate alarak adım adım optimizasyon yaklaşımını kullanmışlardır. Üçüncü yaklaşımda ise genetik algoritma yöntemini kullanarak çözmüşler ve elde ettikleri sonuçları karşılaştırmışlardır.

Kawakami vd. (2007), zorlanmış titreşim altında tabakalı dikdörtgen kompozit plakların optimizasyonunu incelemişlerdir. Tasarım amacı olarak plağın herhangi bir noktasına etkiyen ses basıncının minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak da lif açılarını dikkate almışlardır.

Narita ve Turvey (2004), adım adım optimizasyon yaklaşımını kullanarak, tek ve iki eksenli basınç yüklemesine maruz simetrik tabakalı plakların burkulma optimizasyonunu incelemişlerdir. Ele aldıkları yöntemin uygulanabilirliğini incelemek için üç farklı örnek dikkate almışlardır.

Pedersen (2006), tabakalı kompozit plakların titreşim frekansının maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak tabakalardaki lif açılarını dikkate almıştır. Optimizasyon yaklaşımını iki adımda incelemiştir. Birinci adımda, optimalite kriterine dayanan tekrarlamalı optimizasyon yöntemini kullanarak en iyi tasarımı belirlemiş, ikinci adımda ise matematiksel programlama yöntemini kullanarak nihai optimum tasarımı belirlemiştir.

Fares vd. (2005), plak kalınlığı boyunca doğrusal olarak değişen ısı yüklemeler altında ısı burkulma sonrası dinamik davranışın minimize edilmesi ve ısı burkulma yükünün maksimize edilmesi problemlerini incelemiştir. Tabaka kalınlığını ve lif açılarını tasarım değişkeni olarak dikkate almışlardır. Matematiksel formülasyon olarak, doğrusal olmayan von-Karman durumunu hesaba katan kayma deformasyon teorisini kullanmışlardır.

Soeiro vd. (1994), tabakalı kompozit plak ve kabukların optimizasyonunu incelemiştir. Tasarım amacı olarak ağırlığın minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını ve lif açılarını, sınırlayıcılar olarak da gerilmeleri ve yer değiştirmeleri dikkate almışlardır. Optimalite kriterini ve matematiksel programlama yöntemlerini kullanarak optimal tasarım gerçekleştirmişlerdir.

Rikards ve Chate (1995), basit mesnetli, tabakalı kompozit plakların ağırlığının minimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını, sınırlayıcı olarak da frekansı dikkate almışlardır.

Sivakumar vd. (2000), dikdörtgen deliğe sahip, tabakalı kompozit plakların frekansının maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak plak kalınlığını, sınırlayıcı olarak da plak ağırlığını dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak genetik algoritma kullanmışlar ve elde ettikleri sonuçları, Davidon-Fletcher-Powell (DFP) yönteminden elde edilen sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Autio (1998), ısı yüklemelere maruz, ortasında dairesel delik bulunan, tabakalı kompozit plakların şekil değiştirme enerjisinin minimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak lif açılarını dikkate almıştır. Optimizasyon yöntemi olarak ardışık ikinci dereceden programlama yöntemini kullanmıştır.

Huang ve Kröplin (1995), tabakalı kompozit plakların çok amaçlı optimizasyonunu incelemiştir. Tasarım amacı olarak plak ağırlığının ve şekil değiştirme enerjisinin ağırlıklı birleşiminin minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak lif açısını ve plak kalınlığını, sınırlayıcı olarak da rijitliği ve şekil değiştirmeleri dikkate almışlardır. Optimizasyon problemini matematiksel programlama yöntemiyle çözmüşlerdir.

Abrate (1995), kenarlarından ve iç kısımlarından mesnetlenmiş, simetrik tabakalı, açılı kompozit plakların titreşim frekansının maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak tabaka parametrelerini dikkate almıştır. Optimizasyon problemini, çeşitli malzemelerden oluşmuş plaklar için irdelemiştir.

Lin ve Yu (1991), tabakalı kompozit plakların ağırlığının minimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını ve plak kalınlığını, sınırlayıcı olarak da yer değiştirmeleri, burkulmayı ve frekansı dikkate almışlardır. Optimizasyon problemini, matematiksel programlama tekniğiyle çözmüşlerdir.

Yuanxian ve Guozhong (2002), alt tabaka tasarım değişkeni yöntemini kullanarak tabakalı kompozit plakların optimizasyonunu gerçekleştirmişlerdir. Tasarım amacı ve/veya sınırlayıcıları olarak ağırlığı, yer değiştirmeleri, frekansı ve burkulma yükünü dikkate almışlardır. Bu yöntemle göre, plâğı birkaç alt tabakaya bölmüşler ve tasarım değişkeni olarak bu alt tabakalardaki lif açıları ve tabaka kalınlıklarını ele almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak, ardışık doğrusal ve ardışık ikinci dereceden programlama yöntemlerini kullanmışlardır.

Chai vd. (1993), basınç yüklemesine maruz antisimetrik tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açıları dikkate almışlardır. Optimizasyon problemini, çeşitli mesnet koşulları, kenar oranları ve yükleme oranları için irdelemişlerdir.

Kassaimih vd. (1994), kayma yüklemesi altında basit mesnetli tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açıları dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak kutu algoritmasını kullanmışlar ve problemi üç farklı malzeme türünden ve kenar oranlarından oluşan plaklar için çözmüşlerdir.

Soykasap ve Karakaya (2007), basınç yüklemelerine maruz, basit mesnetli tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Optimizasyon yöntemi olarak genetik algoritmayı kullanmışlardır. Optimizasyon problemini çeşitli yük koşulları ve kenar oranları için irdelemişler ve elde ettikleri sonuçları daha önceki çalışmalardaki sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Shin ve Achenbach (1991), rijitleştirilmiş, simetrik tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak plak kalınlığını, rijitleştirici genişliğini ve yüksekliğini dikkate almışlardır. Optimizasyon problemini, çeşitli tabaka yerleşimlerine ve çeşitli tipte rijitleştiricilere sahip plaklar için irdelemişlerdir.

Narita ve Ohta (1993), tabakalı kompozit plakların titreşim frekansının ve burkulma yükünün maksimize edilmesi problemlerini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif

açıları dikkate almışlar ve problemi, çeşitli sınır şartları için eğime dayalı optimizasyon yöntemiyle çözmüşlerdir.

Kogiso ve Nakagawa (2004), düzlemsel yüklemelere maruz tabaklı kompozit plakların güvenilirlik optimizasyonunu incelemişlerdir. Optimizasyon problemi iki aşamadan oluşmaktadır. Birincisi, sabit plak kalınlığına bağlı olarak güvenilirliğin maksimize edilmesi, ikincisi ise güvenilirlik sınırlayıcısı altında kalınlığın minimize edilmesidir. Optimizasyon yöntemi olarak etki yüzey algoritmasını kullanmışlardır.

Kumar ve Tauchert (1992), simetrik tabakalı kompozit plakların çok amaçlı optimizasyonunu incelemişlerdir. Tasarım amacı olarak düzlemsel basınç, düzlemsel kayma yüklemelerinin, eğilme dayanımının ve rijitliğin maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım amacı olarak plak kalınlığını ve lif açıları dikkate almışlardır. Doğrusal olmayan programlama algoritmasını kullanarak, farklı malzeme ve sınır şartları için optimizasyon problemini irdelemişlerdir.

Kassaimih vd. (1993), tek eksenli ve iki eksenli basınç yüklemesi altında basit mesnetli, açılı tabakalı kompozit plakların indirgenmiş kritik burkulma gerilmesinin maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açıları dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak kutu algoritmasını kullanmışlar ve problemi üç farklı malzeme türünden ve kenar oranlarından oluşan plaklar için çözmüşlerdir.

Spallino ve Rizzo (1999), evrim stratejisini kullanarak tabakalı kompozit plakların ağırlığının minimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Sınırlayıcı olarak plağın mekanik davranışını dikkate almışlardır. Elde ettikleri sonuçları, diğer yöntemlerle elde edilen sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Zhao ve Narita (1997), tabakalı kompozit plakların titreşim frekansının maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak, daha karmaşık ve sınırlayıcı problemler için simpleks metodunun daha genişletilmiş hali olan karmaşık yöntemi kullanmışlardır.

Tsai vd. (1995), tek ve iki eksenli çekme yüklemeleri altında tabakalı kompozit plakların optimum tasarımını hem analitik hem de deneysel olarak incelemişlerdir. Modellemede amaç fonksiyonu olarak Hashin hasar kriterini dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak simpleks metodunu kullanmışlardır.

Kassaimah vd. (1995), üniform yayılı ve kayma yüklemesi altında, basit mesnetli, tabakalı kompozit plakların çok amaçlı optimizasyonunu incelemişlerdir. Tasarım amacı

olarak, kritik burkulma kayma gerilmesinin maksimize edilmesini ve çökmenin minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak da lif açılarını dikkate almışlardır. Optimizasyon problemini, farklı malzemeden yapılmış kompozit plaklar ve kenar oranları için sınırlandırılmamış doğrusal olmayan programlama algoritmasıyla çözmüşlerdir.

Yamazaki (1996), tabakalı kompozit plakların optimizasyonunu genetik algoritma yöntemini kullanarak incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak, düzlemsel ve eğilme tabaka parametrelerini, plak boyutlarını, kısıtlayıcı olarak da plak davranışını ve tabaka parametrelerinin alt ve üst sınırlarını dikkate alarak, hacmi, burkulma yükünü, doğal frekansı ve çökmeyi optimize etmişlerdir.

Wang vd. (2005), ısı artı gerilmeler altında, rijitleştirilmiş, simetrik, tabakalı kompozit plakların şekil optimizasyonunu incelemiştir. Optimizasyon sürecinde, plağın temel frekansını maksimize edecek üç farklı rijitleştirici düzenlemesini dikkate almışlardır. Optimizasyon problemini, hareket eden asimptotikler (MMA) yöntemiyle çözmüşlerdir.

Liu ve Jin (2004), iki eksenli çekme yüklemesine maruz, içerisinde delik bulunan, tabakalı kompozit kare plağın delik civarındaki gerilme dağılımını Tsai-Hill hasar kriterine bağlı olarak optimize etmek için, genetik algoritma yöntemiyle şekil optimizasyonunu incelemiştir.

Maneeapan vd. (2006), üniform basınç yüklemesine maruz, rijitleştirilmiş, basit mesnetli, tabakalı kompozit plağın genetik algoritma yöntemini kullanarak çok amaçlı optimizasyonunu incelemiştir. Tasarım amacı olarak, plak ağırlığının ve üretim maliyetinin minimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak lif açısını, lif hacim oranını ve lif malzemesini, sınırlayıcı olarak da rijitliği ve dayanımı dikkate almışlardır.

Abrate (1995), kenarlarından ve iç kısmından noktasal mesnetli, simetrik, açılı, tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak dört tabaka parametresini dikkate almıştır. Elde edilen sonuçlardan, malzeme özelliklerinin simetrik, değişik açılı plaklarda optimum tasarım üzerinde etkisi olmadığını göstermiştir.

Lee vd. (1999), üniform ısı dağılımına maruz kalın, simetrik ve antisimetrik, tabakalı kompozit plağın kayma deformasyon teorisine göre ısı burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını ve lif açısını dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak, tek boyutlu arama metodunu kullanmışlardır.

Miki ve Sugiyama (1993), tabaka parametrelerini kullanarak simetrik, tabakalı kompozit plakların düzlemsel ve eğilme rijitliğinin, burkulma dayanımının ve frekansının maksimize edilmesi problemlerini incelemiştir.

Lund (2006), eğilme dayalı matematiksel programlama tekniği olan ayırık malzeme optimizasyonu yaklaşımını (DMO) kullanarak tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak, en uygun malzeme ve lif açısının belirlenmesini dikkate almıştır.

Mesquita (1985), ağırlık ve frekans sınırlayıcılarına bağlı olarak rijitleştirilmiş, tabakalı kompozit plakların frekansının maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Optimizasyon yöntemi olarak karmaşık, doğrusal olmayan matematiksel programlama metodunu kullanmıştır.

Pai vd. (2006), genetik algoritma yöntemini kullanarak sabit kalınlıklı, tabakalı kompozit plaklarda iç tabaka gerilmelerinin minimize edecek optimum yerleşim problemini incelemiştir.

Todoroki (1994), nesne yönlendirme metodunu kullanarak delikli, tabakalı kompozit plakların rijitliğinin maksimize edilmesi problemini incelemiştir.

Kumar vd. (2003), karma malzemeden oluşmuş, tabakalı kompozit plakların hücreli genetik algoritma yöntemini kullanarak optimum tasarımını incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını, lif açısını ve lif malzemesini, sınırlayıcı olarak da burkulma ve dinamik kısıtlayıcılarını dikkate almışlardır.

Xiu (2005), genetik algoritma ve yapay sinir ağlarını yöntemlerini kullanarak tabakalı kompozit plakların stabilite optimizasyonunu incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını ve lif açısını dikkate almıştır.

Abrate (1997), üniform yüklemeye maruz, kenarlarından ve iç noktalardan mesnetli, simetrik, tabakalı kompozit plakların çökmesinin minimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak tabaka parametrelerini dikkate almıştır. Çeşitli sınır şartları, kenar oranları ve malzeme özelliklerine bağlı olarak optimizasyon problemini irdelemiştir.

Gangadharan vd. (1997), etki yüzey metodunu kullanarak tabakalı kompozit plakların çeşitli sınır şartları için burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını, sınırlayıcı olarak da stabiliteyi dikkate almışlardır.

Kogiso vd. (1997), birinci dereceden güvenilirlik teorisini kullanarak simetrik, tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Rasgele değişken olarak malzeme sabitlerini, lif açısını ve uygulanan yükleri almışlardır.

Aymerich ve Serra (2006), karınca kolonisi optimizasyon tekniğini kullanarak düzlem içi ve düzlem dışı yüklere maruz, tabakalı kompozit plakların optimum tasarımını incelemiştir. Optimizasyon problemini çeşitli yükleme koşullarına, geometriye ve sınırlayıcılara bağlı olarak çözerek, bu yöntemin sınırlandırılmış ve sınırlandırılmamış optimizasyon problemleri için az sayıda iterasyonla sonuca gittiğini göstermiştir.

Grediac (1999), eşit kalınlıklı, tabakalı plakların rijitliğinin maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak oniki tabaka parametresi kullanmıştır. Elde ettiği sonuçları, literatürden elde edilen sonuçlarla karşılaştırmıştır.

Abrate (1999), ısı yüklerine maruz, simetrik, tabakalı kompozit plakların çökmesinin minimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak oniki tabaka parametresi kullanmıştır. Optimizasyon problemini çeşitli ısı yüklemeleri için irdelemiştir.

De Faria ve Hansen (1999), ısı artık gerilmeleri altında simetrik, tabakalı, homojen olmayan, kompozit Reissner-Mindlin plağının burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını ve lif açısını almışlardır. Elde ettikleri sonuçları, ısı artık gerilmelerin ihmal edilmesi durumuyla karşılaştırmışlardır.

Chang vd. (1993), kayma deformasyon teorisini ve çok başlangıçlı global optimizasyon yöntemini kullanarak, simetrik ve antisimetrik, tabakalı kompozit plakların kayma burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını kullanmışlardır. Optimizasyon problemini, çeşitli malzeme özelliklerine, kenar/kalınlık oranına, kenar oranına ve tabaka sayısına bağlı olarak irdelemiştir.

Kogiso vd. (1997), birinci dereceden güvenilirlik yöntemini kullanarak simetrik olmayan, tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemiştir. Rasgele değişken olarak lif açısını, malzeme özelliklerini ve uygulanan yükleri almışlardır.

Fukunaga vd. (1995), periyodik yüklemeye maruz, konsol, tabakalı kompozit plağın matematiksel programlama yöntemini kullanarak ağırlığının minimize edilmesi problemini

incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını ve lif açısını, sınırlayıcı olarak da maksimum çökmeyi dikkate almışlardır.

Nagendra vd. (1991), iki eksenli basınç yüklemesine maruz, simetrik ve dengeli, tabakalı kompozit plakların matematiksel programlama yöntemini kullanarak, burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Sınırlayıcı olarak burkulma ve şekil değiştirmeyi dikkate almışlardır.

Miki vd. (1990), düzgün yayılı veya tekil yüklemeye maruz, basit mesnetli, simetrik, açılı, kompozit plakların eğilme rijitliğinin maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak tabaka parametrelerini dikkate almışlardır.

Teters (2007), ısı ve kayma yüklemesine maruz tabakalı kompozit plakların kompozit özelliklerine ve ısıya bağlı olarak, kritik kayma yükü ve boyuna ısıl gerilmelerini optimize etmiştir.

Adali ve Duffy (1990), ısıl yüklemelere maruz, antisimetrik, açılı, tabakalı karma kompozit plakların ısıl burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını ve lif açısını, sınırlayıcı olarak da eşit plak kalınlığını dikkate almışlardır. Elde ettikleri sonuçları, karma olmayan malzemeden oluşmuş plaklardan elde ettikleri sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Ootao vd. (2000), fonksiyonel olarak derecelendirilmiş plakta, ısıl gerilme dağılımını minimize etmek için genetik algoritma yöntemini kullanarak, her bir tabakadaki malzeme dağılımını optimize etmişlerdir.

Falzon vd. (1996), delikli, tabakalı kompozit plakların, evrimsel optimizasyon yöntemini kullanarak Tsai-Hill hasar dayanımına bağlı olarak şekil optimizasyonunu incelemişlerdir.

Cho ve Rowlands (2005), delikli, tabakalı kompozit plakların genetik algoritma yöntemini kullanarak, çekme gerilmesinin minimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını dikkate almışlardır.

Todoroki ve Terada (2002), dallanma ve sınırlandırma metodunu kullanarak basit mesnetli, tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilme problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak tabaka parametrelerini dikkate almışlardır.

Setoodeh vd. (2006), ardışık ikinci dereceden programlama yöntemini kullanarak, sabit ve değişken rijitlikli, tabakalı kompozit dikdörtgen plakların rijitliğinin maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak tabaka parametrelerini dikkate almışlardır.

Kam ve Chen (1993), simetrik, tabakalı kompozit plakların kayma deformasyon teorisini ve çok başlangıçlı optimizasyon yöntemini kullanarak frekansının veya sönüm kapasitesinin maksimize edilmesini incelemişlerdir. Optimizasyon problemini farklı kenar oranları, sınır şartları ve tabaka sayısına göre irdelemişlerdir.

Saravanos ve Chamis (1992), konsol, tabakalı kompozit plakların çok amaçlı optimizasyonunu incelemişlerdir. Tasarım amacı olarak, modal sönümün maksimize edilmesini, ağırlığın ve maliyetin minimize edilmesini irdelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak tabaka ve şekil parametrelerini, sınırlayıcı olarak da yer değiştirmeleri, statik ve dinamik gerilmeleri ve doğal frekansları dikkate almışlardır.

Farshi ve Rabiei (2007), adım adım optimizasyon tekniğini kullanarak, tabakalı döküörtgen kompozit plak kalınlığının minimize edilmesi problemini, frekans sınırlayıcısına bağlı olarak incelemişlerdir. Optimizasyon problemini, farklı sınır şartları, tabaka sayısı, kenar oranları ve karma malzemedan oluşmuş plak için irdelemişlerdir.

Deng vd. (2004), onaltı tabakalı, simetrik, kompozit plaklarda normal gerilmenin minimize edilmesi problemini, benzeşimli tavlama yöntemiyle incelemişler ve bu metodun uygulanabilirliğini irdelemişlerdir.

Fukunaga vd. (1997), basit mesnetli, simetrik, tabakalı kompozit plakların termoelastik özelliklerini optimize etmek için matematiksel programlama yöntemini kullanmışlardır. Tasarım değişkeni olarak dört tabaka parametresi dikkate almışlardır.

Kogiso vd. (1994), tabakalı kompozit plakların kalınlığını minimize etmek için genetik algoritma yöntemini kullanmışlardır. Sınırlayıcı olarak burkulma ve dayanımı dikkate almışlar ve bu yöntemin, birçok optimum sonuç elde etmede etkili olduğunu göstermişlerdir.

Wang vd. (2004), birinci dereceden güvenilirlik metoduna bağlı olarak, genetik algoritma yöntemiyle tabakalı kompozit plakların ağırlığının minimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Her bir tabakadaki plak kalınlığını rasgele değişken olarak dikkate almışlardır. Elde ettikleri sonuçları, ardışık ikinci dereceden programlama yönteminden elde ettikleri sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Zhang ve Evans (1992), simetrik ve asimetric, tabakalı kompozit plakların mekanik özelliklerini optimize etmek için Fortran programı geliştirmişlerdir.

Lee vd. (1994), ortasından tekil yükle yüklü, karma malzemedan oluşmuş, tabakalı kompozit plakların optimizasyonunu incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını ve lif açısını, sınırlayıcı olarak da çökmeyi, frekansı ve sönümü dikkate

almışlardır. Optimizasyon problemini doğrusal programlama metoduyla çözerek, çeşitli sınır şartları ve karma malzeme durumları için problemi irdelemişlerdir.

Ben ve Kinoyama (1994), yapay sinir ağlarını kullanarak, tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını dikkate almışlardır.

Chen vd. (2006), güvenilirlik metoduna dayanarak tabakalı kompozit plakların optimum tasarımını incelemişlerdir. Tasarım amacı olarak sistemin güvenilirliğinin maksimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığı ve lif açısını, sınırlayıcı olarak da plağın toplam ağırlığını dikkate almışlardır. Elde ettikleri sonuçları genetik algorithmadan elde edilen sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Honda ve Narita (2006), tabaka parametrelerini kullanarak tabakalı kompozit plakların burkulma optimizasyonunu incelemişlerdir. Problemin birinci kısmında, eğime dayalı yöntemi kullanarak tabaka parametrelerin optimize etmişler, ikinci kısımda ise burkulma yükünün maksimize edilmesi için optimum yerleşimi belirlemişlerdir.

Mirzaeifar vd. (2007), tabakalı kompozit plakların birinci dereceden kayma deformasyon teorisine bağlı olarak dinamik karakteristiklerini optimize etmek için yeni bir algoritma önermişlerdir. Tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığını ve lif açısını dikkate almışlardır.

Murayama vd. (2007), birinci dereceden kayma deformasyon teorisine bağlı olarak tabakalı kompozit plakların optimum tasarımını incelemişlerdir. Tasarım amacı olarak frekansın maksimize edilmesini, tasarım değişkeni olarak da tabaka kalınlığını dikkate almışlardır. Optimizasyon algoritması olarak adım adım optimizasyon yaklaşımını kullanarak, kayma etkisinin optimum tasarım üzerindeki etkilerini irdelemişlerdir.

Total ve Uzman (2006), simetrik tabakalı kompozit plakların titreşiminin maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak değiştirilmiş uygun doğrultular yöntemini kullanmışlardır. Tabaka sayısının, sınır şartlarının, kenar/kalınlık oranının, kenar oranının ve düzlemsel yük etkimesi durumlarının optimum sonuçlar üzerindeki etkilerini irdelemişlerdir.

Total ve Uzman (2007b), iki eksenli basınç yüklemesine maruz simetrik tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak değiştirilmiş uygun doğrultular ve altın oranı yöntemlerini kullanmışlardır. Tabaka

sayısının, kenar/kalınlık oranının, kenar oranının, anizotropi oranının, yük oranının, malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin ve fonksiyonel olarak derecelendirilmiş malzemenin optimum sonuçlar üzerindeki etkilerini irdelemişlerdir.

Topal ve Uzman (2008a), iki eksenli basınç yüklemesine maruz, ortasında dairesel delik bulunan simetrik tabakalı kompozit plakların burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını dikkate almışlardır. Problemin sonlu eleman analizinde birince dereceden kayma deformasyon teorisini kullanmışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak değiştirilmiş uygun doğrultular yöntemlerini kullanmışlardır. Tabaka sayısının, sınır şartlarının, kenar/kalınlık oranının, kenar oranının, delik parametresinin ve yük oranının optimum sonuçlar üzerindeki etkilerini irdelemişlerdir.

Topal ve Uzman (2008b), üniform ısı yüklemesine maruz simetrik tabakalı kompozit plakların ısıl burkulma yükünün maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak değiştirilmiş uygun doğrultular yöntemini kullanmışlardır. Kenar oranının, sınır şartlarının, antisimetrik yerleşimin, anizotropi oranının, ısıl artım oranının ve karma malzeme yerleşiminin optimum sonuçlar üzerindeki etkilerini irdelemişlerdir.

Topal ve Uzman (2008c), ortasında dairesel delik bulunan tabakalı kompozit plakların titreşiminin maksimize problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını dikkate almışlardır. Optimizasyon yöntemi olarak değiştirilmiş uygun doğrultular ve altın oranı yöntemlerini kullanmışlardır. Tabaka sayısının, sınır şartlarının, kenar oranının, delik parametresinin ve anizotropi oranının optimum sonuçlar üzerindeki etkilerini irdelemişlerdir.

Topal ve Uzman (2008d), iki eksenli düzlemsel çekme ve eğilme momentlerine maruz tabakalı kompozit plakların dayanımının maksimize edilmesi problemini incelemişlerdir. Tasarım değişkeni olarak lif açısını ve sınırlayıcı olarak da Tsai-Wu hasar kriterini dikkate almışlardır. Problem iki aşamadan oluşmaktadır. Birinci aşama, maksimum hasar indeksini minimize eden optimum lif açısının belirlenmesinden, ikinci aşama ise elde edilen optimum lif açılarına bağlı olarak plağa etkiyen yüklerin maksimize edilmesinden oluşmaktadır. Optimizasyon yöntemi olarak değiştirilmiş uygun doğrultular ve altın oranı yöntemlerini kullanmışlardır. Kenar-kalınlık oranının, kenar oranının, malzeme ve lif açılarındaki belirsizliklerin optimum sonuçlar üzerindeki etkilerini irdelemişlerdir.

1.9. Çalışmanın Amacı ve Kapsamı

Bu çalışmada, tabakalı kompozit dikdörtgen plaklar için dört farklı optimizasyon problemi incelenmektedir. Bunlar dayanım, frekans, iki eksenli yükleme için burkulma ve ısı burkulma optimizasyonlarıdır. Daha önce bu konuyla ilgili yapılan çalışmalarda, optimizasyon metodu olarak değiştirilmiş uygun doğrultular metodu kullanılmamıştır. O nedenle bu çalışmada, literatürde uygulanmış ve uygulanmamış bazı problemler için optimizasyon metodu olarak değiştirilmiş uygun doğrultular metodu kullanılarak bu yöntemin tabakalı plak optimizasyonu problemlerine uygulanabilirliği gösterilmeye çalışılmaktadır. Diğer taraftan, bu çalışmada uygulamada çoğunlukla karşılaşılabilecek çeşitli durumlar için önemli irdemeler yapılmaktadır. Örneğin, kompozit malzeme üretimi esnasında karşılaşılabilecek lif açısı sapmaları gibi meydana gelebilecek yüksek olan durumların, optimum tasarım üzerindeki etkileri incelenmektedir. Bunun yanında, daha önceki çalışmalarda derecelendirilmiş malzeme durumu için, elastik sabitlerin kalınlık boyunca üstel olarak değiştiği durumu dikkate alınmış, bu çalışmada ise tabaka lif açısının kalınlık boyunca fonksiyonel olarak değişmesi durumu dikkate alınarak optimizasyon gerçekleştirilmektedir. Diğer taraftan, tabakalı plak davranışını etkileyen önemli faktörlerden biri de eğilme-burulma etkileşimidir. Bu etki özellikle tabaka sayısı az olan plaklarda kendini göstermektedir. Çeşitli sınır şartları için bu etkilerin dikkate alınarak probleme ait kapalı çözümlerin elde edilmesi oldukça zor olmaktadır. O nedenle tabakalı plak optimizasyon problemlerinde bu etkiler, çeşitli sınır şartları için hesap kolaylığı açısından dikkate alınmamaktadır. Bu çalışmada ise, bu etkiler de dikkate alınarak daha gerçekçi ve güvenilir sonuçlar elde edilmektedir.

1.10. Hesap Tekniğinin ve Modelinin Seçilmesi

Son yıllardaki bilgisayar teknolojisindeki gelişmelere bağlı olarak, karışık mühendislik problemlerinin çözümü sonlu sayıda bilinmeyenli bir doğrusal denklem takımının çözümüne indirildiğinden, sayısal yöntemlere olan ilgi giderek artmaktadır.

Bu yöntemlerden özellikle sonlu elemanlar yöntemi, sisteme ilişkin bilgileri, mesnet şartlarını, dış etkilerin sürekli veya ani değişimlerini ve sistem sınırlarının düzgün olmaması halini kolaylıkla göz önüne alma olanağını verip sonlu serbestlik dereceli iki veya üç boyutlu elemanlar kullanılarak karışık sistemlerin çözümüne imkan vermektedir.

Bu çalışmada, tabakalı dikdörtgen plakların çeşitli parametreler için çözümlü hedeflendiğinden, sonlu elemanlar yönteminin kullanımı yukarıda bahsedilen avantajlarından dolayı tercih edilmektedir.

Seçilen dört düğüm noktalı plak sonlu eleman tipleri için bilgisayar programı algoritması hazırlanıp Matlab dilinde kodlanmıştır. Optimizasyon yöntemi olarak da, değıştirilmiş uygun doğrultular yöntemi kullanılmakta olup, elde edilen sonuçları karşılaştırmak için de altın oranı arama yöntemi kullanılmaktadır. Programlarla ilgili gerekli detaylar (URL-1, 2007) adlı internet adresinden bulunabilir.

2. YAPILAN ÇALIŞMALAR

2.1. Giriş

Bu çalışmada dört farklı optimizasyon problemi incelenmektedir. Birinci optimizasyon probleminde, tabakalı kompozit plaklar için Tsai-Wu hasar kriterine bağlı olarak dayanım optimizasyon problemi çeşitli parametreler için irdelenmektedir. Uygulama olarak, mekanik yüklemelere maruz, basit mesnetli, yinelenen açılı, simetrik, tabakalı kompozit plaklar dikkate alınmaktadır. Birinci optimizasyon problemi de kendi içerisinde iki kısma ayrılmaktadır. Birinci kısım, herhangi bir θ açısında plağın her noktası incelenerek hasar indeksi en büyük noktadaki hasar indeksi bulunur. Sonra, farklı θ açıları için aynı değerler hesaplanarak içlerinden minimum olanı seçilir. İkinci kısımda ise, elde edilen optimum yinelenen lif açılarına ve denklem (1.52) sınırlayıcısına bağlı olarak plağa etkiyen yüklemelerin maksimize edilmesinden oluşmaktadır. Birinci optimizasyon probleminin ilk kısmını matematiksel olarak şu şekilde ifade edilebilir:

$$FI_{\min} = \min_{\theta} [FI_{\max}(\theta)], \quad 0^{\circ} \leq \theta \leq 90^{\circ} \quad (2.1)$$

Burada

$$FI_{\max}(\theta) = \max_{x,y} FI(x, y) \quad (2.2)$$

olmaktadır. İkinci kısım ise matematiksel olarak, birinci kısımda elde edilen θ_{opt} açısına ve (1.52) denklemini sınırlayıcısına bağlı olarak şu şekilde ifade edilebilir:

$$\begin{aligned} \text{Maksimize: } & N_x, (N_y = 1 \times 10^5 \text{ N/m}, M_x = M_y = 1 \times 10^2 \text{ Nm/m}) \\ & N_y, (N_x = 1 \times 10^5 \text{ N/m}, M_x = M_y = 1 \times 10^2 \text{ Nm/m}) \\ & M_x, (N_x = N_y = 1 \times 10^5 \text{ N/m}, M_y = 1 \times 10^2 \text{ Nm/m}) \\ & M_y, (N_x = N_y = 1 \times 10^5 \text{ N/m}, M_x = 1 \times 10^2 \text{ Nm/m}) \end{aligned} \quad (2.3)$$

Sınırlayıcı: $FI \leq 1$

İkinci optimizasyon probleminde kenarlarından basit mesnetli, simetrik, yinelenen açılı, ortasında dairesel delik bulunan, tabakalı kompozit plağın doğal emel frekansını maksimize edecek optimum lif açıları çeşitli parametrelere bağlı olarak irdelenmektedir.

N serbestlik dereceli bir sistemde, sönümün ihmal edilmesi durumunda hareket denklemi şu şekilde ifade edilebilir:

$$[M]\{\ddot{v}\} + [K]\{v\} = \{F\} \quad (2.4)$$

Burada $[M]$, $[K]$ sırasıyla sistemin kütle ve rijitlik matrislerini, $\{\ddot{v}\}$ ve $\{v\}$ ise sırasıyla toplam ivme ve yer değiştirme vektörlerini, $\{F\}$ ise dış kuvvet vektörünü göstermektedir. Yapının serbest titreşim yaptığı düşünülürse, bu durumda (2.4) denklemi

$$[M]\{\ddot{v}\} + [K]\{v\} = \{0\} \quad (2.5)$$

olur. (2.5) denkleminin çözümü için

$$\{v\} = \{X\} e^{i\omega t} \quad (2.6)$$

olduğu varsayılır. Gerekli düzenlemeler yapılırsa (2.4) denklemi şu hale gelir:

$$([K] - \omega^2 [M])\{X\} e^{i\omega t} = \{0\} \quad (2.7)$$

Bu denklemin sıfırdan farklı çözümü için,

$$\det|[K] - \omega^2 [M]| = 0 \quad (2.8)$$

olmalıdır. (2.8) denkleminin çözümünden doğal açısal frekans $(\omega_1, \omega_2, \omega_3, \dots, \omega_N)$ elde edilir. Elde edilen en küçük frekans temel frekans olarak adlandırılır. Bu durumda ikinci optimizasyon problemi, elde edilen temel frekans değerinin maksimize edilmesinden oluşmaktadır. Yani matematiksel olarak,

$$\omega_{\max} = \omega_{\text{temel}}(\theta) \quad 0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ \quad (2.9)$$

şeklinde olmaktadır.

Üçüncü optimizasyon probleminde, iki eksenli düzlemsel yüklemelere maruz, ortasında dairesel delik bulunan, basit mesnetli, simetrik, yinelenen açılı, tabakalı kompozit plağın burkulma yükünün maksimize edilmesi durumu çeşitli parametreler için incelenmektedir. Burkulma yükünün bulunması için özdeğer hesabı yapmak gerekir. Bu yüzden, birim yük faktörü olan λ 'yı belirlemek için denklem (2.10) kullanılır.

$$([\mathbf{K}^*] - \lambda[\mathbf{K}_g^*])\{v\} = 0 \quad (2.10)$$

Burada $[\mathbf{K}^*]$ eğilme ve kayma rijitlik matrislerinin toplamı olup şu şekilde hesaplanmaktadır (Yapıcı ve Şahin, 2003):

$$\begin{aligned} [\mathbf{K}^*] &= [\mathbf{K}_b] + [\mathbf{K}_s] \\ &= \int_A [\mathbf{B}_b]^T [\mathbf{D}_b] [\mathbf{B}_b] dA + \int_A [\mathbf{B}_s]^T [\mathbf{D}_s] [\mathbf{B}_s] dA \end{aligned} \quad (2.11)$$

Burada $[\mathbf{K}_g^*]$ ise geometrik rijitlik matrisi olup şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$[\mathbf{K}_g^*] = \int_A [\mathbf{B}_g]^T [\mathbf{D}_g] [\mathbf{B}_g] dA \quad (2.12)$$

Kritik yük, N_{kr} , (2.13) denkleminde hesaplanan λ 'ın en küçük değerine karşılık gelmektedir.

$$\det([\mathbf{K}^*] - \lambda[\mathbf{K}_g^*]) = 0 \quad (2.13)$$

Bu durumda üçüncü optimizasyon problemi şu şekilde ifade edilebilir:

$$N_{\max} = \max N_{kr}(\theta), \quad 0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ \quad (2.14)$$

Dördüncü optimizasyon probleminde ise, üniform ısı yüklemesine maruz, ankastre mesnetli, simetrik, yinelenen açılı, tabakalı kompozit plağın ısı burkulma yükünün maksimize edilmesi durumu çeşitli parametreler için incelenmektedir. Standart özdeğer problemi kritik ısı burkulma yükü için şu şekilde elde edilebilir:

$$T_{kr} = \lambda \Delta T \quad (2.15)$$

Burada ΔT , ısı değişimini göstermektedir. Bu durumda, optimizasyon problemi şu şekilde ifade edilebilir:

$$T_{max} = \max T_{kr}(\theta), \quad 0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ \quad (2.16)$$

2.2. Tabaka Parametreleri

Tabaka parametreleri ilk olarak Miki (1982) tarafından ortaya atılmıştır. Miki, yapmış olduğu çalışmada, tabakalı plakların optimizasyon problemi için tabaka parametrelerini tasarım değişkeni olarak dikkate almıştır. Dengeli ve simetrik tabakalı plakları ele alarak tabaka parametrelerine bağlı olarak grafiksel çözümler gerçekleştirmiştir.

Tabaka parametreleri, tabaka kalınlığı boyunca tabaka açısının sinüsünün ve kosinüsünün integrallerinden meydana gelmektedir. O halde, A_{ij} , B_{ij} ve D_{ij} rijitlikleri tabaka parametrelerinin fonksiyonu cinsinden ifade edilebilir. Birinci dereceden kayma deformasyon teorisine göre, dört uzama ($\xi_{[1,2,3,4]}^A$), dört eğilme/uzama ($\xi_{[1,2,3,4]}^B$), dört eğilme ($\xi_{[1,2,3,4]}^D$) ve iki kayma ($\xi_{[5,6]}^A$) olmak üzere toplam ondört tane tabaka parametresi vardır. Tabaka parametreleri sırasıyla şu şekilde belirlenebilir:

$$\begin{aligned} \xi_{[1,2,3,4]}^A &= \frac{1}{2} \int_{-1}^1 [\cos 2\theta(z^*), \cos 4\theta(z^*), \sin 2\theta(z^*), \sin 4\theta(z^*)] dz^* \\ &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N [\cos 2\theta(z_i^*), \cos 4\theta(z_i^*), \sin 2\theta(z_i^*), \sin 4\theta(z_i^*)] (z_{i+1}^* - z_i^*) \end{aligned} \quad (2.17)$$

$$\begin{aligned}\xi_{[1,2,3,4]}^B &= \int_{-1}^1 \left[\cos 2\theta(z^*), \cos 4\theta(z^*), \sin 2\theta(z^*), \sin 4\theta(z^*) \right] z^* dz^* \\ &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \left[\cos 2\theta(z^*), \cos 4\theta(z^*), \sin 2\theta(z^*), \sin 4\theta(z^*) \right] (z_{i+1}^{*2} - z_i^{*2})\end{aligned}\quad (2.18)$$

$$\begin{aligned}\xi_{[1,2,3,4]}^D &= \frac{3}{2} \int_{-1}^1 \left[\cos 2\theta(z^*), \cos 4\theta(z^*), \sin 2\theta(z^*), \sin 4\theta(z^*) \right] z^{*2} dz^* \\ &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \left[\cos 2\theta(z^*), \cos 4\theta(z^*), \sin 2\theta(z^*), \sin 4\theta(z^*) \right] (z_{i+1}^{*3} - z_i^{*3})\end{aligned}\quad (2.19)$$

$$\xi_{[5,6]}^A = \frac{1}{2} \int_{-1}^1 \left[\cos 2\theta(z^*), \sin 2\theta(z^*) \right] dz^* \quad (2.20)$$

Burada z^* ($=2z/h$) boyutsuz kalınlık koordinatını göstermektedir. Böylelikle, birinci dereceden kayma deformasyon teorisine göre A_{ij} , B_{ij} ve D_{ij} rijitlikleri tabaka parametreleri cinsinden şu şekilde ifade edilebilir:

$$\begin{Bmatrix} A_{11} \\ A_{12} \\ A_{22} \\ A_{66} \\ A_{16} \\ A_{26} \end{Bmatrix} = h \begin{bmatrix} 1 & \xi_1^A & \xi_2^A & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\xi_2^A & 1 & 0 \\ 1 & -\xi_1^A & \xi_2^A & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\xi_2^A & 0 & 1 \\ 0 & \frac{\xi_3^A}{2} & \xi_4^A & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\xi_3^A}{2} & -\xi_4^A & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \\ U_5 \end{Bmatrix} \quad (2.21)$$

$$\begin{Bmatrix} B_{11} \\ B_{12} \\ B_{22} \\ B_{66} \\ B_{16} \\ B_{26} \end{Bmatrix} = \frac{h^2}{4} \begin{bmatrix} 1 & \xi_1^B & \xi_2^B & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\xi_2^B & 1 & 0 \\ 1 & -\xi_1^B & \xi_2^B & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\xi_2^B & 0 & 1 \\ 0 & \frac{\xi_3^B}{2} & \xi_4^B & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\xi_3^B}{2} & -\xi_4^B & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \\ U_5 \end{Bmatrix} \quad (2.22)$$

$$\begin{Bmatrix} D_{11} \\ D_{12} \\ D_{22} \\ D_{66} \\ D_{16} \\ D_{26} \end{Bmatrix} = \frac{h^3}{12} \begin{bmatrix} 1 & \xi_1^D & \xi_2^D & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\xi_2^D & 1 & 0 \\ 1 & -\xi_1^A & \xi_2^D & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\xi_2^D & 0 & 1 \\ 0 & \frac{\xi_3^D}{2} & \xi_4^D & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\xi_3^D}{2} & -\xi_4^D & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \\ U_5 \end{Bmatrix}, \quad \begin{Bmatrix} A_{44} \\ A_{55} \\ A_{45} \end{Bmatrix} = Kh \begin{bmatrix} 1 & \xi_5^A \\ 1 & -\xi_5^A \\ 0 & -\xi_6^A \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} U_6 \\ U_7 \end{Bmatrix} \quad (2.23)$$

Burada U_i ($i=1, 2, 3, 4, 5, 6, 7$) rijitlik değışmezleri olup şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$U_1 = \frac{1}{8}(3Q_{11} + 3Q_{22} + 2Q_{12} + 4Q_{66}), U_2 = \frac{1}{2}(Q_{11} - Q_{22}), \quad (2.24)$$

$$U_3 = \frac{1}{8}(Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 4Q_{66}), U_4 = \frac{1}{8}(Q_{11} + Q_{22} + 6Q_{12} - 4Q_{66}), \quad (2.25)$$

$$U_5 = \frac{1}{8}(Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} + 4Q_{66}), U_6 = \frac{1}{2}(Q_{44} + Q_{55}), \quad (2.26)$$

$$U_7 = \frac{1}{2}(Q_{44} - Q_{55}) \quad (2.27)$$

Tabaka parametrelerinin avantajları şu şekilde sıralanabilir:

- Plak rijitlikleri tabaka parametrelerinin bir fonksiyonu olarak ifade edilebilir.
- Özel durumlarda tabaka parametreleri sayısında azalma meydana gelir. Örneğın, simetrik tabakalarda on tabaka parametresi ($\xi_{\zeta_1}^B = \xi_{\zeta_2}^B = \xi_{\zeta_3}^B = \xi_{\zeta_4}^B = 0$), dengeli ve simetrik tabakalarda sekiz tabaka parametresi ($\xi_{\zeta_3}^A = \xi_{\zeta_4}^A = \xi_{\zeta_1}^B = \xi_{\zeta_2}^B = \xi_{\zeta_3}^B = \xi_{\zeta_4}^B = 0$), $0^\circ, \pm 45^\circ$ ve 90° 'lik tabaka açılarının kullanıldığı dengeli ve simetrik tabakalarda ise yedi tabaka parametresi ($\xi_{\zeta_3}^A = \xi_{\zeta_4}^A = \xi_{\zeta_1}^B = \xi_{\zeta_2}^B = \xi_{\zeta_3}^B = \xi_{\zeta_4}^B = \xi_{\zeta_4}^D = 0$) olmaktadır.

➤ Doğrusal problemler için (statik, titreşim ve burkulma) optimum çözümleri garanti etmektedir.

Tabaka parametreleri, normalize edilmiş kalınlık boyunca lif açılarının ($\theta(z^*)$) fonksiyonu olduğu için uygun bir bölgede sınırlandırılmışlardır. Bununla birlikte, tabaka parametrelerine bağlı olarak sadece özel durumlar için uygun tasarım alanları

belirlenebilmiştir (Şekil 2.1-2.3). Genel olarak, tabaka parametreleri arasındaki ilişki aşağıda gibi gösterilebilir:

$$(\xi_1^B)^2 + (\xi_3^B)^2 \leq 1 \quad (2.28)$$

$$(\xi_2^B)^2 + (\xi_4^B)^2 \leq 1 \quad (2.29)$$

$$|\xi_2^B| \leq 4 \left(|\xi_i^B| - (\xi_i^B)^2 \right) \quad |\xi_i^B| \geq 1/2 \text{ için} \quad i=1, 3 \quad (2.30)$$

$$|\xi_4^B| \leq 2 |\xi_i^B| \sqrt{1 - (\xi_i^B)^2} \quad |\xi_i^B| \geq \sqrt{2}/2 \text{ için,} \quad i=1, 3 \quad (2.31)$$

$$4(\xi_i^D - 1)(\xi_i^A - 1) \geq (\xi_i^A - 1)^4 + 3(\xi_i^B)^2 \quad (2.32)$$

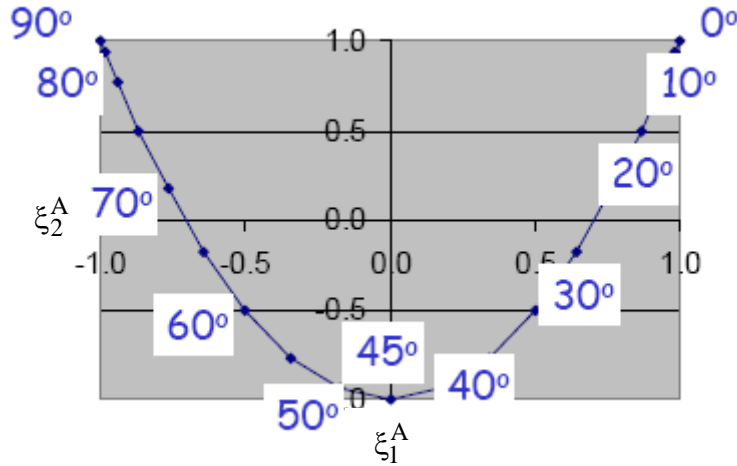
$$4(\xi_i^D + 1)(\xi_i^A + 1) \geq (\xi_i^A + 1)^4 + 3(\xi_i^B)^2, \quad i=1, 2, 3, 4 \quad (2.33)$$

$$2(1 + \xi_2^{A,D})(\xi_3^{A,D}) - 4\xi_1^{A,D}\xi_3^{A,D}\xi_4^{A,D} + (\xi_4^{A,D})^2 \leq \left[\xi_2^{A,D} - 2(\xi_1^{A,D})^2 + 1 \right] (1 - \xi_2^{A,D}) \quad (2.34)$$

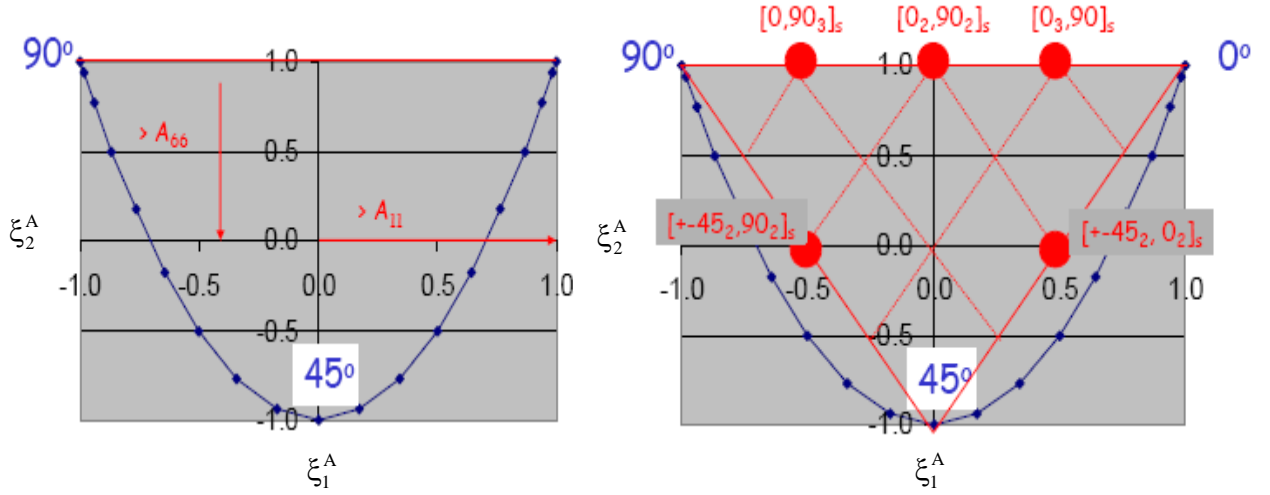
$$2(\xi_1^{A,D})^2 - 1 \leq \xi_2^{A,D} \leq 1 - 2(\xi_3^{A,D})^2 \quad (2.35)$$

$$-1 \leq \xi_{[1,2,3,4]}^{A,B,D} \leq 1 \quad (2.36)$$

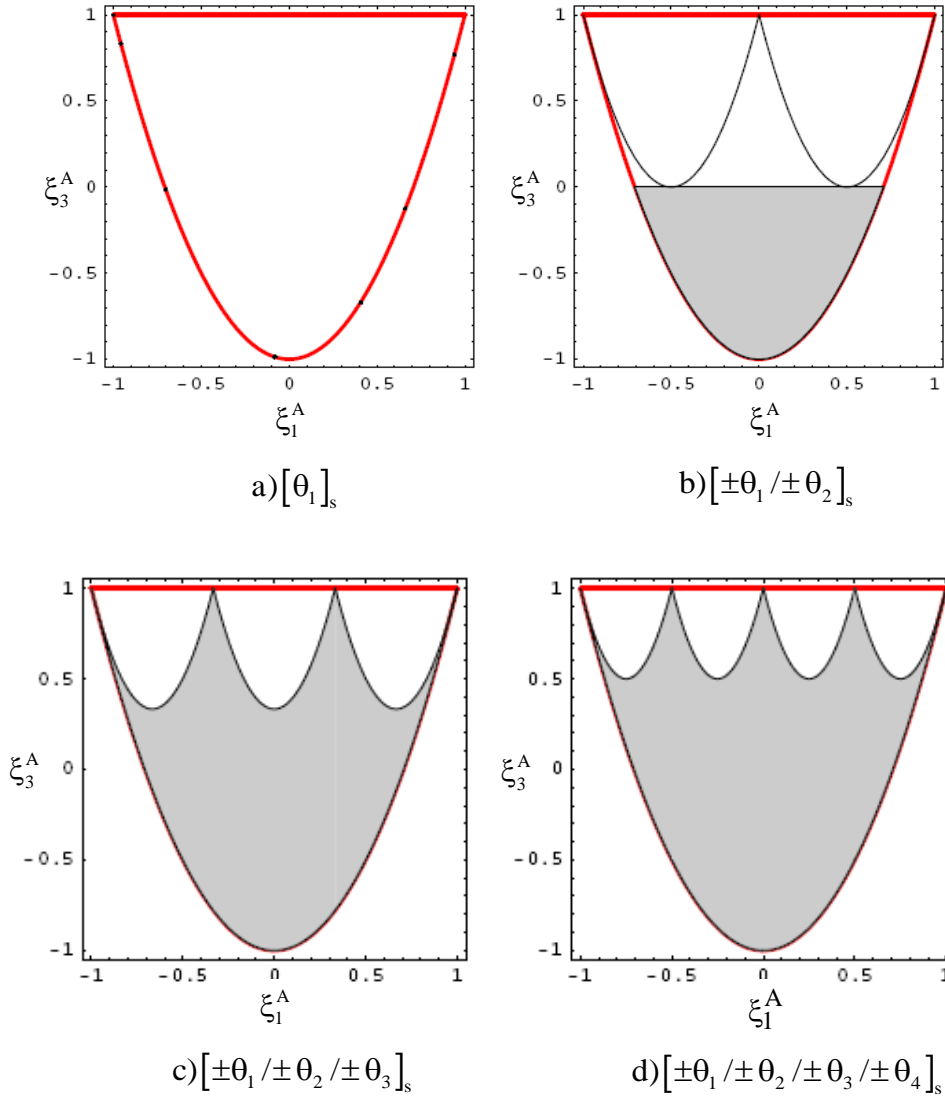
$$(\xi_5^A)^2 + (\xi_6^A)^2 \leq 1 \quad (2.37)$$



Şekil 2.1. Dengeli, simetrik tabakalı plakta düzlemsel tabaka parametreleri için geçerli bölge (Weaver, 2005)



Şekil 2.2. Çapraz açılı tabakalı plakta düzlemsel tabaka parametreleri için geçerli bölge (Weaver, 2005)



Şekil 2.3. Dengeli, simetrik, eşit kalınlıklı plaklarda tabaka parametreleri için geçerli bölge (Setoodeh, 2005)

Bu çalışmada, sadece dayanım optimizasyonu problemi tabaka parametrelerine bağlı olarak irdelenmektedir. Bu durumda optimizasyon problemi şu şekilde ifade edilebilir:

$$FI_{\min} \equiv \min_{\substack{\xi_{[1,2,3,4]}^{A,D} \\ \xi_{[5,6]}^A}}^{\Delta} \left[FI_{\max} (\xi_{[1,2,3,4]}^{A,D}, \xi_{[5,6]}^A) \right] \quad (2.38)$$

2.3. Malzeme Özelliklerindeki Belirsizlik Durumu

Kompozit tabakalarda malzeme özellikleri, liflerin yerleştirilmesi sırasında veya lif ve matris arasındaki birleşimlerde oluşabilen ve toleransı aşmayan miktarlarda değişiklikler gösterebilmektedir. Bu nedenden dolayı, güvenilir optimum sonuçlar elde edebilmek için bu belirsizliklerin de dikkate alınması gerekebilir. Bu çalışmada, malzeme özelliklerindeki belirsizlikleri hesaba katmak için eliptik konveks model yaklaşımı dikkate alınmaktadır. Konveks modellemede, sadece belirsizlik sınırlarının bilinmesi yeterli olmaktadır. Bu modellemede, malzeme özelliklerinin $(E_x, E_y, G_{xy}, \nu_{xy})$, ortalama değerleri civarında keyfi olarak değiştiği ve bu değişimlerin küçük ve sınırlı olduğunu düşünülmektedir. Bu çalışmada, malzeme özelliklerindeki belirsizlik durumu sadece dayanım optimizasyonu problemine uygulanmaktadır. Bu durumda FI hasar indeksi, malzeme özelliklerinin fonksiyonu olarak aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$FI = FI(E_1, E_2, E_3, E_4) \quad (2.39)$$

Burada $E_1 = E_x, E_2 = E_y, E_3 = \nu_{12}, E_4 = G_{xy}$ olmaktadır. Diğer taraftan E_i , denklem (2.40) gibi yazılabilir (Qiu, 2005):

$$E_i = E_i^0 + \delta_i, \quad |\delta_i| \leq \Delta_i \quad (2.40)$$

Burada E_i^0 ve δ_i sırasıyla malzeme özelliklerinin ortalama değerlerini ve değişimlerini göstermektedir. Hasar indeksi, malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda Taylor serisi açılımıyla şu şekilde yazılabilir:

$$FI(E_i) = FI(E_i^o) + \sum_{i=1}^4 \frac{\partial FI(E_i^o)}{\partial E_i} \delta_i \quad (2.41)$$

Burada

$$\{f\} = \left[\frac{\partial FI(E_i^o)}{\partial E_1}, \frac{\partial FI(E_i^o)}{\partial E_2}, \frac{\partial FI(E_i^o)}{\partial E_3}, \frac{\partial FI(E_i^o)}{\partial E_4} \right] \quad (2.42)$$

ve

$$\{\delta\} = (\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) \quad (2.43)$$

olarak tanımlanırsa (2.41) denklemi (2.42) ve (2.43) ifadeleri kullanılarak şu şekilde elde edilir:

$$FI(E_i) = FI(E_i^o) + \{f\}^T \{\delta\} \quad (2.44)$$

Belirsiz malzeme özelliklerinin (2.45) ifadesindeki sınırlar içerisinde değiştiği düşünülürse

$$E_i^L \leq E_i \leq E_i^U \quad (2.45)$$

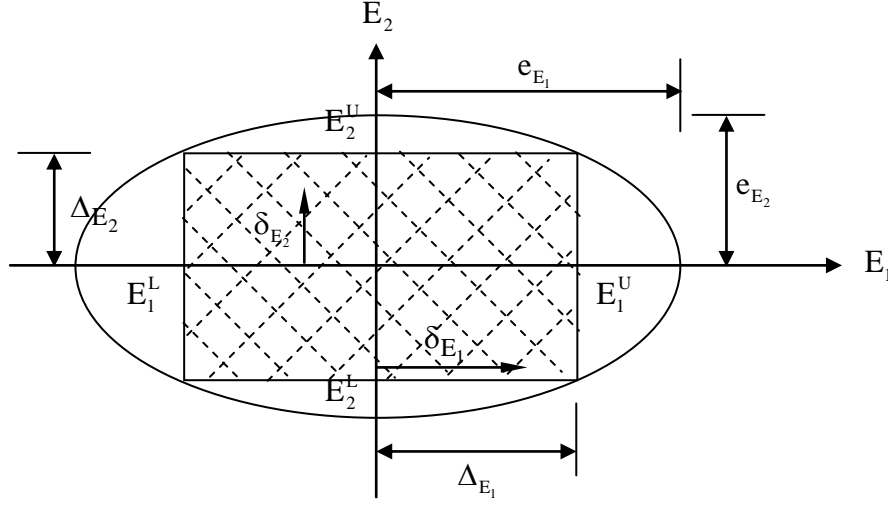
ortalama değerler ve maksimum sapmalar denklem (2.46)'da sırasıyla şu şekilde belirlenebilir:

$$E_i^o = \frac{1}{2}(E_i^U + E_i^L), \quad \Delta_i = \frac{1}{2}(E_i^U - E_i^L) \quad (2.46)$$

(2.40) denklemi bir kutuyu temsil etmektedir. Bu kutu, (2.47)'de denklemi verilen elips tarafından çevrelenmektedir (Qiu, 2005).

$$\sum_{i=1}^4 \frac{\delta_i^2}{e_i^2} \leq 1 \quad (2.47)$$

Burada e_i , elipsin orta eksenini ifade etmektedir.



Şekil 2.4. E_1 ve E_2 malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin eliptik konveks modelde şematik olarak gösterimi

Konveks modellemeye göre, elde edilen sonuçların doğruluğunu artırmak için, kutunun köşe noktalarının elipsin yüzeyinde olması gerekir. Bu da elipsin hacminin minimize edilmesi problemine karşılık gelmektedir. Elipsin hacmi (2.48) denklemiyle belirlenebilir:

$$V = Ce_1e_2e_3e_4 \quad (2.48)$$

Burada C bir katsayıyı ifade etmektedir. Sınırlayıcılara bağlı olarak Lagrange çarpanlarını kullanarak (2.49)'daki Lagrangian denklemi elde edilebilir:

$$L = Ce_1e_2e_3e_4 + \lambda_L \left(\frac{\Delta_1^2}{e_1^2} + \frac{\Delta_2^2}{e_2^2} + \frac{\Delta_3^2}{e_3^2} + \frac{\Delta_4^2}{e_4^2} - 1 \right) \quad (2.49)$$

Burada e_i katsayıları, (2.50) ifadeleriyle belirlenebilir:

$$\frac{\partial L}{\partial e_i} = 0, \quad \frac{\partial L}{\partial \lambda_L} = 0 \quad (2.50)$$

Sonuç olarak e_i optimal değerleri (2.51) ifadeleriyle elde edilir:

$$e_1 = 2\Delta_1, e_2 = 2\Delta_2, e_3 = 2\Delta_3, e_4 = 2\Delta_4 \quad (2.51)$$

Malzeme özelliklerindeki δ_i sapmalarına bağlı olarak, maksimum hasar indeksi denklem (2.52) ile ifade edilebilir:

$$FI_{\max} = \max_{\{\delta\} \in C(e)} (FI(E_i^o) + \{f\}^T \{\delta\}) \quad (2.52)$$

Burada

$$C(e) = \left\{ \delta : \sum_{i=1}^4 \frac{\delta_i^2}{e_i^2} = 1 \right\} \quad (2.53)$$

olarak ifade edilebilir. (2.52) denklemi Lagrange çarpanı kullanılarak belirlenebilir. (2.53) ifadesindeki $C(e)$ değeri, denklem (2.54)'teki gibi yazılabilir:

$$\{\delta\}^T \{\varepsilon\} \{\delta\} - 1 = 0 \quad (2.54)$$

Burada $\{\varepsilon\}$ diyagonal matris olup $\varepsilon_{ii} = 1/e_i^2$ 'dir. Böylece (2.52) denklemi şu şekilde yazılabilir:

$$L(\delta) = \{f\}^T \{\delta\} + \lambda_L (\{\delta\}^T \{\varepsilon\} \{\delta\} - 1) \quad (2.55)$$

(2.55) ifadesi için ekstremumluk koşullarını kullanacak olursak, FI_{\max} (2.56) denklemi gibi yazılabilir:

$$FI_{\max} = FI(E_i^o) + \sqrt{\sum_{i=1}^4 \left(e_i \frac{\partial FI(E_i^o)}{\partial E_i} \right)^2} \quad (2.56)$$

Bu durumda, optimizasyon problemi şu şekilde ifade edilebilir:

$$FI_{\min} = \min \left[FI(E_i^o) + \sqrt{\sum_{i=1}^4 \left(e_i \frac{\partial FI(E_i^o)}{\partial E_i} \right)^2} \right] \quad (2.57)$$

2.4. Tabaka Açılarındaki Belirsizlik Durumu

Kompozit tabakaların üretimi esnasında istenilen tabaka açıları, uygulama esnasında gerçek değerlerinden sapmalar gösterebilir. Bu sapmalara üretim toleransı denilir. Bu sapmalar küçük değerlerde olmalarına rağmen, optimum tasarım üzerindeki etkileri önemli derecede etkili olabilir. Tabaka açısı aralığının $(0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ)$, $[0^\circ \leq \theta \leq M^\circ]_1$, $[M^\circ \leq \theta \leq N^\circ]_2$, $[N^\circ \leq \theta \leq O^\circ]_3$, ..., $[Y^\circ \leq \theta \leq Z^\circ]_i$ olmak üzere i adet alt aralığa bölündüğünü varsayalım (Topal ve Uzman, 2008d). Optimum tasarım aşamasında, her bir aralık için, tabaka açılarındaki üretim toleranslarının dikkate alınması gerekir. Örneğin; $[0^\circ \leq \theta \leq M^\circ]_1$ aralığı için $0^\circ \leq g, h \leq 90^\circ$ olmak üzere, tabaka açılarındaki $\theta + g$ ve $\theta - h$ kadarlık üst ve alt sapmalar meydana gelebilir. Bu durum diğer aralıklar için de geçerli olup, her aralık için lif açılarındaki sapma değerleri birbirlerinden farklı olabilir. Tabaka açılarındaki belirsizlik durumlarına göre optimum lif açıları belirlenirken, optimize edilecek büyüklüğün açılardaki üst ve alt tolerans değerlerine bağlı olarak elde edilen değerlerinin kesişim noktası, aranan optimum lif açısını verir. Bu çalışmada, tabaka açılarındaki belirsizlik durumu sadece dayanım optimizasyonu problemine uygulanmaktadır. Bu aşamada optimizasyon problemi, tabaka lif açısı ve üretim toleranslarına bağlı olarak maksimum hasar indekslerinin belirlenmesinden ve bu maksimum hasar indeksini minimize edecek optimum açının belirlenmesinden oluşmaktadır.

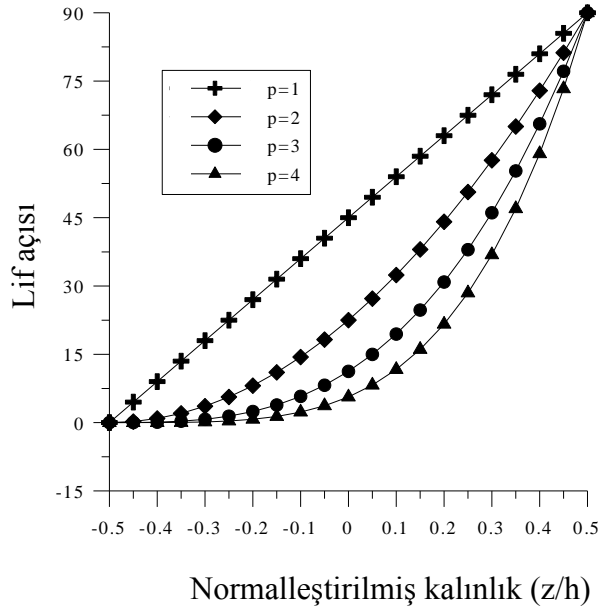
2.5. Simetrik Olmayan Değişik Açılı Plak

Daha önceki çalışmalarda, malzeme özelliklerinin plak kalınlığı boyunca fonksiyonel olarak değiştiği varsayılmıştı (Pan, 2003). Bu çalışmada ise, simetrik olmayan değişik açılı plakta lif açılarındaki plak kalınlığı boyunca kuvvet fonksiyonu olarak değiştiği varsayılmaktadır. Plak oluşturulan tabakaların her birinde kendi içinde sabit olan θ değeri,

her tabakanın orta noktasının z koordinatına bağılı olarak (2.58) denklemi ile ifade edilmektedir.

$$\theta = \frac{\pi}{2} \left(\frac{1}{2} + \frac{z}{h} \right)^p \quad (2.58)$$

Burada p , herhangi bir sayıyı göstermekte olup, $p=0$ ve $p=\infty$ için homojen malzeme dağılımına karşılık gelmektedir. Görüleceği üzere, bu bağıntıya göre plağın alt yüzeyindeki tabakadaki lif açısı 0° iken, üst yüzeyindeki tabakadaki lif açısı 90° olmaktadır. Ara tabakalarda ise tabakadan tabakaya açı değişiminin az olması istenmektedir. Bu değişim açıktır ki simetrik olmayan bir yerleşimdir. Bu çalışmada, $p=1$, $p=2$, $p=3$ ve $p=4$ için simetrik olmayan değişik açılı plak kullanımının optimum tasarım üzerindeki etkisi incelenmektedir. Şekil 2.5'te çeşitli p değerleri için normalize edilmiş kalınlık değişimi boyunca lif açılarının değişimi verilmektedir. Bu çalışmada, simetrik olmayan değişik açılı plak kullanımı sadece dayanım optimizasyonu problemine uygulanmaktadır. Bu durumda optimizasyon problemi, maksimum hasar indeksini minimize edecek optimum p 'nin belirlenmesinden oluşmaktadır.



Şekil 2.5. $p=1$, $p=2$, $p=3$, $p=4$ değerleri için lif açısının normalize edilmiş kalınlık boyunca değişimi

3. BULGULAR VE İRDELEMELER

Bu çalışmada, T300/5208 grafit/epoksi malzemesinden oluşan tabakalı kompozit plaklar dikkate alınmaktadır. Plağa ait malzeme özellikleri Çizelge 3.1’de verilmektedir.

Çizelge 3.1. T300/5208 grafit/epoksi malzemesi için malzeme özellikleri

T300/5208	Malzeme Özellikleri
E_1 (GPa)	181
E_2 (GPa)	10.3
G_{12} (GPa)	7.17
G_{13} (GPa)	7.17
G_{23} (GPa)	7.17
ν_{12}	0.28
X_t (MPa)	1500
X_c (MPa)	1500
Y_t (MPa)	40
Y_c (MPa)	246
S (MPa)	68
ρ (kg/m ³)	1600
α_1 (°C ⁻¹)	0.02×10^{-6}
α_2 (°C ⁻¹)	22.5×10^{-6}

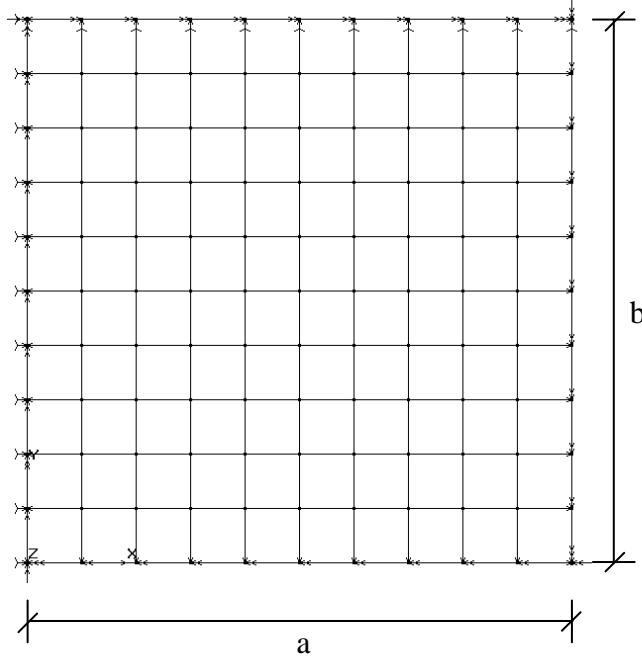
Plağın sonlu eleman analizinde 10×10^3 ’lük ağı kullanılması gerekli yaklaşıklığın elde edilmesinde yeterli olmaktadır (Topal ve Uzman, 2005). Ayrıca, kayma düzeltme katsayısı $K=5/6$ ve amaç fonksiyonları için yakınsama kriteri 0.01 olarak dikkate alınmaktadır.

3.1. Dayanım Optimizasyonu

Optimizasyon probleminin birinci kısmında, mekanik yüklemelere maruz, basit mesnetli, simetrik, yinelenen açılı ($\theta/-\theta/-\theta/\theta$) tabakalı plak için dayanım optimizasyonu gerçekleştirilmektedir (Şekil 3.1). Sayısal uygulama olarak, $N=4$, $a/h=20$, $a/b=1$ ve mekanik yüklemeler plak uzunluğu boyunca düzgün yayılı olup $N_x=N_y=1 \times 10^5 \text{ N/m}$, $M_x=M_y=1 \times 10^2 \text{ Nm/m}$ olarak dikkate alınmaktadır (Topal ve Uzman, 2008d). Maksimize edilen mekanik yüklemeler için boyutsuz parametreler düzlemsel yüklemeler ve eğilme momentleri için sırasıyla şu şekildedir:

$$N_b = \frac{N}{N_o}, M_b = \frac{M}{M_o} \quad (3.1)$$

Burada $N_o = 1 \times 10^6 \text{ N/m}$, $M_o = 1 \times 10^4 \text{ Nm/m}$ olarak dikkate alınmaktadır.



Şekil 3.1. Tabakalı plağa ait sonlu eleman modeli

3.1.1. Kenar ve Kalınlık Oranlarının Optimum Tasarıma Etkisi

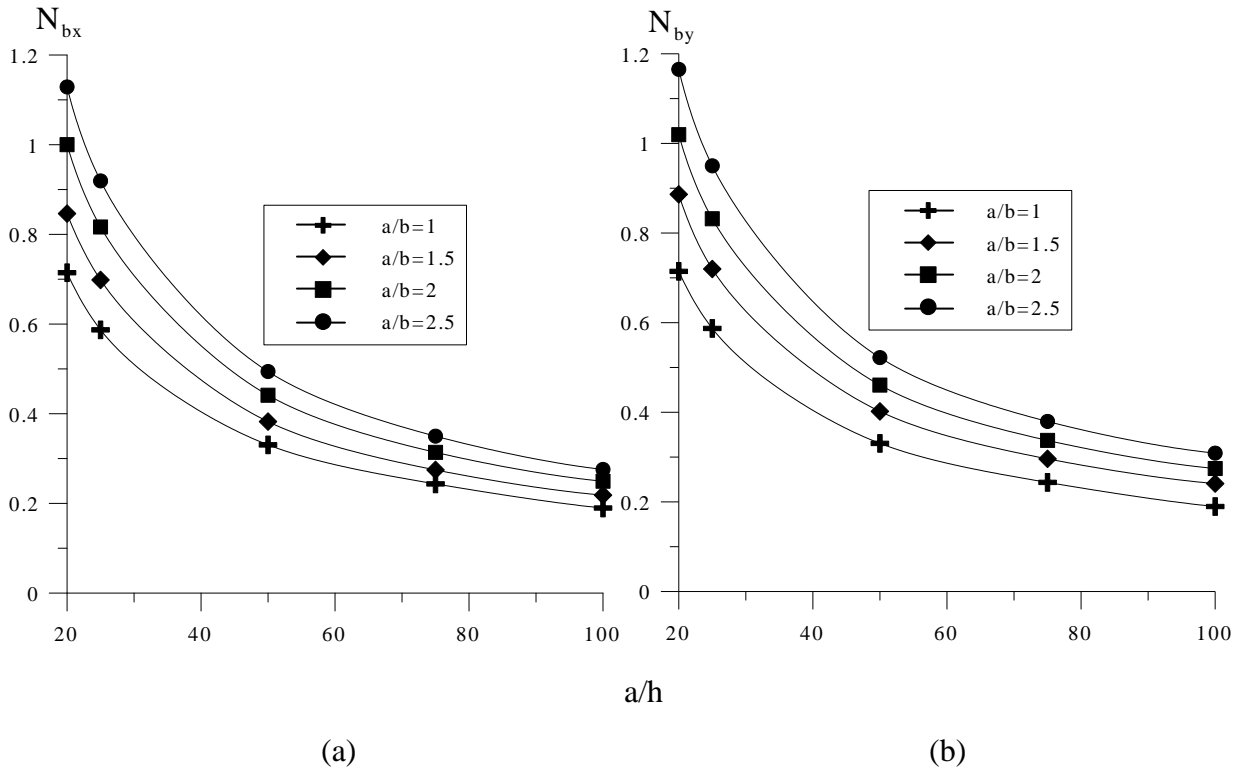
Çizelge 3.2’de $N=4$ tabakalı plağa mekanik yüklemelerin etkimesi durumu için, kenar oranlarına (a/b , $a=sb.$) ve kalınlık oranlarına (a/h) bağlı olarak değiştirilmiş uygun

doğrultular (MFD) ve altın oranı arama yöntemlerine (GS) göre elde edilen optimum lif açıları verilmektedir.

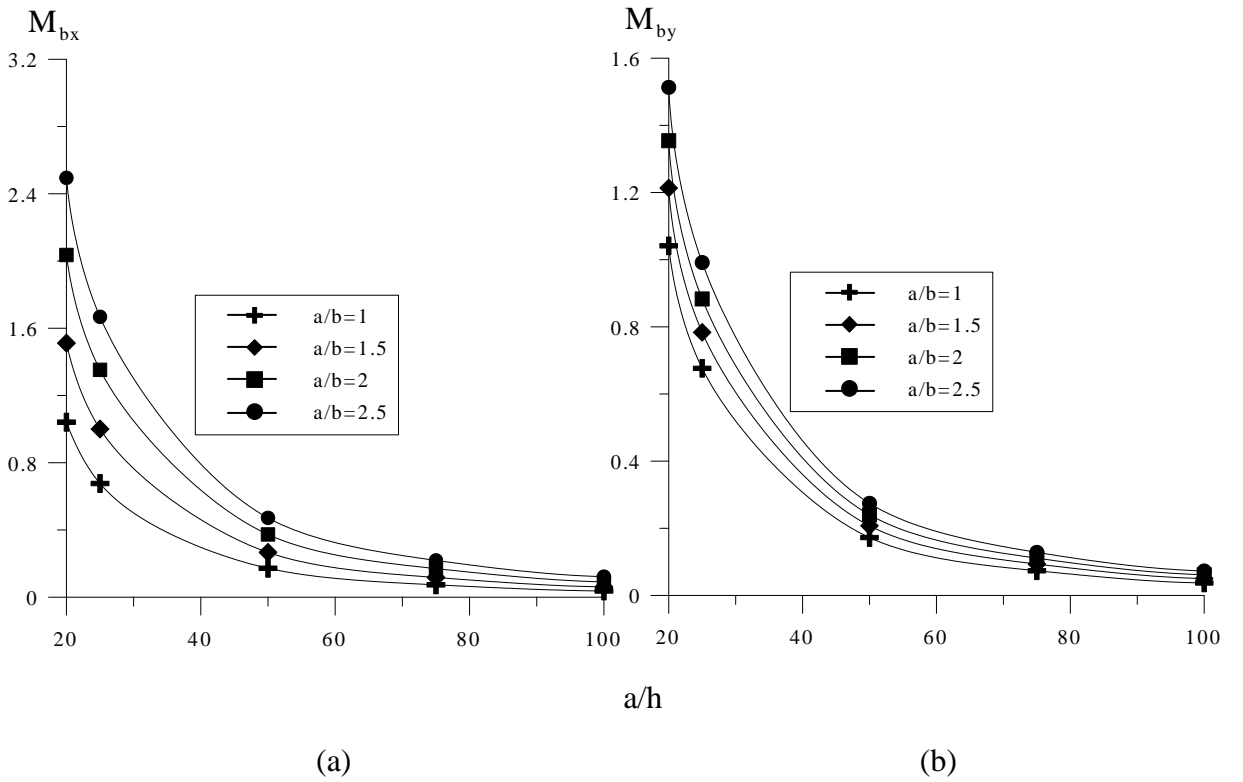
Çizelge 3.2. Tabakalı plakta a/h ve a/b oranları için elde edilen optimum lif açıları

		MFD (GS)			
a/b a/h		1	1.5	2	2.5
		θ_{opt} (°)			
20		45.0 (45.0)	47.7 (48.6)	50.1 (50.4)	51.7 (51.5)
25		45.0 (45.0)	47.9 (48.6)	50.2 (50.4)	51.8 (51.5)
50		45.0 (45.0)	48.0 (48.6)	50.4 (50.4)	52.1 (51.5)
75		45.0 (45.0)	48.0 (48.6)	50.5 (50.4)	52.3 (51.5)
100		45.0 (45.0)	48.1 (48.6)	50.6 (50.4)	52.4 (51.5)

Çizelge 3.2'den de görüleceği üzere, MFD yöntemine göre a/b oranı arttıkça optimum lif açılarında artma meydana gelmekte, buna karşılık a/h oranı için fazla bir değişim meydana gelmemektedir. Bununla birlikte, iki farklı optimizasyon yöntemi için elde edilen optimum lif açıları oldukça yakın çıkmaktadır. Şekil 3.2 ve Şekil 3.3'te optimum lif açılarına bağlı olarak maksimize edilen mekanik yüklemeler görülmektedir.



Şekil 3.2. Tabakalı kompozit plakta optimum lif açlarına bağlı olarak a/b ve a/h oranları için maksimize edilen düzlemsel yüklemeler



Şekil 3.3. Tabakalı kompozit plakta optimum lif açlarına bağlı olarak a/b ve a/h oranları için maksimize edilen eğilme momentleri

Şekil 3.2 ve Şekil 3.3'den de görüleceği üzere, a/b oranı arttıkça plak rijitliğindeki artıştan dolayı hasar indeksinde azalma meydana geldiği için maksimize edilen mekanik yüklemelerde artma, a/h oranı arttıkça da plak rijitliğindeki azalmadan dolayı maksimize edilen mekanik yüklemelerde azalma meydana gelmektedir. Ayrıca, a/h 'nin büyük değerleri için maksimize edilen yüklemelerin a/b oranına bağlı olmaksızın gittikçe birbirlerine yaklaştığı görülmektedir. Maksimize edilen mekanik yüklemelerde en büyük artış $a/b=2.5$ ve $a/h=20$ için, en küçük artış ise $a/b=1$ ve $a/h=100$ için olmaktadır. Bununla birlikte maksimize edilen N_y değerleri, N_x değerlerinden $a/b>1$ için daha büyük olmaktadır. Ayrıca, a/b ve a/h oranları arttıkça, bu iki düzlemsel yükün maksimize edilme değerleri arasındaki fark da gittikçe artmaktadır. Örneğin, bu fark $a/b=2$ iken $a/h=20$ ve $a/h=100$ için sırasıyla %1.91 ve %9.09, $a/b=2.5$ iken $a/h=20$ ve $a/h=100$ için sırasıyla %3.13 ve %10.71 olmaktadır. Diğer taraftan, eğilme momentleri için maksimize edilen M_y değerleri M_x değerlerinden $a/b>1$ için daha büyük olmaktadır. Ayrıca, a/b ve a/h oranları arttıkça düzlemsel yüklemelerdekine benzer şekilde, bu iki eğilme momentinin maksimize edilme değerleri arasındaki fark da gittikçe artmaktadır.

3.1.2. Mekanik Yüklerdeki Değişimlerin Optimum Tasarıma Etkisi

Mekanik yüklemelerdeki değişimlerin optimum tasarım üzerindeki etkilerini incelemek için, sadece N_x ve M_x yüklemelerdeki değişimler dikkate alınmaktadır.

3.1.2.1. N_x Yükleme Değişiminin Optimum Tasarıma Etkisi

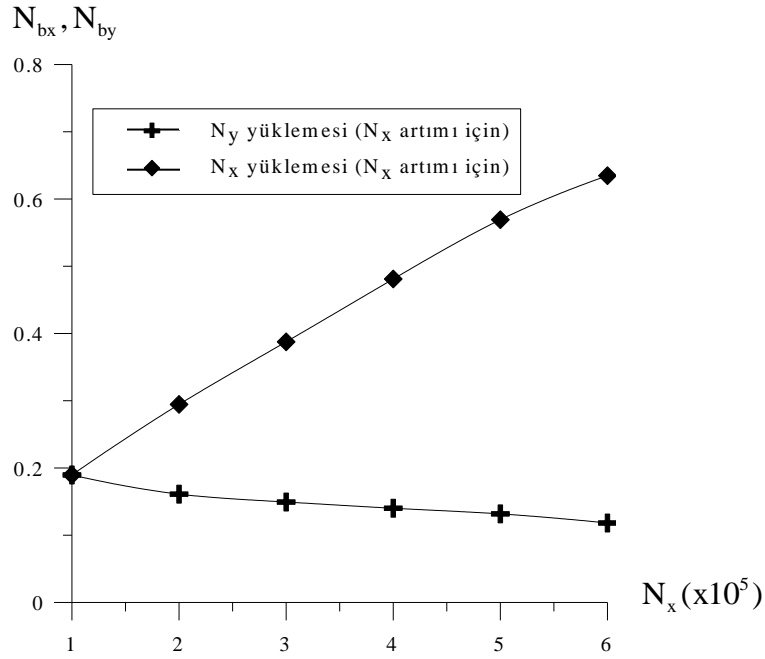
N_x yüklemesinin sırasıyla $N_x = 2 \times 10^5$ N/m, $N_x = 3 \times 10^5$ N/m, $N_x = 4 \times 10^5$ N/m, $N_x = 5 \times 10^5$ N/m ve $N_x = 6 \times 10^5$ N/m olması durumlarının, optimum tasarıma etkisi Çizelge 3.3, Şekil 3.4 ve Şekil 3.5'te görülmektedir ($N=4$, $a/b=1$, $a/h=100$).

Çizelge 3.3. Tabakalı plakta N_x yükündeki değişimin optimum lif açlarına etkisi

N_x	$\theta_{opt} (^\circ)$
1.0×10^5	45.0
2.0×10^5	38.1
3.0×10^5	33.5
4.0×10^5	29.9
5.0×10^5	27.0
6.0×10^5	25.0

Çizelge 3.3'ten görüleceği üzere, N_x yüklemesi arttıkça optimum lif açlarında azalma meydana gelmekte ancak bu oran N_x 'in artmasıyla gittikçe azalmaktadır.

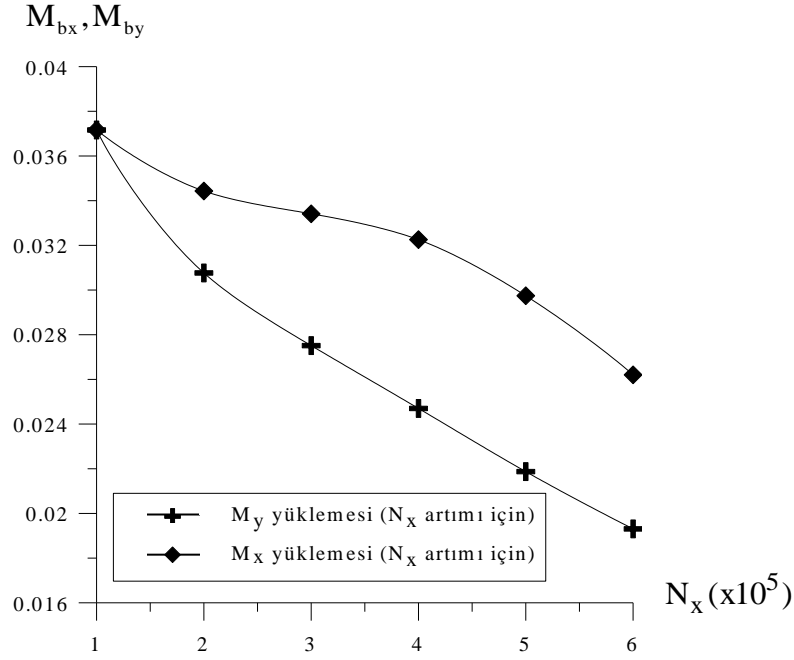
Şekil 3.4'te N_x yükü artımının, maksimize edilen düzlemsel yüklemelere olan etkileri görülmektedir.



Şekil 3.4. Tabakalı kompozit plakta N_x yüklemesindeki değişimin maksimize edilen düzlemsel yüklemelere etkisi

Şekil 3.4'ten görüleceği üzere, N_x düzlemsel yüklemesi arttıkça maksimize edilen N_x yüklemesi de artmakta, buna karşılık maksimize edilen N_y yüklemesinde azalma meydana gelmektedir. Maksimize edilen N_x değerleri için artım oranları $N_x = 1 \times 10^5 \text{ N/m}$, $N_x = 2 \times 10^5 \text{ N/m}$, $N_x = 3 \times 10^5 \text{ N/m}$, $N_x = 4 \times 10^5 \text{ N/m}$, $N_x = 5 \times 10^5 \text{ N/m}$ ve $N_x = 6 \times 10^5 \text{ N/m}$ yüklemeleri için sırasıyla %47.27, %32.10, %22.61, %16.84, %12.16 ve %5.45 iken, maksimize edilen N_y değerleri için azalım oranları sırasıyla %47.27, %37.91, %33.04, %28.61, %24.07 ve %15.36'dır. Görüleceği üzere, N_x yüklemesi arttıkça değişim oranları gittikçe azalmaktadır.

Şekil 3.5'te N_x yükünün artımının, maksimize edilen eğilme momentlerine olan etkileri görülmektedir.



Şekil 3.5. Tabakalı kompozit plakta N_x yüklemesindeki değişimin maksimize edilen eğilme momentlerine etkisi

Şekil 3.5'ten görüleceği üzere N_x düzlemsel yüklemesi arttıkça maksimize edilen eğilme momentlerinde azalma meydana gelmektedir. Maksimize edilen M_x değeri için azalım oranları $N_x = 1 \times 10^5 \text{ N/m}$, $N_x = 2 \times 10^5 \text{ N/m}$, $N_x = 3 \times 10^5 \text{ N/m}$, $N_x = 4 \times 10^5 \text{ N/m}$,

$N_x = 5 \times 10^5 \text{ N/m}$ ve $N_x = 6 \times 10^5 \text{ N/m}$ yüklemeleri için sırasıyla %73.09, %67.50, %63.65, %59.51, %54.28 ve %48.21 iken, maksimize edilen M_y değeri için azalım oranları sırasıyla %73.09, %70.96, %70.07, %69 %66.38 ve %61.84'dir. Görüleceği üzere, N_x yüklemesi arttıkça maksimize edilen eğilme momentlerindeki azalım oranları gittikçe azalmaktadır.

3.1.2.2. M_x Yüklemesi Değişiminin Optimum Tasarıma Etkisi

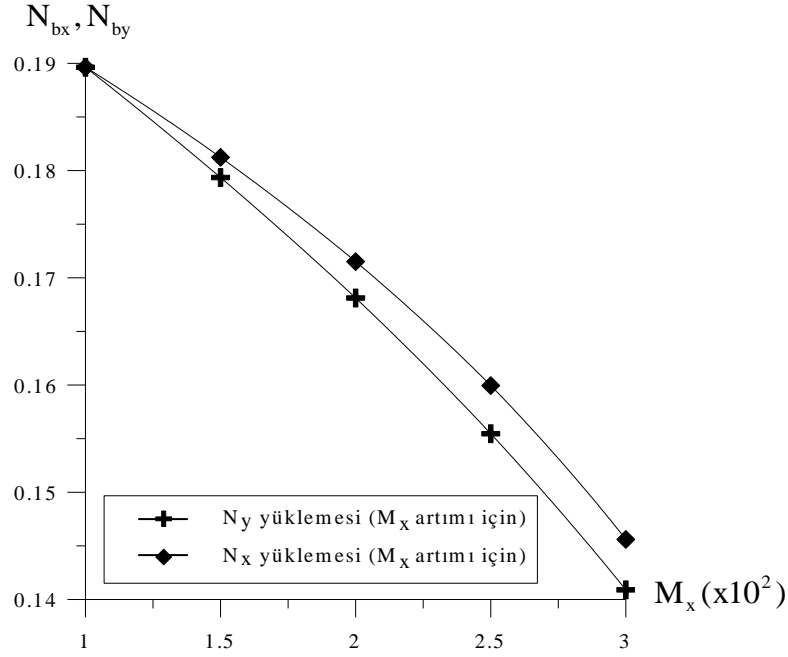
M_x eğilme momentinin sırasıyla $M_x = 1.5 \times 10^2 \text{ Nm/m}$, $M_x = 2 \times 10^2 \text{ Nm/m}$, $M_x = 2.5 \times 10^2 \text{ Nm/m}$ ve $M_x = 3 \times 10^2 \text{ Nm/m}$ olması durumlarının, optimum tasarıma etkisi Çizelge 3.4, Şekil 3.6 ve Şekil 3.7'da görülmektedir ($N=4$, $a/b=1$, $a/h=100$).

Çizelge 3.4. Tabakalı plakta M_x eğilme momentindeki değişimin optimum lif açlarına etkisi

M_x	$\theta_{\text{opt}} (^\circ)$
1.0×10^2	45.0
1.5×10^2	44.7
2.0×10^2	44.4
2.5×10^2	44.1
3.0×10^2	43.8

Çizelge 3.4'ten görüleceği üzere, M_x yüklemesi arttıkça optimum lif açlarında çok az bir azalma meydana gelmektedir.

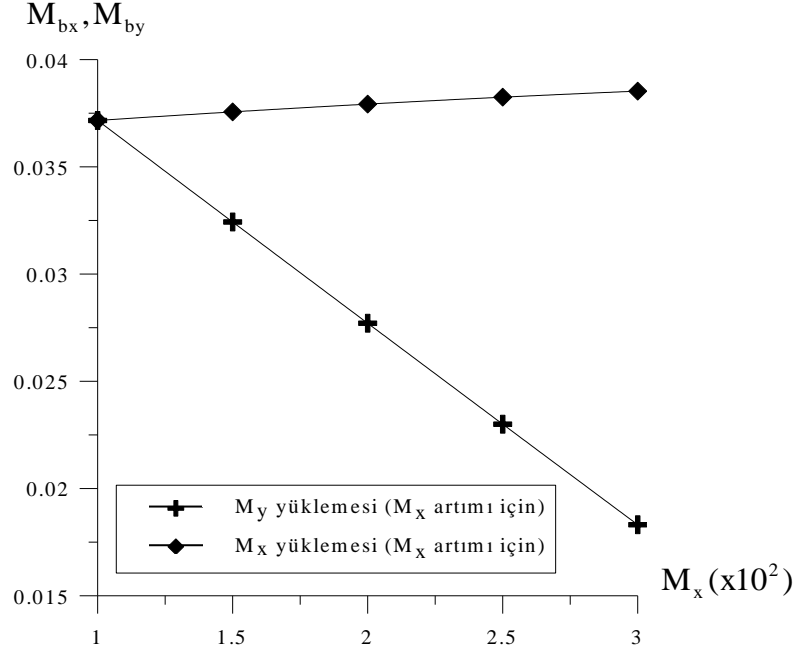
Şekil 3.6'da M_x eğilme momenti artımının, maksimize edilen düzlemsel yüklemelere olan etkileri görülmektedir.



Şekil 3.6. Tabakalı kompozit plakta M_x eğilme momentindeki değişimin maksimize edilen düzlemsel yüklemelere etkisi

Şekil 3.6'dan görüleceği üzere M_x eğilme momenti arttıkça maksimize edilen düzlemsel yüklemelerde azalma meydana gelmektedir. Maksimize edilen N_x değerleri için azalım oranları $M_x = 1x10^2$ Nm/m, $M_x = 1.5x10^2$ Nm/m, $M_x = 2x10^2$ Nm/m, $M_x = 2.5x10^2$ Nm/m ve $M_x = 3x10^2$ Nm/m için sırasıyla %47.27, %44.24, %40.52, %35.71 ve %29.03 iken, maksimize edilen N_y değerleri için azalım oranları sırasıyla %47.27, %44.82, %41.69, %37.48 ve %31.32'dir. Görüleceği üzere, M_x yüklemesi arttıkça maksimize edilen düzlemsel yüklemelerdeki azalım oranları gittikçe azalmaktadır.

Şekil 3.7'de M_x eğilme momenti artımının, maksimize edilen eğilme momentlerine olan etkileri görülmektedir.



Şekil 3.7. Tabakalı kompozit plakta M_x eğilme momentindeki değişimin maksimize edilen eğilme momentlerine etkisi

Şekil 3.7'den görüleceği üzere M_x eğilme momenti arttıkça maksimize edilen M_x değerleri de artmakta, buna karşılık maksimize edilen M_y değerlerinde azalma meydana gelmektedir. Maksimize edilen M_x değerleri için artım oranları $M_x = 1 \times 10^2 \text{ Nm/m}$, $M_x = 1.5 \times 10^2 \text{ Nm/m}$, $M_x = 2 \times 10^2 \text{ Nm/m}$, $M_x = 2.5 \times 10^2 \text{ Nm/m}$ ve $M_x = 3 \times 10^2 \text{ Nm/m}$ için sırasıyla %73.09, %60.07, %47.26, %34.63 ve %22.14 iken, maksimize edilen M_y değerleri için azalım oranları sırasıyla %73.09, %69.16, %63.91, %56.52 ve %45.39'dur.

3.1.3. Tabaka Parametrelerine Bağlı Olarak Optimum Tasarım

Tabakalı plakta a/b oranına olan bağlı olarak elde optimum tabaka parametreleri Çizelge 3.5'de verilmektedir ($N=4$, $b/h=20$). Görüleceği üzere, tüm a/b oranları için $\xi_{3\text{opt}}^A$, $\xi_{4\text{opt}}^A$, $\xi_{5\text{opt}}^A$ ve $\xi_{6\text{opt}}^A$ değerleri sıfır çıkmaktadır. Bununla birlikte, a/b oranı arttıkça $\xi_{2\text{opt}}^A$, $\xi_{2\text{opt}}^D$ ve $\xi_{4\text{opt}}^D$ değerlerinde artma, $\xi_{1\text{opt}}^A$, $\xi_{1\text{opt}}^D$ ve $\xi_{3\text{opt}}^D$ değerlerinde ise azalma meydana gelmektedir.

Çizelge 3.5. Optimum tabaka parametreleri

Optimum tabaka parametreleri										
a/b	ξ_{1opt}^A	ξ_{2opt}^A	ξ_{3opt}^A	ξ_{4opt}^A	ξ_{1opt}^D	ξ_{2opt}^D	ξ_{3opt}^D	ξ_{4opt}^D	ξ_{5opt}^A	ξ_{6opt}^A
1	0	-0.9997	0	0	0	-0.9999	0.7500	0	0	0
1.5	-0.0940	-0.9828	0	0	-0.0942	-0.9822	0.7467	0.1405	0	0
2	-0.1771	-0.9372	0	0	-0.1771	-0.9372	0.7382	0.2615	0	0
2.5	-0.2318	-0.8925	0	0	-0.2512	-0.8925	0.7296	0.3381	0	0

3.1.4. Malzeme Belirsizliklerinin Optimum Tasarıma Etkisi

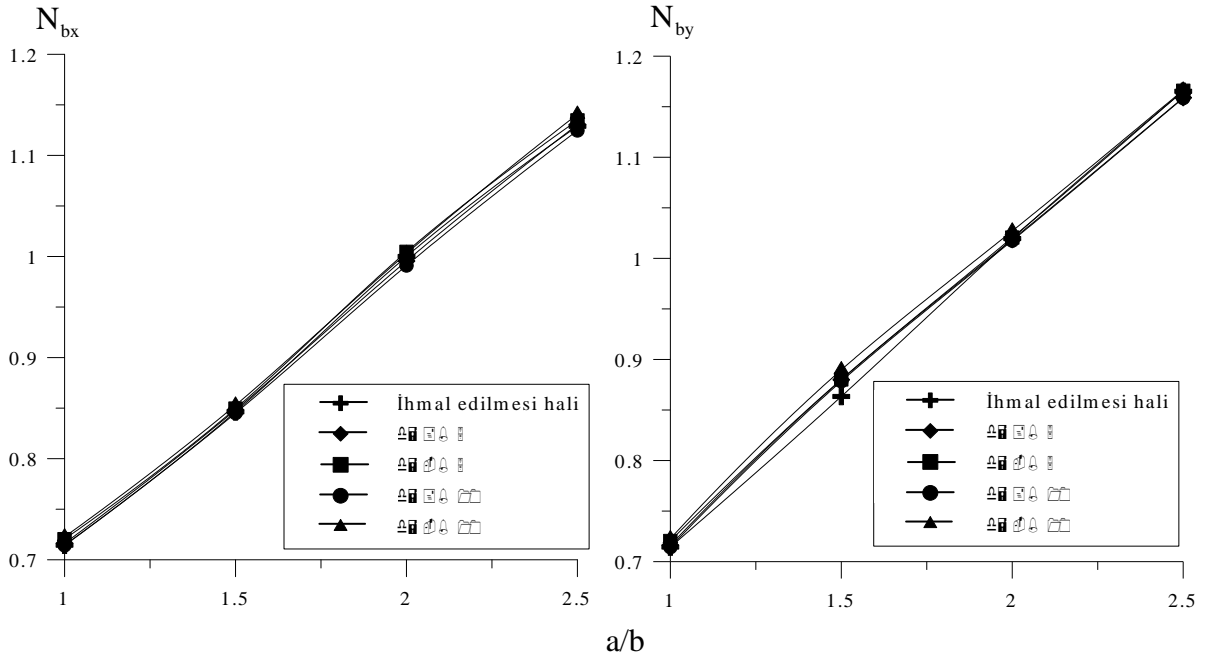
Bu çalışmada uygulama olarak dört tabakalı plakta malzeme özelliklerindeki belirsizlikler $\delta_1 = \pm\%5$ ve $\delta_2 = \pm\%10$ olarak dikkate alınmaktadır. Optimizasyon neticesinde elde edilen optimum lif açıları $b/h=20$ için a/b oranına bağlı olarak Çizelge 3.6'da verilmektedir.

Çizelge 3.6. Tabakalı plakta malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda elde edilen optimum lif açıları

	$\delta = +\%5$	$\delta = -\%5$	$\delta = +\%10$	$\delta = -\%10$
a/b	$\theta_{opt} (^{\circ})$			
1	45.0	45.0	45.0	45.0
1.5	47.8	47.7	47.8	47.7
2	50.1	50.1	50.1	50.0
2.5	51.8	51.7	51.8	51.7

Çizelge 3.6'dan görüleceği üzere, malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda elde edilen optimum lif açıları, a/b oranlarına bağlı olarak tüm belirsizlikler için aynı olup, belirsizliklerin ihmal edilmesi durumunda elde edilen optimum lif açılarıyla aynı kalmaktadır. Şekil 3.8 ve Şekil 3.9'da, malzeme özelliklerindeki

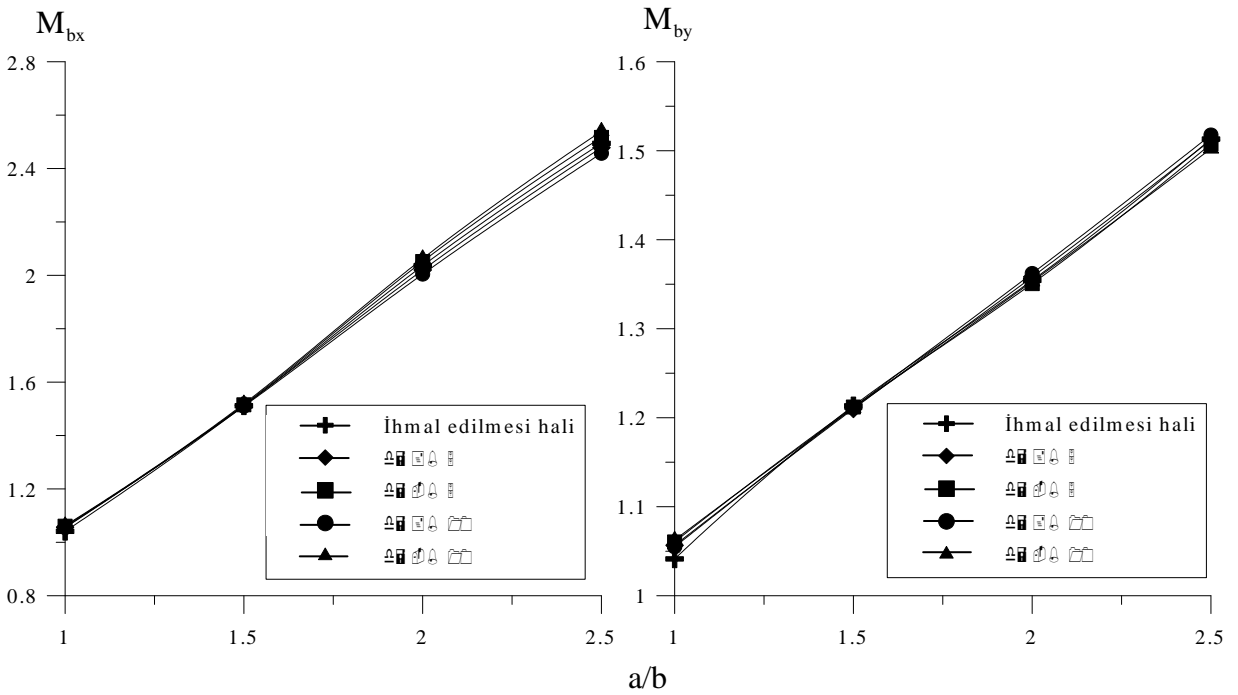
belirsizliklerin dikkate alınması durumunda elde edilen maksimize düzlemsel yüklemeler ve eğilme momentleri verilmektedir.



(a)

(b)

Şekil 3.8. Malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda maksimize edilen düzlemsel yüklemeler



(a)

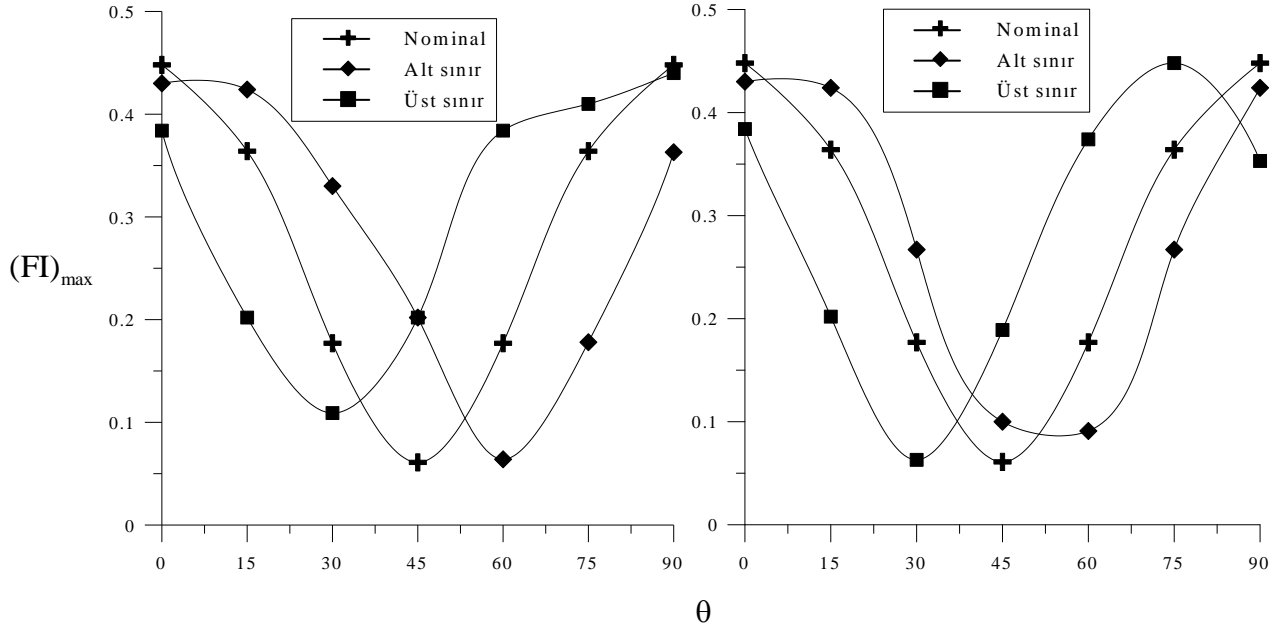
(b)

Şekil 3.9. Malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda maksimize edilen eğilme momentleri

Şekil 3.8 ve Şekil 3.9'dan görüleceği üzere, malzeme özelliklerindeki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda elde edilen maksimize yüklemelerde fazla bir değişim gözlenmemektedir. Örneğin; maksimize edilen N_x yüklemesindeki en büyük değişim, $a/b=1$ ve $\delta = -\%10$ için $\%1.14$ ve en küçük değişim ise $a/b=1$ ve $\delta = +\%10$ için $\%0.03$ olmaktadır. Maksimize edilen M_x yüklemesindeki en büyük değişim, $a/b=1$ ve $\delta = -\%10$ için $\%2$ ve en küçük değişim ise $a/b=1.5$ ve $\delta = +\%10$ için $\%0.11$ olmaktadır. Görüleceği üzere, malzeme özelliklerindeki belirsizlik optimum tasarımı fazla etkilememekte ancak, daha büyük belirsizlik durumları için elde edilen sonuçlar üzerinde önemli derecede etkili olabileceği gözden kaçmamalıdır.

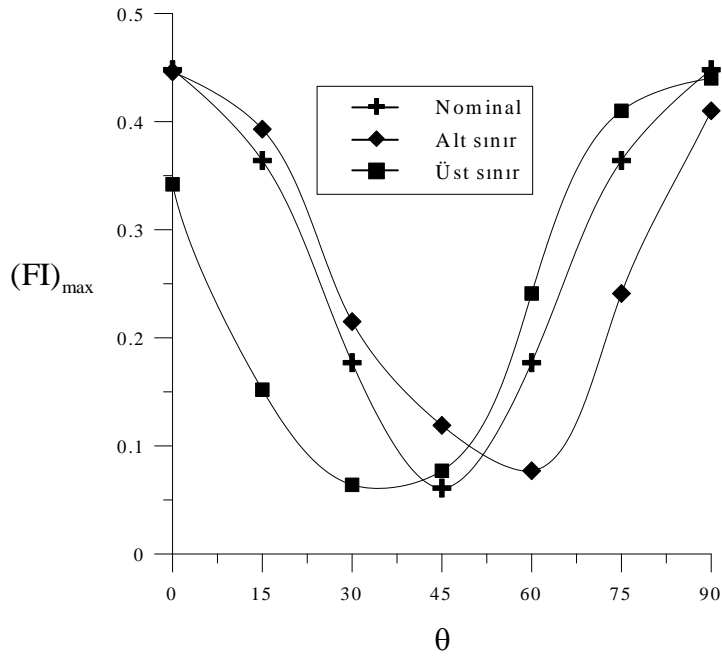
3.1.5. Tabaka Açısındaki Belirsizliklerin Optimum Tasarıma Etkisi

Bu çalışmada uygulama olarak dört tabakalı kare plak için üç farklı üretim toleransı dikkate alınmaktadır ($b/h=20$). Birinci üretim toleransında, $[0^\circ \leq \theta \leq 22^\circ]_1$ için $\theta+13^\circ$ ve $\theta-7^\circ$ 'lik, $[22^\circ \leq \theta \leq 35^\circ]_2$ için $\theta+6^\circ$ ve $\theta-12^\circ$ 'lik, $[35^\circ \leq \theta \leq 70^\circ]_3$ için $\theta+17^\circ$ ve $\theta-17^\circ$ 'lik ve $[70^\circ \leq \theta \leq 90^\circ]_4$ için $\theta+5^\circ$ ve $\theta-15^\circ$ 'lik toleransların, ikinci üretim toleransında, $[0^\circ \leq \theta \leq 40^\circ]_1$ için $\theta+13^\circ$ ve $\theta-7^\circ$ 'lik, $[40^\circ \leq \theta \leq 90^\circ]_2$ için $\theta+16^\circ$ ve $\theta-8^\circ$ 'lik toleransların ve üçüncü üretim toleransında, $[0^\circ \leq \theta \leq 40^\circ]_1$ için $\theta+17^\circ$ ve $\theta-3^\circ$ 'lik, $[40^\circ \leq \theta \leq 90^\circ]_2$ için $\theta+5^\circ$ ve $\theta-10^\circ$ 'luk toleransların olduğunu düşünelim. Açılardaki belirsizlik durumları için optimum açının elde edilmesine uygulama olarak, tabakalı kare plak için üç farklı üretim toleransı için elde edilen sonuçlar Şekil 3.10'da verilmektedir. Çizelge 3.7'de üç farklı tolerans sınırlayıcılarına bağlı olarak a/b oranları için elde edilen optimal lif açıları verilmektedir.



a) 1. üretim toleransı

b) 2. üretim toleransı



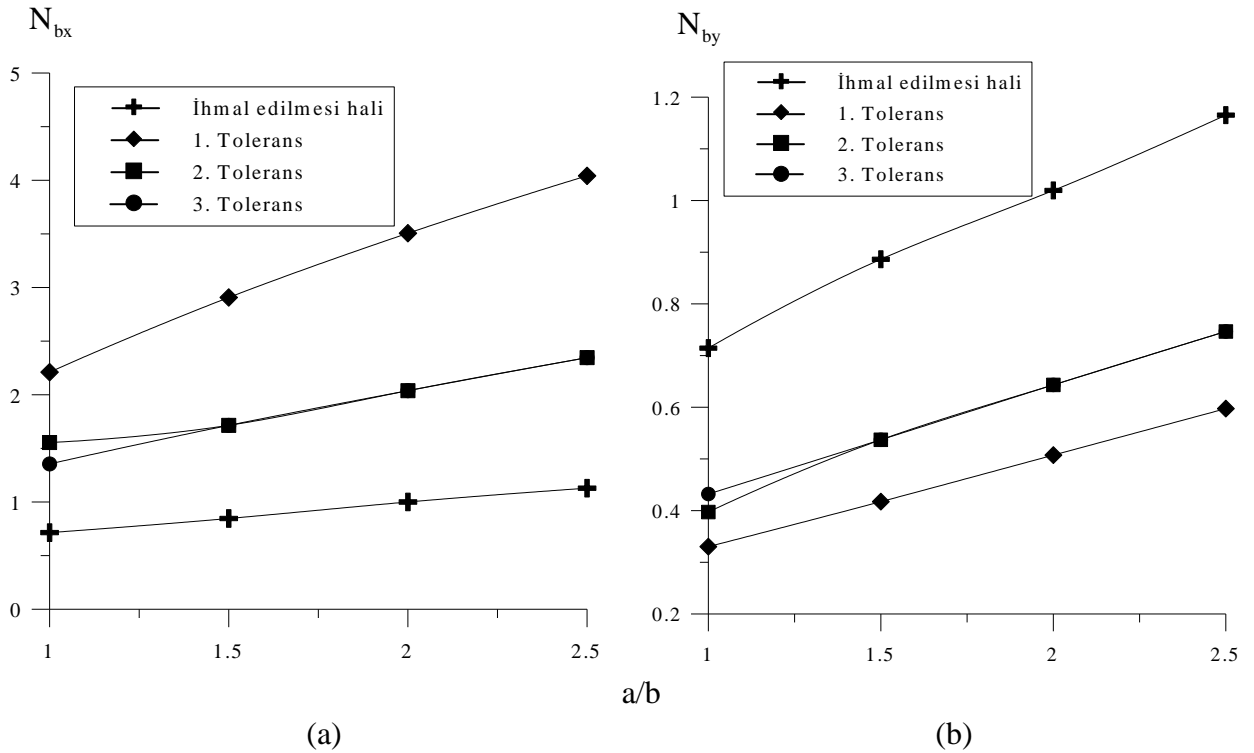
c) 3. üretim toleransı

Şekil 3.10. Tabakalı kare plakta üretim toleranslarına bağlı olarak optimum lif açılarının elde edilmesi ($N=4$, $a/b=1$, $b/h=20$)

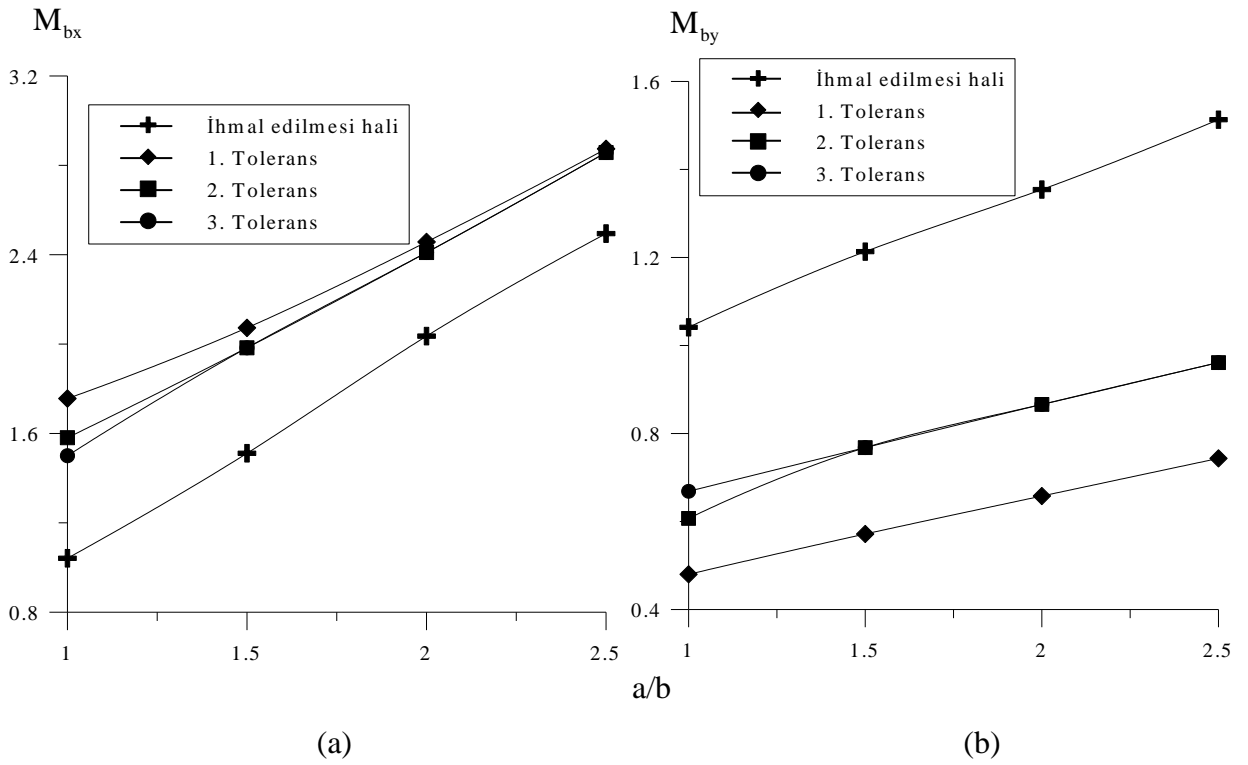
Çizelge 3.7. Tabakalı plakta açılardaki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda elde edilen optimum lif açıları

	1. Tolerans	2. Tolerans	3. Tolerans
a/b	$\theta_{opt} (^\circ)$		
1	45.0	41.0	48.0
1.5	48.9	51.4	55.4
2	51.4	53.6	57.6
2.5	53.3	55.3	59.3

Çizelge 3.7'den görüleceği üzere, açılardaki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda optimum lif açılarında önemli farklılıklar meydana gelmektedir. Şekil 3.11 ve Şekil 3.12'de açılarda belirsizliklerin dikkate alınması durumunda elde edilen maksimize yükler, belirsizliklerin dikkate alınmaması durumuyla karşılaştırmalı olarak verilmektedir.



Şekil 3.11. Açılardaki belirsizliklerin dikkate alınması durumunun maksimize edilen düzlemsel yükler üzerindeki etkisi



Şekil 3.12. Açılardaki belirsizliklerin dikkate alınması durumunun maksimize edilen eğilme momentleri üzerindeki etkisi

Şekil 3.11a ve Şekil 3.12a'dan görüleceği üzere, açılardaki belirsizliklerin dikkate alınması maksimize elde edilen N_x ve M_x yüklemeleri, belirsizliklerin dikkate alınmaması durumunda elde edilen yüklemelerden her zaman büyük olmaktadır. Örneğin; N_x yüklemesi için 1. toleransın dikkate alınması durumunda artma oranları $a/b=1$, $a/b=1.5$, $a/b=2$ ve $a/b=2.5$ için sırasıyla %67.68, %70.89, %71.47 ve %72.07 olmaktadır. 2. toleransın dikkate alınması durumunda artma oranları $a/b=1$, $a/b=1.5$, $a/b=2$ ve $a/b=2.5$ için sırasıyla %54.04, %50.64, %50.93 ve %51.88 olmaktadır. 3. toleransın dikkate alınması durumunda artma oranları $a/b=1$, $a/b=1.5$, $a/b=2$ ve $a/b=2.5$ için sırasıyla %47.26, %50.64, %50.93 ve %51.88 olmaktadır. Görüleceği üzere, a/b oranı arttıkça N_x yüklemesindeki artım oranları da genellikle artmaktadır.

Şekil 3.11b ve Şekil 3.12b'den görüleceği üzere, açılardaki belirsizliklerin dikkate alınması durumunda maksimize edilen N_y ve M_y yüklemeleri, belirsizliklerin dikkate alınmaması durumunda elde edilen yüklemelerden her zaman küçük olmaktadır. Örneğin; N_y yüklemesi için, 1. toleransın dikkate alınması durumunda azalma oranları $a/b=1$,

$a/b=1.5$, $a/b=2$ ve $a/b=2.5$ için sırasıyla %53.77, %52.92, %50.24 ve %48.74 olmaktadır. 2. toleransın dikkate alınması durumunda azalma oranları $a/b=1$, $a/b=1.5$, $a/b=2$ ve $a/b=2.5$ için sırasıyla %44.39, %39.40, %36.91 ve %35.93 olmaktadır. 3. toleransın dikkate alınması durumunda azalma oranları $a/b=1$, $a/b=1.5$, $a/b=2$ ve $a/b=2.5$ için sırasıyla %39.52, %39.40, %36.91 ve %35.93 olmaktadır. Görüleceği üzere, a/b oranı arttıkça N_y yüklemesindeki azalım oranları azalmaktadır.

Elde edilen sonuçlara dayanarak, açılardaki belirsizliklerin optimal tasarımda dikkate alınmaması durumunda elde edilen yüklemelerin beklenenden çok daha farklı olabileceği ve bu yüzden de optimum tasarımda bu etkilerin de dikkate alınması gerektiği sonucuna varılabilir.

3.1.6. Karma Kompozit Plakların Optimum Tasarımı

Karma kompozit malzeme kullanımının optimum tasarıma etkisi, T300/5208 grafit/epoksi (G) ile daha düşük rijitliğe ve dayanıma sahip Scotchply 1002 cam/epoksi (C) malzemelerinden oluşan karma kompozit plaklar için gerçekleştirilmektedir ($a/b=1$, $N=4$, $b/h=20$). Scotchply 1002 cam/epoksi için malzeme özellikleri aşağıda verilmektedir.

$$E_1 = 38.6 \text{ GPa}, \quad E_2 = 8.27 \text{ GPa}, \quad G_{12} = 4.14 \text{ GPa}, \quad \nu_{12} = 0.26, \quad X_T = 1062 \text{ MPa}, \\ X_C = 610 \text{ MPa}, \quad Y_T = 118 \text{ MPa}, \quad S = 72 \text{ MPa}.$$

Çizelge 3.8'den görüleceği üzere, karma malzemeden oluşan tabakalı plak için elde edilen optimum lif açılarındaki değişim meydana gelmemektedir. Daha yüksek dayanımlı malzemenin plağın dış tabakalarında kullanımının maksimize edilen eğilme momentleri üzerinde, plağın iç tabakalarında kullanımının ise maksimize edilen düzlemsel yüklemeler ve kesme kuvvetleri üzerinde daha etkili rol oynadığı görülmektedir.

Çizelge 3.8. Karma malzeme durumunun optimum tasarıma etkisi

Malzeme	θ_{opt} (°)	$N_{bx} = N_{by}$	$M_{bx} = M_{by}$
G-G-G-G	45.0	0.71444	1.04133
G-C-C-G	45.0	0.43171	0.71036
C-G-G-C	45.0	0.44817	0.59181
C-C-C-C	45.0	0.40483	0.55394

3.1.7. Simetrik Olmayan Değişik Açılı Plak Kullanımının Optimum Tasarıma Etkisi

Çizelge 3.9’da, simetrik olmayan değişik açılı plak için elde edilen maksimum hasar indeksleri gösterilmektedir ($N=4$, $a/b=1$, $b/h=20$).

Çizelge 3.9. Simetrik olmayan değişik açılı plak için elde edilen maksimum hasar indeksleri

p	$(FI)_{max}$
1	0.4337
2	1.0079
3	0.5371
4	0.5281

Çizelge 3.9’dan görüleceği üzere en uygun tabaka yerleşimi $p=1$ için olmaktadır. Ancak, bu tür bir yerleşim optimizasyonunun pratikte uygulanmasının oldukça zor olacağı gözlerden kaçmamalıdır.

3.1.8. Farklı Tabaka Düzenlemelerinin Optimum Tasarıma Etkisi

Bu çalışmada dayanım optimizasyonu için elde edilebilecek en uygun tabaka yerleşimini belirlemek için, uygulamalarda pratik olarak en çok kullanılan $\{\theta, -\theta, \theta, -\theta\}_s$, $\{\theta, -\theta, 90, 0\}_s$, $\{\theta, -\theta, 0, 0\}_s$, $\{\theta, -\theta, 45, 0\}_s$ ve $\{\theta, -\theta, 45, 45\}_s$ yerleşimlerine sahip, sekiz tabakalı beş farklı tabakalı plak dikkate alınmaktadır ($a/h=20$ ve $a/b=1$). Çizelge 3.10'dan görüleceği üzere, tabaka yerleşimlerinin $\{\theta, -\theta, 0, 0\}_s$ ve $\{\theta, -\theta, 90, 0\}_s$ olması durumlarının genellikle daha iyi sonuçlar vermektedir. Ancak bu durum, yüklemeye ve incelenecek optimizasyon problemine bağlı olarak değişiklik gösterebilir.

Çizelge 3.10. Farklı tabaka düzenlemelerinin optimum tasarıma etkisi

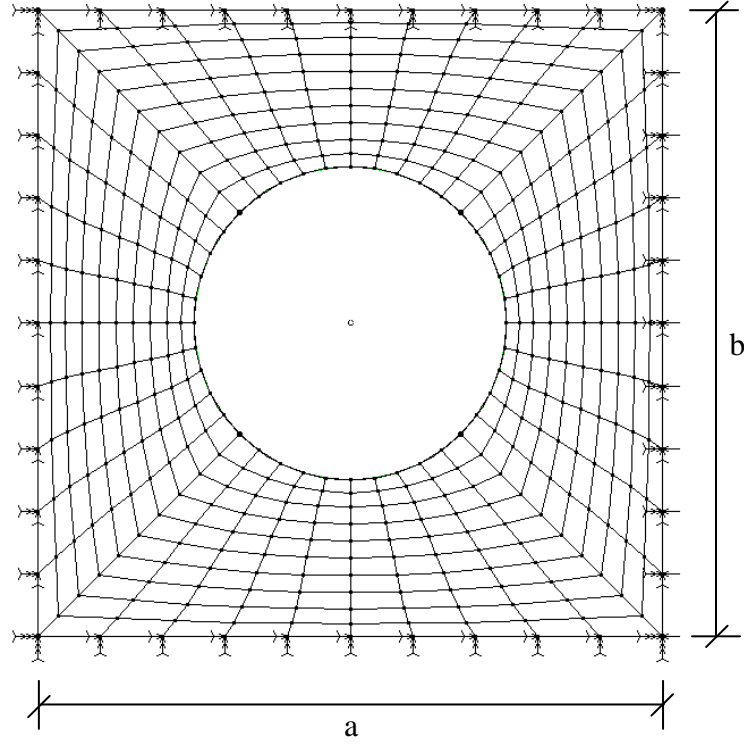
Tabaka düzenlemesi	$\theta_{opt} (^\circ)$	N_{bx}	N_{by}	M_{bx}	M_{by}
$\{\theta, -\theta, \theta, -\theta\}_s$	45.0	1.3523	1.3523	5.3985	5.3985
$\{\theta, -\theta, 90, 0\}_s$	44.8	2.7545	2.7348	5.6705	7.0596
$\{\theta, -\theta, 0, 0\}_s$	65.0	3.6080	2.5892	4.2621	11.8057
$\{\theta, -\theta, 45, 0\}_s$	55.0	2.5295	1.9210	3.6362	8.4495
$\{\theta, -\theta, 45, 45\}_s$	45.0	1.2657	1.2657	5.2348	5.2348

3.2. Ortasında Dairesel Delik Bulunan Tabakalı Plakta Frekans Optimizasyonu

Bu çalışmada, ortasında dairesel delik bulunan, basit mesnetli, dört tabakalı, simetrik, yinelenen açılı kompozit plağın temel frekansının maksimize edilmesi problemi incelenmektedir (Şekil 3.13). Sayısal uygulamalarda, $N=4$, $b/h=20$, $a/b=1$ ve $d/b=0.5$ alınmaktadır (Topal ve Uzman, 2008c). Maksimize edilen frekanslar için boyutsuz parametre ise

$$\varpi = (\omega b^2 / h)(\rho / E_2)^{1/2} \quad (3.2)$$

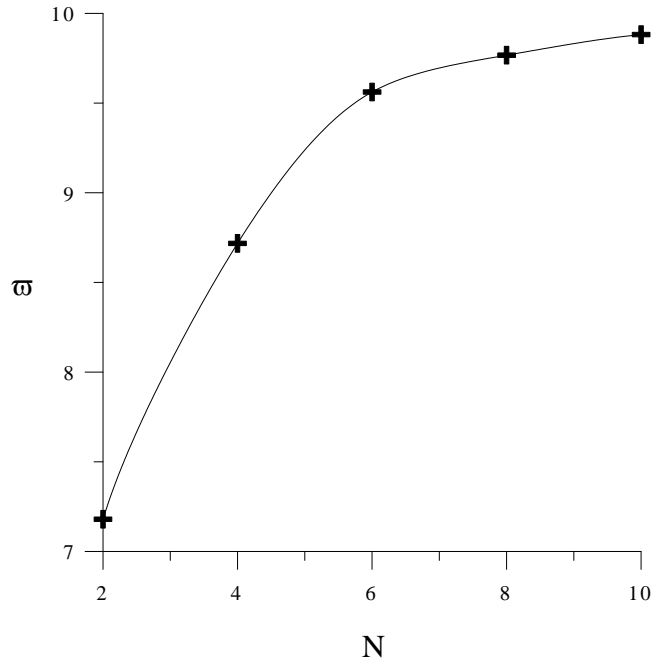
olarak dikkate alınmaktadır.



Şekil 3.13. Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plağın sonlu eleman modeli

3.2.1. Tabaka Sayısının Optimum Tasarıma Etkisi

Şekil 3.14'te, ortasında dairesel delik bulunan, kare plakta tabaka sayısına bağlı olarak optimizasyon neticesinde elde edilen maksimum temel frekanslar görülmektedir. Görüleceği üzere, tabaka sayısı arttıkça frekanslarda artmakta ancak artış hızı $N \geq 6$ için gittikçe azalmaktadır. Bu durumu, tabaka sayısı arttıkça D_{16} ve D_{26} rijitliklerinin yani eğilme-burulma etkileşiminin gittikçe sıfıra yaklaşmasına bağlayabiliriz. Dairesel delikli kare plak için optimum lif açısı, MFD için 28.70° ve GS için 28.63° olarak elde edilmektedir. Görüleceği üzere, iki farklı optimizasyon yöntemleri için elde edilen optimum sonuçlar uyumluluk göstermektedir. Frekanslardaki artış oranları $N=2-4$, $N=4-6$, $N=6-8$ ve $N=8-10$ tabakalı plaklar için sırasıyla %17.64, %8.83, %2.10 ve %1.16 olmaktadır.



Şekil 3.14. Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta maksimize edilen frekansların tabaka sayısına bağlı olarak değişimleri

3.2.2. Sınır Koşullarının Optimum Tasarıma Etkisi

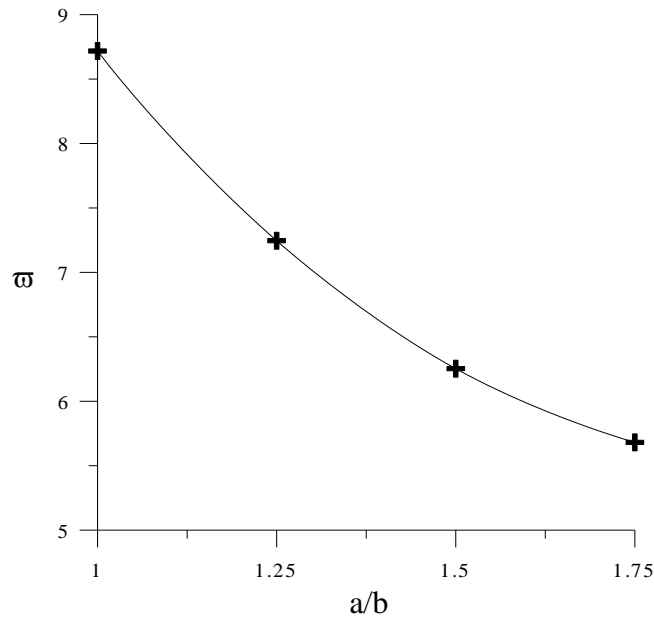
Sınır koşullarına bağlı olarak optimum temel frekansın belirlenmesi için, serbest (F), basit mesnetli (S) ve ankastre mesnetli (C) sınır koşullarının belirli kombinasyonlarından oluşan (SSSS), (CSCS), (CCCC), (FSCS), (CFCF) ve (SFSF) sınır şartları dikkate alınmaktadır. Burada sembolik gösterimler, plak sol kenarından itibaren saat akrebinin ters yönünde plak kenarlarındaki sınır koşullarını ifade etmektedir. Çizelge 3.11’de dört tabakalı, ortasında dairesel delik bulunan kare plakta sınır şartlarına bağlı olarak elde edilen optimum sonuçlar görülmektedir. Görüleceği üzere, beklenildiği gibi (SFSF) sınır şartı için temel frekans en küçük olurken, (CCCC) sınır şartı için temel frekans en büyük olmaktadır. Temel frekanslardaki değişim oranları (SSSS-CCCC), (SSSS-CSCS), (SSSS-FSCS), (SSSS-CFCF) ve (SSSS-SFSF) sınır şartları için sırasıyla %66.62, %39.96, %42.03, %11.82 ve %46.97 olmaktadır.

Çizelge 3.11. Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta sınır koşullarına bağlı olarak elde edilen optimum lif açıları ve temel frekanslar

Sınır koşulları	$\theta_{opt} (^{\circ})$	ω
(SSSS)	28.7	8.718
(CCCC)	90.0	26.120
(CSCS)	67.8	14.520
(FSCS)	0.0	5.054
(CFCF)	0.0	7.687
(SFSF)	0.0	4.622

3.2.3. Kenar Oranının Optimum Tasarıma Etkisi

Basit mesnetli, simetrik tabakalı plakta plak kenar oranının (a/b , $b=sb$.) optimum temel frekansa etkisi Şekil 3.15'te görülmektedir. Görüleceği üzere, a/b oranı arttıkça plak rijitliğinde azalma meydana geleceği için, elde edilen temel frekanslarda da azalma meydana gelmektedir. Temel frekanslardaki değişim oranları $a/b=1-1.25$, $a/b=1.25-1.5$ ve $a/b=1.5-1.75$ oranları için %6.88, %13.70 ve %9.14 olmaktadır.



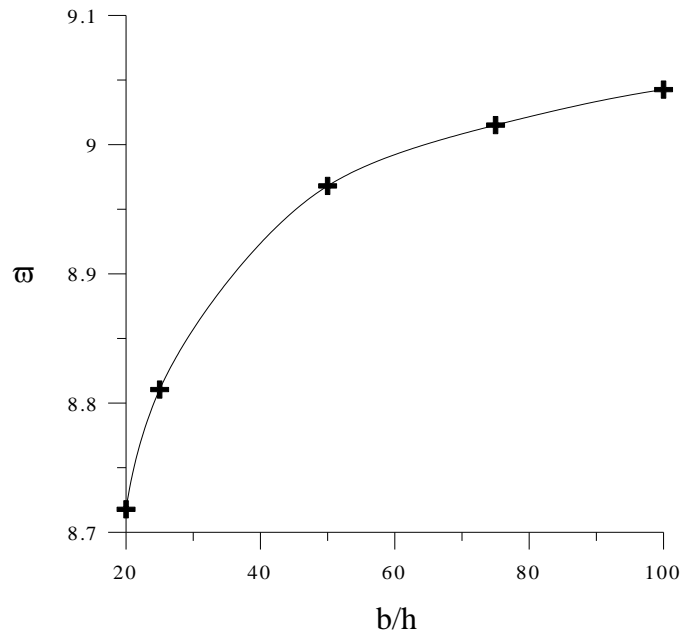
Şekil 3.15. Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta a/b oranının maksimize edilen frekanslar üzerindeki etkisi

Çizelge 3.12’de kenar oranına bağlı olarak MFD ve GS yöntemleri için elde edilen optimum lif açıları verilmektedir. Görüleceği üzere, her iki yöntem için elde edilen optimum lif açıları birbirlerine çok yakın çıkmaktadır.

Çizelge 3.12. Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta a/b oranına bağlı olarak iki farklı yönteme göre temel frekans için elde edilen optimum lif açıları

a/b	$\theta_{opt} (^{\circ})$ (MFD)	$\theta_{opt} (^{\circ})$ (GS)
1.00	28.70	28.63
1.25	27.70	27.45
1.50	27.70	27.45
1.75	28.00	28.18

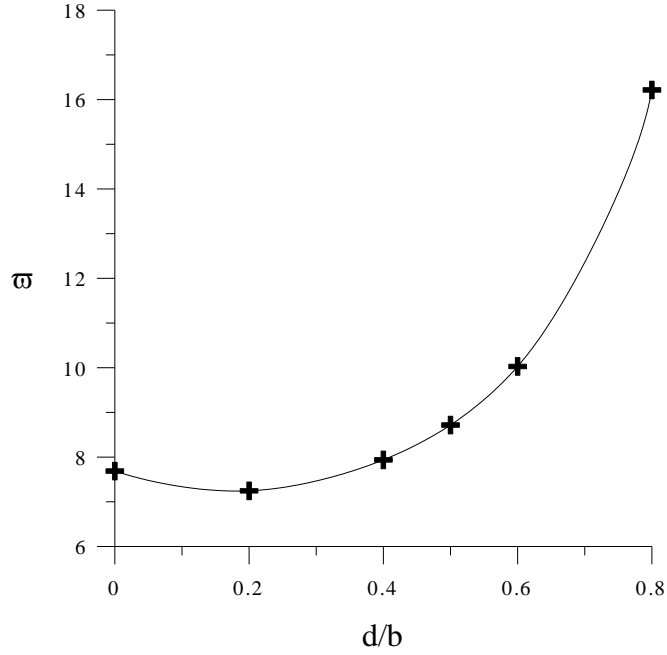
Şekil 3.16’da enine doğrultuda kayma deformasyon etkisinin temel frekans üzerindeki etkisi gösterilmektedir (a/b=1). Görüleceği üzere, b/h oranı arttıkça boyutsuz temel frekans da artmakta fakat bu artış oranı plak inceldikçe gittikçe azalmakta ve daha büyük b/h oranları için sabit bir değere ulaşmaktadır. Bu durumu, enine doğrultuda kayma deformasyon etkilerinin b/h oranı arttıkça gittikçe azalması durumuyla açıklayabiliriz.



Şekil 3.16. Enine doğrultuda kayma deformasyonunun temel frekans üzerindeki etkisi

3.2.4. Delik Parametresinin Optimum Tasarıma Etkisi

Delik parametresinin (d/b) optimum sonuçlara etkisi basit mesnetli, simetrik yerleştirilmiş plaklar için $d/b=0.2$, $d/b=0.4$, $d/b=0.5$, $d/b=0.6$ ve $d/b=0.8$ oranlarına bağlı olarak incelenmektedir. Şekil 3.17'den görüleceği üzere, d/b oranı arttıkça temel frekans da genellikle artmaktadır. Bu, normalde beklenen bir durum değildir. Bu durumu, temel frekansın sadece delik parametresine değil aynı zamanda malzeme ortotropisine, sınır koşullarına, eleman geometrisine ve bunlar arasındaki etkileşime bağlı olmasıyla açıklayabiliriz. Temel frekanslardaki değişim oranları $d/b=0-0.2$, $d/b=0.2-0.4$, $d/b=0.4-0.5$, $d/b=0.5-0.6$ ve $d/b=0.6-0.8$ için %5.75, %8.72, %8.94, %13.07 ve %38.16 olmaktadır.



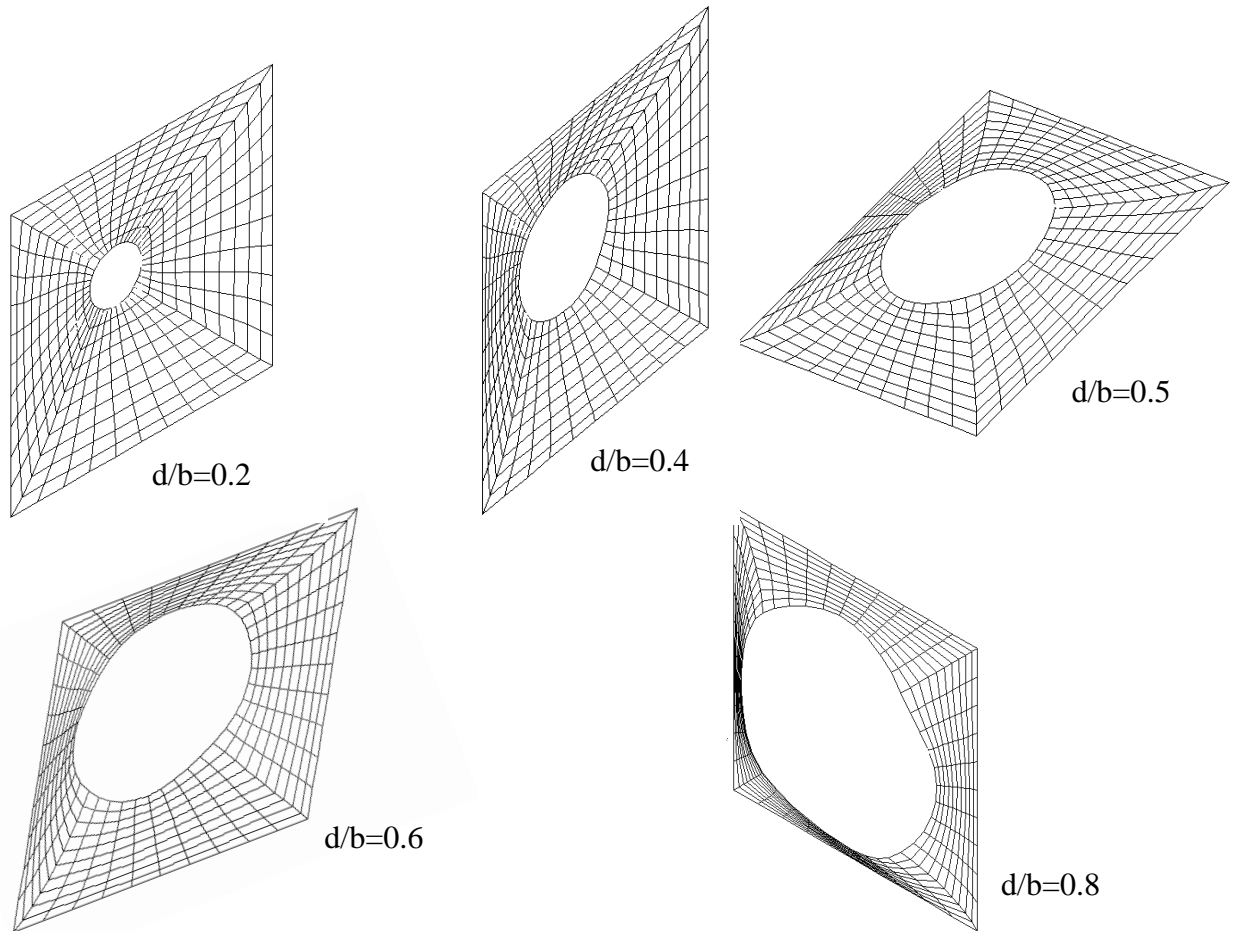
Şekil 3.17. Ortasında dairesel delik bulunan plakta d/b oranının maksimize edilen frekanslar üzerindeki etkisi

Çizelge 3.13'te d/b oranına bağlı olarak elde edilen optimum lif açıları verilmektedir.

Çizelge 3.13. Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta d/b oranına bağlı olarak temel frekans için elde edilen optimum lif açıları

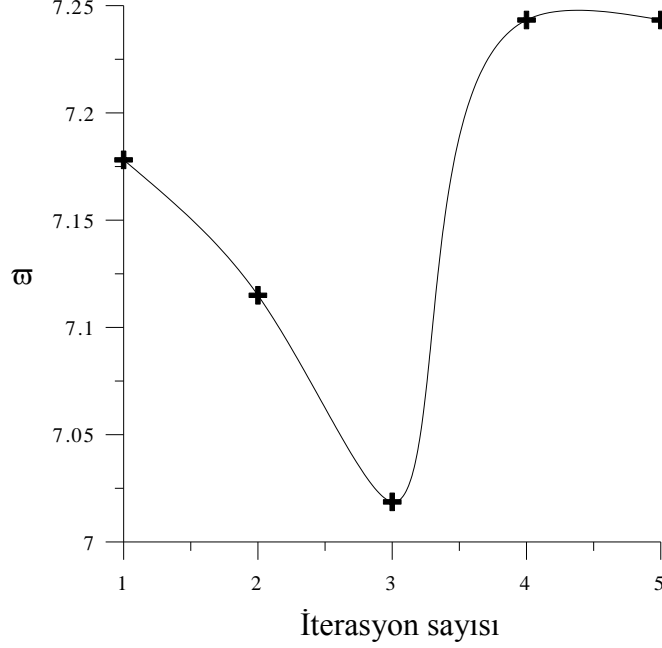
d/b	$\theta_{opt} (^{\circ})$
0	45.0
0.20	34.8
0.40	29.3
0.50	28.7
0.60	29.6
0.80	31.0

Şekil 3.18'de d/b oranına bağlı olarak elde edilen temel frekanslara ait mod şekilleri verilmektedir.



Şekil 3.18. Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta d/b oranına bağlı olarak maksimize edilen temel frekanslara ait mod şekilleri

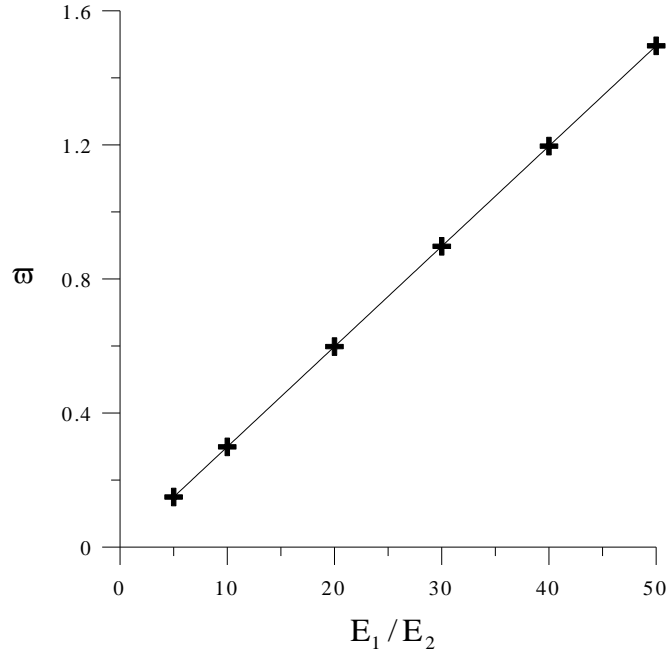
Şekil 3.19’da, temel frekansın maksimize edilmesi problemi için iterasyon durumu verilmektedir ($b/h=20$, $d/b=0.20$). Görüleceği üzere, beş iterasyon sonucunda optimum sonuca ulaşılabilmektedir.



Şekil 3.19. Temel frekansın maksimize edilmesi problemi için iterasyon süreci

3.2.5. Malzeme Anizotropisinin Optimum Tasarıma Etkisi

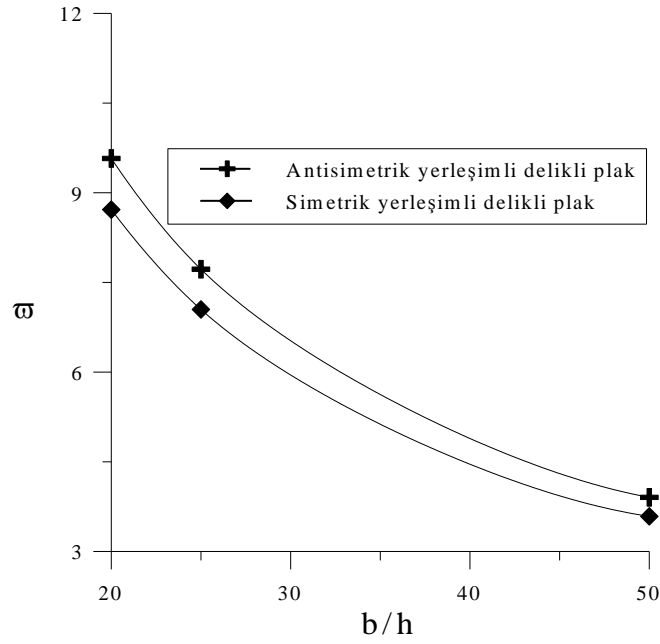
Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta malzeme anizotropisinin (E_1/E_2 , $E_2=sb.$) optimum tasarıma etkisi Şekil 3.20’de verilmektedir. Görüleceği üzere, malzeme anizotropisi arttıkça elde edilen temel frekansta da artma meydana gelmektedir. Bunun nedeni, E_1 malzeme sabitinin artmasına paralel olarak plak rijitliğinin de artmasıdır. Bu artma miktarı $E_1/E_2 = 5-10$, $E_1/E_2 = 10-20$, $E_1/E_2 = 20-30$, $E_1/E_2 = 30-40$ ve $E_1/E_2 = 40-50$ oranları için sırasıyla %20.47, %22.07, %14.17, %10.46 ve %8.29 olmaktadır. Görüldüğü gibi, malzeme anizotropisi arttıkça temel frekanstaki artım miktarı da genellikle azalmaktadır. Bunun yanında, tüm malzeme anizotropi oranları için optimum lif açıları 28.7° olmaktadır.



Şekil 3.20. Ortasında dairesel delik bulunan plakta E_1/E_2 oranının maksimize edilen frekanslar üzerindeki etkisi

3.2.6. Antisimetrik Yerleşimin Optimum Tasarıma Etkisi

Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta, antisimetrik yerleşimin ($\theta/-\theta/\theta/-\theta$) optimum tasarıma etkisi dört tabakalı plakta $b/h=20$, $b/h=25$ ve $b/h=50$ için Şekil 3.21’de verilmektedir. Görüleceği üzere, antisimetrik yerleşim durumunda elde edilen temel frekans değerleri simetrik yerleşim durumunda elde edilen değerlerden daha fazla olur. Genellikle tabakalı plâklarda, simetrik yerleşim durumunda elde edilen değerler antisimetrik durumda elde edilen değerlerden daha fazla olmaktadır. Bu farklılığın nedeni, B_{ij} eğilme-uzama rijitliklerinin, simetrik yerleşim durumunda sıfır olması nedeniyle frekansın daha az olmasından kaynaklanmaktadır. Bunun yanında, antisimetrik yerleşim durumunda elde edilen optimum lif açıları 33.30° olmaktadır. Antisimetrik ve simetrik yerleşimler için elde edilen temel frekanslar arasındaki fark $b/h=20$, $b/h=25$ ve $b/h=50$ oranları için sırasıyla 8.94%, 8.71% ve 8.15 olmaktadır. Görüleceği gibi, b/h oranı arttıkça bu iki yerleşim biçimi için elde edilen temel frekanslar arasındaki fark gittikçe azalmaktadır.



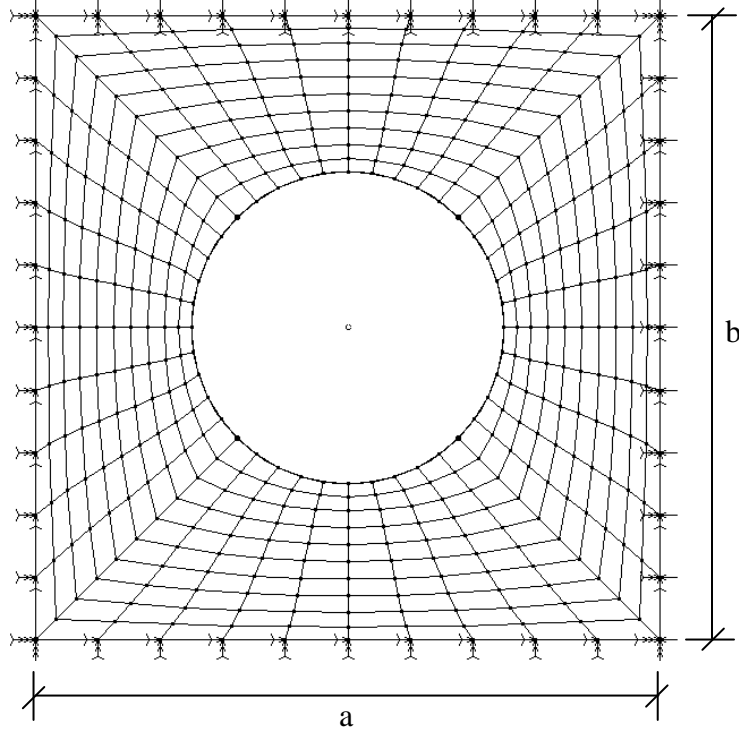
Şekil 3.21. Ortasında dairesel delik bulunan plakta antisimetrik yerleşimin maksimize edilen frekanslar üzerindeki etkisi

3.3. Ortasında Dairesel Delik Bulunan Tabakalı Plakta Burkulma Optimizasyonu

Bu çalışmada, ortasında dairesel delik bulunan, basit mesnetli, dört tabakalı, simetrik, yinelenebilir açılı kompozit plağın iki eksenli yükleme altında burkulma yükünün maksimize edilmesi problemi incelenmektedir (Şekil 3.22). Sayısal uygulamalarda, $N=4$, $b/h=20$, $a/b=1$, $d/b=0.5$ ve yükleme oranı $N_y/N_x=1$ alınmaktadır (Topal ve Uzman, 2008a). Elde edilen sonuçlar, deliksiz plak için elde edilen optimum sonuçlarla karşılaştırılmaktadır. Maksimize edilen burkulma yükleri için boyutsuz parametre ise

$$\bar{N}_{kr} = N_{kr} b^2 / E_2 h^3 \quad (3.3)$$

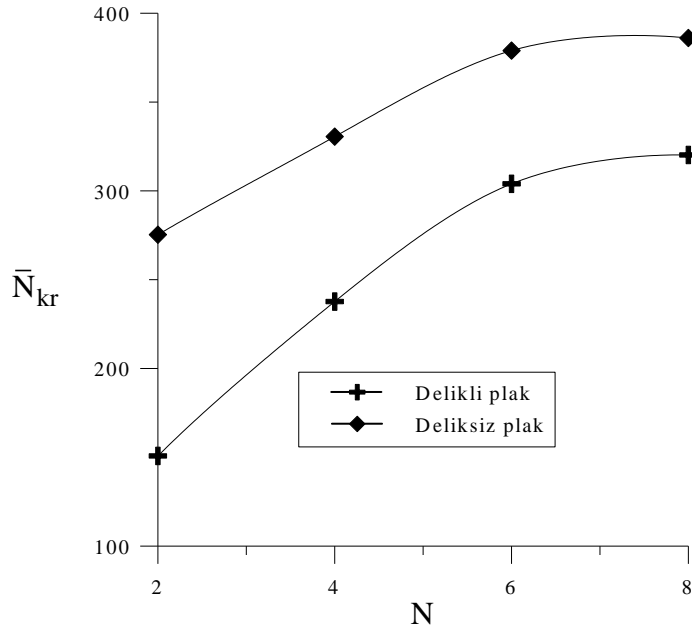
olarak dikkate alınmaktadır.



Şekil 3.22. İki eksenli yüklemeye maruz ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plağın sonlu eleman modeli

3.3.1. Tabaka Sayısının Optimum Tasarıma Etkisi

Şekil 3.23'te, basit mesnetli, simetrik tabakalı kare plakta tabaka sayısının maksimize edilen kritik burkulma yüklerine etkisi görülmektedir. Görüleceği üzere, tabaka sayısı arttıkça kritik burkulma yüklerinde de artmakta meydana gelmekte, ancak artış oranı frekans durumundakine benzer şekilde $N \geq 6$ için gittikçe azalmaktadır. Dairesel delikli kare plak için optimum lif açısı, MFD için 21.90° ve GS için 21.97° olarak elde edilmektedir. Beklenildiği üzere, dairesel delik bulunan plak için elde edilen kritik burkulma yükleri deliksiz plak için elde edilen burkulma yüklerinden daha fazla olmaktadır. Buna ilaveten, tabaka sayısı arttıkça delikli ve deliksiz tabakalı plaklar için elde edilen kritik burkulma yükleri arasındaki fark gittikçe azalmaktadır. Örneğin, bu fark $N=2$, $N=4$, $N=6$ ve $N=8$ tabakalı plaklar için sırasıyla %45.24, %28.09, %19.79 ve %17.05 olmaktadır.



Şekil 3.23. Tabakalı kompozit plakta tabaka sayısının maksimize edilen burkulma yüklerine etkisi

3.3.2. Sınır Koşullarının Optimum Tasarıma Etkisi

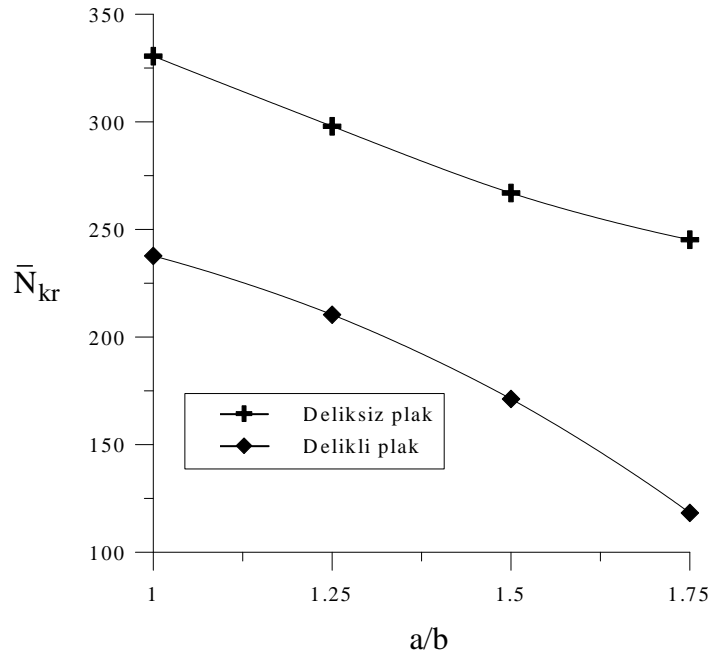
Bu çalışmada, simetrik yerleştirilmiş tabakalı kompozit plakta, sınır koşullarının optimum tasarıma etkisini inceleyebilmek için (SSSS), (CSCS), (CCCC) ve (FSCS) sınır şartları dikkate alınmaktadır. Çizelge 3.14'ten de görüleceği üzere, (CCCC) sınır şartı en büyük kritik burkulma yükünü verirken buna karşılık, (FSCS) sınır şartı en küçük kritik burkulma yükünü vermektedir.

Çizelge 3.14. Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta sınır koşullarına bağlı olarak elde edilen optimum lif açıları ve kritik burkulma yükleri ($N=4$, $b/h=20$, $d/b=0.5$)

Sınır koşulları	$\theta_{opt} (^{\circ})$	\bar{N}_{kr}
(SSSS)	21.9	237.69
(CSCS)	62.0	650.42
(CCCC)	65.7	1226.54
(FSCS)	0.9	72.89

3.3.3. Kenar Oranının Optimum Tasarıma Etkisi

Plak kenar oranının (a/b , $b=sb$.) optimum sonuçlara etkisi basit mesnetli, simetrik yerleştirilmiş delikli ve deliksiz plaklar için $a/b=1$, $a/b=1.25$, $a/b=1.5$ ve $a/b=1.75$ oranlarına bağlı olarak incelenmektedir ($N=4$, $b/h=20$, $d/b=0.5$). Şekil 3.24'ten de görüleceği üzere, a/b oranı arttıkça elde edilen kritik burkulma yüklerinde azalma meydana gelmektedir. Ayrıca beklenildiği üzere, deliksiz plak için elde edilen burkulma yükleri delikli plak için elde edilen burkulma yüklerinden daha fazla olmaktadır. Delikli plak için elde edilen kritik burkulma yükleri arasındaki fark $a/b=1-1.25$, $a/b=1.25-1.5$ ve $a/b=1.5-1.75$ için sırasıyla %11.50, %18.61 ve %13.47 olmaktadır.



Şekil 3.24. Tabakalı kompozit plakta a/b oranının maksimize edilen burkulma yüklerine etkisi

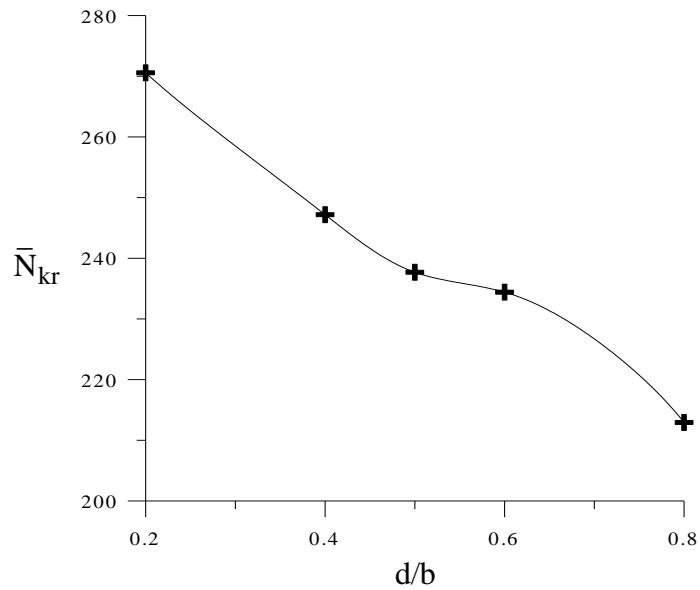
Çizelge 3.15'de, delikli plakta a/b oranına bağlı olarak MFD metoduna göre elde edilen optimum lif açıları verilmektedir. Görüleceği üzere, a/b oranı arttıkça optimum lif açılarında artma meydana gelmektedir.

Çizelge 3.15. Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta a/b oranına bağlı olarak kritik burkulma yükü için elde edilen optimum lif açıları ($N=4$, $b/h=20$, $d/b=0.5$)

a/b	$\theta_{opt} (^{\circ})$
1.00	21.9
1.25	23.9
1.50	24.4
1.75	25.1

3.3.4. Delik Parametresinin Optimum Tasarıma Etkisi

Delik parametresinin (d/b) optimum sonuçlara etkisi basit mesnetli, simetrik yerleştirilmiş delikli plaklar için $d/b=0.2$, $d/b=0.4$, $d/b=0.5$, $d/b=0.6$ ve $d/b=0.8$ oranlarına bağlı olarak incelenmektedir ($N=4$, $b/h=20$, $a/b=1$). Şekil 3.25'ten de görüleceği üzere, delik parametresi arttıkça elde edilen kritik burkulma yüklerinde azalma meydana gelmektedir. Buradan frekans probleminin aksine, delik parametresinin plağın burkulma üzerindeki etkisinin oldukça fazla olduğu sonucuna varılabilir. Elde edilen burkulma yükleri arasındaki fark $d/b=0.2-0.4$, $d/b=0.4-0.5$, $d/b=0.5-0.6$ ve $d/b=0.6-0.8$ için sırasıyla 8.64%, 3.84%, 1.38% ve 9.16% olmaktadır.



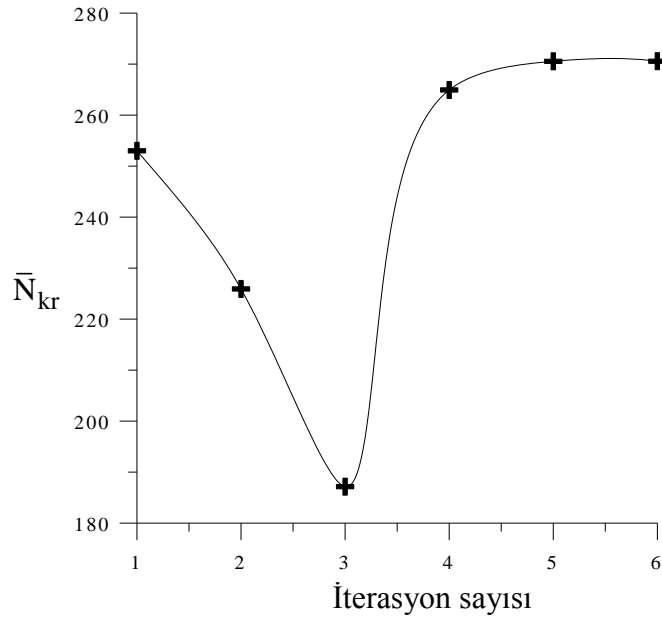
Şekil 3.25. Tabakalı kompozit plakta d/b oranının maksimize edilen burkulma yüklerine etkisi

Delik parametresine bağlı olarak elde edilen optimum lif açıları izelge 3.16'da verilmektedir.

Çizelge 3.16. Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta d/b oranına bağlı olarak kritik burkulma yükü için elde edilen optimum lif açıları

d/b	$\theta_{opt} (^{\circ})$
0.20	26.9
0.40	23.4
0.50	21.9
0.60	21.1
0.80	22.3

Çizelge 3.16'dan da görüleceği üzere, d/b oranı arttıka elde edilen optimum lif açıları genellikle azalmaktadır. Şekil 3.26'da, burkulma yükünün maksimize edilmesi problemi için iterasyon durumu verilmektedir ($b/h=20$, $d/b=0.20$). Görüleceği üzere, altı iterasyon sonucunda optimum sonuca ulaşılabilmektedir.



Şekil 3.26. Burkulma yükünün maksimize edilmesi problemi için iterasyon süreci

3.3.5. Yükleme Oranının Optimum Tasarıma Etkisi

Yükleme oranının (N_y/N_x) optimum sonuçlara etkisi basit mesnetli, simetrik yerleştirilmiş, delikli, tabakalı plaklar için $N_y/N_x=1/8$, $N_y/N_x=1/6$, $N_y/N_x=1/4$, $N_y/N_x=1/2$ ve $N_y/N_x=1$ oranlarına bağlı olarak incelenmektedir ($N=4$, $b/h=20$, $a/b=1$, $d/b=0.5$). Çizelge 3.17'den de görüleceği üzere, yükleme oranı arttıkça elde edilen kritik burkulma yükünde azalma meydana gelmektedir. Bunun yanında, optimum lif açılarında fazla bir değişim meydana gelmemektedir.

Çizelge 3.17. Ortasında dairesel delik bulunan tabakalı plakta yükleme oranının kritik burkulma yükü için optimum tasarıma etkisi

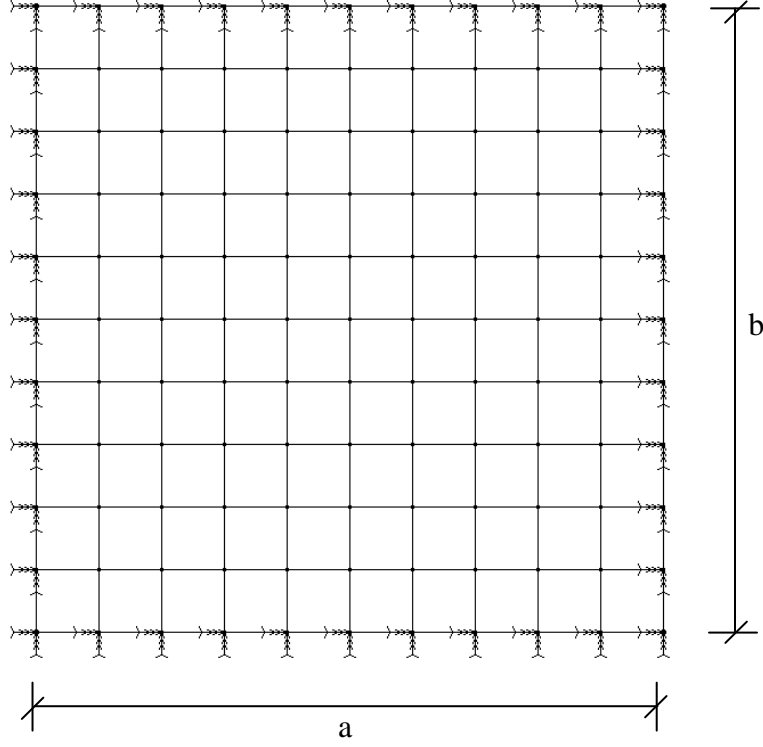
N_y/N_x	$\theta_{opt} (^{\circ})$	\bar{N}_{kr}
1/8	22.5	384.56
1/6	22.5	376.80
1/4	22.3	360.04
1/2	22.0	311.80
1	21.9	237.69

3.4. Üniform Isı Yüklemesine Maruz Tabakalı Plakta Burkulma Optimizasyonu

Bu çalışmada, ankastre mesnetli, dört tabakalı, simetrik, yinelenen açılı kompozit plağın üniform ısı yüklemesi altında burkulma yükünün maksimize edilmesi problemi incelenmektedir (Şekil 3.27). Sayısal uygulamalarda, $N=4$, $b/h=100$ ve $a/b=1$ alınmaktadır (Topal ve Uzman, 2008b). Maksimize edilen ısı burkulma yükleri için boyutsuz parametre ise denklem (3.4)'teki gibidir.

$$\bar{T}_{kr} = \alpha_o T_{kr} \times 10^3 \quad (3.4)$$

Burada $\alpha_0 = 1 \times 10^{-6} \text{ m/m/}^\circ\text{C}$ olarak dikkate alınmaktadır.



Şekil 3.27. Ankastre mesnetli tabakalı plağa ait sonlu eleman modeli

Dikkate alınan optimizasyon problemine ilişkin sonlu eleman modelinin doğruluğunu irdelemek için, ankastre mesnetli, tek tabakalı ($\theta = 45^\circ$), kare plak dikkate alınmaktadır ($b/h=40$). Bu plağa ait malzeme özellikleri aşağıda verilmektedir.

$$E_1 = 76\text{GPa}, \quad E_2 = 5.5\text{GPa}, \quad G_{12} = G_{13} = 2.30\text{GPa}, \quad G_{23} = 1.5\text{GPa}, \quad \nu_{12} = 0.34, \\ \alpha_1 = -4 \times 10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}, \quad \alpha_2 = 79 \times 10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$$

Çizelge 3.18'de, sonlu eleman çözümünden elde edilen kritik ısıl burkulma değeriyle literatürden elde edilen sonuçlar karşılaştırmalı olarak verilmektedir.

Çizelge 3.18. Isıl burkulma yükü problemine ait sonlu eleman modelinin doğruluğunun irdelenmesi

Kritik ısıl burkulma	(Huang ve Tauchert, 1992)	(Kabir vd., 2003)	Bu çalışma
$T_{kr} (^{\circ}C)$	0.12991	0.13155	0.13004

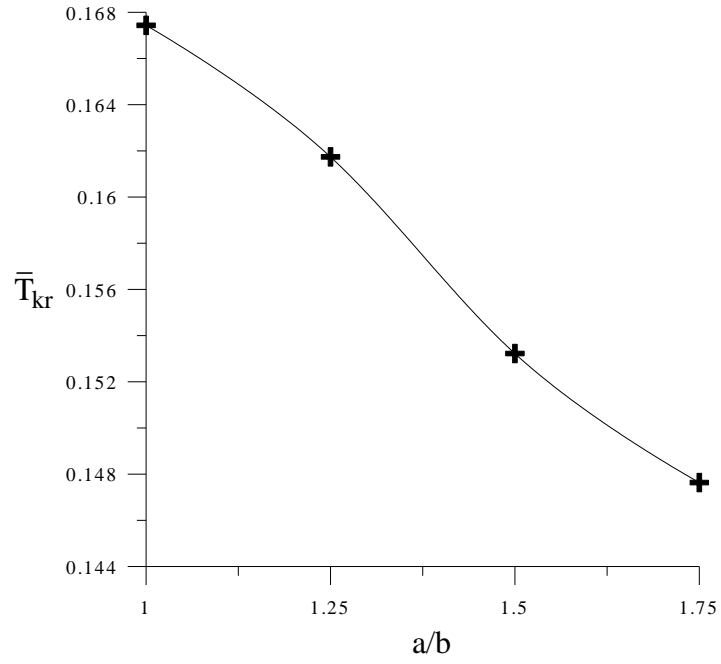
Çizelge 3.18'den de görüleceği üzere, probleme ait sonlu eleman modelinden elde edilen sonuçla literatürden elde edilen sonuçlar birbirleriyle örtüşmektedir. Elde edilen optimum sonuçlarının doğruluğunu irdellemek için T300/5208 grafit/epoksi malzemesinden oluşan, ankastre ve basit mesnetli, yinelene açılı, simetrik, kare plak dikkate alınmaktadır ($N=4$, $b/h=100$). Çizelge 3.19'dan görüleceği üzere, MFD yöntemine göre elde edilen optimum lif açıları literatürden elde edilen optimum lif açılarıyla çok yakın çıkmaktadır.

Çizelge 3.19. MFD yöntemine göre basit ve ankastre mesnetli, tabakalı plak için elde edilen optimum lif açıları

Basit mesnetli			Ankastre mesnetli		
(Walker vd., 1997)	(Singha vd., 2000)	Bu çalışma	(Walker vd., 1997)	(Singha vd., 2000)	Bu çalışma
45.1	45.0	45.0	54.3	52.9	54.0

3.4.1. Kenar Oranının Optimum Tasarıma Etkisi

Şekil 3.28'de ve Çizelge 3.20'de plak kenar oranının (a/b , $b=sb$) optimum tasarıma etkisi gösterilmektedir ($N=4$, $b/h=100$). Şekil 3.27'den görüleceği üzere, a/b oranı arttıkça elde edilen kritik burkulma yüklerinde azalma meydana gelmektedir.



Şekil 3.28. Plak kenar oranının maksimize edilen kritik ısı burkulma yüklerine etkisi

Çizelge 3.20’de a/b oranına bağlı olarak elde edilen optimum lif açıları verilmektedir.

Çizelge 3.20. Kritik ısı burkulma yükleri için a/b oranına bağlı olarak elde edilen optimum lif açıları

a/b	$\theta_{opt} (^{\circ})$
1	54.0
1.25	54.5
1.5	51.7
1.75	55.2

3.4.2. Sınır Şartlarının Optimum Tasarıma Etkisi

Çizelge 3.21’de dört farklı sınır şartının optimum tasarıma etkisi görülmektedir. Görüleceği üzere, mekanik yüklemelerdeki burkulma yüklerinin aksine (CCCC) mesnedi için en küçük ısıl burkulma yükü elde edilirken, (CFCF) sınır şartı içinse en büyük ısıl burkulma yükü elde edilmektedir. Bu durumu, serbest kenarların plağa daha fazla serbestlik sağlayarak daha büyük ısıl yüklerinde burkulmasına izin vermesine bağlayabiliriz.

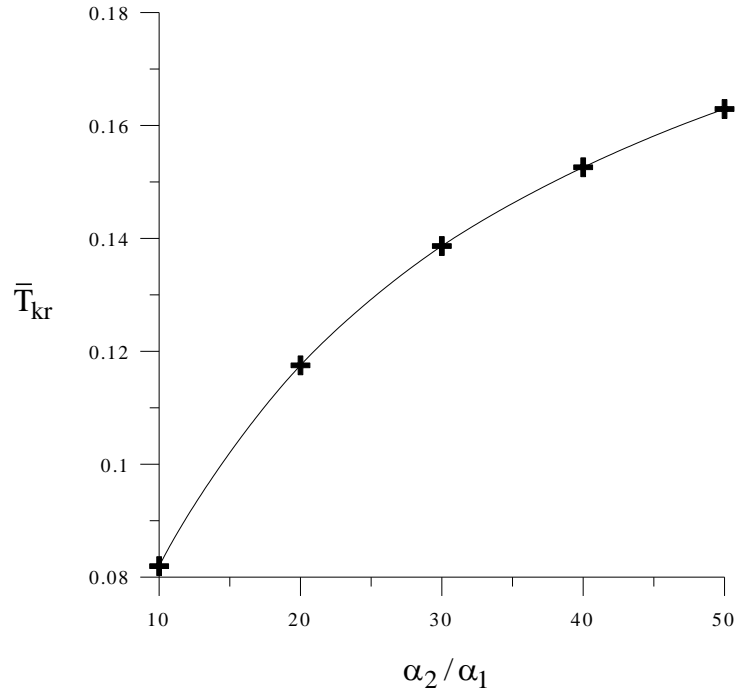
Çizelge 3.21. Sınır şartlarının maksimize edilen ısıl burkulma yüklerine etkisi

Sınır şartları	$\theta_{opt}(^{\circ})$	\bar{T}_{kr}
(SSSS)	45.0	0.18
(CCCC)	54.0	0.17
(CSCS)	36.6	0.25
(CFCF)	38.1	0.31

3.4.3. Isıl Artım Oranının Optimum Tasarıma Etkisi

Isıl artım oranının, α_2/α_1 , optimum tasarıma etkisi aşağıda verilen malzeme durumu için Şekil 3.29 ve Çizelge 3.22’de verilmektedir.

$$E_1/E_2 = 25, \quad G_{12}/E_2 = 0.5, G_{13}/E_2 = 0.5, \quad G_{23}/E_2 = 0.2, \quad \nu_{12} = 0.25, \\ \alpha_1 = 0.02 \times 10^{-6} \text{ } ^{\circ}\text{C}^{-1}, \quad \alpha_2 = 22.5 \times 10^{-6} \text{ } ^{\circ}\text{C}^{-1}$$



Şekil 3.29. Isıl artım oranının maksimize edilen ısıl burkulma yüklerine etkisi

Şekil 3.29'dan görüleceği üzere, α_2/α_1 arttıkça ısıl burkulma yüklerinde de artma meydana gelmekte ancak bu artım, α_2/α_1 oranı arttıkça gittikçe azalmaktadır. Örneğin ısıl burkulma yüklerindeki artım oranları $\alpha_2/\alpha_1 = 20-30$, $\alpha_2/\alpha_1 = 30-40$ ve $\alpha_2/\alpha_1 = 40-50$ için sırasıyla %15.24, %9.13 ve %6.34 olmaktadır.

Çizelge 3.22'de, α_2/α_1 oranına bağlı olarak elde edilen optimum lif açılar verilmektedir. Görüleceği üzere, α_2/α_1 oranı arttıkça optimum lif açılarında azalma meydana gelmektedir.

Çizelge 3.22. Isıl artım oranının optimum lif açlarına etkisi

α_2/α_1	$\theta_{\text{opt}}(^{\circ})$
10	66.7
20	62.7
30	61.2
40	60.4
50	57.5

4. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, tabakalı kompozit dikdörtgen plakların sırasıyla dayanım, frekans, iki eksenli düzlemsel yük etkisi altında burkulma ve ısı burkulma optimizasyonları incelenmektedir. Seçilen dört düğüm noktalı plak sonlu eleman tipleri için bilgisayar programı algoritması hazırlanıp Matlab dilinde kodlanmaktadır. Optimizasyon yöntemi olarak Değiştirilmiş Uygun Doğrultular Metodu kullanılmaktadır. Ayrıca, aynı sonuçlar altın oranı arama yöntemiyle de hesaplanıp sonuçları karşılaştırılmaktadır. Birinci optimizasyon probleminde, tabakalı kompozit plak için Tsai-Wu hasar kriterine bağlı olarak dayanım optimizasyon problemi çeşitli parametreler için irdelenmektedir. Uygulama olarak, mekanik yüklemelere maruz, basit mesnetli, yinelene açılı, simetrik, tabakalı kompozit plaklar dikkate alınmaktadır. Birinci optimizasyon problemi de kendi içerisinde iki kısma ayrılmaktadır. Birinci kısım, maksimum hasar indeksini minimize eden optimum lif açılarının belirlenmesinden ve ikinci kısım da, elde edilen optimum lif açılara bağlı olarak plağa etkiyen yüklemelerin maksimize edilmesinden oluşmaktadır. İkinci optimizasyon probleminde simetrik, yinelene açılı, ortasında dairesel delik bulunan, basit mesnetli, tabakalı kompozit plağın temel frekansını maksimize edecek optimum lif açıları çeşitli parametrelere bağlı olarak irdelenmektedir. Üçüncü optimizasyon probleminde, iki eksenli düzlemsel yüklemelere maruz, ortasında dairesel delik bulunan, basit mesnetli, simetrik, yinelene açılı, tabakalı kompozit plağın burkulma yükünün maksimize edilmesi durumu çeşitli parametreler için incelenmektedir. Dördüncü optimizasyon probleminde ise, üniform ısı yüklemesine maruz, simetrik, yinelene açılı, ankastre mesnetli, tabakalı kompozit plağın burkulma yükünün maksimize edilmesi incelenmektedir. Elde edilen sonuçlar ışığında, bu çalışmadan çıkarılabilecek sonuçlar ve öneriler aşağıda sunulmaktadır:

1) Değiştirilmiş uygun doğrultular yöntemi, uygun arama doğrultusundan başlanıldığı takdirde 10 iterasyondan daha kısa bir sürede optimum sonuca ulaşabilmektedir. O nedenle bu yöntem, uygulanmış olan optimizasyon problemleri için etkili ve güvenli bir yöntemdir. Ancak bu durumu genelleştirebilmek için, bu yöntemin tabakalı kompozit plaklarla ilgili diğer optimizasyon problemlerine de uygulanmasında fayda görülmektedir.

2) Bu yöntemle aramaya uygun doğrultudan başlanıldığı takdirde, elde edilen her bir çözüm bir önceki çözümden çok daha iyi olmaktadır. Yani optimum sonuca daha hızlı bir şekilde yaklaşmaktadır.

3) Diğer taraftan bu yöntem, amaç fonksiyonlarının ve/veya sınırlayıcıların birinci ve ikinci türevlerinin ve uygun arama doğrultusunun elde edilmesini gerektirdiğinden hesaplama maliyeti açısından oldukça zaman alıcı olmaktadır.

4) Dayanım optimizasyonu için a/b oranı arttıkça optimum lif açılarında artma meydana gelmekte, buna karşılık a/h oranı için fazla bir değişim meydana gelmemektedir.

5) Dayanım optimizasyonu için, a/b oranı arttıkça plak rijitliğindeki artıştan dolayı maksimize edilen mekanik yüklemelerde artma, a/h oranı arttıkça da plak rijitliğindeki azalmadan dolayı maksimize edilen mekanik yüklemelerde azalma meydana gelmektedir. Ayrıca, a/h'nin büyük değerleri için maksimize edilen yüklemeler a/b oranının büyük değerleri için gittikçe birbirlerine yaklaşmaktadırlar.

6) Dayanım optimizasyonu için, tüm a/b oranları için $\xi_{3opt}^A, \xi_{4opt}^A, \xi_{5opt}^A$ ve ξ_{6opt}^A değerleri sıfır çıkmaktadır. Bununla birlikte, a/b oranı arttıkça $\xi_{2opt}^A, \xi_{2opt}^D$ ve ξ_{4opt}^D değerlerinde artma, $\xi_{1opt}^A, \xi_{1opt}^D$ ve ξ_{3opt}^D değerlerinde ise azalma meydana gelmektedir.

7) Dayanım optimizasyonu için, karma malzemedan oluşan tabakalı plak için elde edilen optimum lif açıları değişim meydana gelmemektedir. Daha yüksek dayanımlı malzemenin plağın dış tabakalarında kullanımının maksimize edilen eğilme momentleri üzerinde, plağın iç tabakalarında kullanımının ise maksimize edilen düzlemsel yüklemeler üzerinde daha etkili rol oynadığı görülmektedir.

8) Dayanım optimizasyonunda, simetrik olmayan değişik açılı plak kullanımının p=1 için en uygun sonuç verdiği görülmektedir. Ancak, bu tür bir yerleşim dağılımının pratikte uygulanmasının çok zor olacağı da gözlerden kaçmamalıdır.

9) Malzeme özelliklerindeki belirsizlikler, küçük sapma değerleri için optimum sonuçları fazla etkilememektedir. Diğer taraftan büyük sapma değerleri, optimum sonuçları önemli derecede etkileyebileceğinden, tasarım aşamasında bu etkilerin de dikkate alınması gerekebilir.

10) Tabaka açılarındaki üretim hataları, optimum sonuçları büyük ölçüde etkilemektedir. O nedenle, tasarım aşamasında bu etkilerin mutlaka dikkate alınması gerekmektedir.

11) Kayma deformasyon etkisinin plak kalınlığının artmasıyla gittikçe artması durumu, elde edilen sonuçlardan açıkça görülmektedir.

12) Tabaka sayısı arttıkça eğilme-burulma etkileşiminin etkisi azaldığı için, tabaka sayısının çok fazla oluşu sonuçlar üzerinde fazla etkili olmamaktadır.

13) Frekans ve burkulma optimizasyonlarında maksimize edilen değerlerde en büyük sıçrama, tabaka sayısının ikiden dörde geçişinde meydana gelmektedir.

14) Serbestlik derecesi azaldıkça maksimize edilen frekans ve burkulma değerlerinde artma, ısı burkulma yüklerinde ise azalma meydana gelmektedir.

15) E_1/E_2 oranı arttıkça, elde edilen frekans değerlerinde artma meydana gelmektedir. Benzer sonuçlar, dayanım ve burkulma optimizasyonları için de uygulanarak elde edilebilir.

16) d/b oranı arttıkça, maksimize edilen burkulma yüklerinde azalma, frekanslarda ise belirli bir d/b oranından sonra artma meydana gelmektedir.

17) a/b oranı arttıkça, iki eksenli basınç yüklemesine bağlı burkulma optimizasyonunda optimum lif açıları artma meydana gelmekte ancak frekans optimizasyonunda fazla bir değişim meydana gelmemektedir. Isıl burkulma optimizasyonu için herhangi bir genelleme yapmak mümkün değildir.

18) Simetrik yerleşim durumunda elde edilen frekans değerleri, antisimetrik durumda elde edilen değerlerden daha az olmaktadır. Bu durumu, B_{ij} rijitliklerinin simetrik yerleşim durumunda sıfır olması nedeniyle frekansın da gittikçe azalmasına bağlayabiliriz. Ayrıca, daha farklı yerleşim durumları için de aynı irdelemeler yapılarak elde edilen sonuçlar karşılaştırılabilir.

19) N_y/N_x oranı arttıkça elde edilen kritik burkulma yüklerinde azalma meydana gelmektedir. Bunun yanında, optimum lif açıları fazla bir değişim meydana gelmemektedir.

20) α_2/α_1 oranı arttıkça ısı burkulma yüklerinde de artma, buna karşılık optimum lif açıları azalma meydana gelmektedir. Ancak ısı burkulma yüklerindeki artış oranı, ısı artım oranı arttıkça gittikçe azalmaktadır.

21) a/b oranı arttıkça maksimize edilen frekans, iki eksenli burkulma ve ısı burkulma yüklerinde azalma meydana gelmektedir.

22) a/b oranının çok fazla olması elde edilen optimum sonuçlar üzerinde fazla etkili olmamaktadır.

Diğer taraftan, bu çalışmayla ilgili bazı öneriler aşağıda verilmektedir.

1) Dayanım optimizasyon problemlerinde incelenen tabaka parametreleri, malzeme özelliklerindeki belirsizlik durumu, tabaka açısındaki belirsizlik durumu ve fonksiyonel olarak derecelendirilmiş malzeme kullanımı durumları diğer optimizasyon problemleri için de incelenebilir.

2) Bu çalışmada, tasarım değişkeni olarak tek lif açısı (θ_1) dikkate alınmaktadır. Aynı problemler, tasarım değişkeni sayısının birden fazla lif açısı olması durumu ($\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n$) için de irdelenebilir. Bunun yanında, tasarım değişkeni olarak tabaka kalınlığı vb. parametreler dikkate alınabilir. Ayrıca daha farklı sınırlayıcılar için de optimizasyon problemleri irdelenebilir.

3) Dayanım optimizasyonu problemi farklı sınır şartları için de incelenebilir.

4) Daha farklı ve karmaşık yükleme durumları için optimizasyon problemleri incelenerek daha genel irdemeler yapılabilir.

5) Geometrik ve malzeme bakımından doğrusal olmayan durumlar da dikkate alınarak aynı problemler çözümlü sonuçları karşılaştırılabilir.

6) İncelenen bu dört farklı optimizasyon problemi için çok amaçlı yani bu dördünü veya birkaçını ağırlıklı olarak dikkate alan (Pareto) optimizasyon problemi incelenebilir.

7) Dayanım optimizasyonu problemi, diğer hasar kriterlerine göre de çözümlenerek elde edilen sonuçlar karşılaştırılabilir.

5. KAYNAKLAR

- Abdalla M. M., Setoodeh, S. ve Gürdal, Z., 2007. Design of Variable Stiffness Composite Panels for Maximum Fundamental Frequency Using Lamination Parameters, Composite Structures, 81, 283-291.
- Abrate, S., 1995. Design of Multispan Composite Plates to Maximize The Fundamental Natural Frequency, Composites, 26, 10, 691-697.
- Abrate, S., 1995. Stability and Optimal Design of Laminated Plates with Internal Supports, International Journal of Solids and Structures, 32, 10, 1331-1347.
- Abrate, S., 1997. Optimum Fiber Orientations for Laminated Plates Under Uniform Loads, Proceedings of The 29th International SAMPE Technical Conference, Oct 28-Nov 1 1997, Orlando, FL, USA, 751-760.
- Abrate, S., 1999. Optimal Design of Composite Plates Under Thermal Loads, The ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 14-19 November, Nashville, TN, USA, 58, 147-153.
- Adali, S. ve Duffy, K. J., 1990. Optimal Design of Antisymmetric Hybrid Laminates Against Thermal Buckling, Journal of Thermal Stresses, 13, 1, 57-71.
- Adali, S., Lene, F., Duvaut, G. ve Chiaruttini, V., 2003. Optimization of Laminated Composites Subject to Uncertain Buckling Loads, Composite Structures, 62, 261-269.
- Adali, S. ve Verijenko, V. E., 2001. Optimum Stacking Sequence Design of Symmetric Hybrid Laminates Undergoing Free Vibrations, Composite Structures, 54, 131-138.
- Adams, D. F. ve Doner, D. R., 1967. Transverse Normal Loading of A Unidirectional Composite, Journal of Composite Materials, 1, 152-164.
- Adams, D. F. ve Doner, D. R., 1967. Longitudinal Shear Loading of A Unidirectional Composite, Journal of Composite Materials, 1, 1, 4-17.
- Agarwall, B. D. ve Broutman, L. J., 1980. Analysis and Performance of Fiber Composites, John Wiley&Sons, New York.
- Anlas, G. ve Tüzer, Ö., 2001. Design of Laminated Composite Plates Containing A Hole under In-Plane Loadings, Journal of Reinforced Plastics and Composites, 20, 12, 1024-1035.
- Ashida, F. ve Sakata, S., 2003. Optimum Design of A Multilayered Composite Plate Using Neural Networks, Journal of Thermal Stresses, 26, 1137-1150.
- Autio, M., 1998. Coupled Thermal-Structural Problems in The Optimization of Laminated Plates, Structural and Multidisciplinary Optimization, 15, 1, 49-56.
- Autio, M., 1999. Studies on Tailoring of Thermomechanical Properties of Composites, Ph. D. Thesis, Department of Mechanical Engineering, University of Oulu, Finland.

- Autio, M., 2000. Determining The Real Lay-Up of A Laminate Corresponding to Optimal Lamination Parameters by Genetic Search, Structural and Multidisciplinary Optimization, 20, 301-310.
- Autio, M., 2001. Optimization of Coupled Thermal-Structural Problems of Laminated Plates with Lamination Parameters, Structural and Multidisciplinary Optimization, 21, 40-51.
- Awrejcewicz, J. ve Krysko, V. A., 2003. Some Problems of Analysis and Optimization of Plates and Shells, Journal of Sound and Vibration, 264, 343-376.
- Aymerich, F. ve Serra, M., 2006. An Ant Colony Optimization Algorithm for Stacking Sequence Design of Composite Laminates, Computer Modeling in Engineering and Sciences, 13, 1, 49-65.
- Belblidia, F. ve Hinton, E., 2002. Fully Integrated Design Optimization of Plate Structures, Finite Elements in Analysis and Design, 38, 227-244.
- Ben, G. ve Kinoyama, Y., 1994. Buckling Designs of CFRP Symmetric Laminated Plates by A Neural Network, A Hen/Transactions of The Japan Society of Mechanical Engineers, 60, 570, 569-573.
- Bletzinger, K. U., 2006. Structural Optimization I. Department of Civil Engineering and Geodasy, Technical University of Munich.
- Bruyneel, M. ve Fleury, C., 2002. Composite Structures Optimization Using Sequential Convex Programming, Advances in Engineering Software, 33, 697-711.
- Chai, G. B., Ooi, K. T. ve Khong, P. W., 1993. Buckling Strength Optimization of Laminated Composite Plates, Computers&Structures, 46, 1, 77-82.
- Chang, R. R., Chu, K.H. ve Kam, T. Y., 1993. Design of Laminated Composite Plates for Maximum Shear Buckling Loads, Journal of Energy Resources Technology, 115, 4, 314-322.
- Chattopadhyay, A., Seeley, C. E. ve Jha, R., 1999. Aeroelastic Tailoring Using Piezoelectric Actuation and Hybrid Optimization, Smart Material Structures, 8, 83-91.
- Chen, J., Ge, R ve Wei, J., 2006. Optimization of The Reliability of Laminated Plates Based on The PSO, Journal of Huazhong University of Science and Technology, 34, 4, 96-98.
- Cho, H. K. ve Rowlands, R. E., 2005. Minimizing Stress Concentrations in Laminated Composites by Genetic Algorithm, ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 5-11 November, Orlando, FL, United States, 73-82.
- Conti, P., Luparello, S. ve Pasta, A., 1997. Layer Thickness Optimization in A Laminated Composite, Composites Part B, 28, 309-317.
- Correia, V. M. F., Soares, C. M. M. ve Soares, C. A. M, 2003. Buckling Optimization of Composite Laminated Adaptive Structures, Composite Structures, 62, 3-4, 315-321.

- Correia, V. M. F., Soares, C. M. M. ve Soares, C. A. M., 2001. Refined Models for The Optimal Design of Adaptive Structures Using Simulated Annealing, Composite Structures, 54, 161-167.
- Costa, L., Fernandes, L., Figueiredo, I., Júdice, J., Leal, R. ve Oliveira, P., 2004. Multiple and Single Objective Approaches to Laminate Optimization with Genetic Algorithms, Structural and Multidisciplinary Optimization, 27, 55-65.
- Daniel, I. M., 1974. Photoelastic Investigation of Composites, Composite Materials, 2, 433-489.
- Daniel, I. M. ve Ishai, O., 1994. Engineering Mechanics of Composite Materials, Oxford University Press, New York.
- De Faria, A. R. ve Hansen, J. S., 1999. Optimal Buckling Loads of Nonuniform Composite Plates with Thermal Residual Stresses, Journal of Applied Mechanics, 66, 2, 388-395.
- De Faria, A. R. ve De Almeida, S. F., 2004. Buckling Optimization of Composite Plates Subjected to Uncertain Thermal and Nonuniform Mechanical Loadings, Design and Optimization Symposium, Rio de Janeiro, Brazil.
- Deka, D. J., Sandeep, G., Chakraborty, D. ve Dutta, A., 2005. Multiobjective Optimization of Laminated Composites Using Finite Element Method and Genetic Algorithm, Journal of Reinforced Plastics and Composites, 24, 3, 273-285.
- Deng, S., Pai, P. F., Lai, C. C. ve Wu, P. S., 2004. Use of Simulated Annealing Algorithm for Ply Stacking Sequence in Composite Laminate Plate, Transactions of The Aeronautical and Astronautical Society of The Republic of China, 36, 2, 143-150 (Çince).
- Desmorat, B. ve Duvaut, G., 2004. Optimization of The Reinforcement of A 3D Medium with Thin Composite Plates, Structural and Multidisciplinary Optimization, 28, 407-415.
- Diaconu, C. G., Sato, M. ve Sekine, H., 2002. Layup Optimization of Symmetrically Laminated Thick Plates for Fundamental Frequencies Using Lamination Parameters, Structural and Multidisciplinary Optimization, 24, 302-311.
- Diaconu, C. G. ve Sekine, H., 2003. Flexural Characteristics and Layup Optimization of Laminated Composite Plates Under HygroThermal Conditions Using Lamination Parameters, Journal of Thermal Stresses, 26, 905-922.
- Diaconu, C. G. ve Weaver, P. M., 2005. Approximate Solution and Optimum Design of Compression-Loaded, Postbuckled Laminated Composite Plates, AIAA Journal, 43, 4, 906-914.
- Di Sciuva, M., Gherlone, M. ve Lomario, D., 2003. Multiconstrained Optimization of Laminated and Sandwich Plates Using Evolutionary Algorithms and Higher-Order Plate Theories, Composite Structures, 59, 149-154.
- Erdal, O. ve Sönmez, F. O., 2005. Optimum Design of Composite Laminates for Maximum Buckling Load Capacity Using Simulated Annealing, Composite Structures, 71, 1, 45-52.

- Falco, S. A., Afonso, S. M. B. ve Vaz, L. E., 2004. Analysis and Optimal Design of Plates and Shells Under Dynamic Loads-II: Optimization, Structural and Multidisciplinary Optimization, 27, 197-209.
- Falzon, B. G., Steven, G. P. ve Xie, Y.M., 1996. Shape Optimization of Interior Cutouts in Composite Panels, Structural Optimization, 11, 1, 43-49.
- Fares, M. E., Youssif, Y. G. ve Alamir, A. E., 2002. Optimal Design and Control of Composite Laminated Plates with Various Boundary Conditions Using Various Plate Theories, Composite Structures, 56, 1-12.
- Fares, M. E., Youssif, Y. G. ve Hafiz M. A., 2004. Structural and Control Optimization for Maximum Thermal Buckling and Minimum Dynamic Response of Composite Laminated Plates, International Journal of Solids and Structures, 41 1005-1019.
- Fares, M. E., Youssif, Y. G. ve Hafiz M. A., 2005. Multiobjective Design and Control Optimization for Minimum Thermal Postbuckling Dynamic Response and Maximum Buckling Temperature of Composite Laminates, Structural and Multidisciplinary Optimization, 30, 2, 89-100.
- Farshi, B. ve Herasati, S., 2006. Optimum Weight Design of Fiber Composite Plates in Flexure Based on A Two Level Strategy, Composite Structures, 73, 495-504.
- Farshi, B. ve Rabiei, R., 2007. Optimum Design of Composite Laminates for Frequency Constraints, Composite Structures, 81, 4, 587-597.
- Foldager, J. P., Hansen, J. S. ve Olhoff, N., 2001. Optimization of The Buckling Load for Composite Structures Taking Thermal Effects into Account, Structural and Multidisciplinary Optimization, 21, 14-31.
- Fukunaga, H., Ishikawa, T., Sato, M. ve Sekine, H., 1997. Thermoelastic Design of Symmetric Laminates Using Lamination Parameters, JSME International Journal, 40, 4, 389-397.
- Fukunaga, H., Sekine, H. ve Matsuno, Y., 1995. Optimization of Dynamic Response of Composite Structures, C Hen/Transactions of The Japan Society of Mechanical Engineers, 61, 590, 3895-3900.
- Gangadharan, S. N., Nagendra, S. ve Fiocca, Y., 1997. Response Surface Based Laminate Stacking Sequence Optimization Under Stability Constraints, Proceedings of The 38th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 7-10 April, Kissimmee, FL, USA, 3, 2381-2389.
- Grediac, M., 1999. Procedure for Designing Laminated Plates With Required Stiffness Properties. Application to Thin Quasi-Isotropic Quasi-Homogeneous Uncoupled Laminates, Journal of Composite Materials, 33, 20, 1939-1956.
- Grediac, M., 2001. On The Stiffness Design of Thin Woven Composites, Composite Structures, 51, 245-255.
- Grosset, L., Venkataraman, S. ve Haftka, R. T., 2002. Probability-Based Genetic Algorithm for Composite Laminate Optimization, Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Proceeding of AIAA 2002-1673.

- Gu, Y. ve Zhao, G., 2002. Design Optimization of Composite Laminated Plates with Sub-Layer Variable Method, AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 1, 130-137.
- Haftka, R. T., Gürdal, Z. ve Kamat, M. P., 1990. Elements of Structural Optimization, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht.
- Hansel, W. ve Becker, W., 1999. Layerwise Adaptive Topology Optimization of Laminate Structures, Engineering Computations, 16, 7, 841-851.
- Hatem, A., 2007. Kompozit Malzemeler, Metalurji ve Malzeme Mühendisliği, 1-27.
- Honda, S. ve Narita, Y., 2006. Buckling Optimization of Laminated Composite Plates By Minimizing Errors of The Discrete Lamination Parameters, Transactions of The Japan Society of Mechanical Engineers, 72, 8, 1262-1269.
- Honda, S., Narita, Y. ve Sasaki, K., 2007. Optimization for The Maximum Buckling Loads of Laminated Composite Plates- Comparison of Various Design Methods, Key Engineering Materials, 334-335, 89-92.
- Huang, C. ve Kröplin, B., 1995. On The Optimization of Composite Laminated Plates, Engineering Computations, 12, 5, 403-414.
- Huang, C. ve Kröplin, B., 1995. Optimum Design of Composite Laminated Plates Via A Multi-Objective Function, International Journal of Mechanical Sciences, 37, 3, 317-326.
- Huang, N. N. ve Tauchert, T. R., 1992. Thermal Buckling of Clamped Symmetric Laminated Plates, Thin-Walled Structures, 13, 259-273.
- Hull, D., 1981. An Introduction to Composite Materials, Cambridge University Press.
- Kabir, H. R. H., Askar, H. ve Chaudhuri, R. A., 2003. Thermal Buckling Response of Shear Flexible Laminated Anisotropic Plates Using A Three-Node Isoparametric Element, Composite Structures, 59, 173-187.
- Kam, T. Y. ve Chen, D. C., 1993. Design of Composite Laminates For Maximum Natural Frequency and Damping, Proceedings of The 16th Annual Energy-Sources Technology Conference and Exhibition, 31 January-4 February, Houston, TX, USA, 53, 15-21.
- Kam, T. Y., Lai, F. M. ve Liao, S. C., 1996. Minimum Weight Design of Laminated Composite Plates Subject to Strength Constraint, AIAA Journal, 34, 8, 1699-1708.
- Kang, J. H. ve Kim, C. G., 2005. Minimum Weight Design of Compressively Loaded Composite Plates and Stiffened Panels for Postbuckling Strength by Genetic Algorithm, Composite Structures, 69, 239-246.
- Kasprzak, J. and Ostwald, M., 2005. Multicriterion Optimization of Hybrid Composite Plates with Various Supports under Transverse Load, Proceedings of Applied Mathematical Mechanics, Luxembourg, 5, 747-748.

- Kassaimih, S. A., Mohamed, A. A. M. ve Kolkailah, F. A., 1994. Optimization of Fiber Orientations for Laminated Plates Under Axial Compression, Proceedings of The 38th International SAMPE Symposium and Exhibition, 10-13 May, Anaheim, CA, USA, 888-895.
- Kassaimih, S. A., Mohamed, A. A. M. ve Kolkailah, F. A., 1994. Optimization of Fiber Orientations for Laminated Plates Under Shear, Proceedings of The 7th International SAMPE Electronics Conference, 20-23 June, Parsippany, NJ, USA.
- Kassaimih, S. A., Mohamed, A. A. M. ve Kolkailah, F. A., 1995. Bi-Criteria Optimum Design of Laminated Plates Under Uniform Load and Shear, Proceedings of The 27th International SAMPE Technical Conference, 9-12 October, Albuquerque, NM, USA.
- Kassapoglou, C. ve Dobyns, A. L., 2001. Simultaneous Cost and Weight Minimization of Postbuckled Composite Panels Under Combined Compression and Shear, Structural and Multidisciplinary Optimization, 21, 372-382.
- Kawakami, T., Narita, Y. ve Sasaki, K., 2007. Optimization of Sound Vibration from Vibrating Laminated Rectangular Plates, Key Engineering Materials, 334-335, 93-96.
- Kazanç, V., 2002. Kompozit Malzemeler ve Mekanik Özellikleri, Bitirme Projesi, Süleyman Demirel Üniversitesi.
- Kere, P. ve Koski, J., 2002. Multicriterion Optimization of Composite Laminates for Maximum Failure Margins with An Interactive Descent Algorithm, Structural and Multidisciplinary Optimization, 23, 436-447.
- Khong, P. W., 1999. Optimal Design of Laminates for Maximum Buckling Resistance and Minimum Weight, Journal of Composites Technology and Research, 21, 25-32.
- Kim, S. J. ve Goo, N. S., 1993. Optimal-Design of Laminated Composite Plates in A Fuzzy Environment, AIAA Journal, 31, 3, 578-583.
- Kim, J. S., Kim, C. G. ve Hong, C. S., 2001. Practical Design of Tapered Composite Structures Using The Manufacturing Cost Concept, Composite Structures, 51, 285-299.
- Kogiso, N., Nakagawa, S., 2004. Reliability-Based Optimization of Laminated Composite Plates Subject to In-Plane Strength Using Response Surface Method, Japan Society of Mechanical Engineers, 70, 7, 962-969.
- Kogiso, N., Nakagawa, S. ve Murotsu, Y., 2003. Lamination Parameters Applied to Reliability- Based In-Plane Strength Design of Composites, AIAA Journal, 41, 11, 2200-2207.
- Kogiso, N., Shao, S. ve Murotsu, Y., 1997. Reliability-Based Optimum Design of A Symmetric Laminated Plate Subject to Buckling, Structural Optimization, 14, 2-3, 184-192.

- Kogiso, N., Shao, S., Miki, M. ve Murotsu, Y., 1997. Reliability Analysis and Reliability-Based Design of Composite Laminated Plate Subject to Buckling, Proceedings of The 38th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 7-10 April, Kissimmee, FL, USA, 2, 1366-1376.
- Kogiso, N., Watson, L. T., Gürdal, Z., Haftka, R. T. ve Nagendra, S., 1994. Design of Composite Laminates by A Genetic Algorithm With Memory, Mechanics of Composite Materials and Structures, 1, 95-117.
- Kovacs, G., Groenwold, A. A., Jarmai, K. ve Farkas, J., 2004. Analysis and Optimum Design of Fibre-Reinforced Composite Structures, Structural and Multidisciplinary Optimization, 28, 170-179.
- Kumar, N. ve Tauchert, T. R., 1992. Multiobjective Design of Symmetrically Laminated Plates, Journal of Mechanical Design, 114, 4, 620-625.
- Kumar, V. V., Rajasekaran, S., Nalinaa, K., Greeshma, S. ve Poornima, N. S., 2003. Optimal Lay-Up of Hybrid Composite Beams, Plates and Shells Using Cellular Genetic Algorithm, Structural Engineering and Mechanics, 16, 5, 557-580.
- Lam, Y. C., Manickarajah, D. ve Bertolini, A., 2000. Performance Characteristics of Resizing Algorithms for Thickness Optimization of Plate Structures, Finite Elements in Analysis and Design, 34, 159-174.
- Lee, Y. S., Lee, Y. W. ve Na, M.S., 1994. Optimal Design of Hybrid Laminated Composite Plates with Dynamic and Static Constraints, Computers and Structures, 50, 6, 797-803.
- Lee, Y. S., Lee, Y. W., Yang, M. S. ve Park, B. S., 1999. Optimal Design of Thick Laminated Composite Plates for Maximum Thermal Buckling Load, Journal of Thermal Stresses, 22, 3, 259-273.
- Leiva, J. P., Ghosh, D. K. ve Rastogi, N., 2002. A New Approach in Stacking Sequence Optimization of Composite Laminates Using Genesis Structural Analysis and Optimization Software, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 4-6 September, Atlanta, Georgia.
- Lin, C. C. ve Lee, Y. J., 2004. Stacking Sequence Optimization of Laminated Composite Structures Using Genetic Algorithm with Local Improvement, Composite Structures, 63, 3-4, 339-345.
- Lin, C. C. ve Yu, A. J., 1991. Optimum Weight Design of Composite Laminated Plates, Computers&Structures, 38, 5-6, 581-587.
- Liu, Y. ve Jin, F., 2004. Shape Optimization of Interior Cutouts in Square Laminated Composite Panels Using Non-Gradient Biomimetic Technique, Journal of Tsinghua University, 44, 12, 1630-1633.
- Liu, Y., Jin, F. ve Li., Q., 2006. A Strength-Based Multiple Cutout Optimization in Composite Plates Using Fixed Grid Finite Element Method, Composite Structures, 73, 403-412.

- Liu, B., Haftka, R. T. ve Akgün, M. A., 2000. Two-Level Composite Wing Structural Optimization Using Response Surfaces, Structural and Multidisciplinary Optimization, 20, 87-96.
- Liu, B., Haftka, R. T. ve Trompette, P., 2004. Maximization of Buckling Loads Of Composite Panels Using Flexural Lamination Parameters, Structural and Multidisciplinary Optimization, 26, 28-36.
- Luersen, M. A., Le Riche, R. ve Guyon, F., 2004. A Constrained, Globalized, and Bounded Nelder-Mead Method for Engineering Optimization, Structural and Multidisciplinary Optimization, 27, 43-54.
- Lund, E., 2006. Buckling Topology Optimization of Laminated Multi-Material Composite Structures, 8th Biennial ASME Conference on Engineering Systems Design and Analysis, 4-7 July, Torino, Italy.
- Majak, J. ve Hannus, S., 2003. Orientational Design of Anizotropic Materials Using The Hill and Tsai-Wu Strength Criteria, Mechanics of Composite Materials, 39 (6), 509-520.
- Maneepan, K., Shenoi, R. A., Jeong, H. K. ve Blake, J. I. R., 2006. Multi-Objective Optimisation of Orthogonally Tophat-Stiffened Composite Laminated Plates, 25th International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering, 4-9 June, Hamburg, Germany.
- Mesquita, L., 1985. Optimal Design of Stiffened Laminated Composite Plates with Frequency Constraints, 26th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference., Orlando, FL, USA, 825-833.
- Miki, M., 1982. Material Design of Composite Laminates with Required In-Plane Elastic Properties, In Progress in Science and Engineering of Composites (eds Hayashi, T., Kawata, K. ve Umekawa, S.), ICCM-IV, Tokyo, 1725-1731.
- Miki, M. ve Sugiyama, Y., 1993. Optimum Design of Laminated, Composite Plates Using Lamination Parameters, AIAA Journal, 31, 5, 921-922.
- Miki, M., Sugiyama, Y. ve Sakurai, K., 1990. Design of Fibrous Composite Plates for Maximum Bending Stiffness, Zairyo/Journal of The Society of Materials Science, 39, 438, 236-241 (Japonca).
- Mirzaeifar, R., Bahai, H., Aryana, F. ve Yeilaghi, A., 2007. Optimization of The Dynamic Characteristics of Composite Plates Using An Inverse Approach, Journal of Composite Materials, 41, 26, 3091-3108.
- Moh, J. S. ve Hwu, C. B., 1997. Optimization for Buckling of Composite Sandwich Plates, AIAA Journal, 35, 5, 863-868.
- Moita, J. S., Barbosa, J. I., Soares, C. M. M. ve Soares, C. A. M., 2000. Sensitivity Analysis and Optimal Design of Geometrically Non-Linear Laminated Plates and Shells, Computers and Structures, 76, 407-420.
- Morton, S. K. ve Webber, J. P. H., 1994. Heuristic Optimization of A Laminated Composite Plate and Its Comparison with A Minimization Method, Communication in Numerical Methods in Engineering, 10, 1, 59-65.

- Mullin J., Berry, J. M. ve Gatti, A., 1968. Some Fundamental Fracture Mechanisms Applicable to Advanced Filament Reinforced Composites, Journal of Composite Materials, 2, 1, 82-103.
- Murayama, K., Marita, Y. ve Sasaki, K., 2007. The Shear Deformable Effect on Optimum Lay-Ups of Laminated Plates, Key Engineering Materials, 334-335, 97-100.
- Nagendra, S., Haftka, R.T. ve Gürdal, Z., 1991. Buckling Optimization of Laminate Stacking Sequence with Strain Constraints, Proceedings of The 10th Conference on Electronic Computation, 29 April-1 May, Indianapolis, IN, USA, 205-212.
- Narita, Y., 2003. Layerwise Optimization for The Maximum Fundamental Frequency of Laminated Composite Plates, Journal of Sound and Vibration, 263, 1005-1016.
- Narita, Y. ve Hodgkinson, J. M., 2005. Layerwise Optimisation for Maximising The Fundamental Frequencies of Point-Supported Rectangular Laminated Composite Plates, Composite Structures, 69, 127-135.
- Narita, Y. ve Ohta, Y., 1993. Simplified Optimal Design Method for Vibration and Buckling of Laminated Plates, Proceedings of The Pressure Vessels and Piping Conference, 25-29 July, CO, USA, 265, 23-34.
- Narita, Y. ve Turvey, G. J., 2004. Maximization of Buckling Loads of Symmetrically Laminated Composite Rectangular Plates Using A Layerwise Optimization Approach, Journal of Mechanical Engineering Science, 218, 7, 681-691.
- Ootao, Y., Tanigawa, Y. ve Ishimaru, O., 2000. Optimization of Material Composition of Functionally Graded Plate for Thermal Stress Relaxation Using A Genetic Algorithm, Journal of Thermal Stresses, 23, 3, 257-271.
- Özcan, A., 2007. Kompozit Malzemeler, Maltepe Üniversitesi, 1-50.
- Özcömert, M., 2005. İleri Malzeme Teknolojileri Sektör Raporu, İstanbul Ticaret Odası.
- Pandey, M. D. ve Sherbourne, A. N., 1993. Postbuckling Behaviour of Optimized Rectangular Composite Laminates, Composite Structures, 23, 1, 27-38.
- Pai, P. F., Deng, S., Lai, C. C. ve Wu, P. S., 2006. Genetic Algorithms in Simulating Optimal Stacking Sequence of A Composite Laminate Plate with Constant Thickness, International Journal of Modelling and Simulation, 26, 1, 61-67.
- Pan, E., 2003. Exact Solution for Functionally Graded Anisotropic Composite Laminates, Journal of Composite Materials, 37, 1903-1920.
- Park, C. H., Lee, W. I., Han, W. S. ve Vautrin A., 2004. Simultaneous Optimization of Composite Structures Considering Mechanical Performance and Manufacturing Cost, Composite Structures, 65, 117-127.
- Park, C. H., Lee, W. I., Han, W. S. ve Vautrin A., 2003. Weight Minimization of Composite Laminated Plates with Multiple Constraints, Composites Science and Technology, 63, 1015-1026.
- Parnas, L., Oral, S. ve Ceyhan, Ü., 2003. Optimum Design of Composite Structures with Curved Fiber Courses, Composites Science and Technology, 63, 1071-1082.

- Pedersen, N. L., 2002. Topology Optimization of Laminated Plates with Prestress, Computers and Structures, 80, 559-570.
- Pedersen, N. L., 2006. On Design of Fibers-Net and Orientation for Eigenfrequency Optimization of Plates, Computational Mechanics, 39, 1, 1-13.
- Pedersen, P., 2004. Examples of Density, Orientation, and Shape-Optimal 2D-Design for Stiffness and/or Strength with Orthotropic Materials, Structural and Multidisciplinary Optimization, 26, 37-49.
- Potgieter, E. ve Stander, N., 1998. The Genetic Algorithm Applied to Stiffness Maximization of Laminated Plates: Review and Comparison, Structural Optimization, 15, 221-229.
- Qiu, Z., 2005. Convex Models and Interval Analysis Method to Predict The Effect Of Uncertain-but-Bounded Parameters on The Buckling of Composite Structures, Computer Methods in Applied Mechanical and Engineering, 194, 2175-2189.
- Rahul, Chakraborty, D. ve Dutta, A., 2005. Optimization of FRP Composites Against Impact Induced Failure Using Island Model Paralel Genetic Algorithm, Composite Science and Technology, 65, 2003-2013.
- Rahul, Sandeep, G., Chakraborty, D. ve Dutta, A., 2006. Multiobjective-Optimization of Hybrid Laminates Subjected to Transverse Impact, Composite Structures, 73, 360-369.
- Ramos, U. ve Leal, R., 2003. Optimal Location of Piezoelectric Actuators, AMAS Workshop on Smart Materials and Structures, SMART'03, Jadwisin, 101-110.
- Rao, A. R. M. ve Arvind, N., 2005. A Scatter Search Algorithm for Stacking Sequence Optimisation of Laminate Composites, Composite Structures, 70, 4, 383-402.
- Rao, M. A., Ratnam, C., Srinivas, J. ve Prekumar, A., 2002. Optimum Design of Multilayer Composite Plates Using Simulated Annealing, Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers Part L-Journal of Materials-Design and Applications, 216 (L3), 193-197.
- Reddy, J. N., 1997. Mechanics of Laminated Composite Plates: Theory and analysis, CRC Press, Florida.
- Reddy, J. N., 2003. Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells: Theory and analysis, Second Edition, CRC Press, Florida.
- Rikards, R. ve Chate, A., 1995. Optimal design of Sandwich and Laminated Composite Plates Based on The Planning of Experiments, Structural and Multidisciplinary Optimization, 10, 1, 46-53.
- Rosen, B. W., 1964. Tensile Failure of Fibrou Composites, AIAA Journal, 2, 1985-1991.
- Rosen, B. W., 1965. Mechanics of Composite Strengthening, Ch. 3, in Fiber Composite Materials, ASM, Metals Park, OH.
- Saravanos, D. A. ve Chamis, C.C., 1992. Multiobjective Shape and Material Optimization of Composite Structures Including Damping, AIAA Journal, 30, 3, 805-813.

- Setoodeh, S., 2005. Optimum design of variable-stiffness fiber-reinforced composites Using cellular automata, Master of Science in Mechanical Engineering, Shiraz University, Iran.
- Setoodeh, S., Abdalla, M. M. ve Gürdal, Z., 2006. Design of Variable-Stiffness Laminates Using Lamination Parameters, Composites Part B: Engineering, 37, 4-5, 301-309.
- Shin, P. Y. and Achenbach, M. R., 1991. Design Optimization of Blade-Stiffened Laminated Composite Plates, Winter Annual Meeting of The American Society of Mechanical Engineers, 1-6 December, Atlanta, GA, USA, 225, 143-150.
- Shupikov, A. N., Smetankina, N. V. ve Sheludko, H. A., 1998. Selection of Optimal Parameters of Multilayer Plates at Nonstationary Loading, Meccanica, 33, 553-564.
- Singha, M. K., Ramachandra, L. S. ve Bandyopadhyay, J. N., 2000. Optimum Design of Laminated Composite Plates for Maximum Thermal Buckling Loads, Journal of Composite Materials, 34, 23, 1982-1997.
- Sivakumar, K., Iyengar, N. G. R. ve Kalyanmoy, S., 1999. Optimum Design of Laminated Composite Plates undergoing Large Amplitude Oscillations, Applied Composite Materials, 6, 87-98.
- Sivakumar, K., Iyengar, N. G. R. ve Kalyanmoy, S., 2000. Optimization of Composite Laminates with Cutouts Using Genetic Algorithm, Variable Metric and Complex Search Methods, Engineering Optimization, 32, 5, 635-657.
- Soares, C. A. M, Soares, C. M. M ve Correia, V. M. F., 2000. Modelling and Design of Laminated Composite Structures with Integrated Sensors and Actuators, Computational Mechanics for The Twenty-First Century, Saxe-Coburg Publications, Edinburg, U.K., 165-185.
- Soares, C. M. M., Soares, C. A. M ve Correia, V. M. F., 1999. Optimal Design of Piezolaminated Structures, Composite Structures, 47, 625-634.
- Soeiro, A. V., Antonio, C. A. C. ve Marques, A. T., 1994. Multilevel Optimization of Laminated Composite Structures, Structural and Multidisciplinary Optimization, 7, 1-2, 55-60.
- Soremekun, G., Gürdal, Z., Haftka, R. T. ve Watson, L. T., 2001. Composite Laminate Design Optimization by Genetic Algorithm with Generalized Elitist Selection, Computers and Structures, 79, 131-143.
- Soykasap, O. ve Karakaya, S., 2007. Structural Optimization of Laminated Composite Plates for Maximum Buckling Load Capacity Using Genetic Algorithm, Key Engineering Materials, 348-349, 725-728.
- Spallino, R., Giambanco, G. ve Rizzo, S., 1999. Design Algorithm for The Optimization of Laminated Composite Structures, Engineering Computations, 16, 3, 302-315.
- Spallino, R. ve Rizzo, S., 1999. Optimal Design of Laminated Composite Plates, International Conference on Computer Aided Optimum Design of Structures, 5, 277-286.

- Spallino, R. ve Thierauf, G., 2000. Thermal Buckling Optimization of Composite Laminates by Evolution Strategies, Computers and Structures, 78, 691-697.
- Tanigawa, Y., Matsumoto, M. ve Akai, T., 1997. Optimization of Material Composition to Minimize Thermal Stresses in Nonhomogeneous Plate Subjected to Unsteady Heat Supply, JSME International Journal Series A-Solids Mechanics and Material Engineering, 40, 1, 84-93.
- Tenek, L. H. ve Hagiwara, I., 1994. Eigenfrequency Maximization of Plates by Optimization of Topology Using Homogenization and Mathematical-Programming, JSME International Journal Series C-Dynamics Control Robotics Design and Manufacturing, 37, 4, 667-677.
- Teters, G., 2007. Multicriteria Optimization of A Rectangular Composite Plate Subjected to Longitudinal Thermal Stresses and Buckling in Shear Loading, Mechanics of Composite Materials, 43, 1, 59-62.
- Todoroki, A. ve Terada, Y., 2002. Stacking Sequence Optimizations Using Fractal Branch and Bound Method, 43th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Apr 22-25 2002, Denver, CO, 2, 774-780.
- Todoroki, A., Suenaga, K. ve Shimamura, Y., 2003. Stacking Sequence Optimizations Using Modified Surface in Lamination Parameters, Advanced Composite Materials, 12, 1, 35-55.
- Todoroki, A., Watanabe, K., Kobayashi, H. ve Nakamura, H., 1994. Stiffness Optimization of Composite Laminated Structures by Object-Oriented Finite-Element Analysis Method, A Hen/Transactions of The Japan Society of Mechanical Engineers, Part A, 60, 571, 860-866.
- Topal, U. ve Uzman, Ü., 2005. Free Vibration Analysis of Laminated Plates Using First-Order Shear Deformation Theory, The 7th International Conference on Vibration Problems (ICOVP-2005), University of İsik, 5-9 September, 485-493.
- Topal, U. ve Uzman, Ü., 2006. Optimal Design of Laminated Composite Plates to Maximise Fundamental Frequency Using MFD Method. Structural Engineering and Mechanics, 24, 4, 479-491.
- Topal, U. ve Uzman, Ü., 2007a. Optimum Design of Clamped Circular Laminated Plates for Large Deflection, International Symposium on Advances in Earthquake&Structural Engineering, University of Suleyman Demirel, Antalya, 24-26 October.
- Topal, U. ve Uzman, Ü., 2007b. Optimum Design of Laminated Composite Plates to Maximize Buckling Load Using MFD Method. Thin-Walled Structures, 45, 7-8, 660-669.
- Topal, U. ve Uzman, Ü., 2008a. Maximization of Buckling Load of Laminated Composite Plates with Central Circular Holes using MFD Method. Structural and Multidisciplinary Optimization, 35, 2, 131-139.
- Topal, U. ve Uzman, Ü., 2008b. Thermal Buckling Load Optimization of Laminated Composite Plates. Thin-Walled Structures, 46, 6, 667-675.

- Topal, U. ve Uzman, Ü., 2008c. Frequency Optimization of Laminated Angle-Ply Plates with Circular Hole. Materials and Design, 29, 8, 1512-1517.
- Topal, U. ve Uzman, Ü., 2008d. Strength Optimization of Laminated Composite Plates. Journal of Composite Materials, (in press).
- Tsai, L. R., Chang, Y. H. ve Tsao, F. L., 1995. Design of Optimal Stacking Sequence for Laminated FRP Plates with Inplane Loading. Computers and Structures, 55, 4, 565-580.
- Tsai, S. W. ve Wu, E. M., 1971. A General Theory of Strength for Anisotropic Materials, Journal of Composite Materials, 5, 58-80.
- Ulcay, Y., Akyol, M. ve Gemci, R., 2002. Polimer Esaslı Lif Takviyeli Kompozit Malzemelerin Arabirim Mukavemeti Üzerine Farklı Kür Metotlarının Etkisinin İncelenmesi, Uludağ Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi, 7, 1, 93-116.
- URL-1, www.mathworks.com/matlabcentral/files/15658/content/Epox4.html. 16 Mart 2007.
- Ünal, O., 2007. Kompozit Malzemelerin Özellikleri ve Sınıflandırılması, Afyon Kocatepe Üniversitesi.
- Vanderplaats, G. N. ve Moses, F., 1973. Structural Optimization by Method of Feasible Directions, Journal of Computers Structures, 3, 739-755.
- Vanderplaats, G. N., 1984a. An Efficient Feasible Direction Algorithm for Design Synthesis, AIAA Journal, 22, 11, 1633-1640.
- Vanderplaats, G. N., 1984b. Numerical Optimization Technique for Engineering Design, McGraw Hill, New York.
- Vatandaş, Ö. G., 2007. Tekne Yapımında Kullanılan Sandviç Kompozit T Bağlantısında Gerilme Analizi, Bitirme Projesi, Dokuz Eylül Üniversitesi.
- Vinson, J. R. ve Sierakowski, R. L., 2002. The Behavior of Structures Composed of Composite Materials, Second Edition, Kluwer Academic Publishers.
- Walker, M., 2000. A Method for Optimally Designing Laminated Plates Subject to Fatigue Loads for Minimum Weight Using A Cumulative Damage Constraint, Composite Structures, 48, 213-218.
- Walker, M., 2001. Multiobjective Design of Laminated Plates for Maximum Stability Using The Finite Element Method, Composite Structures, 54, 389-393.
- Walker, M., 2002. The Effect of Stiffeners on The Optimal Ply Orientation and Buckling Load of Rectangular Laminated Plates, Computers and Structures, 80, 2229-2239.
- Walker, M., Reiss, T. ve Adali, S., 1997. Optimal Design of Symmetrically Laminated Plates for Maximum Buckling Temperature, Journal of Thermal Stresses, 20, 1, 21-33.

- Walker, M., Reiss, T. ve Adali, S., 1997. A Procedure to Select The Best Material Combinations and Optimally Design Hybrid Composite Plates for Minimum Weigth and Cost, Engineering Optimization, 29, 1-4, 65-83.
- Walker, M. ve Smith, R. E., 2003. A Technique for The Multiobjective Optimization of Laminated Composite Structures Using Genetic Algorithms and Finite Element Analysis, Composite Structures, 62, 123-128.
- Walker, M. ve Smith, R. E., 2003. A Simple Self-Design Methodology for Laminated Composite Structures to Minimize Mass, Advances in Engineering Software, 34, 601-605.
- Wang, X., Chen, J. ve Luo, C., 2004. Optimum Design of The Reliability for Composite Laminates Based on Genetic Algorithm, Journal of Huazhong University of Science and Technology, 32, 1, 10-12.
- Wang, X., Hansen, J. S. ve Oguamanam, D. C. D., 2004. Layout Optimization of Stiffeners in Stiffened Composite Plates with Thermal Residual Stresses, Finite Elements in Analysis and Design, 40, 9-10, 1233-1257.
- Wang, X., Oguamanam, D. C. D. ve Hansen, J. S., 2005. Shape Optimization of Stiffeners in Stiffened Composite Plates with Thermal Residual Stresses, Structural and Multidisciplinary Optimization, 30, 1, 38-42.
- Wang, C. M., Xiang, Y. ve Kitipornchai, S., 1997. Optimal Locations of Point Supports in Laminated Rectangular Plates for Maximum Fundamental Frequency, Structural Engineering and Mechanics, 5, 6, 691-703.
- Weaver, P., 2005. Analysis and Design of Composite Plates and Shells. Department of Aerospace Engineering, University of Bristol.
- Willway, T. A. ve White, R. G., 1998. Optimization of CFRP Laminate Dynamic Properties Using Combinations of Short/Continuous Fibres and Stiff/Flexible Resin Matrices, Composites, 19, 3, 205-210.
- Xiu, Y. S., 2005. Ply Optimization Design for Stability of Composite Laminates, Gongcheng Lixue/Engineering Mechanics, 22, 6, 212-216.
- Yamazaki, K., 1996. Two-Level Technique of Composite Laminate Plates by Genetic Algorithms, Proceeding of The 1st US-Japan Joint Seminar on Structural Optimization, 13 April, Chicago, IL, USA, 212-222.
- Yapıcı, A. ve Şahin, Ö. S., 2003. ([30,-30]₂) Fiber Takviyeli Tabakalı Termoplastik Kompozit Levhalarda Delik-Kenar Arasında Oluşan Elasto-Plastik Gerilmeler, Mühendis ve Makina, 519, 41-46.
- Youssif, Y. G., Fares, M. E. ve Hafiz, M. A., 2001. Optimal Control of The Dynamic Response of An Anisotropic Plate with Various Boundary Conditions, Mechanics Research Communications, 28, 5, 525-534.
- Yuanxian, G. ve Guozhong, Z., 2002. Design Optimization of Composite Laminated Plates with Sub-Layer Variable Method, 43rd Structures, Structural, Dynamics and Materials Conference, 22-25 April, Denver, CO, 1, 130-137.

- Zhang, W. ve Evans, K.E., 1992. Fortran Program for The Design of Laminates with Required Mechanical Properties, Computers and Structures, 45, 5-6, 919-939.
- Zhao, X. ve Narita, Y., 1997. Maximization of Fundamental Frequency for Generally Laminated Rectangular Plates by The Complex Method, Japan Society of Mechanical Engineers, 63, 606, 364-370.

ÖZGEÇMİŞ

Umut TOPAL 1977 yılında Trabzon'da doğdu. İlk öğrenimini İskenderpaşa İlkokulu'nda, orta öğrenimini Kanuni Ortaokulu'nda, lise öğrenimini ise Affan Kitapçıoğlu Lisesi'nde tamamladı. 1994 yılında girdiği üniversite sınavını kazanarak Yıldız Teknik Üniversitesi İnşaat Mühendisliği Bölümü'ne başladı. Lisans dönemini 1997-1998 öğretim yılı Haziran döneminde tamamladı. 1999 yılında Karadeniz Teknik Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi İnşaat Mühendisliği Bölümü'nde Yüksek Lisan öğrenimine başladı. Aynı yıl, KTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü'nün açmış olduğu Araştırma Görevlisi sınavını kazanarak bu göreve başladı. 2002 yılında Yüksek Lisansı'nı tamamladıktan sonra aynı yıl doktora başladı. Eylül 2007'de, aynı üniversitenin Gümüşhane'de açmış olduğu Öğr. Gör. kadrosuna atandı. Evli ve bir çocuk babası olan TOPAL İngilizce bilmekte ve Gümüşhane Mühendislik Fakültesi İnşaat Mühendisliği Bölümü'ndeki görevine devam etmektedir.