



T.C.
KONYA TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ



**ÇİFT – ÇİFT KOMPOZİTLERDE TERMAL
BURKULMANIN BİRİNCİ MERTEBE
KAYMA DEFORMASYON TEORİSİ İLE
MODELLENMESİ VE PARÇACIK SÜRÜ
OPTİMİZASYONU YÖNTEMİYLE
OPTİMİZASYONU**

Ahmet Emre AKHAN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Ağustos-2025
KONYA
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Ahmet Emre AKHAN tarafından hazırlanan “Çift – Çift Kompozitlerde Termal Burkulmanın Birinci Mertebe Kayma Deformasyon Teorisi ile Modellenmesi ve Parçacık Sürü Optimizasyonu Yöntemiyle Optimizasyonu” adlı tez çalışması 25/08/2025 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Konya Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı’nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Başkan

Doç. Dr. Emin SALUR
(Selçuk Üniversitesi)

Danışman

Prof. Dr. Ömer Sinan ŞAHİN
(Konya Teknik Üniversitesi)

Üye

Doç. Dr. Abdullah ASLAN
(Konya Teknik Üniversitesi)

İmza

.....

.....

.....

Yukarıdaki sonucu onaylarım.

Prof. Dr. Mevlüt UYAN
Enstitü Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

Ahmet Emre AKHAN

Tarih:25.08.2025

ÖZET
YÜKSEK LİSANS

**ÇİFT – ÇİFT KOMPOZİTLERDE TERMAL BURKULMANIN BİRİNCİ
MERTEBE KAYMA DEFORMASYON TEORİSİ İLE MODELLENMESİ VE
PARÇACIK SÜRÜ OPTİMİZASYONU YÖNTEMİYLE OPTİMİZASYONU**

Ahmet Emre AKHAN

**Konya Teknik Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

Danışman: Prof. Dr. Ömer Sinan Şahin

2025, 84 Sayfa

Jüri
Prof. Dr. Ömer Sinan ŞAHİN
Doç. Dr. Abdullah ASLAN
Doç Dr. Emin SALUR

Bu tez çalışmasında, Tsai'nin önerdiği çift-çift kompozit levha tasarım yaklaşımı için Klasik Kompozit Plaka Teorisi (CLPT) ve Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisi (FSDT) denklemleri yardımıyla MATLAB ortamında kompozit plaka için A, B ve D rijitlik matrisleri hesaplanmıştır. Plakanın kuvvet-moment denge denklemleri, A ve D rijitlik matrisleri yardımıyla burkulma denklemi oluşturulmuştur. Düzlem içi gerilmelerin kompozit A matrisi ve orta düzlem şekil değişimi ile ilişkilendirilmesi kritik sıcaklık farkının elde edilmesini sağlamaktadır. Kompozit bir plaka için geliştirilen kod yardımıyla, burkulmanın meydana geldiği en yüksek sıcaklık farkı; çift-çift kompozit dizilim kuralları, değişken tabaka kalınlıkları ve farklı sınır koşulları (SSSS, SSCC, CCSS, CCCC) dikkate alınarak Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) algoritması ile hesaplanmıştır. Kritik sıcaklık farkının belirlenmesinde iki temel kısıtlama kullanılmıştır. Birinci kısıtlama, tabakalar arası kayma gerilmesinin (ILSS) tabakalar arası kayma mukavemetinden (ILS) küçük olmasıdır. Bu kapsamda, epoksi matrisli cam elyaf ve karbon elyaf takviyeli iki farklı çift-çift kompozit levha için standartlardan alınan tabakalar arası mukavemet değerleri dikkate alınmış ve bu değeri aşmayan dizilimler belirlenmiştir. Bu kısıtlama, tabakaların ayrılmasını önlemeyi amaçlamaktadır. İkinci kısıtlama ise, elde edilen kritik sıcaklık farkının Tsai-Hill hasar kriterini sağlamasıdır. Belirtilen kısıtlamalar için MATLAB koduna penaltı fonksiyonu eklenmiştir. Bu penaltı fonksiyonu dışında kalan optimum tasarım parametreleri PSO algoritması ile elde edilmiştir. Burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklığı veren sürü değerleri; ilk açı (θ_1), ikinci açı (θ_2), tabaka kalınlığı (t) plaka boyu/ plaka eni (a/b) kullanılarak elde edilen kritik sıcaklık farkı değeri pozitif bir değer olmasına rağmen, PSO algoritması maliyet fonksiyonunu minimize etmeye çalıştığı için maliyet fonksiyonu negatif değeri alınmıştır. Kritik sıcaklık farkı ΔT 'nin maksimum değeri, maliyet fonksiyonunun minimumu olarak değerlendirilmekte ve PSO tarafından en uygun çözüm olarak seçilmektedir. PSO algoritması, farklı tabaka sayıları ($K = 8, 16, 32$ ve 40) için küresel en iyi değerleri hesaplamakta, ardından bu değerler içinden optimum değerli seçmektedir. Örnek vermek gerekirse SSSS sınır şartında çift eksenli yükleme ve grafit/epoksi malzeme için burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklık farkı değeri (maliyet fonksiyonu) -278.54 olarak hesaplanmıştır. Bu maliyet fonksiyonunun sürü değerleri ise $\theta_1:16^\circ$, $\theta_2:16^\circ$, $t: 0.0004m$, $K: 40$, $a/b:1.5$ olacak şekilde hesaplanmıştır. Sonuçlar kısmında PSO algoritması sonucunda edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisi, Çift-Çift Kompozit, Klasik Kompozit Plaka Teorisi, Kompozit, Matlab, Optimizasyon, Parçacık Sürü Optimizasyonu, Tabakalar Arası Kayma Gerilmesi, Tabakalar Arası Mukavemet, Termal Burkulma, Tsai- Hill Hasar Kriteri

ABSTRACT

MS THESIS

MODELING OF THERMAL BUCKLING OF DOUBLE-DOUBLE COMPOSITES USING FIRST ORDER SHEAR-DEFORMATION THEORY AND OPTIMISATION USING PARTICLE SWARM OPTIMIZATION METHOD

Ahmet Emre Akhan

Konya Technical University
Institute of Graduate Studies
Department of Mechanical Engineering

Advisor: Prof. Dr. Ömer Sinan Şahin

2025, 84 Pages

Jury

Prof. Dr. Ömer Sinan ŞAHİN
Doç. Dr. Abdullah ASLAN
Doç Dr. Emin SALUR

In this thesis, for the bi-axial laminate design approach proposed by Tsai, the Classical Laminate Plate Theory (CLPT) and First-Order Shear Deformation Theory (FSDT) equations were employed to compute the A, B, and D stiffness matrices of a composite plate in MATLAB. The plate's force-moment equilibrium equations, together with the A and D stiffness matrices, were used to formulate the buckling equations. The relationship between the in-plane stresses, the composite A matrix, and the mid-plane deformation enabled the determination of the critical temperature difference. Using the developed MATLAB code, the maximum temperature difference at which buckling occurs was calculated by the Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm, taking into account the bi-axial laminate rules, variable ply thicknesses, and different boundary conditions (SSSS, SSCC, CCSS, CCCC). Two main constraints were imposed in determining the critical temperature difference. The first constraint requires that the interlaminar shear stress (ILSS) must be lower than the interlaminar shear strength (ILS). For this purpose, standard interlaminar strength values were considered for epoxy matrix glass fiber and carbon fiber-reinforced bi-axial laminates, ensuring that the selected stacking sequences do not exceed these limits, thereby preventing delamination between plies. The second constraint requires that the obtained critical temperature difference satisfies the Tsai-Hill failure criterion. A penalty function was incorporated into the MATLAB code to enforce these constraints. The remaining optimal design parameters were determined using the PSO algorithm. The swarm values corresponding to the maximum buckling temperature were used to obtain the critical temperature difference based on the first ply angle (θ_1), second ply angle (θ_2), ply thickness (t), and plate aspect ratio (a/b). Although the critical temperature difference (ΔT) is positive, the cost function is defined as negative because the PSO algorithm minimizes the cost function. Therefore, the maximum ΔT is evaluated as the minimum of the cost function and is selected as the optimal solution by the PSO. The PSO algorithm computes the global best solutions for different ply numbers ($K = 8, 16, 32$, and 40) and selects the optimal configuration among them. For instance, under SSSS boundary conditions, bi-axial loading, and graphite/epoxy material, the maximum temperature difference was calculated as -278.54 , with the corresponding swarm parameters $\theta_1 = 16^\circ$, $\theta_2 = 16^\circ$, $t = 0.0004$ m, $K = 40$, and $a/b = 1.5$. In the Results section, the outcomes obtained from the PSO algorithm are compared across different cases.

Keywords: First-Order Shear Deformation Theory, Symmetric Angle-Ply Composite, Classical Laminate Plate Theory, Composite, MATLAB, Optimization, Particle Swarm Optimization, Interlaminar Shear Stress, Interlaminar Shear Strength, Thermal Buckling, Tsai-Hill Failure Criterion.

ÖNSÖZ

Yüksek lisans öğrenim ve tez dönemim boyunca desteklerini ve bilgi birikimini esirgemeyen, beni her zaman yönlendiren ve yardımcı olan değerli danışmanım Prof. Dr. Ömer Sinan Şahin hocama, çalışma arkadaşlarım Fırat Turgut, Zekican Akçay, Emircan Metin ve her zaman yanımda olan değerli eşime teşekkürü borç bilirim.

Ahmet Emre Akhan
KONYA-2025



İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
ÖNSÖZ	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	ix
1. GİRİŞ	1
1.1. Geleneksel Kompozit Katman Dizilimi ve Tasarım Kuralları	6
1.2. Çift Çift Kompozit Malzemeler	7
1.3. Kompozitlerde Termal Burkulma	9
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	14
3. KLASİK LAMİNASYON TEORİSİ (CLPT)	19
4. KOMPOZİT HASAR TEORİLERİ	35
4.1. Tsai-Hill Hasar Teorisi	36
4.2. Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisi (FSDT)	36
5. OPTİMİZASYON YÖNTEMLERİ.....	39
5.1. Tek Amaçlı Optimizasyon	40
5.2. Çoklu Amaç Optimizasyonu.....	40
5.2.1. Ağırlıklı Toplam Yöntemi	41
5.2.2. ϵ Kısıtlama Yöntemi	41
5.3. Parçacık Sürü Optimizasyonu.....	42
5. MATERYAL VE YÖNTEM.....	46
5.1. SSSS Sınır Şartı Altında Çift Eksenli Yükleme (N_x, N_y) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:	49
5.2. SSSS Sınır Şartı Altında Tek Eksenli Yükleme (N_x) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:	51
5.3. CCSS Sınır Şartı Altında Tek Eksenli Yükleme (N_x) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:	53
5.4. SSCC Sınır Şartı Altında Tek Eksenli Yükleme (N_x) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:	55
5.5. SSSF Sınır Şartı Altında Tek Eksenli Yükleme (N_x) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:	57
5.6. CCCC Sınır Şartı Altında Tek Eksenli Yükleme (N_x) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:	59

6. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA.....	61
7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	73
7.1 Sonuçlar	73
7.2 Öneriler	74
KAYNAKLAR	75
EKLER	80



SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

Q_{ij} : İndirgenmiş rijitlik katsayıları

σ_1 : 1 yönündeki normal gerilme

σ_2 : 2 yönündeki normal gerilme

τ_{12} : 1-2 düzlemindeki kayma gerilmesi

ε_1 : 1 yönündeki şekil değişimi

ε_2 : 2 yönündeki şekil değişimi

γ_{12} : 1-2 düzlemindeki kayma şekil değişimi

E_1 : 1 yönündeki elastiklik modülü

ν_{12} : Majör poisson oranı

ν_{21} : Minör poisson oranı

G_{12} : 1-2 düzlemindeki kayma modülü

θ : Lokal eksenler ile yapısal eksenler arasındaki açı

T: Dönüşüm matrisi

R: Reuter matrisi

$[\overline{Q}]$: İndirgenmiş rijitlik matrisi

u_0 : x yönündeki yer değişimi

v_0 : y yönündeki yer değişimi

w_0 : z yönündeki yer değişimi

u : x yönündeki toplam yer değişim

v : y yönündeki toplam yer değişim

w : z yönündeki toplam yer değişim

α : x ekseninin z eksenine bağlı yer değiştirme açısı

ε_x : x yönündeki şekil değişimi

ε_y : y yönündeki şekil değişimi

γ_{xy} : x ve y eksenleri üzerindeki kayma şekil değişimi

ε_x^0 : x eksenindeki orta düzlem şekil değişimi

ε_y^0 : y eksenindeki orta düzlem şekil değişimi

γ_{xy}^0 : x-y düzlemi üzerindeki orta düzlem kayma şekil değişimi

κ_x : x ekseni üzerindeki eğrilik

κ_y : y ekseni üzerindeki eğrilik

κ_{xy} : x-y düzlemi üzerindeki eğrilik

z: açısal şekil değişimi

n: Tabaka sayısı

t_k : Tabaka kalınlığı

h: Levha kalınlığı

A: Uzama- kısalma rijitlik matrisi

B: Birleşik gerilme- şekil değiştirme matrisi

D: Eğilme rijitlik matrisi

N_x : x yönündeki aksenal kuvvet

N_y : y yönündeki aksenal kuvvet

N_{xy} : x-y düzlemi üzerindeki kayma kuvveti

Q_x : x ekseni üzerindeki kesme kuvveti

Q_y : y ekseni üzerindeki kesme kuvveti

M_x : x eksenindeki moment

M_y : y eksenindeki moment

M_{xy} : x-y ekseni üzerindeki moment

a: Plaka boyu

b: Plaka eni

α_x : Açılı bir plakaya ait x yönündeki termal genleşme katsayısı

α_y : Açılı bir plakaya ait y yönündeki termal genleşme katsayısı

α_{xy} : Açılı bir plakaya ait x-y düzlemlerindeki termal genleşme katsayısı

ΔT : Sıcaklık farkı

α_1 : malzemenin boyuna termal genleşme katsayısı

α_2 : malzemenin enine termal genleşme katsayısı

N_x^T : x yönündeki termal kuvvet

N_y^T : y yönündeki termal kuvvet

N_{xy}^T : x-y düzlemi üzerinde oluşan termal kuvvet

M^T : Termal moment

M_x^T : x eksen üzerindeki termal moment

M_y^T : y eksen üzerindeki termal moment

M_{xy}^T : x-y düzlemi üzerindeki termal moment

ε_x^T : x yönündeki termal şekil değişimi

ε_y^T : y yönündeki termal şekil değişimi

γ_{xy}^T : x-y düzlemi üzerindeki termal kayma şekil değişimi

ε_x^M : x eksen üzerindeki mekanik şekil değişimi

ε_y^M : y eksen üzerindeki mekanik şekil değişimi

ε_{xy}^M : x-y düzlemi üzerindeki kayma şekil değişimi

$(\sigma_1^T)_{ult}$: 1 yönündeki maximum çekme gerilmesi

$(\sigma_2^T)_{ult}$: 2 yönündeki maximum çekme gerilmesi

$(\tau_{12})_{ult}$: 1-2 eksenleri üzerindeki maximum kayma gerilmesi

τ_{xz} : x-z düzlemi üzerindeki kayma gerilmesi

k_s : Kayma düzeltme faktörü

A_s : Kesit alanı

$f(x)$: Amaç fonksiyonu

$g_j(x)$: Kısıt

n_c : Kısıtlama sayısı

X : Tasarım değişkeni

X_i^l : Tasarım değişkeninin alt sınırı

X_i^u : Tasarım değişkeninin üst sınırı

x_{ij}^k : i'inci ve j'inci yönlerdeki parçacığın pozisyonu

v_{ij}^k : i'inci ve j'inci yönlerdeki parçacığın hızı.

k : Yineleme numarası

p_{ij} : j'inci parçacığın i'inci en iyi pozisyonu

g_j : En iyi pozisyonun j'inci bileşeni

w : Eylemsizlik ağırlığı

c_1 : Kişisel öğrenme katsayısı

c_2 : Küresel öğrenme katsayısı

Kısaltmalar

CLPT: Klasik Laminat Plaka Teorisi

FSDT: Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisi

DD: Çift-Çift

PSO: Parçacık Sürü Optimizasyonu

ILSS: Tabakalar Arası Kayma Gerilmesi

ILS: Tabakalar Arası Mukavemet

SCF: Kayma Düzeltme Faktörü

SS: Basit mesnet

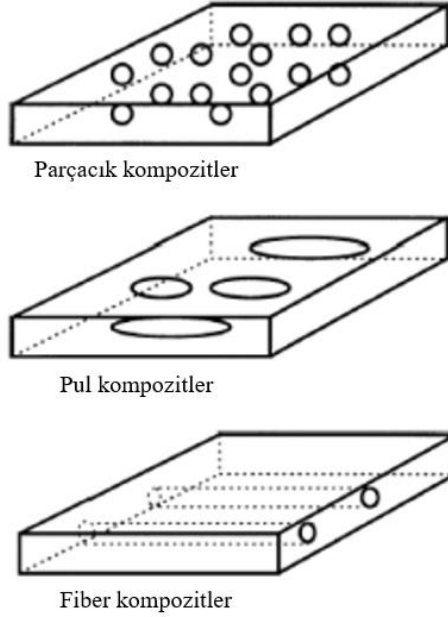
C: Ankastre mesnet

F: Serbest

1. GİRİŞ

Havacılık endüstrisinde yüksek ağırlık geçmişten günümüze çözülmesi gereken bir problem olmuştur. Ağırlığın azaltılması hava aracının taşıyabileceği faydalı yük kapasitesini artırmakla kalmaz, aynı zamanda yakıt tasarrufunu da beraberinde getirir. Yapılan araştırmaya göre yakıt kullanımındaki %3' lük azalma her bir hava aracı için yılda 300.000 ABD doları kar sağlamaktadır (Sullivan ve Igbal, 2009). Hava aracının maruz kalacağı yükleri, dayanımı düşürmeden azaltmak geleneksel malzemelere kıyasla daha hafif malzemeler kullanılarak mümkündür. Bu amaçla kompozit malzeme tercih edilmiştir. Kompozit malzemeler önemli ölçüde farklı fiziksel veya kimyasal özelliklere sahip iki veya daha fazla bileşen malzemenin bir araya gelmesiyle oluşan yeni bir malzeme türüdür.

Kompozit malzemeler matris ve takviye olmak üzere iki bileşenden oluşur. Bu iki bileşenden temel bileşen olan matris, kompozit malzemelerde plastik deformasyon sırasında oluşabilecek çatlak ve kırılmayı önleyici rol oynamakta ve kompozit malzemenin kopmasını önlemektedir. Matris malzemelerin bir diğer önemli özelliği de fiber malzemeleri yük altında bir arada tutmak ve kompozit malzemenin bütünlüğünü korumaktır. Fiberler kompozit malzemenin yük taşıma özelliğini sağlar. Havacılıkta ağırlık avantajından dolayı polimer matrisli malzemeler kullanılmaktadır. Polimer matris malzemesine epoksi ve poliester örnek verilebilir. Takviye malzemesine cam, karbon ve aramid örnek verilebilir. Kompozit malzemeler matris malzemesine göre ve takviye elemanının kullanımına bağlı olarak iki şekilde sınıflandırılır. Matris malzemesine göre; metal matrisli kompozitler, seramik matrisli kompozitler ve polimer matrisli kompozitler olarak üçe ayrılır. Takviye elemanının yönelimine göre ise fiber takviyeli kompozitler, partikül takviyeli kompozitler ve yapısal kompozitler olarak üçe ayrılır. Şekil 1.1'de gösterildiği gibi takviye elemanı; küresel, lifsel veya tabakamsı (disk şeklinde) geometriye sahip olabilir.



Şekil 1.1. Tabaka elemanına göre kompozitler (Kaw, 2006)

Yapısal uygulamalar açısından en yaygın kompozit türü, yüksek özgül mukavemet ve rijitlik değerleri nedeniyle fiber takviyeli kompozit yapılardır. Bu tercih birçok malzemenin fiber formunda iken, hacimsel formuna kıyasla çok daha yüksek çekme dayanımı sergilemesinden kaynaklanmaktadır. Örneğin cam fiber, yüksek bir sertlik/ağırlık oranına sahip olmasına karşın, gevrek yapısı nedeniyle tek başına yapısal amaçlı kullanımı oldukça sınırlıdır. Bu durum, cam içindeki mikro kusurların çatlak başlatıcıları olarak işlev görmesi ve bu çatlakların ani kırılmalara yol açabilmesinden kaynaklanmaktadır. Ancak fiber formunda bulunan cam takviyeler, bu tür lokal kusurlardan dolayı bütün yapının performansını kritik düzeyde etkilemez. Fiberlerin bir matris fazı içerisinde gömülü olması fiberlerin yapı içerisinde stabil bir biçimde tutulmasını, uygulanan yüklerin fiberler arasında etkin biçimde transfer edilmesini ve mekanik/çevresel hasarlara karşı korunmasını sağlar. Yapısal fiber takviyeli kompozitlerde matris fazı olarak genellikle epoksi esaslı termoset polimerler tercih edilmektedir. Bu malzemeler iyi ara yüzey yapışması, kimyasal direnç ve işlenebilirlik özellikleri nedeniyle yaygın kullanım alanına sahiptir (Åberg ve Gudmundson, 1999).

Havacılıkta değişken yük koşulları ve yük yollarına bağlı olarak tabakalı kompozitler kullanılmaktadır. Airbus A380, CFRP kullanılan (Karbon Fiber Takviyeli Plastik) ilk uçaktır. Şekil 1.2’de Airbus A380 uçağında CFRP kullanılan yapısal parçalar gösterilmiştir. Alüminyum alaşımların kullanımına kıyasla 1.5 tona kadar ağırlık azaltılması sağlanmışır (Mrazova, 2013).

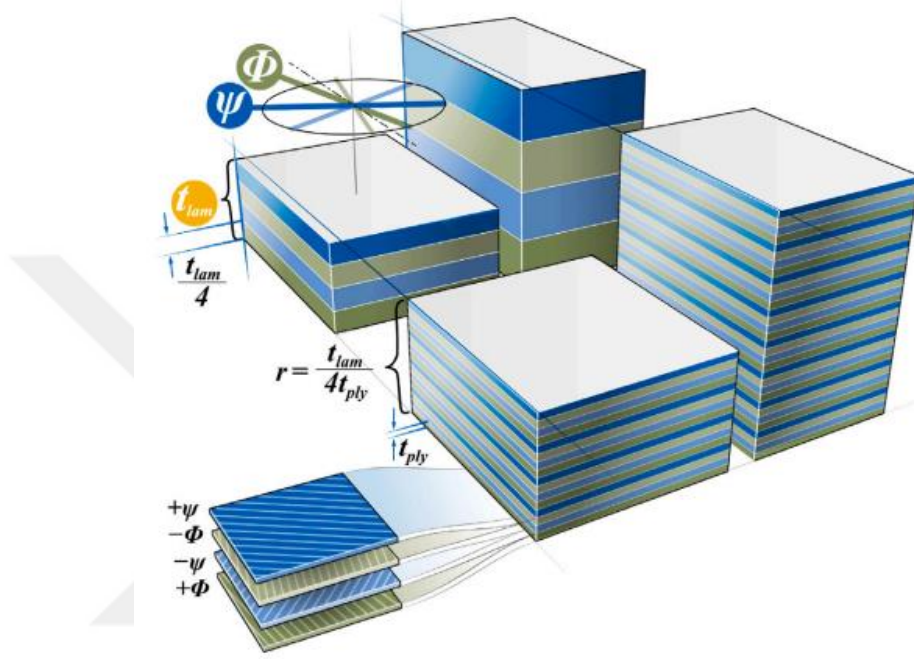


Şekil 1.2. Airbus A380 uçağında CFRP kullanılan yapısal parçalar (Wanhill, 2018)

Tabakalı kompozitler geleneksel serim açlarına göre dizilmektedir. Bu serim açıları $0 / 45^\circ / 90^\circ / -45^\circ$ ’dir. Serim açıları üretimde yaşanan zorluklar ve mekanik özellikleri elde ederken yapılan kupon testlerinin fazla olması sebebiyle bu dört açı ile sınırlandırılmışır.

Tsai’nin yeni çalışması olan çift- çift kompozit levhalar iki farklı fiber yönelimini kullanarak farklı yapısal özelliklerin elde edilebildiği yeni bir tür kompozit yerleşimidir (Tsai, 2021). Bu tez kapsamında geleneksel kompozit dizilimi yerine çift- çift kompozit dizilimi kullanılacaktır. Çift-çift kompozit levhaların kombinasyonu, malzeme özelliklerini optimize etmek ve istenen performansı elde etmek için büyük öneme sahiptir. Bu dizilimi klasik kompozit diziliminden ayıran en önemli özellik simetri eksenini gereksiniminin bulunmamasıdır. Böylece karmaşık geometrilerin üretiminde esneklik sağlanır.

Aynı zamanda uygulanan yükleme sonucu dayanım değeri/ağırlık karşılaştırıldığında, optimum değer geleneksel kompozit dizilimine göre çift- çift kompozit dizilimi ile elde edildiği bu konuda yapılan çalışmalar ile ortaya konmuştur. Şekil 1.3’de çift çift kompozit levhaya ait katman yerleşimini gösterilmiştir (Vermes ve Tsai, 2021).



Şekil 1.3. Çift çift kompozit dizilimi (Zerbst ve diğer, 2025)

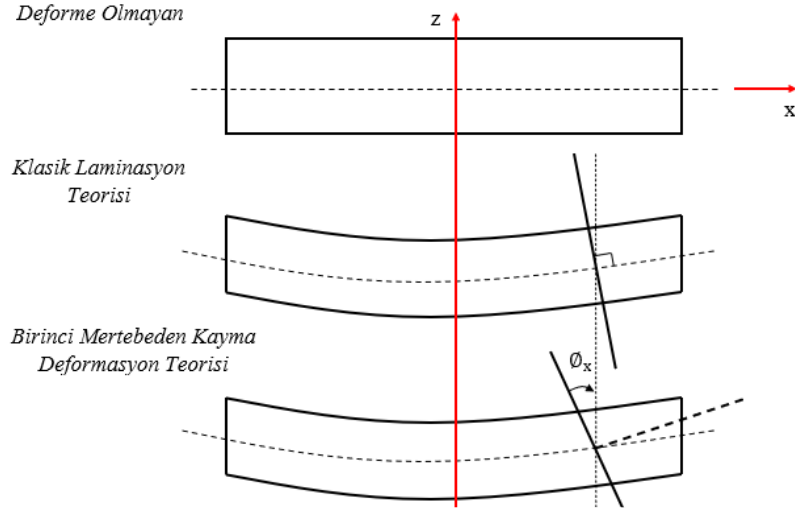
Havacılıkta kompozit malzemelerin kullanımı oldukça yaygındır. Geleneksel malzemelere oranla kompozitler yüksek dayanım/ağırlık oranına sahiptir. Yüksek hızlı uçaklar ve uzay araçları uçuş sırasında şiddetli aerodinamik ısınmaya ve büyük ölçüde değişen termal ortamlara maruz kalır. Yüksek sıcaklık ortamlarında yapısal bütünlüğü korumak için, hava aracı yapısal tasarımı düşük Mach sayılı uçakların tasarım konseptlerinden farklı olmalıdır. Yüksek hızlı uçuş sırasında oluşan yüksek termal gerilmeler, termal burkulmalara dayanabilen malzemelerin geliştirilmesine sebep olmuştur. Kompozit panellerin basma gerilmelerine tepkisi (termal yükleme ve kenar mesnetlenmeler nedeniyle) klasik bir plaka burkulma problemidir (Duran ve diğ., 2015). İki tarafı mesnetlenmiş kompozit bir levha düşünüldüğünde sıcaklık farkının pozitif olduğu durumda termal bir yükleme koşulunda levha uzamaya başlayacak, burada oluşacak basma gerilmesi kritik bir değeri aştığında yapı başka bir denge konumuna geçme eğilimi gösterecek ve burkulma ortaya çıkacaktır.

Sıcaklık farkının negatif olduğu durumda ise termal gerilmeler sebebiyle çekme yönünde bir zorlanma meydana gelecektir.

Sıcaklık farkının hem pozitif hem negatif olabildiği duruma Albedo radyasyonu örnek olarak gösterilebilir. Uçaklarda Albedo radyasyonu, uçağın yüzeyinin güneş ışığını yansıtması sonucu ortaya çıkan bir olgudur. Albedo, bir yüzeyin üzerine düşen ışığın ne kadarının yansıdığını ifade eden bir ölçümdür ve bu oran yüzeyin rengine, yapısına ve malzemesine bağlı olarak değişir. Uçaklar genellikle parlak renklerde boyanır veya kaplanır, bu da güneş ışığının büyük bir kısmının yansımaya neden olur. Ayrıca, uçakların yüzeylerinin metalik veya beyaz renkli kaplamalarla kaplanmış olması da Albedo etkisini artırır (Anderson, 2020).

Bu tez çalışması kapsamında geliştirilecek formülasyonun sayısal çözümü için Matlab yazılımından faydalanılacaktır. Farklı en/boy oranlarındaki levhalar için farklı sınır koşullarında (Basit Mesnet, Ankastre Mesnet, Hareketli Mesnet, Sabit Mesnet vb.) burkulmaya sebep olacak sıcaklık farkları formüle edilerek eğilme durumunda tabakalar arası ve tabaka içinde normal/kayma gerilmelerinin nasıl oluşacağını belirlemek için Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisi (FSDT) kullanılacaktır.

FSDT'nin temeli Klasik Kompozit Laminasyon teorisi (CLPT)'dir. CLPT'de plaka deforme olduktan sonra bile, tarafsız eksene dik olan çizgiler yine tarafsız eksene dik kalır. CLPT'de sadece düzlem içi (τ_{xy}) kayma gerilmelerinin dikkate alındığı, kalınlık boyunca meydana gelen kayma yer değiştirmelerinin göz ardı edildiği gösterilmektedir. Bu durum ince plakalar için kabul edilebilir olsa da kalınlık arttıkça sonuçlarda ihmal edilemez seviyelerde sapmalara neden olmaktadır (Coşkun, 2022). Şekil 1.4'de CLPT ve FSDT arasındaki fark plaka kesiti üzerinden gösterilmiştir. Burada FSDT'de θ_x açısı enine normalin orta düzlem yüzeyi ile yaptığı açığı belirtmektedir.



Şekil 1.4. Kayma deformasyon teorilerine göre bir levhanın kesitinin deformasyonu (Coşkun,2022)

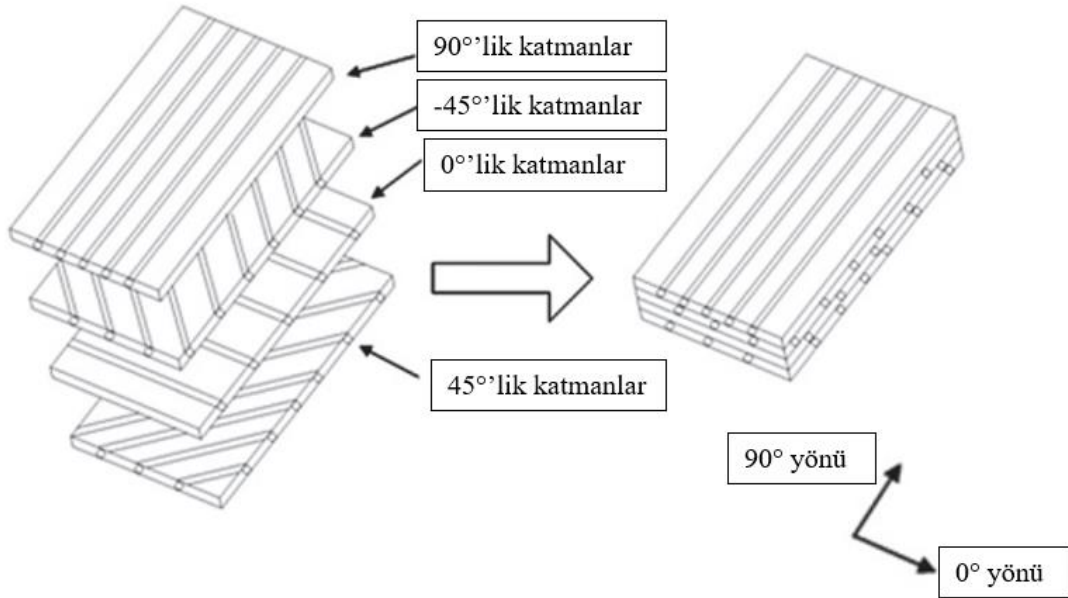
FSDT kullanılarak tabakalar arası kayma gerilmesi (ILSS) hesaplanıp, her malzemenin kendine özgü olan kayma gerilmesi (ILS)'den küçük olması şartı sağlanacaktır. Eğer ILSS, ILS'den büyük olursa kompozit levhada tabaka ayrılmaları gerçekleşir. Birinci dereceden kayma deformasyon teorisi ile kayma gerilmelerinin nasıl oluşacağı belirlendikten sonra çalışılacak burkulma sıcaklığını maksimize etmek için hangi çift- çift kompozitte kaç katmanlı yapı oluşturulması gerektiği Parçacık Sürü Optimizasyonu ile elde edilecektir. Bu çalışmanın sonucunda değişken sıcaklık koşulları altında ağırlığın en az olduğu levha için burkulma sıcaklıklarının maksimum olduğu çift- çift kompozit levha dizilimi belirlenecektir.

CLPT ve FSDT kullanılarak bulunan σ_x , σ_y ve τ_{xy} 'nin Tsai-Hill hasar kriterine uyup uymadığı kontrol edilecektir.

1.1. Geleneksel Kompozit Katman Dizilimi ve Tasarım Kuralları

Geleneksel kompozit katman oryantasyonları dört farklı açı üzerinden gerçekleşmektedir. Bu katman açıları 0° , 45° , -45° ve 90° ile sınırlandırılmıştır. Bu açı oryantasyonları için mekanik özellikler deneysel test verileri ile elde edilebilmektedir. Tabakalar eğilmeyi önlemek için orta düzlem simetrisine uygun yerleştirilmelidir. Tabakalar arasındaki kayma gerilmelerinden ötürü tabaka ayrılmalarını ve tabakaların burulma etkisini önlemek için simetri düzlemi üzerine ne kadar 45° ve -45° katman yerleştirildiyse, simetri düzlemi altına da o kadar 45° ve -45° lik katman yerleştirilmelidir.

Yük yönündeki katmanları (0°) korumak açısından en dış katmana 45° ve -45° 'lik katmanlar yerleştirilir. Bu katmanlar tabakanın darbelere, çizilmelere ve burkulmaya direncini artırır. Çatlak yayılmasını ve katman kenarı etkilerini önlemek için aynı lif yönelimine sahip bitişik katmanların sayısının sınırlandırılması önerilir. Bitişik katmanlar arasındaki yönelim değişikliği, çatlak yayılmasını ve katmanlar arası kesme etkilerini azaltarak delaminasyonu (katman ayrılması) önlemek için maksimum 45° değeriyle sınırlıdır. $0^\circ/45^\circ/90^\circ$ katman yönlerinde genellikle %10 olacak şekilde minimum katman oranlarına ilişkin gereklilikler ortaya koyarak her yönde minimum sertlik miktarının uygulanması, ikincil yüklemelerden kaynaklanan arızayı önlemek için yaygın bir uygulamadır (Fedon ve diğ., 2021). Şekil 1.5'te geleneksel kompozit katman dizilimi gösterilmiştir.

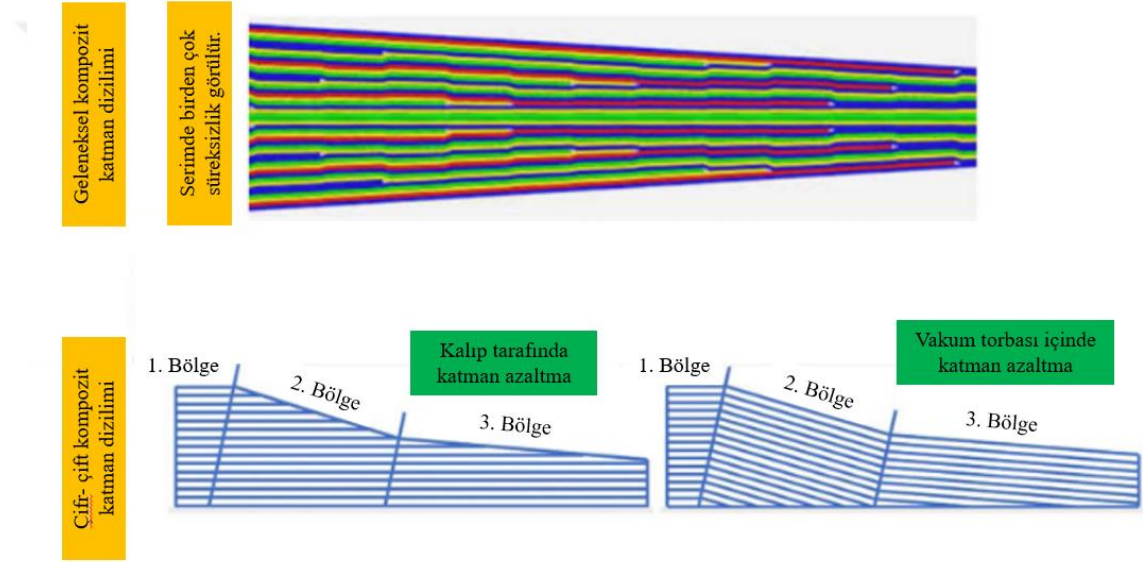


Şekil 1.5. Geleneksel kompozit katman dizilimi (Xin ve diğ., 2016)

1.2. Çift Çift Kompozit Malzemeler

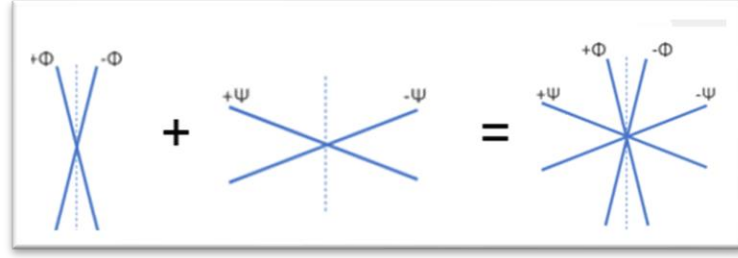
0° , 45° , -45° ve 90° katman yönlerinin (dörtgen) kullanımı, 1960'larda bor ve karbon kompozitlerinin başlangıcına dayanmaktadır. Dörtlü katman dizilimleri, yıllar içinde gelenekselleşen açılar haline gelmiştir. Dört belirli katman yönelim açısının kullanımının yıllarca devam etmesi kompozit tasarımının gelişimine zarar vermiştir. Kompozit tasarımında, yeni malzeme özellikleri için yüksek kupon testi sayısı gerekliliği dörtlü katman dizilimi haricinde bir çalışma yapılmasının önünde engel olmuştur.

Çift-çift (DD) adı verilen yeni bir katman yerleşimi, dörtlü katman diziliminde karşılaşılan birçok sorunu çözmektedir. DD ile kompozit tabakaların homojenizasyonu daha kolay bir hale gelmektedir. Kompozit katman simetrisini sağlamak için simetri eksenine altına atılan katmanların kalkması ile ağırlıktan tasarruf edilmektedir. Konik bir şekilde kalınlık azaltma yöntemi dörtlü katman yerleşiminde kalınlık azaltılırken kullanılmaktadır. DD ile katman düşüşü üst katmandan başlayarak en alt katmana doğru yapılabilir, koniklik aranmaz. Katman sayısındaki düşüşten çok katman maliyetinde de azalma meydana gelir. Şekil 1.6'da DD kompozit diziliminde katman düşüşü gösterilmiştir.



Şekil 1.6. a) Geleneksel kompozit levhada katman düşüşü, b) DD kompozit diziliminde katman düşüşü (Tsai, 2021)

York, 20 katlı ply diziliminde DD'nin burkulma davranışını incelemiştir (York, 2021). DD, temel olarak dört katmana $[+/-\Phi/+/-\Psi]$ sahiptir ve homojenizasyonu sağlamak için benzer şekilde seçilen dört katmanın tekrarlı dizilimiyle kompozit levha oluşmaktadır. Geleneksel kompozit dizilimde bir levhada katman sayısı 10 veya daha fazla olduğunda, katman diziliminin permütasyonlarının sayısı yüz binlerce olur. DD'nin yalnızca bir önerilen istifleme dizisi vardır. Bu dizilim $(\Phi/-\Psi/-\Phi/\Psi)$ tekrar sayısı kadar dizilerek dört katlı yapılandırma oluşturulur ve dörtlü katman serimde bant formlarında tasarlanıp üretilir (Tsai, 2021). Şekil 1.7'de DD kompozit dizilimi gösterilmiştir.



Şekil 1.7. DD kompozit dizilimi (Tsai ve diğer., 2025)

1.3. Kompozitlerde Termal Burkulma

Kompozit yapılarda hasara yol açan iki temel etken bulunmaktadır. Bunlardan ilki, malzeme dayanım sınırlarının aşılması sonucu ortaya çıkan elyaf kırılması, matris çatlaması veya tabakalar arası ayrışma gibi malzeme hasar mekanizmalarıdır. İkincisi ise, yapının yük taşıma kapasitesini aniden kaybetmesine neden olan ve genellikle burkulma (yapısal kararsızlık) olarak adlandırılan durumdur. Özellikle ince cidarlı kompozit plakalar ve kabuk yapılar, düşük ağırlık ve yüksek rijitlik avantajları yanında, burkulma problemine karşı daha hassas olmaktadır. İnce elemanlar basma yükü altında yalnızca malzeme dayanımına bağlı olarak değil, aynı zamanda rijitlik özelliklerine bağlı olarak da göçmeye uğrayabilirler. Bu olaya burkulma denir ve bir stabilite problemidir. Burkulmanın oluşabilmesi için elemandaki gerilmelerin mutlaka akma veya kırılma sınırlarına ulaşması gerekmez; kritik yük, malzemenin elastisite modülü ve geometrik özellikleri tarafından belirlenir. Dolayısıyla emniyetli mukavemet değerlerinin çok altında dahi burkulma gerçekleşebilir. Ayrıca pratikte hiçbir eleman ideal geometriye sahip olamayacağı gibi, yükler de tam eksenel olarak uygulanamaz. Bu nedenle, basma yükleri altında burkulma olasılığı her zaman dikkate alınmalıdır.

Yüksek hızlı uçaklar uçuş sırasında aerodinamik ısınma, basınç ve akustik yükten şikayetçidir. Yüksek hız gereksinimleri nedeniyle, genellikle yüksek mukavemete sahip hafif yapılar kullanılır. Tipik bileşenlerden biri olarak, uçak endüstrisinde yüksek sertlik/ağırlık oranı ve mekanik özellikleri nedeniyle kompozit plakalar yaygın olarak kullanılır.

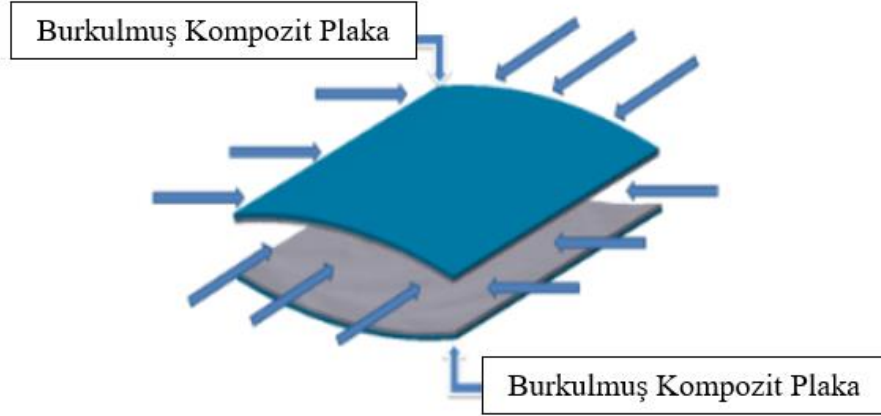
Termal ortam, kompozit malzemenin mekanik özelliklerini etkiler ve kısıtlanmış yapıda termal gerilmeler oluşturur (Chen ve diğer., 2018). Kompozit levha yüzeyine etkiyen aerodinamik basınç ve termal yükler, levhada burkulma davranışını ortaya çıkarır.

Termal ortam, malzemenin mekanik özelliklerini etkiler ve plakada termal gerilmeler oluşturur. Hem termal ortam hem de plakanın gerilmeler sonucunda geometrisindeki değişiklikler, plaka yapısının sertlik özelliklerini değiştirir (Li ve diğer,2017).

Bu nedenle, kompozit plakaların basınç yükü ve termal ortam altındaki dinamik özelliklerini araştırmak esastır.

Plakaların doğrusal olmayan analizi genellikle Von Karman denklemlerine dayanarak araştırılmıştır. Whitney ve Leissa (1969), şekil değiştirme etkilerini göz önünde bulundurarak anizotropik plakaları analiz etmiştir. Kompozit plakalar, enine kayma şekil değişimine karşı hassastır çünkü enine yöndeki eşdeğer kayma modülü, düzlem içi elastiklik modülüne kıyasla çok daha küçüktür. Enine kayma şekil değişimini göz önünde bulunduran Birinci Dereceden Kayma Deformasyonu Teorisi (FSDT), basitliği ve deneysel sonuçlarla iyi uyum sağlaması nedeniyle plakaları modellemek için yaygın olarak kullanılmaktadır (Kreja ve diğer, 1997) (Yang ve diğer, 2020).

Uçaklardaki elektronik ekipmanlar yüksek termal yüklere maruz kalmaktadır. Bu elektronik paketlerin bazı yüzeyleri daha yüksek sıcaklığa maruz kalırken, bazı yüzeyleri daha düşük sıcaklığa maruz kalmaktadır. Yüzey sıcaklık farkından dolayı yapı üzerinde bir gerilme oluşmaktadır. Bu gerilme yapıda burkulma davranışını beraberinde getirir. Burkulma önemli bir konudur ve yapının yük taşıma kapasitesini etkiler. Yüksek sıcaklıklara maruz kalan yüzeyin termal direnci daha yüksek, düşük sıcaklıklara maruz kalan yüzeyin termal direnci ise daha az olmalıdır. Bu sebeple kademeli elyaf takviyeli kompozit malzemeler üretilmektedir. Burkulmuş plaka Şekil 1.8’de gösterilmiştir.



Şekil 1.8. Dış yükler sonucunda burkulmaya uğramış bir plaka (Jeremic ve Radić, 2019)

Bir plaka burkulmaya maruz kaldığında, burkulma noktasında oluşan şekil, genellikle içbükey bir eğilme modu şeklinde ortaya çıkar. Burkulma sonrası, uygulanan yükler plakanın eğilmiş bölgesi ile sağlam kalan bölgesi arasındaki sertlik farklarına göre yeniden dağılır. Yapının burkulmamış kısmı, eğilmiş bölgeye kıyasla çok daha yüksek bir sertliğe sahip olduğundan, yükün büyük bir kısmı bu sağlam bölge tarafından taşınır. Buna karşılık, eğilmeye uğramış bölge yalnızca yükün küçük bir kısmını taşır. Eğilmiş şeklin içbükey yüksekliği nedeniyle, düz bir şekle kıyasla daha kolay deforme olması ekstra eğilme momentlerine neden olur (Mercan, 2023).

Bu tez çalışmasında, DD dizilimli kompozit plakaların termal yükleme altındaki burkulma davranışı incelenecektir.

Tabaka sayısı, tabaka açıları, tabaka kalınlığı, en/boy oranı, matris malzemesi ve takviye malzemesi değişkenleri dikkate alınarak maksimum burkulma sıcaklığını sağlayan geometri, tabaka açısı konfigürasyonu ve kompozit tabaka diziliminin PSO algoritması ile belirlenmesi amaçlanmıştır. Bu parametreler değiştirilerek sonuçlar elde edilecektir. İncelenen tüm durumlarda Klasik Kompozit Plaka Teorisi (CLPT) ve Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisi (FSDT) kullanılmıştır. Şimdiye kadar yapılan araştırmalarda, DD kompozit levhaların termal etkiden kaynaklanan yükler altındaki burkulma davranışı ile ilgili bir çalışma bulunmamaktadır. Bu nedenle bu çalışma literatüre yeni bir katkı niteliğindedir.

Tez çalışmasının organizasyon şeması aşağıdaki gibi listelenmiştir:

Giriş bölümünde kompozit malzemeler hakkında genel bilgilere yer verilmiş, geleneksel kompozit dizilimler açıklanmış ve tez kapsamında incelenen çift-çift (DD) kompozit dizilim hakkında bilgi sunulmuştur. Ayrıca, kompozit malzemelerde termal burkulmanın oluşumundan bahsedilmiştir.

Kaynak araştırması kısmında, belirlenen sınır koşullarında fiber takviyeli kompozit malzemelerin burkulma davranışını ifade eden denklemler, CLPT kullanılarak türetilmiştir. Denklemlerin elde edilmesi aşamasında Hamilton prensibi kullanılmıştır. Malzeme özellikleri ve mekanik özellikler, kullanılan malzemeye bağlı olarak değişmekte ve bu değişim kalınlık yönünde görülmektedir. Türetilen denklemler değişkenlere bağlı olarak MATLAB programına aktarılıp çözdürülmüştür. Denklemler sonucunda ΔT (kritik burkulma sıcaklığı) ve ILSS (Tabakalar arası kayma gerilmesi) elde edilmiştir. Elde edilen sonuçların ilk kısıtlaması olarak kritik burkulma sıcaklığının $\Delta T = -70/+40^\circ\text{C}$ aralığında hasar (F) uğramaması için Tsai- Hill hasar kriteri kullanılmıştır. MATLAB programında hasarın olmadığı DD açılı konfigürasyonları değişken tabaka kalınlıkları, tabaka açıları ve tabaka sayısı kompozit malzeme tipine bağlı olarak belirlenmiştir. Ayrıca, değişen DD açılı konfigürasyonları için hesaplanan ILSS sonuçları cam ve karbon fiber malzemelerinin mekanik özelliği olan ILS (Tabakalar arası mukavemet) değerinden düşük olması şartı sağlanacaktır. Bu iki kısıtlama için optimum değer PSO algoritmasıyla bulunmuştur.

Tezin bir sonraki bölümünde Klasik Kompozit Plaka Teorisi (CLPT) detaylı olarak ele alınmış, tezin temel varsayımları açıklanmış ve kompozit levhaların mekanik davranışını tanımlayan temel denklemler türetilmiştir.

Araştırma sonuçları ve tartışma adımı, Klasik Kompozit Plaka Teorisi'nin (CLPT) sınırlamalarını aşmak amacıyla, kayma gerilmelerini de hesaba katan ince plakalar için geliştirilmiş olan Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisi (FSDT) ile kompozit levhaların hasar tahmini için yaygın olarak kullanılan Tsai-Hill hasar kriteri detaylı olarak incelenmiştir. Ayrıca, bu teorilerin temel prensipleri ve uygulama alanlarına da değinilmiştir.

Optimizasyon yöntemleri bölümünde, optimizasyon yöntemlerine genel bir bakış ile tezin çözüm yöntemi olarak seçilen Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) algoritmasının çalışma prensipleri, avantajları ve uygulama alanları ayrıntılı bir şekilde açıklanmıştır.

Araştırma Sonuçları ve Tartışma kısmında ise MATLAB ile çözülen problem sonucunda elde edilen veriler ile ilgili yorumlar ve karşılaştırmalar yapılmıştır.

Sonuçlar kısmında elde edilen sonuçlar ile ilgili bir özet yazılmış ve tezi inceleyip bu konu hakkında çalışma yapacak kişilere öneriler paylaşılmıştır.



2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Havacılık endüstrisinde kompozit malzeme kullanımı gün geçtikçe artmaktadır. Kompozit malzemelerin otomotiv, havacılık, rüzgâr, petrol, basınçlı kaplar, medikal ve spor alanlarında kullanım oranı ağırlıklarının düşük olmalarından dolayı gittikçe artmaktadır (Elmar ve Bernhard, 2015). Yüksek mukavemetli, yüksek elastisite modüllü ve düşük yoğunluklu endüstriyel malzemelere olan talep; denizaltılar, spor ekipmanları, tıbbi aletler, inşaat, havacılık yapıları gibi farklı alanda fiber takviyeli kompozit yapılar için uygulama alanları yaratmıştır. Bu malzemeler, yüksek mukavemet ve düşük ağırlık gerektiren yapısal uygulamalar için idealdir. İyi yorulma özelliklerine sahiptirler ve korozyona karşı dirençlidirler. Fiber yöneliminin veya fiber ve matris malzemelerinin dizilim çeşitliliği kompozit yapısal tasarımda çeşitlilik sağlamaktadır (Khandan ve diğer., 2012). Fiber takviyeli tabakalı kompozitlerin bir diğer avantajı, üretimden önce fiziksel yapı ve mekanik özelliklerin hesaplanabilme kabiliyetleridir. Kompozit tabakaların mekanik davranışı büyük ölçüde katman yönelimine ve katman kalınlığına bağlıdır. Buna göre kompozit tabakalar, malzeme özelliklerinden maksimum avantajları elde etmek ve kullanım gereksinimlerini karşılayacak şekilde tasarlanmalıdır. Kompozit malzemeleri belirli uygulamalarda kullanmak için yapısal analiz, tasarım, boyut gibi parametrelerin yanında optimizasyon prosedürleri ve malzeme içindeki katmanların yönelimi de önemlidir. Bu yönelim, malzeme özelliklerini belirli uygulamalara göre uyarlamak için iyi bir fırsat sağlar (Fainium ve diğer., 2005). Kompozit malzemeler için enine kayma gerilmeleri ve kalınlık dağılımları birçok nedenden dolayı önemlidir. Örneğin; tabakalı kompozit plakalarda, gerilme kaynaklı arızalar üç mekanizma yoluyla meydana gelir. Düzlem içi gerilme çok büyük olursa, katmanlarda kırılma meydana gelir. Düzlem içi gerilmeler tabakaların kırılma noktasını aşmadan önce, bir katman diğerine göre teğetsel olarak kaydıığında, katmanlar arası kayma gerilimi hasarı meydana gelir. Alternatif olarak, enine normal gerilim, iki katmanın birbirinden ayrılması arızasına neden olacak kadar artabilir. Bu nedenle, plakanın kalınlığı boyunca enine kayma ve normal gerilmeleri hesaplamak gerekir.

Genel olarak, tabakalı kompozit yapıları incelemek için iki farklı yaklaşım kullanılmıştır: Tek katmanlı teoriler ve ayrık katmanlı teoriler. Tek katmanlı teori yaklaşımında, kompozitlerdeki katmanların eşdeğer tek katman olduğu varsayılırken, ayrık teori yaklaşımında analiz sırasında her katman dikkate alınır. Ayrıca, plaka şekil değişimi teorileri gerilime ve yer değiştirme tabanlı teoriler olmak üzere iki türe ayrılır.

Yer değiştirme tabanlı teoriler Klasik kompozit plaka teorisi (CLPT) ve kayma deformasyon plaka teorileri olmak üzere ikiye ayrılır. Kompozit plaka teorileri (CLPT)'de, birinci dereceden kayma deformasyon teorisinde (FSDT) ve yüksek dereceli kayma deformasyon teorisinde (HSDT) açıklanmaktadır. Yer değiştirme tabanlı teorilerin en basiti, klasik kompozit plaka teorisi (CLPT) olarak bilinir. İki boyutlu CLPT, 19. yüzyılda Kirchhoff tarafından geliştirilmiş, 20. yüzyılın başlarında ise Love ve Timoshenko tarafından da çalışılmaya devam edilmiştir. CLPT'nin temel varsayımı, deformasyon öncesinde orta düzleme dik olan doğruların, deformasyondan sonra da düz ve orta düzleme dik kalmasıdır Elastik iki boyutlu bir yapıda kalınlık yönündeki şekil değiştirme etkileri göz ardı edilir. Bu, yapılan temel varsayımların bir sonucudur. CLPT'de kayma gerilmelerinin ihmal edilmesi, üç sınır koşulunun azaltılmasına veya ortadan kaldırılmasına yol açar. Bu sınır koşulları normal kuvvet, eğilme momenti ve burulma çiftidir. Kısıtlamalara rağmen CLPT, özellikle ince plakalı yapıların davranışında hızlı ve basit tahminler elde etmek için kullanılan yaygın bir yaklaşımdır.

Kalın tabakalı kompozit plakaları analiz etmek ve kayma gerilmesi etkisini dikkate almak için çeşitli teoriler önerilmiştir. Bu teorilerin çoğu, kayma deformasyon plaka teorileri olarak bilinen Reissner ve Mindlin tarafından geliştirilen geleneksel teori, CLPT'nin uzantısıdır. Bu teoriler, kalınlık yönündeki yer değiştirmenin kalınlık boyunca sabit olduğu, boyuna ve enine yer değiştirmeler u ve v 'nin ise her katmanın kalınlığı boyunca doğrusal olarak değiştiği varsayımına dayanmaktadır. Genel olarak, bu teoriler FSDT olarak isimlendirilir. Bu teoriye göre, şekil değişiminden önceki kalınlık yönündeki yüzey normali çizgileri şekil değişiminden sonra da düz olacaktır ancak deformasyondan sonra orta düzleme dik değildir.

Sun ve arkadaşları 1989'daki çalışmalarında CLPT ve FSDT kullanmış ve bu iki teoriyi karşılaştırılmışlardır. Basitçe desteklenen çapraz katlı dikdörtgen bir plakanın burkulma analizi, düzgün bir sıcaklık dağılımı altında yapılmıştır (Sun ve diğer., 1990).

Matsunaga çalışmasında, sandviç kompozit plakaların ve tabakalı kompozitlerin termal burkulması için HSDT kullanılmıştır. Sınır koşulu olarak basit mesnet sečilmiřtir. Kritik sıcaklıkların tahmin edilmesini önlemek için, burkulmadan önceki şekil değişimi ihmal edilmiştir (Matsunaga, 2005).

Zhao ve arkadaşları, fonksiyonel olarak derecelendirilmiş plakaların termal ve mekanik burkulma analizlerini incelemiştir. Bu çalışmada, malzeme özellikleri kalınlık boyunca sabit değildir ve malzeme özellikleri bir kuvvet yasasıyla değişmektedir. FSDT, CLPT ile kullanılır.

Rijitlik matrisleri hesaplandıktan sonra, Ritz minimizasyon yöntemi ile burkulma yükleri elde edilmiştir. Levha analizine ek olarak, delikli levhaların analizleri de yapılmıştır ve delik boyutunun kritik yük ile ilişkisi gösterilmiştir (Zhao ve diğer., 2005).

Yahea ve Majeed'in çalışmasında, basit dört değişkenli plaka teorisi ile basit mesnetli sınır koşulu altında kompozit plakaların termal burkulması araştırılmıştır. Teoriye hiçbir kayma faktörü eklenmemiş ve Navier'in çift trigonometrik dizisi bir çözüm yöntemi olarak tercih edilmiştir. Sonuçlar diğer teorilerin sonuçlarıyla karşılaştırıldığında küçük farklarla benzer sonuçlar elde edildiği görülmüştür (Majeed ve diğer., 2021).

Shiau, Kuo ve Chen, kompozit plakalarda termal burkulma davranışını incelemiştir. Çalışma, CLPT yardımıyla malzeme modellemesini içerir. Basit mesnetlenmiş kenarlar altında özdeğer elde etmek için rijitlik matrislerini birleştirmek için toplam şekil değişim enerjisi kullanılmıştır. Çapraz katlı ve açılı katlı tabakalar kullanılıp aynı sınır koşuluyla bazı en boy oranı değişiklikleri dahil edilmiştir. Karşılaştırma olarak, literatürdeki makaleler kullanılmıştır. Matsunaga'nın çalışması bunlardan biridir. Optimal kritik termal burkulma sıcaklığı, çözümden malzeme, en boy oranı ve istifleme dizisinin bir fonksiyonu olarak belirlenmiştir (Shiau ve diğer., 2010).

Duran, Fasanella, Sundararaghavan ve Waas değişken açılı bir kompozit kare plakanın termal burkulmasını incelemişlerdir. Kullanmış oldukları plaka kare olduğundan, araştırmaları en/boy oranına bağlı değildir. Fiber açısı konumun bir fonksiyonudur. Bu çalışmada katman dizilimi simetrik ve dengeli olacak şekilde sınırlandırılmıştır. Analiz için basit mesnetli kare plakalar kullanılmıştır. Burkulma analizi düzlem dışı denklemlerle yapılmıştır. Sonuçlar sayısal olarak bulunup bu hesabın geçerliliği tek yönlü fiberlerle yapılmıştır. Daha sonra, sonuçlar tabakaların açı değişiklikleriyle optimize edilmeye çalışılıp farklı malzeme tipleri ile denenmiştir (Duran ve diğer., 2015).

Meyers ve Hyer'in çalışmasında, simetrik kompozit plakaların termal burkulmasını ve burkulma sonrası geometrisi incelenmiştir. Araştırma, sabit ve kayan sınır koşulları altında yapılmıştır. Sayısal analiz yapmak için Rayleigh-Ritz formülasyonu tercih edilmiştir.

Birim sıcaklık değişimi analizine ek olarak, doğrusal olarak değişen sıcaklık etkisinde de analiz uygulanmıştır. Başlangıçtaki plakanın tamamen düz olmadığı varsayımı altında araştırılmıştır. Standart katman dizilimleri yerine farklı fiber yönelimleri verilerek değiştirilmiş hali kullanılmıştır. Eğikliğin plakanın burkulma tepkisini azaltacağı görülmüştür (Meyers ve Hyer, 1991).

Murphy ve Ferreira dikdörtgen plakaların termal burkulmasını incelemişlerdir. Bu çalışmada plakanın elastik gerilme enerjisi ve ısıl yüklemelerden kaynaklanan potansiyel enerjiyi içeren enerji modeli kullanılmıştır. Sınır koşulu olarak ankastre mesnetlenmiş plaka kullanılmıştır. Kritik sıcaklığın ölçülmesinin yapıların geometrik kusurları nedeniyle karmaşık bir süreç olduğu ayırt edilmiş ve kolay bir ölçüm yapmak için eyer düğümü çatallanması tercih edilmiştir. Von Karman'ın teorisi, ölçüm noktaları arasındaki sıcaklık oranını kusur boyutunun bir fonksiyonu olarak belirlemiştir. Bu şekilde, ölçüm kolay ve doğru hale getirilip çalışma deneylerle doğrulanmıştır (Murphy ve Ferreira, 2001).

David Zerbst, Lennart Tönjes, Sascha Dähne, Edgar Werthen, Erik Kappel ve Christian Hühne yaptıkları çalışmada DD dizilmiş kompozit bir plakanın formülasyonu üzerinde çalışmışlardır. Ek olarak, gradyan tabanlı sayısal hassasiyetlere dayanarak optimize edilmiş bir kalınlık ve sertlik dağılımı elde etmek için tasarım değişkenleri olarak DD dizilimi kullanan bir optimizasyon stratejisi önerilmiştir. Yöntem, kompozit tasarım uygulamaları için basit bir kanat kutusu kıyaslama modeline uygulanmıştır (Zerbst ve diğer., 2024)

Erik Kappel yaptığı çalışmasında, hasara uğramamış tabakaların tanımlanmasında tabaka mukavemeti için bir DD kompozit tabaka optimizasyon şeması üzerinde çalışmıştır. Şema, her biri beş ayrı yükten oluşan çoklu yük senaryosu için sunulmuştur (Kappel, 2022).

Ruiqing Ju, Kai Zhao, Carol A. Featherston and Xiaoyang Liu çalışmasında, üzerinde deliklere sahip DD kompozit tabakalar için optimum katman açıları ve bunlara karşılık gelen maksimum burkulma yükleri belirlenmiş ve delik delinmiş DD kompozit levhaların burkulma davranışı üzerindeki delik boyutu ve şeklinin etkilerini değerlendirmek için karşılaştırmalar için kullanılmıştır. Bu çalışmada farklı durumlarda maksimum burkulma yüklerini elde etmek için çok sayıda optimizasyon gerektiğinden, yapay sinir ağı (YSA) ve genetik algoritma (GA) temelinde delikli DD laminatlar için etkili bir optimizasyon yöntemi önerilmiştir (Ju ve diğer., 2024).

Antonio Garofano, Andrea Sellitto and Aniello Riccio'nun yaptığı çalışmada DD kompozit dizilimi, uçağın gövde kabuğunun kompozit tabaka dizilimi ve kalınlık profilinin yeniden tasarımında kullanılmıştır. DD optimize edilmiş kompozit kabuk, geleneksel kompozit dizilime benzer mekanik performanslar sağlarken toplam kütlede %35'e kadar azalma elde edilmiştir. (Garofano ve diğer., 2023)

Tez kapsamında kullanılacak olan optimizasyon yönetimi olan Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO), sürü halinde hareket eden balıklar ve böceklerden esinlenerek Kenedy ve Eberhart (1995) tarafından geliştirilmiş bir optimizasyon yöntemidir. Bu yöntemi esas alarak yapılan bazı çalışmalardan bahsedilecek olursa;

Keshtegar ve arkadaşları, geliştirilmiş kısmi sürü optimizasyon algoritması kullanarak burkulma yükünün en üst düzeye çıkarılması üzerine çalışmıştır. Tabaka sayısı 2 ile 10 arasında değiştirilerek tek eksenli yüklemeye ek olarak, çift eksenli yükleme durumu da analiz edilmiştir. Mevcut çalışma, lamine kompozit plakaların yapısal performansı üzerindeki etkilerine odaklanmaktadır (Keshtegar ve diğer., 2020).

Rajput ve Sunny, PSO kullanılarak sandviç kompozitlerin petek parametrelerinin enerji ve spesifik enerji emilimi için optimizasyonu üzerinde çalışmışlardır. Bu çalışmada bağımlı (Enerji ve Özgül enerji emilimi) ve bağımsız değişkenler (kalınlığı ve hücre boyutu) arasındaki ilişkiyi kurmak için regresyon analizi yapılmış ve optimizasyon gerçekleştirilmiştir (Rajput ve diğer., 2023).

Yue, Hong ve Zhang' a ait çalışmada kompozitlerin hasar görüntüleme doğruluğunu arttırmak için PSO'ya dayalı ultrasonik kılavuzlu dalga görüntüleme yöntemi önerilmiştir (Yue ve diğer., 2024).

Chen ve Tang'a ait çalışmada PSO ve sonlu elemanlar analizi (FEM) birlikte kullanılmıştır. Kullanılan yöntemin etkinliğini göstermek için kompozit silindirik bir kabuğun analizi yapılmıştır. Daha sonra kompozit basınçlı kapların tasarımı üzerinde çalışılmıştır. Çalışma sonucunda yöntemin optimizasyon için uygunluğu ortaya konmuştur (Jiangiao ve diğer., 2013).

PSO algoritmasının kompozit malzemelerin tasarımında başarılı bir biçimde uygulanmış olduğu anlaşılmaktadır. Bununla birlikte, DD kompozitlerinde herhangi bir PSO çalışmasına rastlanılmamıştır. Bu durum tezin özgün yönünü göstermektedir. Yapılacak olan tez çalışmasında değişken tabaka kalınlığı ve DD kompozit levha tabaka diziliminde ağırlığın en az olduğu levha için termal burkulmanın oluşacağı maksimum sıcaklık bulunacaktır.

3. KLASİK LAMİNASYON TEORİSİ (CLPT)

Klasik Laminasyon Teorisi belirli varsayımların kabulüyle, tabakanın gerilme-şekil değiştirme davranışına bağlı olarak mekanik özelliklerin hesaplanması amaçlanır. Bu bölümde elde edilen formüller; Autar Kaw'ın Kompozit Malzeme Mekanik kitabından (Kaw, 2006) referans alınarak yazılmıştır. Kompozit levhalarda meydana gelen gerilme ve şekil değiştirme dağılımları her bir tabaka için teorik olarak elde edilebilmektedir. Klasik laminasyon teorisinin uygulanabilmesi için gerekli olan bazı kabuller aşağıdaki gibidir (Shokrieh, 2014);

- Tabakaları birbirinden ayrılmayacağı ve tabakalar arasında kayma meydana gelmediği varsayılmaktadır.
- Kompozit tabakalar ince ve lineer-elastik olarak kabul edilmektedir.
- Her bir tabakanın izotropik, ortotropik veya enine izotropik olabileceği varsayılmaktadır.
- Tabakaların sadece düzlem gerilme durumunda olduğu ve kalınlık boyunca gerilme meydana gelmediği kabul edilmektedir.
- Düzlem dışı yer değiştirme değerlerinin tabaka kalınlığı ile kıyaslandığında çok düşük olduğu varsayılmaktadır.

Genelleştirilmiş Hooke Yasası'ndan türetilen gerilim-şekil değiştirme ilişkisi tek yönlü ortotropik plakalara şu şekilde yazılır:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

Denklem 3.1'de Q_{ij} esneklik katsayılarıyla bağlantılı olan indirgenmiş rijitlik katsayılarıdır. Denklem 3.2 ile Denklem 3.5 arasında verilen denklemler ile Q_{ij} rijitlik katsayıları malzemeye özgü olan mühendislik sabitlerine bağlı olarak yazılabilir.

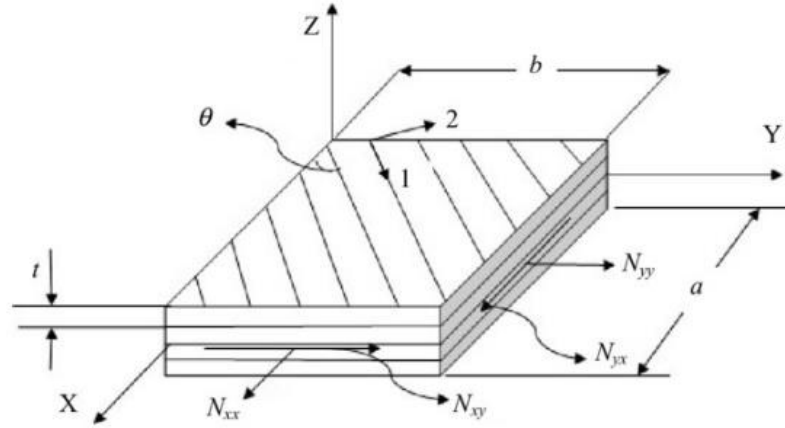
$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (3.2)$$

$$Q_{12} = \frac{v_{12}E_2}{1 - v_{12}v_{21}} \quad (3.3)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - v_{12}v_{21}} \quad (3.4)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (3.5)$$

Bir kompozit plaka tek yönlü bir tabakadan ibaret değildir. Çünkü tek yönlü tabaka enine doğru düşük rijitlik ve mukavemete sahiptir. Kompozit plaka içinde tabakalar açılı yerleştirilir. Bu nedenle her bir tabaka için gerilme-şekil değiştirme denklemlerinin yazılması gerekir.



Şekil 3.1. Açılı bir kompozit plakada koordinat sistemi (Ambekar ve Tripathi, 2020)

Açılı bir kompozit plaka için koordinat sistemi Şekil 3.1'deki gibidir. 1-2 koordinat sistemindeki eksnlere lokal eksenler veya malzeme eksenleri denir. 1 yönü fiberlere paralel ve 2 yönü ise fiberlere diktir. x-y koordinat sistemindeki eksenler yapısal eksen olarak adlandırılır. İki eksen arasındaki açı θ ile gösterilir.

Açılı bir laminadaki global ve lokal gerilmelerin birbiri ile ilişkilendirilmesi, lamina açısı θ ile yapılır.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

Buradaki $[T]$, dönüşüm matrisi olarak adlandırılır ve aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$[T] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

$$[T]^{-1} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2sc \\ s^2 & c^2 & 2sc \\ sc & -sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

$$c = \cos(\theta) \quad (3.8)$$

$$s = \sin(\theta) \quad (3.9)$$

Lokal eksenlerdeki gerilme-şekil değiştirme bağlantısını veren Denklem 3.1 kullanılarak Denklem 3.6 aşağıdaki gibi yazılır.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Global ve lokal şekil değiştirmeler, dönüşüm matrisleri aracılığıyla ilişkilendirilir.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12}/2 \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \gamma_{xy}/2 \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Yeniden yazılırsa;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12}/2 \end{bmatrix} = [T][R][R]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \gamma_{xy}/2 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Burada $[R]$ Reuter matrisi'dir. Aşağıdaki gibi yazılır.

$$[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Denklem 3.13, Denklem 3.11'de yerine yazılır

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1}[T][R][R]^{-1}[Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

Denklem 3.15'te eşitliğin sağ tarafındaki ilk beş matrisin çarpımı dönüştürülmüş indirgenmiş rijitlik matrisi $[\bar{Q}]$ ile gösterilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

$\bar{Q}_{ij}$ indirgenmiş rijitlik matrisinin elemanları olup aşağıdaki denklemlerle hesaplanır.

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}c^4 + Q_{22}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2, \quad (3.16)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})s^2c^2 + Q_{12}(s^4 + c^4), \quad (3.17)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}s^4 + Q_{22}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2, \quad (3.18)$$

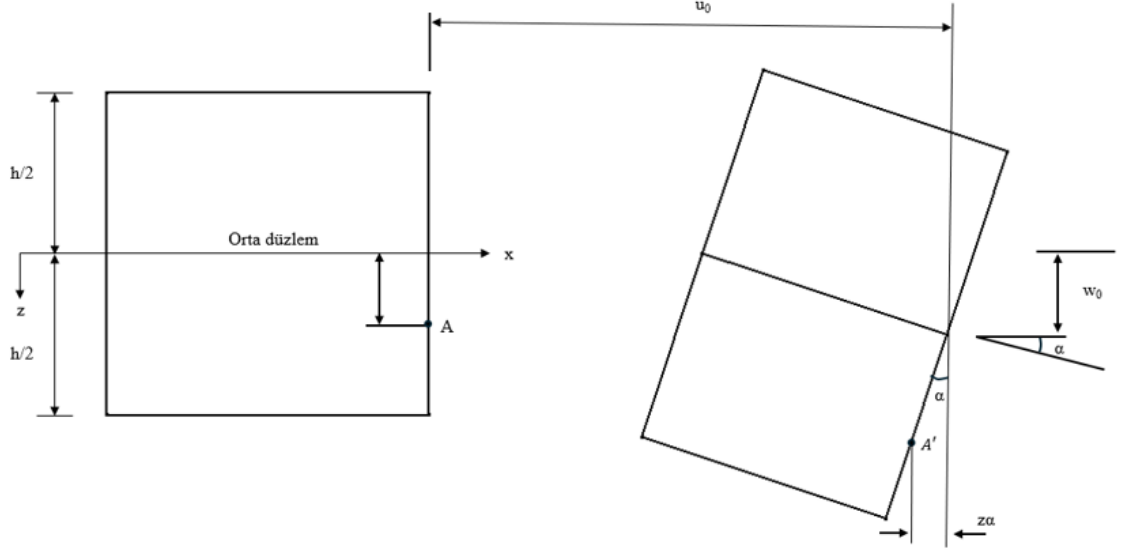
$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{22} - 2Q_{66})c^3s - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c, \quad (3.19)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{22} - 2Q_{66})cs^3 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s, \quad (3.20)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{66}(s^4 + c^4) \quad (3.21)$$

İndirgenmiş rijitlik matrisinin elemanları ($\overline{Q}_{ij}$) ile laminatın [A], [B] ve [D] matrisleri hesaplanır.

Şekil 3.2’de bir plakanın x/z düzlemine göre yükleme öncesi ve yükleme sonrası kesiti verilmiştir. Bu plakanın orijini plaka orta düzleminde. x, y ve z yönlerindeki aksenal yer değiştirmeleri u_0 , v_0 , w_0 ve toplam yer değişimi ise u, v, w olsun.



Şekil 3.2. Yükleme öncesi kesit ve yükleme sonrası kesit (Kaw, 2006)

x yönündeki aksenal yer değişimi;

$$u = u_0 - za \quad (3.22)$$

a ile ifade edilen açı x 'in z 'ye bağlı açısal yer değişimidir.

$$a = \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (3.23)$$

x yönündeki toplam yer değiştirme u,

$$u = u_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (3.24)$$

Benzer şekilde y/z düzleminde kesit alınırsa y yönündeki yer değiştirme için aşağıdaki denklem yazılır.

$$v = v_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (3.25)$$

x yönündeki aksel şekil değişimi ε_x ,

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} \quad (3.26)$$

Denklem 3.25'in x'e göre türevi alınırsa,

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u_0}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \quad (3.27)$$

y yönündeki aksel şekil değişimi ε_y ,

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} \quad (3.28)$$

Denklem 3.26'nın y'ye göre türevi alınırsa,

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v_0}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \quad (3.29)$$

x ve y eksenleri üzerindeki kayma şekil değişimi γ_{xy} ,

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \quad (3.30)$$

Denklem 3.25'in y'ye göre Denklem 3.26'nın x'e göre türevi alınıp Denklem 3.31'de yerine yazılırsa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad (3.31)$$

Şekil değiştirme-yer değiştirme eşitlikleri matris formunda yazılırsa,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ -2z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{bmatrix} \quad (3.32)$$

Denklem (3.23)'de eşitliğin sağ tarafındaki ilk matris, orta düzlem şekil değiştirmelerine,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

İkinci matris ise orta düzlem eğrilikleridir.

$$\begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} = z \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ -2z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{bmatrix} \quad (3.34)$$

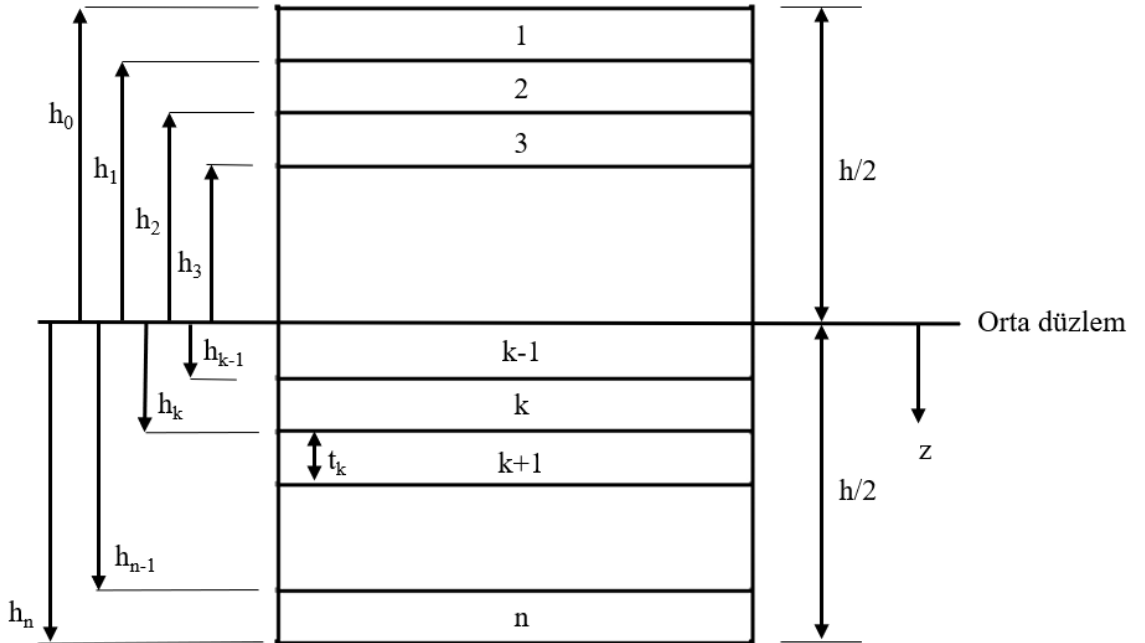
Kompozit levha şekil değiştirmesi en genel haliyle aşağıdaki şekilde yazılır.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

Kompozit levha kalınlığı boyunca her bir tabaka için gerilme ve şekil değiştirmeleri bulmak mümkündür. Denklem (3.36) Denklem (3.16) içinde yerine yazılırsa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

Denklem (3.37)'de görüldüğü gibi her bir lamina için farklı indirgenmiş rijitlik matrisi ve lokal gerilmeler oluşmaktadır.



Şekil 3.3. Kompozit plaka kesiti

Şekil 3.3'te gösterilen n tabakadan yapılmış bir kompozit plaka kesitinde her bir tabaka kalınlığı t_k ve levha kalınlığı h ile gösterilmiştir.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n [(\bar{Q}_{ij})]_k (h_k - h_{k-1}) \quad (3.37)$$

$$B_{ij} = \sum_{k=1}^n [(\bar{Q}_{ij})]_k (h_k^2 - h_{k-1}^2) \quad (3.38)$$

$$D_{ij} = \sum_{k=1}^n [(\bar{Q}_{ij})]_k (h_k^3 - h_{k-1}^3) \quad (3.39)$$

İndirgenmiş rijitlik matrisleri ve tabaka kalınlıkları ile elde edilen A, B ve D rijitlik matrisleri kompozit levhada kuvvet- moment ve şekil değişimleri arasında ilişki kurmak için önemlidir.

A matrisi uzama-kısalma rijitlik matrisi olarak tanımlanır. Düzlem içi kuvvetler ile düzlem içi şekil değiştirmeler arasındaki bağlantıyı sağlamak için kullanılır.

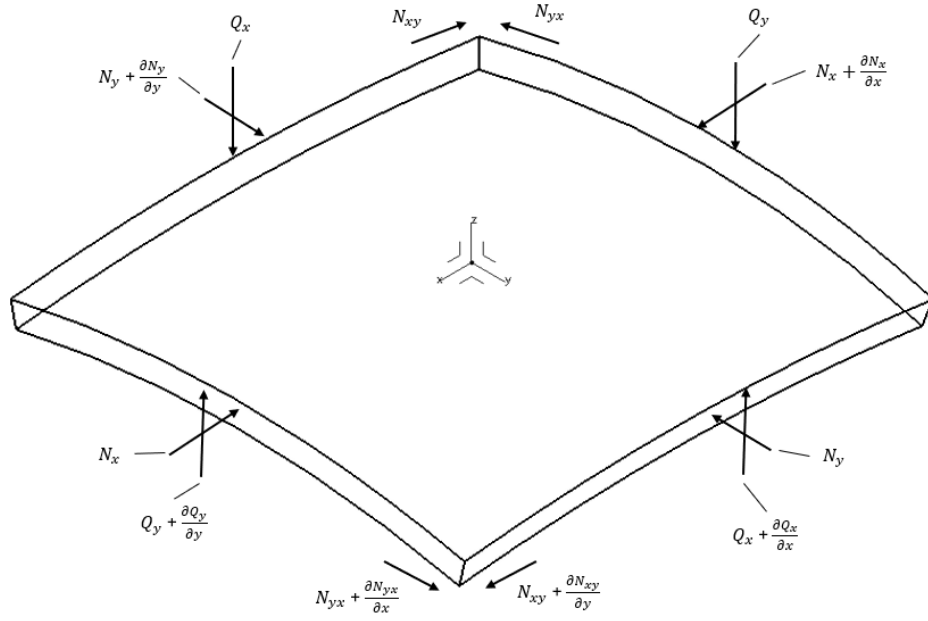
D matrisi kompozit malzeme üzerindeki eğilme momentleri ile plaka eğriliği arasındaki bağlantıyı kurar.

B matrisi ise kompozit plaka üzerine etki eden kuvvet, moment terimleriyle, orta düzlem şekil değiştirmeleri ve eğrilikleri arasında bağlantı kurar.

Kompozit bir plaka üzerine etki eden kuvvetler ve momentlerin orta düzlem şekil değişimleri ve plaka eğrilikleri arasındaki ilişki matrisler halinde aşağıdaki gibi yazılır.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.40)$$

Kompozit bir plaka burkulmaya uğradıktan sonra plaka üzerine etki eden kuvvetler aşağıdaki Şekil 3.4'te gösterilmiştir.



Şekil 3.4. Kompozit bir levhaya etki eden kuvvetler

Plaka üzerinde etki eden kuvvetlerin dengesinden aşağıdaki formüller elde edilir.

$$\sum F_x = 0 \quad (3.41)$$

$$\frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} = 0 \quad (3.42)$$

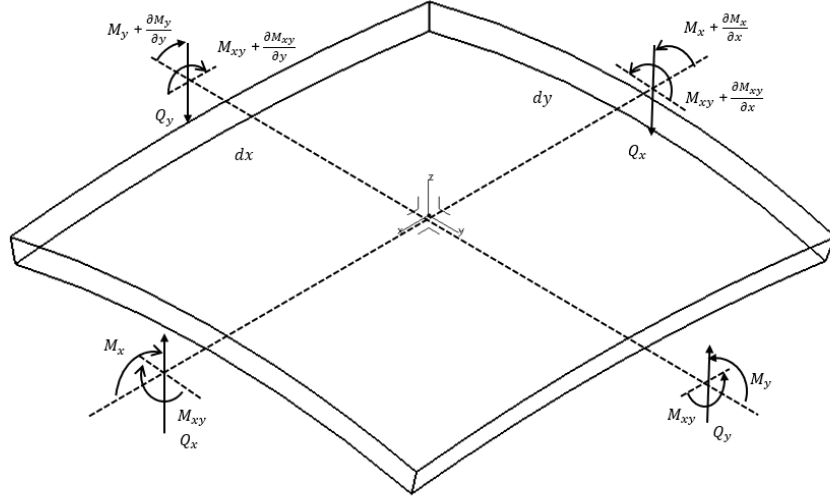
$$\sum F_y = 0 \quad (3.43)$$

$$\frac{\partial N_y}{\partial y} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial x} = 0 \quad (3.44)$$

$$\sum F_z = 0 \quad (3.45)$$

$$\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} + N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 0 \quad (3.46)$$

Kompozit bir plaka burkulmaya uğradıktan sonra plaka üzerine etki eden momentler Şekil 3.5'te verilmiştir.



Şekil 3.5. Kompozit bir plakaya etki eden momentler

Plaka üzerinde etki eden momentlerin dengesinden,

$$\sum M_x = 0 \quad (3.47)$$

$$Q_x = \frac{\partial M_x}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} \quad (3.48)$$

$$\sum M_y = 0 \quad (3.49)$$

$$Q_y = \frac{\partial M_y}{\partial y} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial x} \quad (3.50)$$

Denklem 3.49'un x'e göre türevi alınıp, Denklem 3.51'in y'ye göre türevi alıp Denklem 3.47'de yerine yazılırsa denklem aşağıdaki gibi yazılır.

$$\frac{\partial^2 M_x}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 M_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2} + N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 0 \quad (3.51)$$

Simetrik kompozit bir levhada B matrisleri sıfırdır. Buna istinaden Denklem 3.41 sadeleştirilerek şu şekilde yazılır.

$$M_x = D_{11}\kappa_x + D_{12}\kappa_y + D_{16}\kappa_{xy} \quad (3.52)$$

$$M_y = D_{12}\kappa_x + D_{22}\kappa_y + D_{26}\kappa_{xy} \quad (3.53)$$

$$M_{xy} = D_{16}\kappa_x + D_{26}\kappa_y + D_{66}\kappa_{xy} \quad (3.54)$$

$$M_x = D_{11} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} + D_{12} \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} + D_{16} - 2z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad (3.55)$$

$$M_y = D_{12} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} + D_{22} \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} + D_{26} - 2z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad (3.56)$$

$$M_{xy} = D_{16} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} + D_{26} \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} + D_{66} - 2z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad (3.57)$$

$$D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \quad (3.58)$$

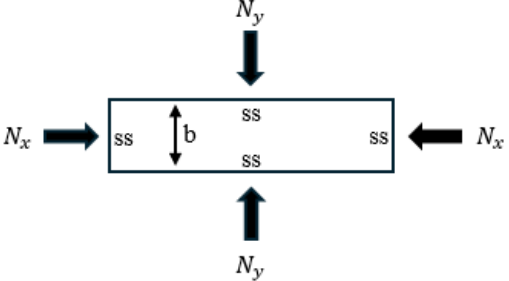
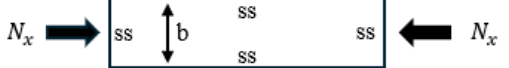
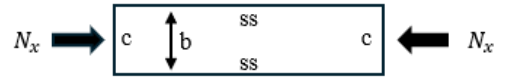
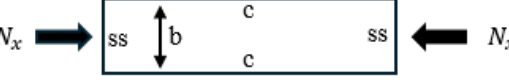
Denklem 3.59’da dört kenarı basit mesnetli bir plaka için burkulma denklemi verilmiştir. Bu tez çalışmasında Tablo 3.1’de belirtilen sınır şartları için burkulma yükü değerlerinden sıcaklığının maksimum olduğu sıcaklık farkı elde edilecektir.

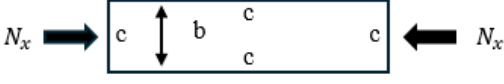
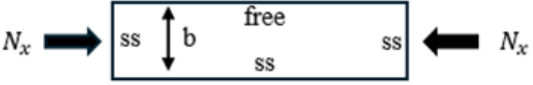
Tablo 3.1’de verilen kritik yük değerleri Kassapoglu’nun Design and Analysis of Composite Structures with Applications to Aerospace Structure kitabından referans alınarak yazılmıştır. Sınır koşulları; SS (basit mesnet), C (ankastre mesnet) ve F (serbest kenar) olarak belirlenmiştir.

$$k = \frac{N_y}{N_x} \quad (3.60)$$

$$\lambda = \frac{a}{b} \left(\frac{D_{22}}{D_{11}} \right)^{1/4} \quad (3.61)$$

Tablo 3.1. Kompozit bir plaka kesitinde sınır şartlarına bağlı olarak kritik yükün hesaplanması
(Kassapoglu, 2010)

	$N_0 = \frac{\pi^2 [D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2AR^2 + D_{22}AR^4]}{a^2(m^2 + kn^2(AR)^2)}$
	$N_0 = \frac{\pi^2 [D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2AR^2 + D_{22}AR^4]}{a^2m^2}$
	$N_0 = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11}D_{22}(K)}$ $K = \frac{m^4 + 8m^2 + 1}{\lambda^2(m + 1)} + \frac{2(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} + \frac{\lambda^2}{m^2 + 1}, \quad \lambda > 1.662$ $K = \frac{4}{\lambda^2} + \frac{2(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} + \frac{3}{4}\lambda^2, \quad 0 < \lambda < 1.662$
	$N_0 = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11}D_{22}(K)} \quad K = \frac{m^2}{\lambda^2} + \frac{2(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} + \frac{16}{3} \frac{\lambda^2}{m^2}$

	$N_0 = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11} D_{22}} (K)$ $K = \frac{4}{\lambda^2} + \frac{8(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt[3]{D_{11} D_{22}}} + 4\lambda^2, \quad 0 < \lambda < 1.094$ $K = \frac{m^4 + 8m^2 + 1}{\lambda^2(m+1)} + \frac{2(D_{12} + 2D_{66})}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} + \frac{\lambda^2}{m^2 + 1}, \quad \lambda > 1.094$
	$N_0 = \frac{\pi^2}{b^2} \sqrt{D_{11} D_{22}} (K) \quad K = \frac{12}{\pi^2} \frac{D_{66}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} + \frac{1}{\lambda^2}$

Basit mesnetli bir plakada $x=0$ için ve $x=a$ için $w=0$ ve $\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} = 0$ 'dır. Aynı şekilde $y=0$ ve $y=b$ için $w=0$, $\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} = 0$ 'dır.

Ankastre mesnetlenmiş bir plaka için $x=0$ için ve $x=a$ için $w=0$ ve $\frac{\partial w_0}{\partial x} = 0$ 'dır. Aynı şekilde $y=0$ ve $y=b$ için $w=0$, $\frac{\partial w_0}{\partial y} = 0$ 'dır.

Dört kenarı basit mesnetlenmiş bir plakada dördüncü dereceden diferansiyel denklem Levy'nin yöntemi olan Fourier serilerini kullanılarak çözülür.

$$w = \sum \sum W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \quad (3.61)$$

Termal genleşme katsayıları standartlarda kompozit malzemenin boyuna ve enine olacak şekilde iki farklı değer verir. α_x, α_y ve α_{xy} açılı bir tabakaya ait termal genleşme katsayılarıdır. Tek yönlü tabakaya ait termal genleşme katsayıları (α_1, α_2) cinsinden aşağıdaki gibi gösterilir.

$$\alpha_x = \alpha_1 \cos^2 \theta + \alpha_2 \sin^2 \theta \quad (3.62)$$

$$\alpha_y = \alpha_1 \sin^2 \theta + \alpha_2 \cos^2 \theta \quad (3.63)$$

$$\alpha_{xy} = 2 * (\alpha_1 - \alpha_2) \sin\theta \cos\theta \quad (3.64)$$

Bu tez çalışmasında plakaya dışardan bir yük etki etmemiştir. Plakanın termal yükler altındaki burkulma davranışı incelenecektir.

$$\begin{bmatrix} N_x^T \\ N_y^T \\ N_{xy}^T \end{bmatrix} = \Delta T \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.65)$$

$$\begin{bmatrix} M_x^T \\ M_y^T \\ M_{xy}^T \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \Delta T \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.66)$$

$$N_x^T = \Delta T [A_{11}\alpha_x + A_{12}\alpha_y + A_{16}\alpha_{xy}] \quad (3.67)$$

$$N_y^T = \Delta T [A_{12}\alpha_x + A_{22}\alpha_y + A_{26}\alpha_{xy}] \quad (3.68)$$

$$N_{xy}^T = \Delta T [A_{16}\alpha_x + A_{26}\alpha_y + A_{66}\alpha_{xy}] \quad (3.69)$$

Denklem (3.66), (3.67), (3.68), Denklem 3.61’de yerine yazılırsa;

$$\begin{aligned} D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} \\ = \Delta T [(A_{11}\alpha_x + A_{12}\alpha_y + A_{16}\alpha_{xy}) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2(A_{16}\alpha_x + A_{26}\alpha_y \\ + A_{66}\alpha_{xy}) \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + (A_{12}\alpha_x + A_{22}\alpha_y + A_{26}\alpha_{xy}) \frac{\partial^2 w}{\partial y^2}] \end{aligned} \quad (3.70)$$

Denklem 3.60, Denklem 3.69’da yerine yazılırsa ΔT kritik sıcaklık değeri aşağıdaki gibidir. Değişken sınır şartları için Tablo 3.1’de gösterilen formüller ile burkulma sonucu elde edilen yükler bulunup kritik sıcaklık elde edilecektir.

$$\Delta T = \frac{D_{11}(\frac{m\pi}{a})^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})(\frac{m\pi}{a})^2(\frac{n\pi}{b})^2 + D_{22}(\frac{n\pi}{b})^4}{(A_{11}\alpha_x + A_{12}\alpha_y + A_{16}\alpha_{xy})(\frac{m\pi}{a})^2 + 2(A_{16}\alpha_x + A_{26}\alpha_y + A_{66}\alpha_{xy})(\frac{m\pi}{a})(\frac{n\pi}{b}) + (A_{12}\alpha_x + A_{22}\alpha_y + A_{26}\alpha_{xy})(\frac{n\pi}{b})^2} \quad (3.71)$$

$$\begin{bmatrix} N^T \\ M^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ \kappa \end{bmatrix} \quad (3.72)$$

Burada elde edilen orta düzlem şekil değişimi ile eğrilikleri kullanıp Denklem 3.36'da yerine yazılarak her bir lamina için $\varepsilon_x, \varepsilon_y$ ve γ_{xy} hesaplanır.

Denklem 3.72 ile Termal şekil değişimler hesaplanır.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^T \\ \varepsilon_y^T \\ \gamma_{xy}^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_{xy} \end{bmatrix} \Delta T \quad (3.73)$$

Her bir tabaka için mekanik şekil değişimler aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^M \\ \varepsilon_y^M \\ \gamma_{xy}^M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \varepsilon_x^T \\ \varepsilon_y^T \\ \gamma_{xy}^T \end{bmatrix} \quad (3.74)$$

Mekanik şekil değişim hesaplandıktan sonra her bir tabaka için mekanik gerilmeler aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^M \\ \varepsilon_y^M \\ \gamma_{xy}^M \end{bmatrix} \quad (3.75)$$

Gerilmeler hesaplandıktan sonra her bir tabaka için Tsai-Hill hasar kriterine göre termal yük altında tabakaların hasara uğrayıp uğramadığı hesaplanacaktır.

4. KOMPOZİT HASAR TEORİLERİ

Kompozit malzemelerin arıza davranışlarının doğru bir şekilde analiz edilebilmesi için, kullanılacak modelleme ölçeğinin belirlenmesi gerekmektedir. Bu amaçla, üç temel analiz ölçeği tanımlanmıştır. Bunlar; mikroskobik (detaylı malzeme bileşeni düzeyi), mezoskopik (katman düzeyi) ve makroskobik (tüm yapı düzeyi) ölçeklerdir. Her bir ölçek, analiz doğruluğu, hesaplama maliyeti ve uygulanabilirlik açısından farklı avantaj ve sınırlamalar sunmaktadır. (Germain ve diğer., 2007). Mikroskobik ölçek, kompozit levha bileşenlerinin ölçeğidir. Takviye-matris etkileşimleri dikkate alınır ve çatlak başlangıcını tahmin etmek için iyidir, ancak mikroskobik arızalar her zaman kompozit plaka arızasına neden olmaz. Mezoskopik ölçek, tabakanın ölçeğidir. Arıza tahmini için tek bir tabakanın gerilmeleri ve zorlanmaları kullanılır. Son olarak, makroskobik ölçek, kompozit plakanın ölçeğidir. Bu ölçek, plakada bir homojenizasyon yapar ve tabakaların konumlarını veya yönelimlerini dikkate almaz, bunun yerine arıza tahmini için plakanın gerilmelerini ve zorlanmalarını kullanır (Germain ve diğer., 2007). Ölçeği belirledikten sonra bile, kompozit levhaların arıza tahmini izotropik alternatifleri kadar basit değildir. Tabakalı kompozitler plastik deformasyon göstermez, arıza modları sırasıyla; lif kırılması, şekil değişimi veya basınç altında burkulması, matriste çatlak oluşumu, liflerin ayrılması ve laminatın katmanlarının delaminasyonudur.

Çoğu durumda arıza modları tüm yapıyı etkileyecek şekilde kötü sonuçlar ortaya çıkarmaz, ancak bölgesel hasara neden olur (Aydın, 2020). Bölgesel arızadan sonra, kompozit levhadaki şekil değişimi yeniden dağıtılır (Pal ve Bhattacharyya, 2007). Arıza modlarının eş zamanlı ve etkileşimli gelişimi, tabakalı kompozitler için arıza tahminini zorlaştırır (Campbell, 2010).

4.1. Tsai-Hill Hasar Teorisi

Tsai-Hill kriteri, gerilme bileşenlerini tek bir denklemde ilişkilendirir; bu nedenle etkileşimli bir kriterdir. Ortotropik malzemeler Denklem 3.59'da gösterilmiştir.

$$\left[\frac{\sigma_1}{(\sigma_1^C)_{ult}} \right] - \left[\frac{\sigma_1 \sigma_2}{(\sigma_1^C)^2_{ult}} \right] + \left[\frac{\sigma_2}{(\sigma_2^C)_{ult}} \right]^2 + \left[\frac{\sigma_2}{(\tau_{12})_{ult}} \right]^2 < 1 \quad (3.59)$$

Tsai-Hill kriteri, Hill'in anizotropik malzemeler için geliştirdiği teorik modele dayanarak, kompozit levhalar için özel olarak formüle edilmiştir. Bu kriter, kompozit malzemelerin farklı yönlerdeki normal ve kayma gerilmeleri altında hasar oluşumunu tahmin etmeye olanak sağlar (Kaw, 2006). Tsai-Hill arıza kriteri, Hill'in teorik modelinin deneysel verilerle uyumlu hale getirilmesi sonucunda, kompozit malzemeler için pratik ve yaygın olarak kabul gören bir hasar tahmin yöntemi olarak geliştirilmiştir (Hill, 1950). Yükleme koşullarına karşı yüksek doğrulukla sonuç vermesi nedeniyle mühendislik uygulamalarında sıkça tercih edilmektedir. Ancak, yalnızca tek bir denklem üzerinden değerlendirme yaptığı için, hasarın oluşma mekanizmasını ya da hangi bileşenin hasara uğradığını ayırt edemez; yalnızca hasarın meydana gelip gelmediği hakkında bilgi verir.

Hesaplanan gerilme değerlerinin kompozit plakada hasara sebep olup olmadığı hesaplandıktan sonra tabakalar arası kayma gerilemesinin tabakalar arası mukavemetten küçük olması şartı sağlanacaktır. Tabakalar arası kayma gerilmesi Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisi ile açıklanmaktadır.

4.2. Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisi (FSDT)

Birinci mertebeden kayma deformasyon teorisi (FSDT), CLPT'nin geliştirilmiş bir versiyonudur. Pegano ve Whitney tarafından yapılan çalışmalarda anizotropik kompozit plakalar için FSDT'nin kapsamı genişlemiştir (Kapoor ve diğer., 2013). CLPT'den farklı olarak, orta düzlemin enine normalinin deformasyondan sonra değişmediği varsayımını ortadan kaldırarak kalınlık yönünde şekil değiştirmelerini hesaba katar. FSDT, ince plakaların yanı sıra orta kalınlıktaki plakalara da uygulanabilir (Li ve diğer., 2014).

Bu teori, kalınlık yönünde sabit şekil değişimini varsayar. FSDT, kesme düzeltme faktörünün (SCF) kesme geriliminin doğrusal olmayan dağılımını temsil etmesinin yanında üst ve alt plaka yüzeylerinde sınır koşulunu karşılamasını gerektirir (Gupta ve Ghosh, 2017) (Tran ve diğer., 2015). SCF; malzeme katsayılarına, tabakaların hizalanmasına, plakanın geometrisine, yüklemeye ve sınır koşullarına bağlı boyutsal olmayan bir değerdir (Thai ve diğer., 2012) (Li ve diğer., 2014). Her ne kadar bazı araştırmacılar, SCF'nin daha doğru kullanımı amacıyla çeşitli iyileştirmeler önermiş olsa da (Madabhusi-Raman ve Davalos, 1996) mühendislik uygulamalarında genellikle sabit bir SCF değeri kullanılmaktadır.

Bu bağlamda, en yaygın tercih edilen sabit değer 5/6 olup, özellikle dikdörtgen kesitli plakalar için uygun bir yaklaşık çözüm sağlamaktadır. FSDT'nin varsayımları aşağıda listelenmiştir (Reddy, 2003):

- Orta düzlemin normalleri (enine normaller) uzatılamazdır.
- Düzlem dışı gerilime σ_{33} , sıfır olarak alınır. Bu nedenle, enine şekil değişimi (w), kalınlık yönündeki koordinattan bağımsızdır.
- Enine kayma gerilmesi kalınlık boyunca sabittir.

İkinci varsayımı dikkate alarak, serbestlik dereceleri üç öteleme: u , v , w ve iki dönme: ϕ_x , ϕ_y , x ve y eksenleri etrafında dönüşler dahil olmak üzere 5'e düşer.

FSDT'nin yer değiştirme denklemleri aşağıdaki gibidir:

$$u(x, y, z) = u_0(x, y) + z\phi_x(x, y) \quad (4.3)$$

$$v(x, y, z) = v_0(x, y) + z\phi_y(x, y) \quad (4.4)$$

$$w(x, y, z) = w_0(x, y) \quad (4.5)$$

Enine kayma gerilmelerini de içeren FSDT'nin sonuçları CLPT'den daha doğrudur. Ayrıca türev terimleri içermediğinden uygulanması daha az çaba gerektirir. Ancak FSDT'nin de sınırlamaları vardır. Z yönü boyunca bilinen parabolik kesme gerilmesi dağılımı elde edilemez; bu nedenle, FSDT'nin sonuçları ile elastiklik teorisi arasında bir uyum olduğundan emin olmak için teoride yukarıda belirtilen SCF'ye ihtiyaç vardır. FSDT, iki boyutlu problemler için uygundur; üç boyutlu problemler için doğru sonuçlar vermez (Nwoji ve diğer., 2017).

FSDT, sadece teorik bir model değil, aynı zamanda pratik mühendislik uygulamaları için de oldukça önemli bir araçtır. Özellikle havacılık, otomotiv ve denizcilik gibi endüstrilerde kullanılan orta kalınlıktaki kompozit plaka ve kabuk yapılarının tasarım ve analiz süreçlerinde geniş bir kullanım alanı bulmuştur. İnce plakaların yanı sıra kalınlığı artan yapılar için de yeterli doğrulukta sonuçlar sunması, FSDT'nin mühendislik tasarımlarında tercih edilmesinin başlıca nedenlerinden biridir.

Bununla birlikte, FSDT'nin belirli sınırlamaları bulunmaktadır. Çok kalın plakalar veya büyük deformasyonların söz konusu olduğu durumlarda, bu teori yeterli hassasiyeti sağlayamayabilir. Bu gibi durumlarda, daha yüksek mertebeden kayma deformasyon teorileri (HSDT) veya üç boyutlu elastisite çözümlerine başvurulması gerekebilir. FSDT'nin, kalınlık yönünde gerilme dağılımını tam olarak yansıtamadığı durumlarda doğruluğunu artırmak için kesme düzeltme faktörünün (SCF) kullanılması zorunludur.

Kesme düzeltme faktörü (SCF), FSDT'nin temel bileşenlerinden biridir ve teorik hesaplamalarda kesme gerilmelerinin daha gerçekçi bir şekilde temsil edilmesini sağlar. SCF, malzeme özelliklerine, tabaka düzenine, geometrik oranlara ve sınır koşullarına bağlı olarak değişen boyutsuz bir katsayıdır. FSDT formülasyonunda, örneğin x-z düzleminde kesme gerilmesi hesaplanırken şu şekilde ifade edilir:

$$\tau_{xz} = k_s \frac{Q_x}{A_s} \quad (4.6)$$

Burada τ_{xz} tabakalar arası kayma gerilmesi, k_s kesme düzeltme faktörü, Q_x kesme kuvveti ve A_s kesit alanı anlamına gelir. Mühendislik uygulamalarında genellikle sabit bir SCF değeri olan 5/6 kullanılarak hesaplamalar yapılır ve bu değer özellikle dikdörtgen kesitli plakalar için yeterli doğruluk sağlar.

5. OPTİMİZASYON YÖNTEMLERİ

Mühendisler, sivil altyapıdan uzay aracına kadar tasarımlarında en yüksek verimliliğe ulaşmayı önceliklendirmektedir. Bir tasarımın başarısı, genellikle mukavemet veya sertliğe odaklanarak amaçlanan amaca uygunluğuna göre değerlendirilir. Verimliliği sağlamak için kaynak tüketimi de dikkatlice düşünülmelidir. Ağırlık ve maliyet genellikle kaynak tüketimi için birincil ölçütler olarak hizmet eder (Gurdal ve diğer., 1999).

Son yıllarda, yapısal tasarım süreçlerinde optimizasyon tekniklerinin kullanımı önemli ölçüde artmıştır. Bu yöntemler, belirli tasarım hedefleri ve mühendislik kısıtları doğrultusunda en uygun çözümün sistematik olarak elde edilmesini sağlar. Böylece, yapısal performansın artırılması, kullanılan malzeme miktarının azaltılması ve maliyetin düşürülmesi gibi çok yönlü hedefler doğrultusunda etkili ve verimli tasarımlar elde edilebilmektedir. Matematiksel optimizasyon, tasarım sürecine yön veren güçlü bir araç haline gelmiş ve mühendislik problemlerine analitik temelli çözümler sunma konusunda yaygın bir yaklaşım olarak benimsenmiştir.

Optimizasyon problemlerinin en temel hali, tek bir amaç fonksiyonunun en küçük ya da en büyük değerine ulaşmayı hedefleyen tek amaçlı optimizasyondur. Ancak mühendislik uygulamalarının büyük çoğunluğu, birden fazla performans kriterinin aynı anda göz önünde bulundurulmasını gerektirir. Bu tür problemler, yalnızca tek bir hedefe odaklanmanın yetersiz kaldığı durumları açıklamaktadır. Çünkü farklı tasarım hedefleri genellikle birbirleriyle çelişmekte ve tüm hedefler için aynı anda mutlak optimum bir çözüme ulaşmak çoğu zaman mümkün olmamaktadır. Bu nedenle, çok amaçlı optimizasyon kullanımı, farklı hedefler arasında en uygun dengeyi kurmaya yönelik çözümler sunar. Bu bağlamda en yaygın yaklaşım, Pareto optimalite ilkesine dayanan çözümlerin değerlendirilmesidir. Pareto optimum çözümler, bir hedefin iyileştirilmesinin diğer bir hedefin kötüleşmesine neden olacağı durumları temsil eder ve bu yönüyle çok amaçlı mühendislik tasarımı için pragmatik ve etkili bir çözüm kümesi sunar (Yegit, 2024).

Farklı evrim, genetik algoritmalar ve simüle edilmiş tavlama, parçacık sürü gibi algoritmalar kompozit plakaların optimizasyonu için sıklıkla kullanılır. Bu çalışmada, MATLAB yazılımı yardımıyla PSO algoritması kullanılmıştır.

5.1. Tek Amaçlı Optimizasyon

Tek amaçlı optimizasyon probleminin genel formülasyonu şu şekilde ifade edilebilir:

$f(x)$ fonksiyonunun minimum olması amaçlanır.

$$g_j(x) \leq 0 \text{ için } j = 1, n_c \quad (5.1)$$

$$X_i^l < X < X_i^u \quad (5.2)$$

Burada $f(x)$ amaç fonksiyonu, $g_j(x)$ kısıt, n_c kısıtlama sayısı, X tasarım değişkeni ve X_i^l ve X_i^u tasarım değişkeninin alt ve üst sınırını ifade eder.

Bu çalışmada, optimizasyon sürecinin başında tanımlanan kısıtlamalardan herhangi biri ihlal edilirse uygunluk değerine göre büyük bir sayı ekleme ilkesine dayanan bir ceza yaklaşımı (Vanderplaats, 1987) uygulanmıştır. Denklem 3.2'de tanımlandığı gibi, $f(x)$ orijinal amaç fonksiyonunu, r_p ceza fonksiyonunun değerini artıran katsayıyı ve $P(x)$ ceza fonksiyonunu temsil eder.

$$\phi(X, r_p) = f(x) + r_p P(x) \quad (5.3)$$

$$P(X) = \sum_{j=1}^{n_c} \max(0, g_j(x)) \quad (5.4)$$

r_p değerinin arttırılması kısıtların sağlanma olasılığını artırır; ancak bu durum amaç fonksiyonuna yakınsamama durumuna yol açabilir.

5.2. Çoklu Amaç Optimizasyonu

Çok amaçlı optimizasyon problemleri, genellikle farklı hedeflere sahip birden fazla amacı aynı anda optimize etmeyi içerir. Kompozit plakalarda optimum tasarım elde etmek için, çok amaçlı optimizasyon gibi verimli yöntemler kullanılır. Bu metodolojiler, belirtilen tasarım alanı içinde optimum tasarım parametrelerinin belirlenmesini sağlar.

Bu çalışmada, ağırlıklı toplam ve ε kısıtlama yöntemleri kullanılmıştır. Tek amaçlı optimizasyona benzer şekilde, çok amaçlı optimizasyon probleminin genel formülasyonu aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$f_1(x), f_2(x), f_3(x), \dots, f_n(x)$ fonksiyonlarının minimum olması amaçlanır. Denklem 5.1 ve Denklem 5.2 çok amaçlı optimizasyon için aynıdır.

5.2.1. Ağırlıklı Toplam Yöntemi

Dikkate alınan tüm amaç fonksiyonları, belirli katsayılarla çarpılıp toplanarak tek amaçlı bir probleme birleştirilebilir. Bu yöntem aşağıdaki gibi gösterilebilir:

$$f(x) = w_1 f_1(x) + w_2 f_2(x) + \dots + w_n f_n(x) \quad (5.5)$$

$$\sum (w_1 + w_2 + \dots + w_n) = 1 \quad (5.6)$$

Katsayıları değiştirerek, her bir amaç fonksiyonunun çözüm üzerindeki etkisi görülebilir. Çözüm uzayındaki nokta sayısı, katsayıların uygulanan değişim derecesi değiştirilerek kontrol edilebilir.

5.2.2. ε Kısıtlama Yöntemi

ε kısıtlama yöntemi, optimizasyon için bir hedef fonksiyonunu önceliklendirerek çok amaçlı optimizasyon problemlerini ele alır. Geriye kalan hedefler daha sonra kısıtlamalara dönüştürülür. Bu yöntem aşağıdaki gibi yazılabilir:

$f_1(x)$ fonksiyonunun minimum olması amaçlanır.

$$f_2(x) \leq \varepsilon_2, f_3(x) \leq \varepsilon_3 \dots f_n(x) \leq \varepsilon_n \quad (5.7)$$

5.3. Parçacık Sürü Optimizasyonu

Bu çalışmada, sezgisel optimizasyon tekniklerinden biri olan Parçacık Sürüsü Optimizasyonu (PSO) kullanılmıştır. Algoritma, 1995 yılında Eberhart ve Kennedy tarafından, sürü halinde hareket eden hayvanların kolektif davranışlarından esinlenerek geliştirilmiştir. Genetik algoritmalara benzer şekilde, optimizasyon süreci rastgele oluşturulmuş çözümlerden oluşan bir popülasyon (sürü) ile başlar.

Sürüdeki her birey (parçacık) yinelemeli olarak önceden belirlenmiş bir uygunluk değerine (amaç fonksiyonu) yakınsamaya çalışır. Potansiyel çözümler, sürü içindeki en iyi çözümlere göre güncellenir (Eberhart ve Kennedy, 1995).

PSO algoritması, çözüm alanında rastgele bir sürü başlatır ve bu sürü içindeki her parçacığa konum ve hız değeri atar. Parçacığın konum bilgisi, belirli matematiksel ifadeler kullanılıp değişerek güncellenir. Her parçacığın uygunluk değeri, sürü içindeki kişisel en iyi ve küresel en iyi değerleri belirlemek için hesaplanır. Parçacıkların hız ve konum bilgileri aşağıdaki matematiksel ifadelere göre güncellenir:

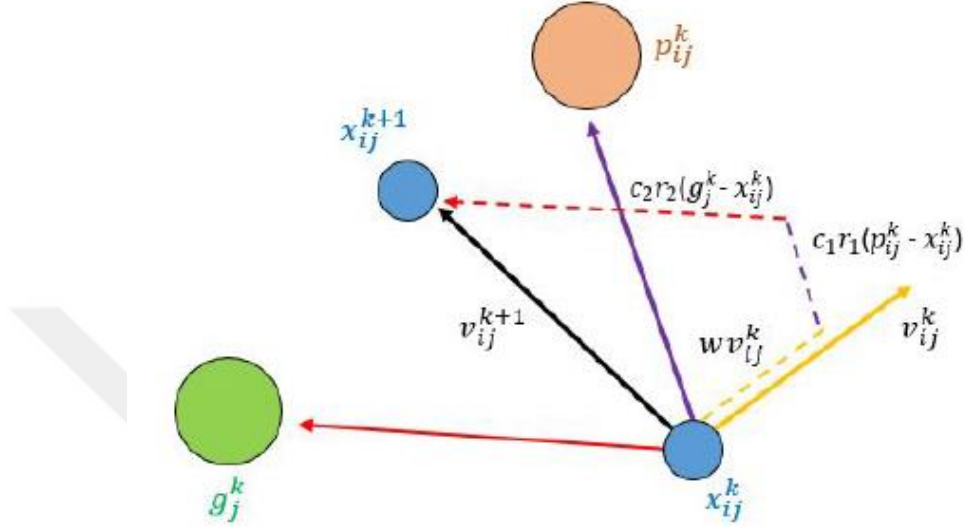
$$v_{ij}^{k+1} = wv_{ij}^k + c_1r_1(p_{ij}^k - x_{ij}^k) + c_2r_2(g_j^k - x_{ij}^k) \quad (5.8)$$

$$x_{ij}^{k+1} = x_{ij}^k + v_{ij}^{k+1} \quad (5.9)$$

Denklemlerde, x_{ij}^k ve v_{ij}^k sırasıyla i'inci ve j'inci yönlerdeki parçacığın pozisyonunu ve hız bilgisini temsil eder. Üst simge k yineleme numarasını belirtirken, r_1 ve r_2 0 ile 1 arasında rastgele oluşturulmuş sayıları temsil eder. p_{ij} , j'inci parçacığın i'inci en iyi pozisyonunu temsil ederken, g_j , k'inci yinelemeye kadar tüm sürü için elde edilen en iyi pozisyonun j'inci bileşenini ifade eder. Bir parçacığın hareketine dayalı algoritmanın işleyişi Şekil 5.1'de gösterilmiştir.

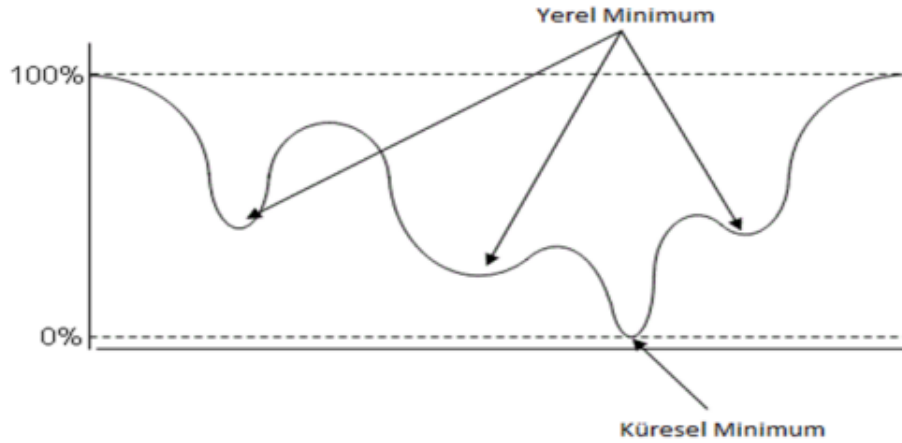
Denklem 5.8'de eylemsizlik ağırlığı olarak adlandırılan w, parçacığın bir önceki adım hız vektörünün bir sonraki adım hız vektörü üzerindeki etkisini ayarlamak için kullanılır. Bir çalışmada her yinelemede 0,9 ila 0,4 arasında değişen eylemsizlik ağırlığındaki doğrusal bir azalmanın algoritmanın yakınsama hızını olumlu yönde etkilediği kaydedilmiştir (Eberhart ve Shi, 2000).

c_1 ve c_2 katsayıları sırasıyla kişisel öğrenme katsayısını (kişisel ivme faktörü) ve küresel öğrenme katsayısını (küresel ivme faktörü) belirtir ve her ikisi için de iki değeri alınır. Bu değerlerin artırılması parçacıkların kişisel en iyi ve küresel en iyi konumlarına daha hızlı bir şekilde yakınsamalarını sağlar (Eberhart ve Kennedy, 1995).



Şekil 5.1. PSO algoritmasında parçacık hareketi (Yegit, 2024)

Şekil 5.2’de PSO algoritmasında arama uzayını gösteren bir grafik verilmiştir. Görseldeki çizgi üzerinde yapılacak olan her bir iterasyonda alınan sonuçlardan yalnızca tek bir nokta tüm şartları sağlıyorsa küresel minimum veya maksimum olarak adlandırılır. Ancak, şartları karşılayan birden fazla nokta varsa, bunlar yerel minimum veya maksimum olarak adlandırılır. Bu noktalar arasından problem türüne bağlı olarak en küçük veya en büyük olanı ise küresel minimum ya da maksimum olarak kabul edilir.



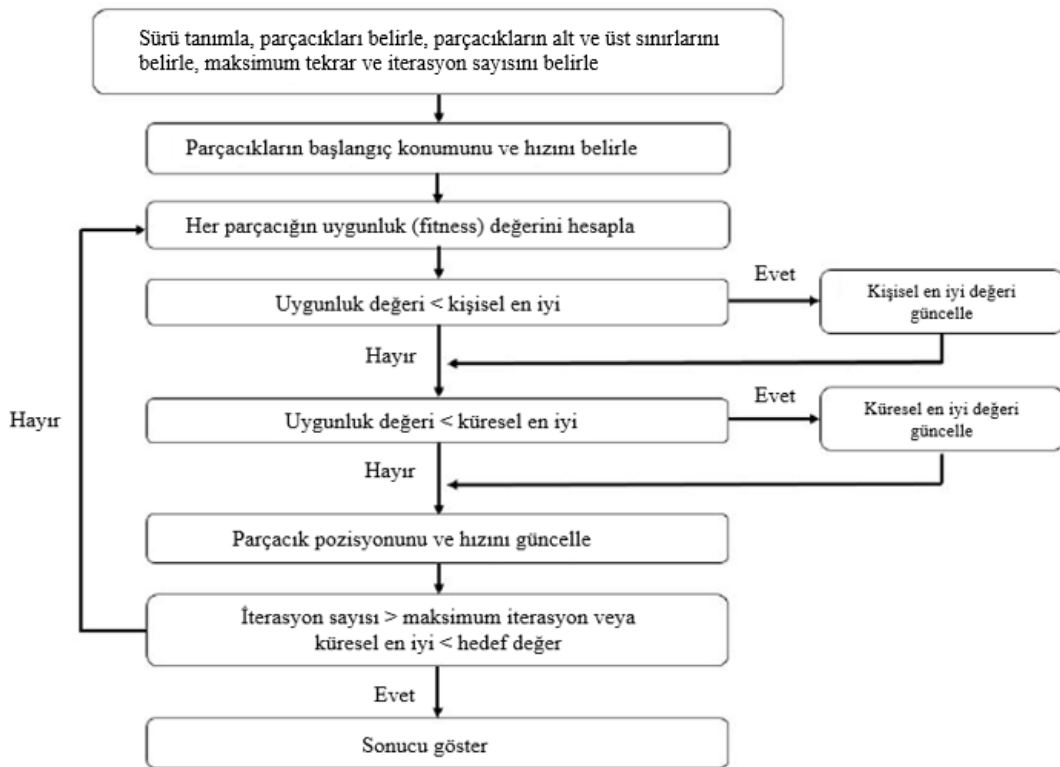
Şekil 5.2. PSO algoritmasında yerel ve küresel minimum noktalarını içeren grafik (Demirci, 2014)

Algoritmada kullanılan parametrelerin değerleri Tablo 5.1’de verilmiştir.

Tablo 5.1. Algoritmada kullanılan parametre değerleri

Parametre İsmi	Parametre değeri
Maksimum Atalet Ağırlığı	0.9
Minimum Atalet Ağırlığı	0.4
Bireysel Öğrenme Katsayısı	2
Topluluk Öğrenme Katsayısı	2
Maksimum Çalıştırma Sayısı	10
Maksimum İterasyon Sayısı	100
Popülasyon Sayısı	100

Şekil 5.3’te PSO algoritmasının akış şeması verilmiştir.



Şekil 5.3. PSO algoritmasının akış şeması

Maliyet Fonksiyonu

Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) algoritmasında, her bir parçacığın uygunluğunu değerlendirmek amacıyla bir maliyet fonksiyonunun tanımlanması gereklidir.

Bu fonksiyon, optimizasyon probleminin hedeflerini ve varsa kısıtlarını matematiksel olarak ifade eder. Maliyet fonksiyonu, algoritmanın yönlendirici bileşeni olup, parçacıkların çözüm uzayındaki konumlarını güncellerken hangi çözümlerin daha iyi olduğunu belirlemek için kullanılır. Bu bağlamda, çoklu hedeflerin ve kısıtların yer aldığı mühendislik problemlerinde maliyet fonksiyonu genellikle aşağıdaki genel yapıda tanımlanır:

$$Maliyet = f(hedefler) + \sum_i \lambda_i Penaltı_i \quad (5.10)$$

Burada f optimizasyon hedefini temsil ederken; λ_i , kısıt ihlali durumunda uygulanan ceza katsayılarını ve $Penaltı_i$ ilgili kısıt fonksiyonlarını göstermektedir. Bu yapı sayesinde PSO algoritması, yalnızca tasarım hedeflerini gerçekleştiren değil, aynı zamanda yapısal güvenlik kriterlerine uygun çözümler üretebilen bir arama stratejisi olarak kullanılabilir.

5. MATERYAL VE YÖNTEM

Tez kapsamında Tablo 3.1’de belirtilen sınır şartları kullanılmıştır. Bu sınır şartları için arama uzayı olarak; DD dizilimi için belirlenen ilk açı (θ_1), ikinci açı (θ_2), tabaka kalınlığı, en/boy oranı (a/b)’dir. Maliyet fonksiyonu $z = [(x(1), x(2), x(3), x(4)]$ olacak şekilde belirlenmiştir. Bu PSO algoritmasında amaç fonksiyonu burkulmanın gerçekleşeceği en yüksek sıcaklığı bulmaktır. İterasyon sayısı 100 olarak belirlenmiş popülasyon sayısı 200 alınmıştır. Burada $x(1)$ birinci parçacık ilk açı değerini göstermektedir. $x(2)$ ise ikinci açı olarak verilmiştir. $x(3)$ tabaka kalınlığı ile ifade edilmektedir ve $x(4)$ ise kompozit levhanın a/b oranıdır. Optimizasyon kapsamında toplamda dört parçacık belirlenmiştir. Malzeme olarak epoksi/karbon elyaf ve epoksi/cam elyaf kullanılmıştır. θ_1 ve θ_2 açı değerler 0° ile 90° arasındaki açılardan seçilmiş ve DD kompozit levha dizilimine göre tabakalar yerleştirilmiştir. Dizilim yapılırken levhanın simetrik ve homojen olmasına dikkat edilmiştir. Toplam tabaka sayısı sabit dört değer (8, 16, 32, 40) olarak belirlenmiştir. DD dizilimde simetriklik şartının sağlanması için minimum 8 tabakaya ihtiyaç duyulduğu için tabaka sayısı 8 ile başlanmıştır. DD dizilimde 4’lü tabakalar halinde dizilim yapıldığı için toplam tabaka sayısı en yüksek 40 olarak seçilmiştir. Tabaka kalınlığı ise 0.0002m ile 0.002m arasında olacak olarak belirlenmiştir. Kompozit plakanın uzunluğunun genişliğine oranı (a/b) en yüksek 25, en düşük 1 dir. Optimizasyon sonucuna göre belirlenen 5 farklı parçacık için bu parçacıkların küresel en iyi değeri bulunmuştur. Arama uzayında belirtilen değişkenler ve sınır şartlarına göre öncelikle kompozit levhanın A ve D matrisleri hesaplanmıştır. Simetrik kompozit bir plakada B matrisi 0 olarak alındığı için hesaplamalarda ihmal edilmiştir. Termal yükün, sıcaklık farkı ve termal genleşme katsayısına bağlı olduğunu hesaba katarak bütün DD kompozit levha açı kombinasyonları için burkulmanın meydana geleceği sıcaklık farkı hesaplanmıştır. Elde edilen sıcaklık farkı kullanılarak düzlem içi oluşan termal gerilmeler hesaplanmıştır. Optimizasyonun ilk kısıtlaması olan kompozit plakanın Tsai-Hill hasar kriterine uygunluğuna bakılmıştır. Bir diğer kısıtlama olan tabakalar arası kayma gerilmesinin (ILSS) tabakalar arası mukavemetten (ILS) küçük olması şartının sağlanması amaçlanmıştır. ILSS değeri MATLAB programında hesaplanmıştır. ILS değeri için kaynak araştırmalarında yapılan testler sonucunda epoksi/karbon elyaf için 50MPa, epoksi/cam elyaf için 30 MPa olarak alınmıştır. Bu çalışmada kritik sıcaklık farkı (ΔT) optimizasyon yoluyla maksimize edilmeye çalışılmıştır.

Ancak sadece ΔT 'nin büyüklüğü esas alındığında, çözüm her zaman güvenli olmayabilir. Özellikle tabakalararası kayma gerilmesi (ILSS) sınırının aşılması veya Tsai-Hill hasar indeksinin 1'den büyük çıkması durumunda, elde edilen kritik sıcaklık farkı teorik olarak yüksek olsa dahi yapı güvenli kabul edilemez. Bu nedenle maliyet fonksiyonuna ceza terimleri eklenmiştir. Ceza fonksiyonunda: Eğer $ILS > ILSS$ olursa, ILSS değerinin aşım miktarı kare alınarak ceza olarak eklenmiştir. Eğer hasar indisi $FI > 1$ olursa, $FI - 1$ farkı kare alınarak ceza olarak eklenmiştir.

Bu iki kısıt, maliyet fonksiyonuna bir ağırlık katsayısı yani penaltı fonksiyonu olarak dahil edilmiştir. Bu katsayı, ILSS ve hasar indeksinin optimizasyon sürecindeki önceliğini ve etkisini belirlemektedir. Yüksek ağırlık seçildiğinde algoritma, güvenlik kriterlerini ihlal eden çözümleri tamamen dışlamakta; düşük ağırlık seçildiğinde ise bazı ihlallere izin verebilmektedir. Kritik sıcaklık farkı bulunduğunda güvenli tasarım için bu değer $ILS < ILSS$ ve $FI < 1$ koşullarını sağlayan çözümler arasından seçilmiştir. Tez kapsamında tabakalar arası kayma gerilmesi hesaplanırken dışardan bir yükleme durumu olmadığı için Q_x ve Q_y kesme gerilmeleri 1 N/m alınarak hesaplanmıştır. MATLAB programında oluşturulan kodlamada bu kısıtlamalara uymayan kombinasyonlara penaltı fonksiyonu olarak belirlenen değer eklenmiş ve istenen değerlerin dışarısında bırakılmıştır. Penaltı fonksiyonu olarak kısıtlamaların dışında kalan parçacık sonuçlarına 10^6 eklenmiştir.

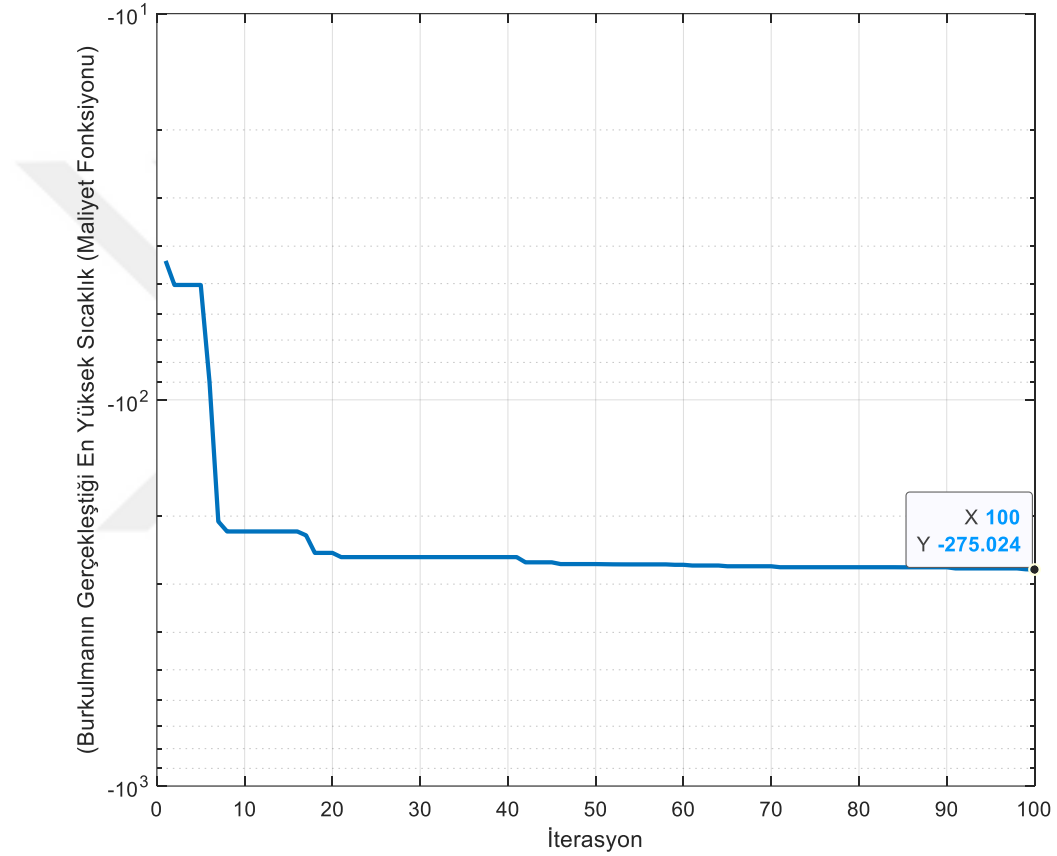
Tablo 5.1’de tezin akış şeması belirtilmiştir.

Tablo 5.1. Tez akış şeması

Durum Çözümleri	Değişkenler	Arama Uzayı	Kısıtlamalar
5 farklı sınır şartı için çözüm yapılmıştır. (SSSS, SSCC, CCSS, SSSF, CCCC)	Tabaka sayısı (K) 8,16,32 ve 40 olmaktadır.	8-40 (Tabaka sayısı)	Katman sayısı 8 ve 8’in katları olmalı DD simetrik olması için
a/b değeri 1 ile 25 arasındaki değerler için çözüm yapılmıştır.		0-90 (Tabaka açıları için)	PSO algoritması için açılar DD dizilime uygun şeklinde olmalı
Tabaka açıları 0°-90° için çözüm yapılmıştır.		0.0002-0.002 (Tabaka kalınlığı)	ILSS<ILS değeri
2 farklı malzeme için çözüm yapılmıştır. (Grafit/epoksi ve cam fiber/epoksi)		1-25 (a/b)	Tsai-Hill hasar kriteri için FI<1 olmalıdır.
Tabaka kalınlığı 0.0002m ve 0.002m için çözüm yapılmıştır.			

5.1. SSSS Sınır Şartı Altında Çift Eksenli Yükleme (N_x , N_y) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:

Şekil 5.4'te SSSS sınır koşulunda çift eksenli termal yükleme durumunda grafit/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün değişken tabaka sayısı değerlerine göre maliyet fonksiyonunu göstermektedir.



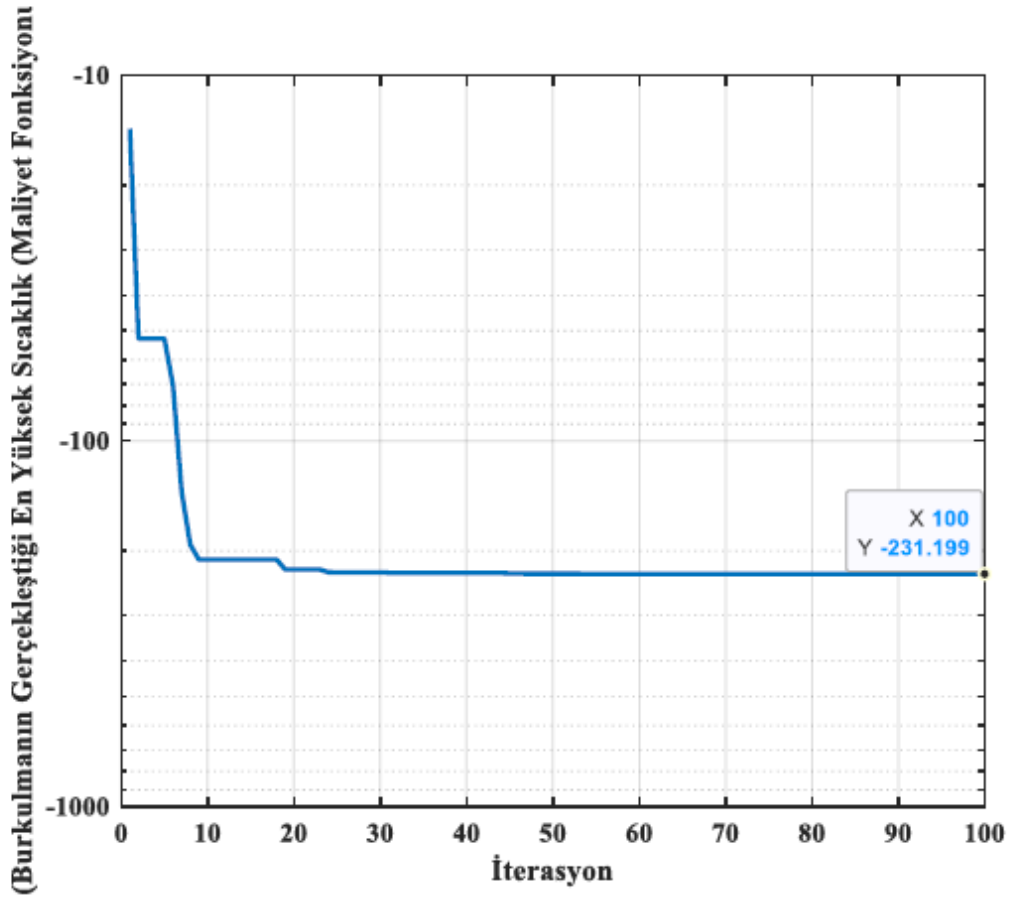
Şekil 5.4. SSSS sınır koşulu altında çift eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında grafit/epoksi kompozit malzeme için maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum değer tabaka sayısının 40 olduğunda elde edilmiştir. Grafikte görüldüğü üzere optimizasyon sonucunda problem -275.79 değerinde yakınsamıştır. Bu değer negatif çıkmasının sebebi PSO maliyet fonksiyonunun en aza indirme amacıyla kullanılmasıdır.

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1=16^\circ$, ikinci açısı $\theta_2=16^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h=40$,

tabaka kalınlığı $t = 0.0005\text{m}$ ve en/boy oranı $a/b = 1.5$ olduğu durumda burkulma sıcaklığı maliyet fonksiyonu sonucunda elde edilen değerin negatif işaretlisi olan 275.79° 'da maksimum olmaktadır.

Şekil 5.5'te SSSS sınır koşulunda çift eksenli termal yükleme durumunda cam elyaf/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün maliyet fonksiyonunu göstermektedir. Problem -546.729 değerine yakınsamaktadır.

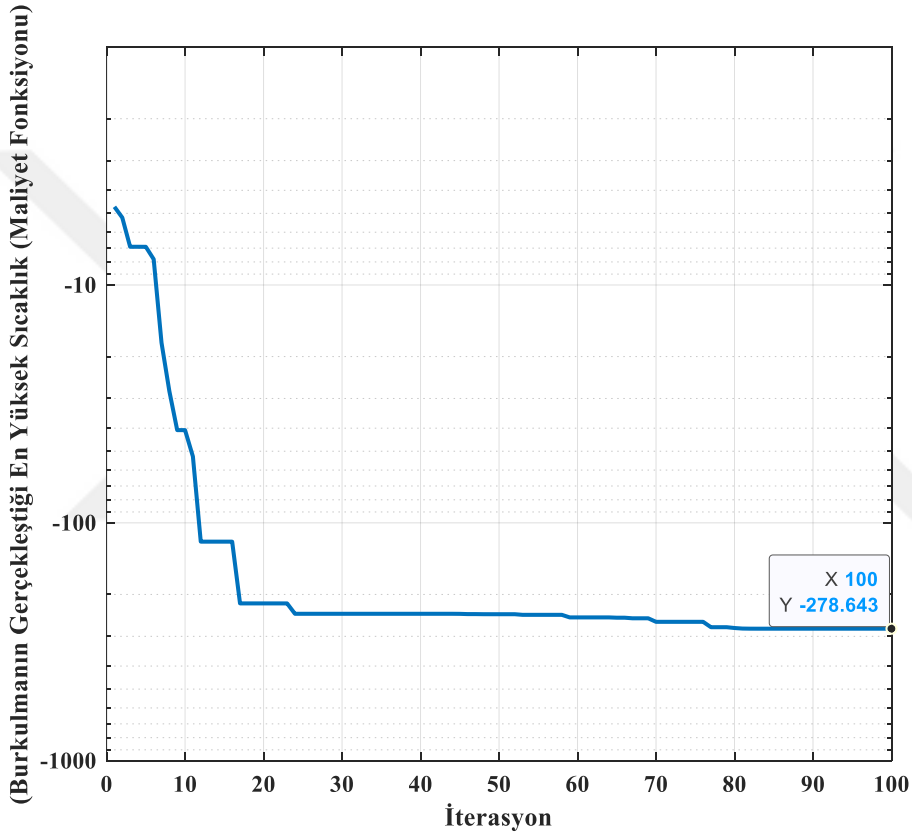


Şekil 5.5. SSSS sınır koşulu altında çift eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında cam elyaf/epoksi kompozit malzeme için maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1 = 43^\circ$, ikinci açısı $\theta_2 = 49^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h = 8$, tabaka kalınlığı $t = 0.0016\text{m}$ ve en/boy oranı $a/b = 1$ olduğu durumda burkulma sıcaklığı maliyet fonksiyonu sonucunda elde edilen 275.79°C değerine yakınsamaktadır. Grafikte 30. iterasyonun sonrasında problem yakınsamaya başlamaktadır.

5.2. SSSS Sınır Şartı Altında Tek Eksenli Yükleme (N_x) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:

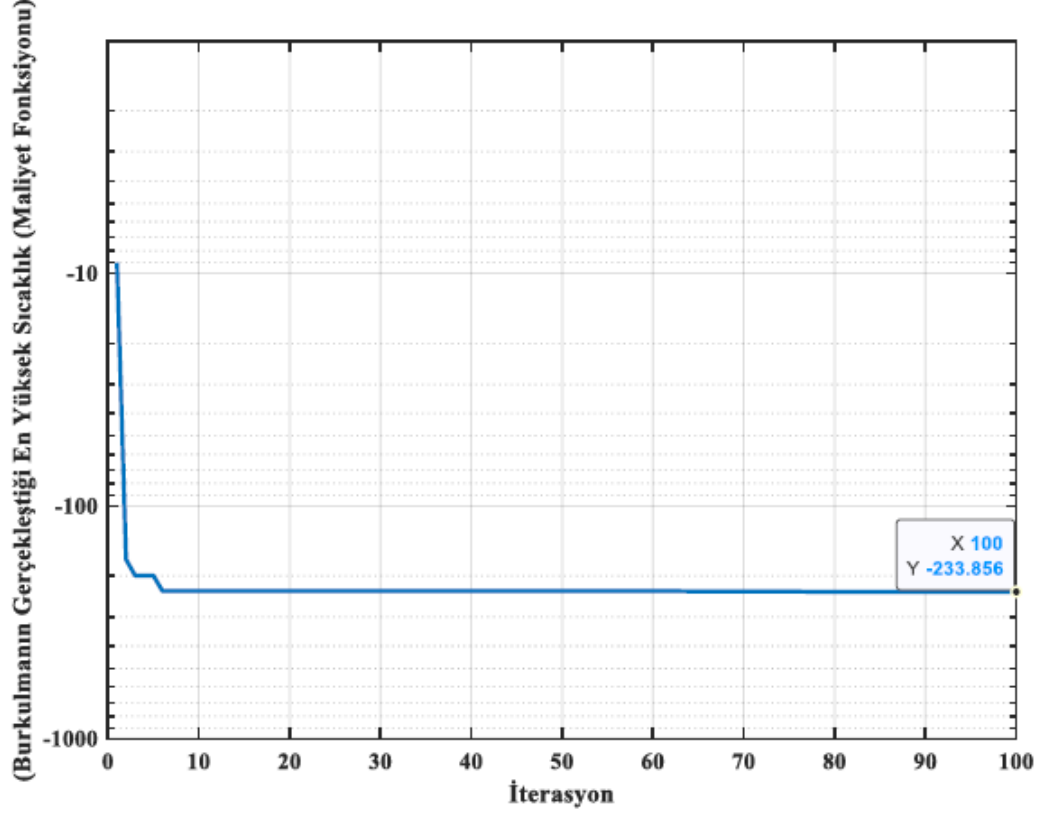
Şekil 5.6’da SSSS sınır koşulunda tek eksenli termal yükleme durumunda grafit/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün maliyet fonksiyonunu göstermektedir. Problemin -278.64 değerinde yakınsadığı görülmüştür.



Şekil 5.6. SSSS sınır koşulu altında tek eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında grafit/epoksi kompozit malzeme maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1=16^\circ$, ikinci açısı $\theta_2=15^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h=8$, tabaka kalınlığı $t=0.0016m$ ve en/boy oranı $a/b=1.5$ olduğu durumda burkulma sıcaklığı maliyet fonksiyonunda elde edilen değer olan $278.64^\circ C$ 'dir. Grafikte 30. iterasyonun sonrasında problem yakınsamaya başlamaktadır.

Şekil 5.7’de SSSS sınır koşulunda tek eksenli termal yükleme durumunda cam elyaf/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün maliyet fonksiyonunu göstermektedir. Problemin -233.85 değerinde yakınsadığı görülmüştür.

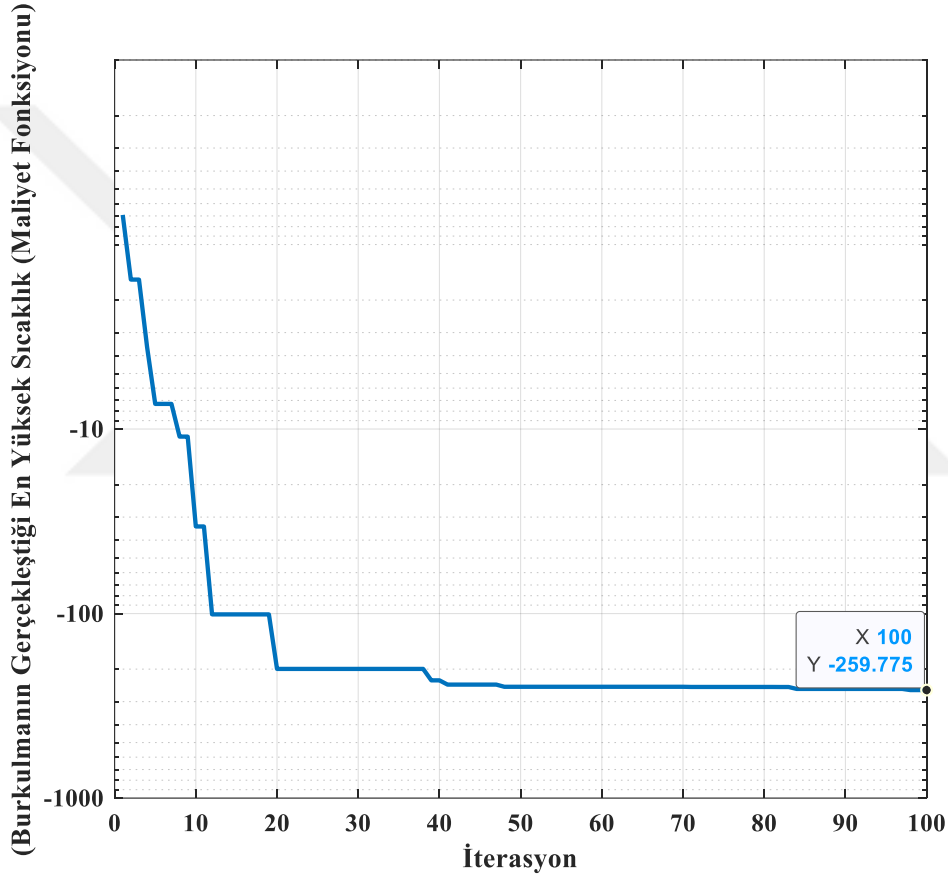


Şekil 5.7. SSSS sınır koşulu altında tek eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında cam elyaf/epoksi kompozit malzeme maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1=50^\circ$, ikinci açısı $\theta_2=42^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h=16$, tabaka kalınlığı $t= 0.0007m$ ve en/boy oranı $a/b=1$ olduğu durumda burkulma sıcaklığı PSO maliyet fonksiyonunda elde edilen değer olan $233.85^\circ C$ 'dir. Grafikte 10. İterasyonun sonunda problem yakınsamaya başlamaktadır.

5.3. CCSS Sınır Şartı Altında Tek Eksenli Yükleme (N_x) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:

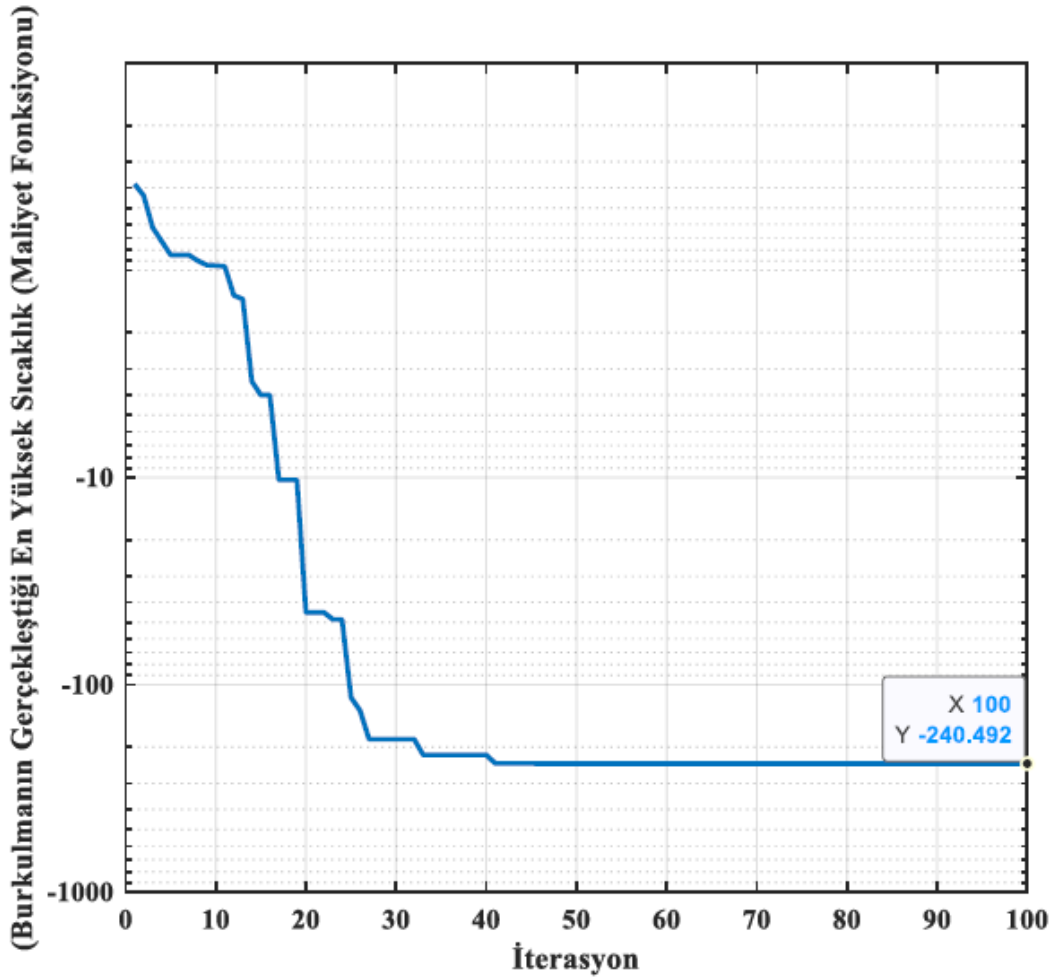
Şekil 5.8’de CCSS sınır koşulunda tek eksenli termal yükleme durumunda grafit/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün maliyet fonksiyonunu göstermektedir. Problemin -259.77 değerinde yakınsadığı görülmüştür.



Şekil 5.8. CCSS sınır koşulu altında tek eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında grafit/epoksi kompozit malzeme maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1=15^\circ$, ikinci açısı $\theta_2=17^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h=16$, tabaka kalınlığı $t= 0.0004m$ ve en/boy oranı $a/b= 1.5$ olduğu durumda en yüksek burkulma sıcaklığı farkı PSO maliyet fonksiyonunda elde edilen değer olan $259.77^\circ C$ ’dir. Grafikte 40. iterasyonun sonunda problem yakınsamaya başlamaktadır.

Şekil 5.9’da CCSS sınır koşulunda tek eksenli termal yükleme durumunda cam elyaf/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün maliyet fonksiyonunu göstermektedir. Problemin -240.492 değerinde yakınsadığı görülmüştür.

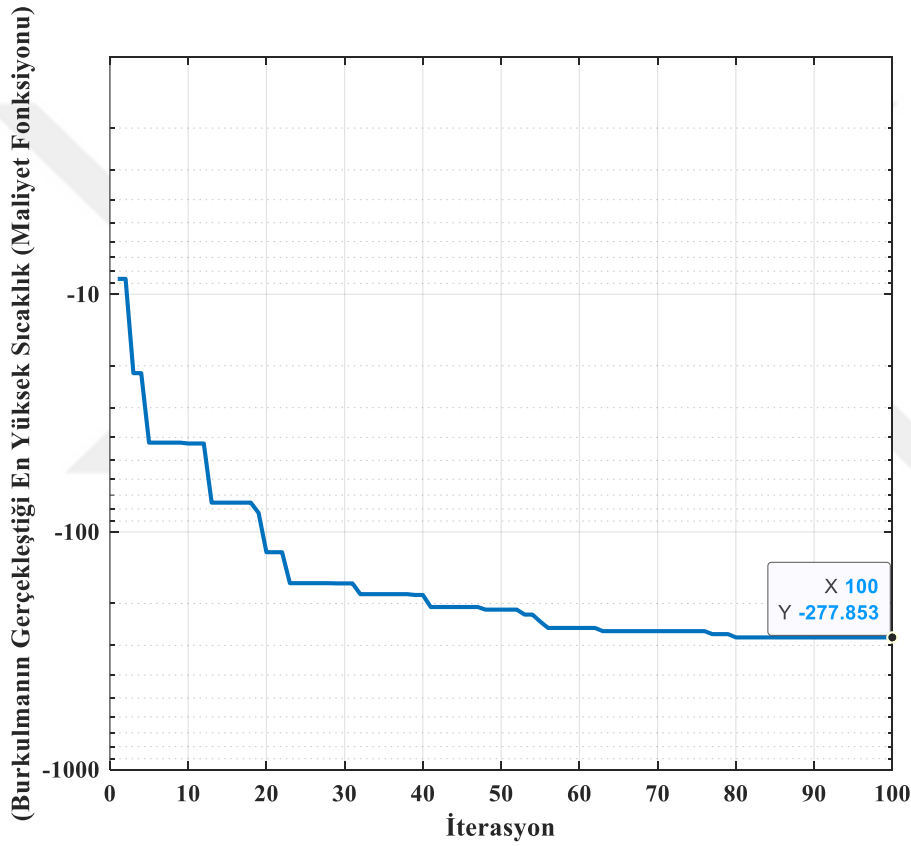


Şekil 5.9. CCSS sınır koşulu altında tek eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında cam elyaf/epoksi kompozit malzeme maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1=39^\circ$, ikinci açısı $\theta_2=22^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h=16$, tabaka kalınlığı $t=0.001m$ ve en/boy oranı $a/b=1.1$ olduğu durumda en yüksek burkulma sıcaklığı farkı PSO maliyet fonksiyonunda elde edilen $240.49^\circ C$ 'dir. Grafikte 40. iterasyonun sonunda problem yakınsamaya başlamaktadır.

5.4. SSCC Sınır Şartı Altında Tek Eksenli Yükleme (N_x) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:

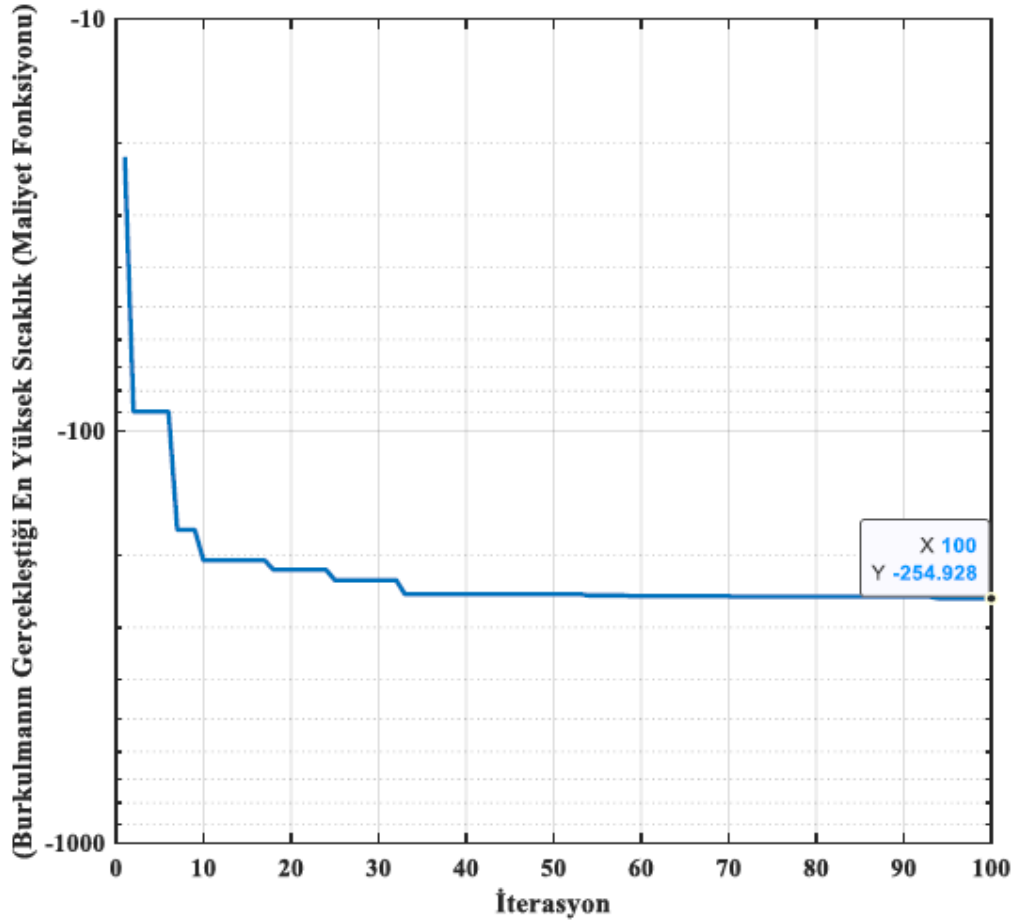
Şekil 5.10'da SSCC sınır koşulunda tek eksenli termal yükleme durumunda grafit/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün maliyet fonksiyonunu göstermektedir. Problemin -277.85 değerinde yakınsadığı görülmüştür.



Şekil 5.10. SSCC sınır koşulu altında tek eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında grafit/epoksi kompozit malzeme maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1=16^\circ$, ikinci açısı $\theta_2=16^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h=16$, tabaka kalınlığı $t= 0.0014m$ ve en/boy oranı $a/b=1.5$ olduğu durumda burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklık farkı PSO maliyet fonksiyonundan elde edilen $277.85^\circ C$ 'dir. Grafikte 80. iterasyonun sonunda problem yakınsamaya başlamaktadır.

Şekil 5.11’de SSCC sınır koşulunda tek eksenli termal yükleme durumunda grafit/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün maliyet fonksiyonunu göstermektedir. Problemin -254.92 değerinde yakınsadığı görülmüştür.

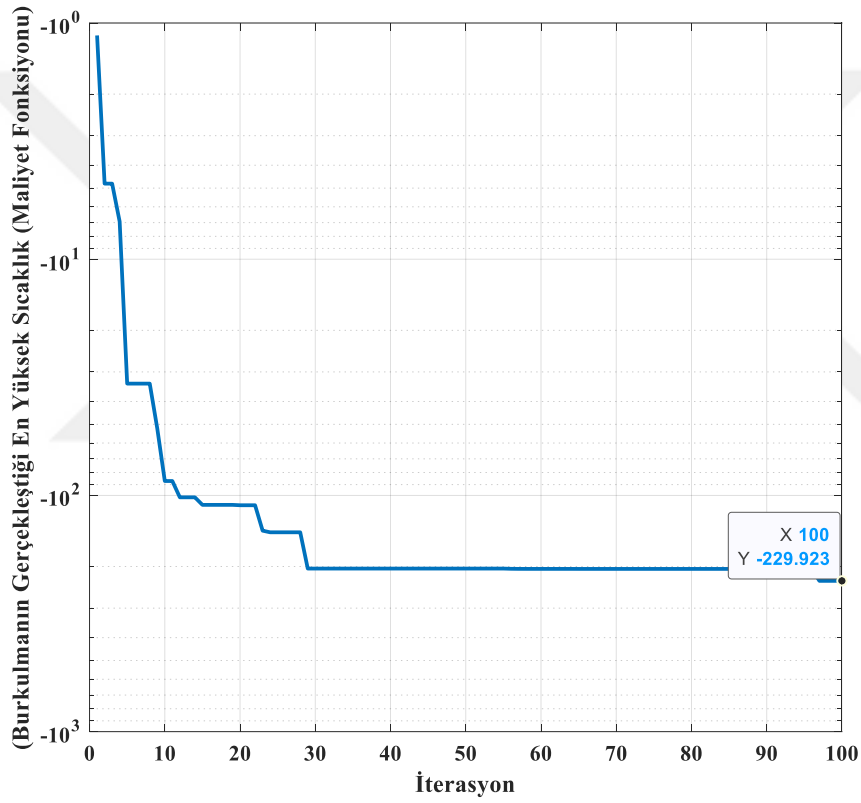


Şekil 5.11. SSCC sınır koşulu altında tek eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında cam elyaf/epoksi kompozit malzeme maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1=55^\circ$, ikinci açısı $\theta_2=35^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h=32$, tabaka kalınlığı $t= 0.0009m$ ve en/boy oranı $a/b=1$ olduğu durumda burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklık farkı PSO maliyet fonksiyonundan elde edilen $254.92^\circ C$ 'dir. Grafikte 60. iterasyonun sonunda problem yakınsamaya başlamaktadır.

5.5. SSSF Sınır Şartı Altında Tek Eksenli Yükleme (N_x) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:

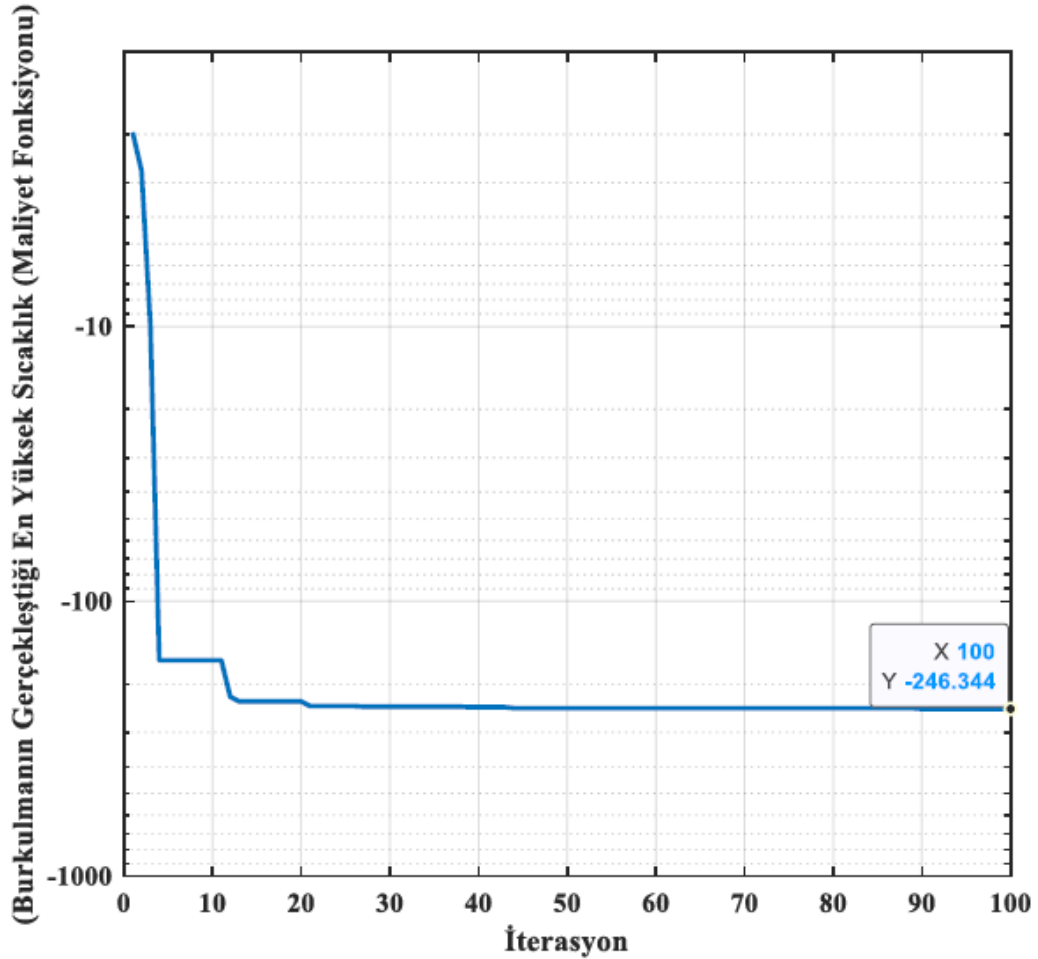
Şekil 5.12’de SSSF sınır koşulunda tek eksenli termal yükleme durumunda grafit/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün maliyet fonksiyonunu göstermektedir. Problemin -229.92 değerinde yakınsadığı görülmüştür.



Şekil 5.12. SSSF sınır koşulu altında tek eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında grafit/epoksi kompozit malzeme maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1=17^\circ$, ikinci açısı $\theta_2=13^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h=8$, tabaka kalınlığı $t= 0.0013m$ ve en/boy oranı $a/b=1.5$ olduğu durumda burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklık farkı PSO maliyet fonksiyonundan elde edilen 221.14’tür. Grafikte 30. iterasyonun sonunda problem yakınsamaya başlamaktadır.

Şekil 5.13'te SSSF sınır koşulunda tek eksenli termal yükleme durumunda cam elyaf/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün maliyet fonksiyonunu göstermektedir. Problemin -246.34 değerinde yakınsadığı görülmüştür.

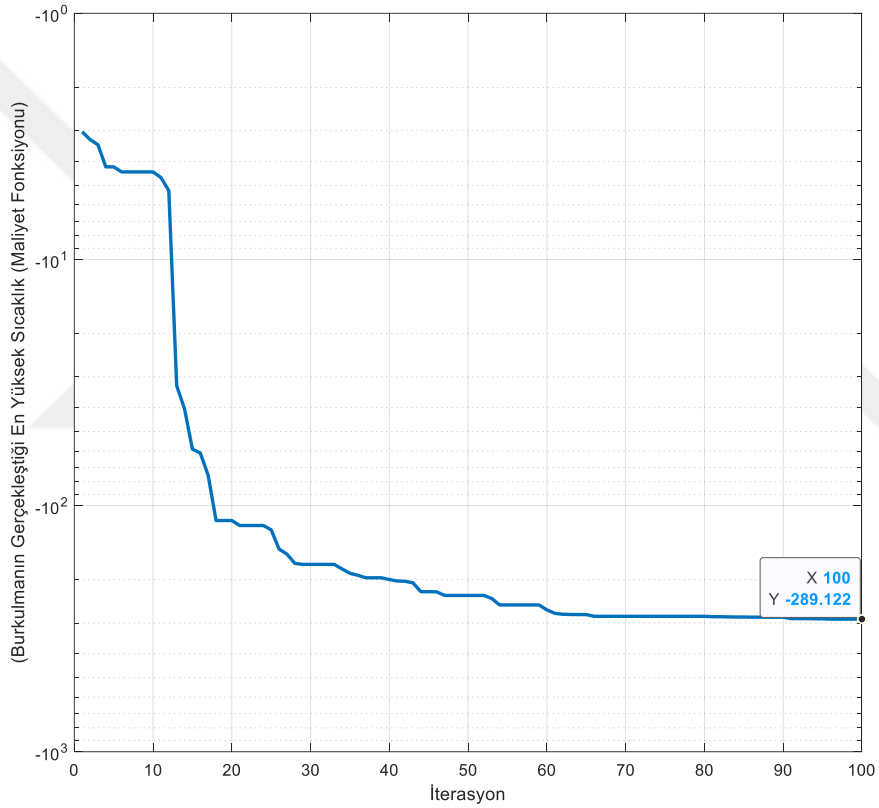


Şekil 5.13. SSSF sınır koşulu altında tek eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında cam elyaf/epoksi kompozit malzeme maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1=54^\circ$, ikinci açısı $\theta_2=36^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h=8$, tabaka kalınlığı $t= 0.0016m$ ve en/boy oranı $a/b=1$ olduğu durumda burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklık farkı PSO maliyet fonksiyonundan elde edilen $246.34^\circ C$ 'dir. Grafikte 40. İterasyonun sonunda problem yakınsamaya başlamaktadır.

5.6.CCCC Sınır Şartı Altında Tek Eksenli Yükleme (N_x) ile Grafit/Epoksi ve Cam Elyaf/Epoksi Malzemeleri İçin Küresel Optimum Sonuçlar:

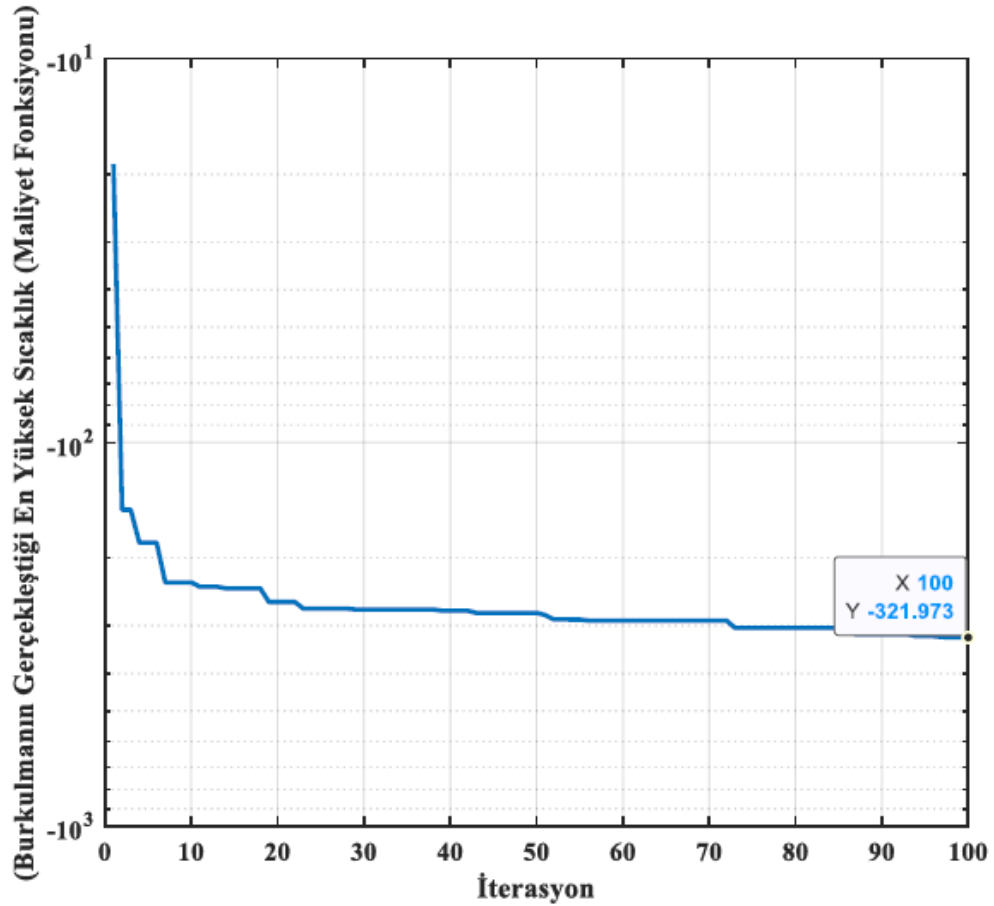
Şekil 5.14'te CCCC sınır koşulunda tek eksenli termal yükleme durumunda grafit/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün maliyet fonksiyonunu göstermektedir. Problemin -289.122 değerinde yakınsadığı görülmüştür.



Şekil 5.14. CCCC sınır koşulu altında tek eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında grafit/epoksi kompozit malzeme maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1=16^\circ$, ikinci açısı $\theta_2=16^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h=16$, tabaka kalınlığı $t= 0.0015m$ ve en/boy oranı $a/b=1.6$ olduğu durumda burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklık farkı PSO maliyet fonksiyonundan elde edilen 289.122'dir. Grafikte 60. İterasyonun sonunda problem yakınsamaya başlamaktadır.

Şekil 5.15'te CCCC sınır koşulunda tek eksenli termal yükleme durumunda cam elyaf/epoksi çift çift kompozit malzeme için grafiğin yatay kısmında iterasyon sayısı dikey kısmında ise optimizasyon sonucunda parçacıklar arasındaki en iyi çözümün maliyet fonksiyonunu göstermektedir. Problemin -321.97 değerinde yakınsadığı görülmüştür.



Şekil 5.15. CCCC sınır koşulu altında tek eksenli yükleme durumuna göre 100 iterasyon uygulandığında cam elyaf/epoksi kompozit malzeme maliyet fonksiyonu grafiği

Küresel optimum sonuca göre çift çift kompozit levhanın birinci açısı $\theta_1=62^\circ$, ikinci açısı $\theta_2=28^\circ$ olarak bulunmuştur. Bu açı kombinasyonunda tabaka sayısı $h=16$, tabaka kalınlığı $t= 0.0007m$ ve en/boy oranı $a/b=1$ olduğu durumda burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklık farkı PSO maliyet fonksiyonundan elde edilen $321.97^\circ C$ 'dir. Grafikte 70. İterasyonun sonunda problem yakınsamaya başlamaktadır.

6. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

Bu bölümde, materyal ve yöntem kısmında PSO algoritması ile elde edilen küresel optimum değerler ile ilgili sonuç grafikleri paylaşılmış ve yorumlanmıştır.

Tez çalışmasında PSO algoritmasında amaç fonksiyonu $z = [(x(1), x(2), x(3), x(4)]$ olacak şekilde belirlenmiştir. Bu çalışma için popülasyon sayısı 200, iterasyon sayısı 100 olarak seçilmiştir. Her iterasyonda 200 farklı parçacık kombinasyonu değerlendirilmekte ve hareket ettirilmektedir. Parçacıklar hem kendi en iyi konumlarına hem de sürünün global en iyi çözümüne doğru yönlendirilerek arama alanında optimum çözümü bulmaya çalışmaktadır. Bu çözümü bulmaya çalışırken PSO algoritmasının amaç fonksiyonu burkulmanın olduğu en yüksek sıcaklığı bulmaktadır. Kritik sıcaklık farkı değeri pozitif bir değer olmasına rağmen, PSO algoritması maliyet fonksiyonunu minimize etmeye çalıştığı için maliyet fonksiyonu negatif değeri alınmıştır. Kritik sıcaklık farkı ΔT 'nin maksimum değeri, maliyet fonksiyonunun minimumu olarak değerlendirilmekte ve PSO tarafından en uygun çözüm olarak seçilmektedir. Burada değişken tabaka sayılarının için PSO algoritması çözdürülmüş. Bu dört tabaka sayısı içindeki optimum değer küresel en iyi değer olarak alınmıştır. İlk ve ikinci parçacık olarak yazılan $x(1)$ ve $x(2)$ çift- çift kompozit levha tabaka yerleşim açılarıdır 0° ile 90° arasında değişmektedir. Tabaka kalınlığı bu çalışmada $x(3)$ yani üçüncü parçacık olarak belirlenmiştir. Toplam tabaka sayısı çift çift dizilime uygun olacak şekilde 8, 16, 32 ve 40 farklı sabit değer olarak seçilmiştir. en/boy oranı ise $x(4)$ ile belirtilmiştir ve 1 ile 25 aralığında olmaktadır. Matris olarak epoksi, takviye olarak grafit ve cam fiber kullanılmıştır. Tez kapsamında kullanılan malzeme özellikleri aşağıda Tablo 6.1'de verilmiştir. Bu geometriler için Tablo 3.1'deki sınır koşulları seçilmiştir. Tablo 6.1'de verilen malzeme özellikleri ve ilgili sınır koşullarında CLPT ve FSDT kullanılarak denklemler oluşturulmuştur. MATLAB programına aktarılan denklemler DD kompozit dizilimine uygun olacak şekilde çözülmüştür. Termal burkulmanın gerçekleşeceği sıcaklık farkı ve tabakalar arası kayma gerilmesi (ILSS) değeri bu denklemlerden elde edilmiştir. PSO yardımıyla öncelikle maliyet fonksiyonu belirlenmiştir. Bu maliyet fonksiyonu burkulma sıcaklığını maksimize etmektedir. Fonksiyonu çözerken sonuca ulaşmak için belirlenen kısıtlamalardan ilki plakada hasar oluşmamasıdır. Bu kısıtı sağlamak için Tsai-Hill hasar kriterine başvurulmuştur. İkinci kısıtlama olarak ILSS değerinin ILS değerinden küçük olması seçilmiştir.

Bu kısıtlama tabakaların birbirinden ayrılmaması için verilmiştir. Algoritma bu problemi çözerken yaptığı iterasyonlar ile en iyi sonucu bulmayı hedeflemiştir.

Literatür araştırması yapıldığında çift çift kompozitlerde burkulma gerçekleştiği en yüksek sıcaklığının elde edildiği bir çalışma bulunmamaktadır. Geleneksel kompozitlerde termal burkulmanın hesaplanması ile ilgili çalışmalar yapılmıştır. Teorik hesaplamalar yapılırken bu çalışmalar dikkate alınmıştır. Geleneksel kompozit dizilimde 0° , 45° - 45° 90° 'lik tabakaların burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklığı verecek şekilde yerleştirilmesi gerekir. Bu dört farklı açıyı minimum %10 kullanma gerekliliğinden dolayı bu durum kompozit levhanın ağırlığını artırmaktadır. Çift çift kompozitler optimizasyona açık bir konu olduğu için hesaplanan en uygun açı, tabaka kalınlığı ve tabaka sayısı belirlenebilir.

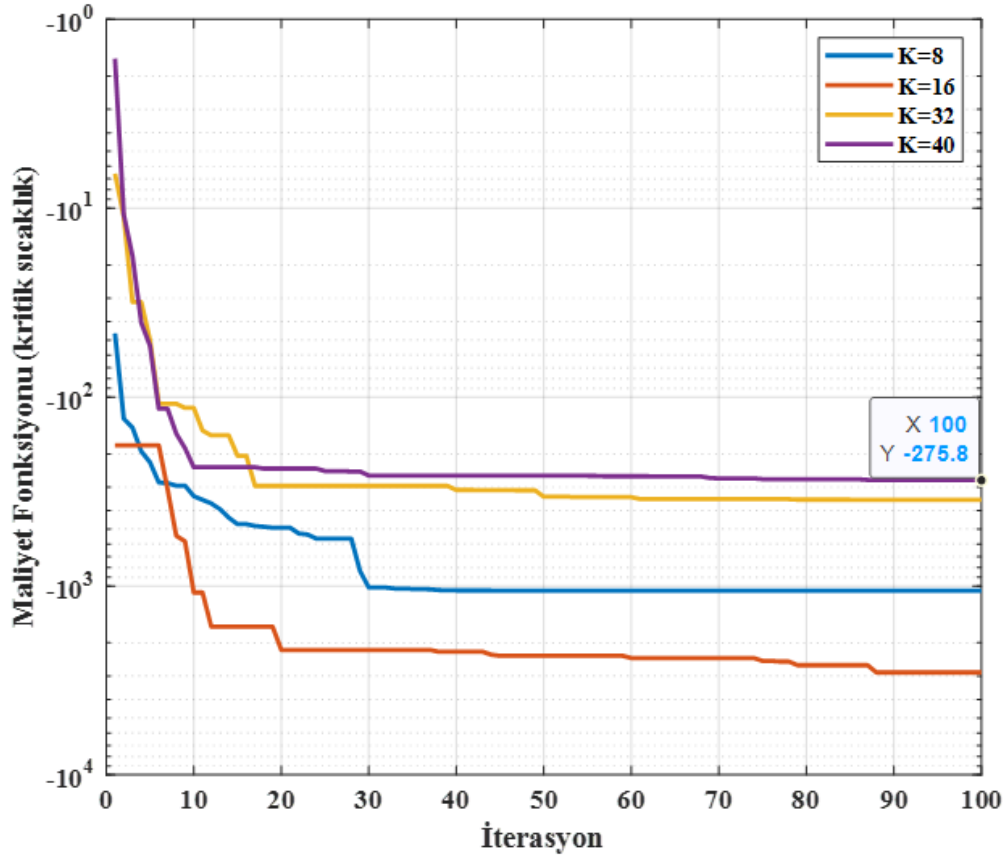
Çift çift kompozit levhaların bu avantajından dolayı ileride kullanım oranında artış beklenmektedir. Buna karşılık belirlenen açılarda çift çift kompozit levha serimi yapılabilmesinin zorluğu yapılacak kupon testlerinden elde edilen mekanik özelliklerin elde edilmesinin önüne geçmiştir. Hesaplamaların yalnızca teoride kalması da geleneksel kompozit dizilimin kullanımının devam etmesinin en büyük göstergesidir. Tablo 6.1'de bu tez kapsamında kullanılan malzemelerin özellikleri belirtilmiştir.

Tablo 6.1. Malzeme özellikleri (Kaw,2006)

Malzeme Özelliği	Cam/Epoksi	Grafit/Epoksi
E_1 (GPa)	38.6	181
E_2 (GPa)	8.27	10.3
ν_{12}	0.26	0.28
G_{12} (GPa)	4.14	7.17
$\alpha_1 \frac{\mu m}{m} / ^\circ C$	6.1	0.02
$\alpha_2 \frac{\mu m}{m} / ^\circ C$	30.3	22.5
ILS (GPa)	30	50
$(\sigma_1^C)_{ult}$ (MPa)	610	1500
$(\sigma_2^C)_{ult}$ (MPa)	118	246
$(\tau_{12})_{ult}$ (MPa)	72	68

Bölüm 3'teki denklemler MATLAB programında çözdürülüp mekanik gerilmeler ve şekil değiştirmeler hesaplanmıştır. Elde edilen sonuçlardan tezin kısıtlaması olan Tsai-Hill hasar kriterine bağlı olarak hasara uğrayanlar optimizasyonun dışında tutulmuştur.

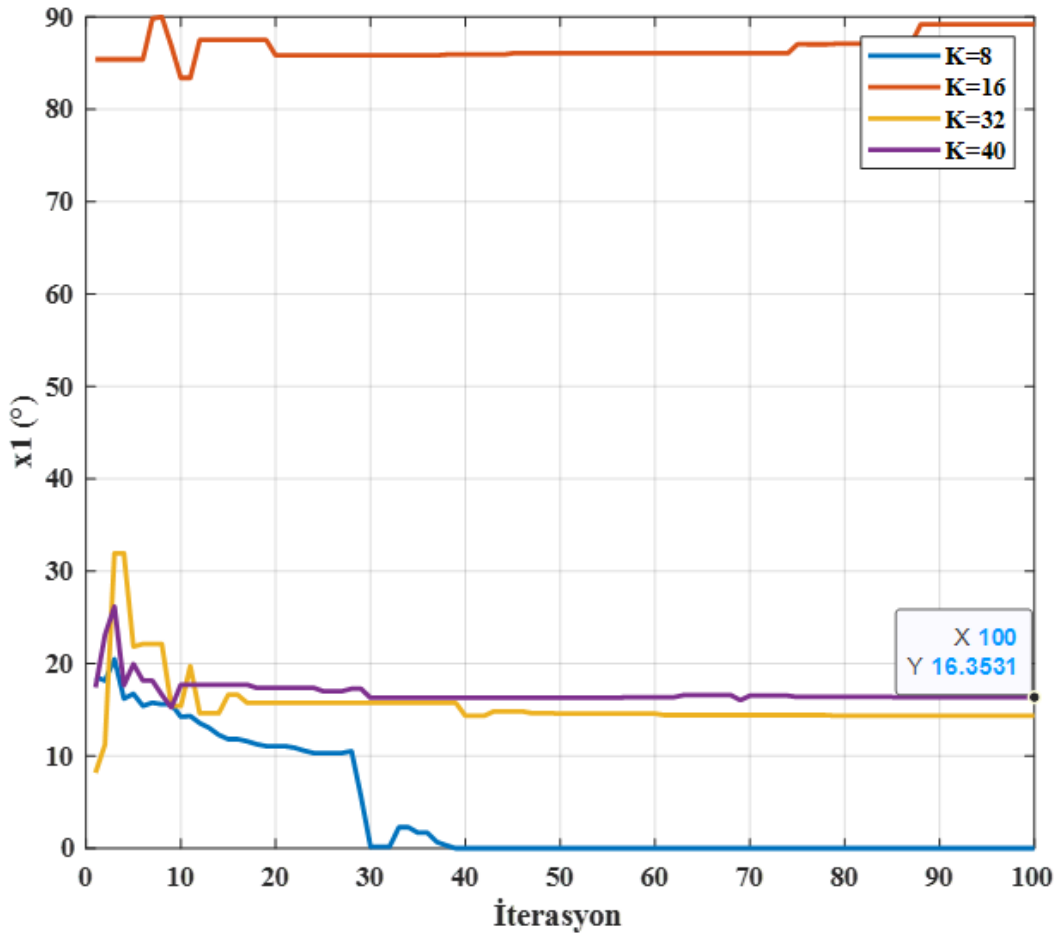
Şekil 6.1 de SSSS mesnetlenmiş bir DD kompozit plakada iki eksenli yükleme durumunda belirlenen 4 farklı tabaka sayısı için (8, 16, 32 ,40) ve çift çift tabaka dizilimlerine bağlı olarak PSO algoritmasında maliyet fonksiyonu grafiği verilmiştir. Grafiğin Dikey kısmında ise 4 farklı kalınlık için maliyet fonksiyonu gösterilmiştir. Bu maliyet fonksiyonu değeri yukarıda belirtildiği burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklık değerini negatif halidir. Bu değer FSDT kullanılarak MATLAB programında hesaplanmıştır. Malzeme olarak epoksi/karbon fiber seçilmiştir. Tabaka sayısı arttıkça kompozit plaka daha rijit olmaktadır. Kompozit levha kalınlığının ve simetrisinin artması, termal yüklerin plaka boyunca daha homojen dağılmasına neden olur; ancak bu durum aynı zamanda plakanın kritik burkulma sıcaklığının azalmasına yol açar.



Şekil 6.1. SSSS mesnetlenmiş bir DD kompozit plakada iki eksenli yükleme durumunda belirlenen 4 farklı tabaka sayısı(K) için (8, 16, 32 ,40) ve çift çift tabaka dizilimlerine bağlı olarak PSO algoritmasında maliyet fonksiyonu grafiği

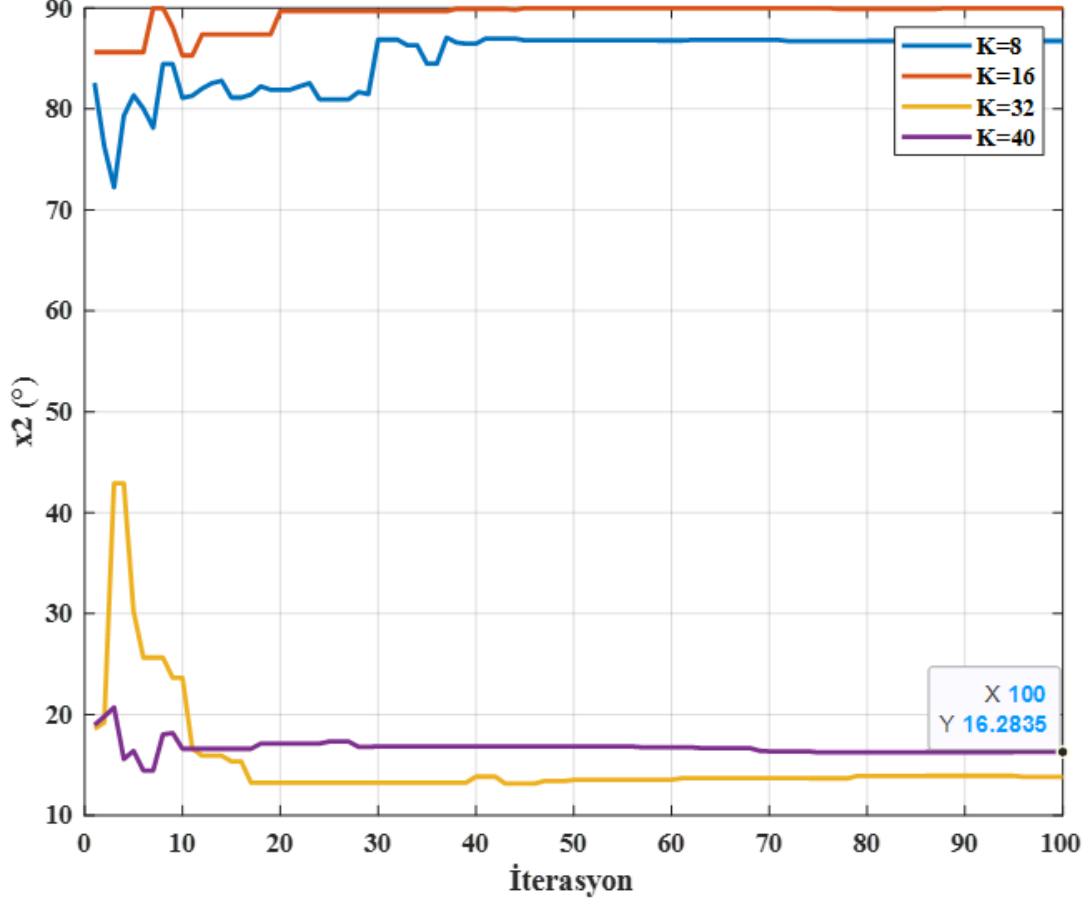
Plakanın burkulması için gerekli olan sıcaklık farkı, tabaka sayısının artmasıyla birlikte düşmektedir. Bu gözlem, kompozit levhaların termal burkulma davranışında tabaka sayısının önemli bir parametre olduğunu göstermektedir. Kompozit plakaların tabaka sayısı değiştirildiğinde, maliyet fonksiyonu farklı sayılarda yerel maksimumlar oluşur. Bu, maliyet fonksiyonunun tabaka sayısına göre düzenli bir artma veya azalma göstermediğini, bazı tabaka sayılarında daha yüksek burkulma direnci sağladığını gösterir. PSO algoritması amaç fonksiyonunda küresel en iyi değer olan -275.8 için belirlenen dört tabaka sayısı içerisinde burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklık değeri için en uygun tabaka sayısı 40 olarak bulunmuştur.

Şekil 6.2’de, toplam 8, 16, 32 ve 40 tabakadan oluşan çift-çift kompozit levha için PSO algoritmasında burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklığı ararken $x(1)$ olarak belirtilen ilk açı değerinin 100 iterasyon sonucundaki değişimi grafiği gösterilmektedir.



Şekil 6.2. SSSS mesnetlenmiş bir DD kompozit plakada iki eksenli yükleme durumunda belirlenen 4 farklı tabaka sayısı(K) için (8, 16, 32 ,40) ve çift çift tabaka dizilimlerine bağlı olarak PSO algoritmasındaki ilk parçacığın ($x(1)$) yakınsama grafiği

Şekil 6.3’de, toplam 8, 16, 32 ve 40 tabakadan oluşan çift-çift kompozit levha için PSO algoritmasında burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklığı ararken $x(2)$ olarak belirtilen ilk açı değerinin 100 iterasyon sonucundaki değişimi grafiği gösterilmektedir.

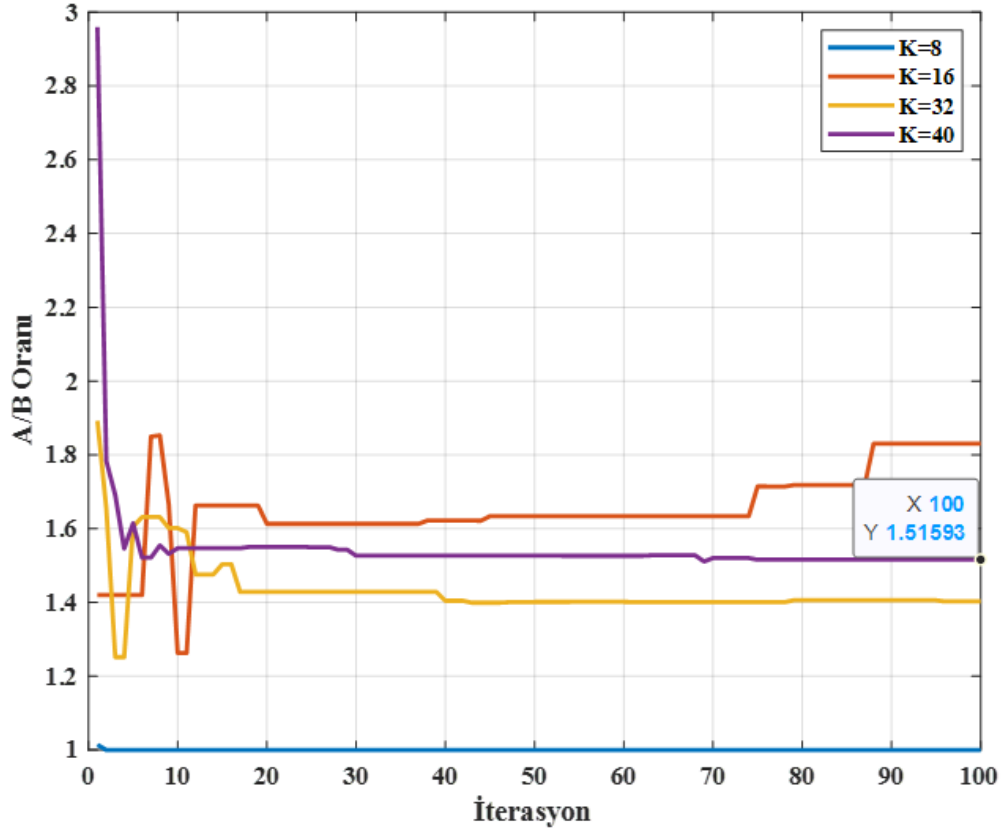


Şekil 6.3. SSSS mesnetlenmiş bir DD kompozit plakada iki eksenli yükleme durumunda belirlenen 4 farklı tabaka sayısı(K) için (8, 16, 32 ,40) ve çift çift tabaka dizilimlerine bağlı olarak PSO algoritmasında ikinci parçacığın $x(2)$ yakınsama grafiği

Yukarıdaki grafiklere göre tabaka açıları için optimum değerler; ilk açı 16° , ikinci açı 16° olarak bulunmuştur. Serim yönü olan 0° 'ye yakın olan bu iki açıda burkulma sıcaklığın en yüksek değeri almıştır. Termal genleşme katsayısı serim yönünde daha yüksektir bu sebeple plakanın burkulması için gereken sıcaklık yüksektir. Grafikler incelendiğinde, çift-çift kompozit dizilimlerde tabaka açıları arasındaki fark azaldıkça kritik sıcaklık farkı (ΔT) değerinin arttığı görülmektedir. Bu durumun nedeni, açı farkının azalmasıyla tabakalar arasındaki elastisite modülü farkının daha homojen hâle gelmesi ve eğilme–gerilme etkileşiminin azalmasıdır.

Açısal benzerliğin artması, levhanın özellikle D_{11} ve D_{22} eğilme rijitliklerini yükselterek termal genleşmeye karşı direncini artırmaktadır. Ayrıca, tabakalar arası açısal uyum, farklı yönlerdeki termal genleşme katsayılarının yarattığı dengesizlikleri azaltmakta ve burkulmayı tetikleyen termal gerilmelerin düşmesine katkı sağlamaktadır. Sonuç olarak, açı farkı azaldıkça levha daha izotropik benzeri bir davranış sergilemekte, termal rijitliği artmakta ve buna bağlı olarak ΔT değeri yükselmektedir.

Şekil 6.4'te PSO algoritmasında SSSS sınır şartında çift eksenli yükleme için elde edilen maliyet fonksiyonundaki değişken tabaka sayılarının iterasyon sayısı ve a/b oranına bağlı olarak değişimi grafiği verilmiştir.

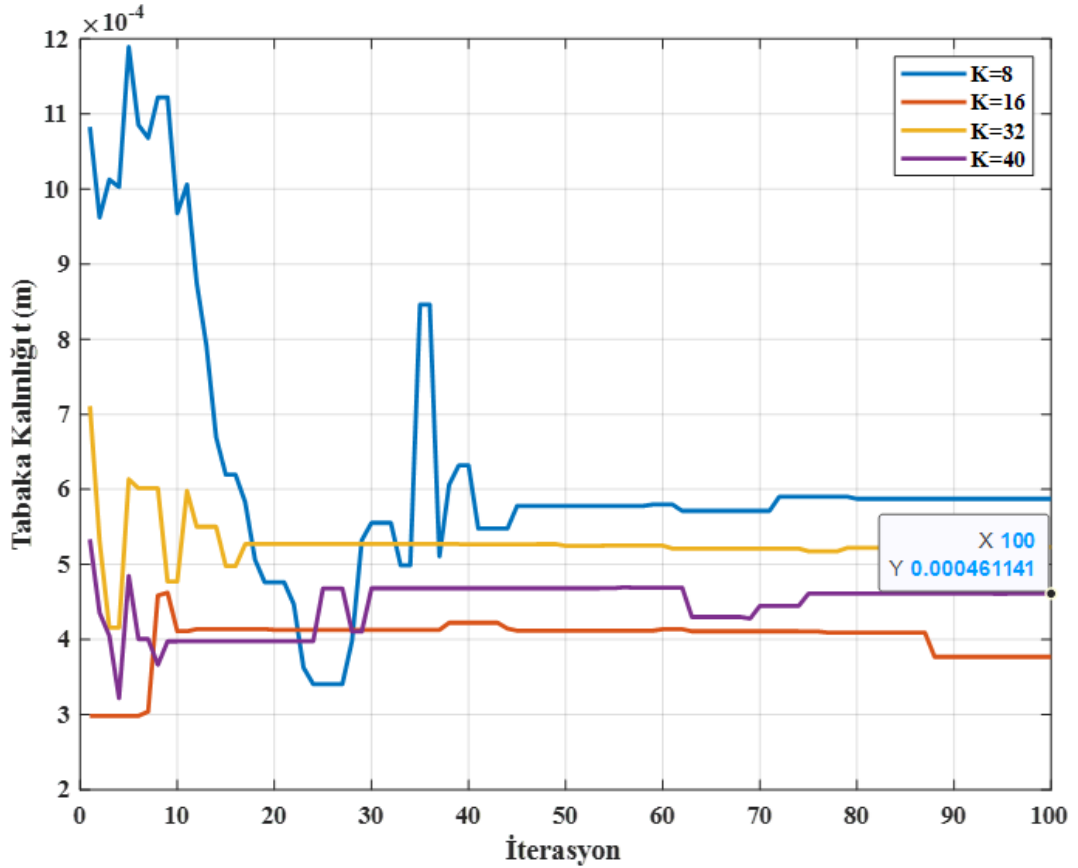


Şekil 6.4. PSO algoritmasında SSSS sınır şartında çift eksenli yükleme için elde edilen maliyet fonksiyonundaki değişken tabaka sayılarının iterasyon sayısı ve a/b oranına bağlı olarak değişimi grafiği

Bu grafiğe göre küresel en iyi değer olan 40 tabakalık kompozit levhada a/b oranı 1.51 gelmektedir. Diğer tabaka sayılarıyla kıyaslandığında en yüksek değer elde edilmiştir.

Kompozit plakaların termal burkulma davranışı incelendiğinde, a/b ile kritik sıcaklık farkı (ΔT) arasında ters orantılı bir ilişki gözlemlenmektedir. a/b , plakanın uzunluğunun genişliğine oranını ifade eder ve bu değer arttıkça plaka uzun ve dar bir geometrik kazanır. Bu durum, plakanın uzunlamasına rijitliğinin azalmasına yol açar ve termal yükler altında daha erken burkulmasına neden olur. Sonuç olarak, yüksek a/b değerlerinde kritik sıcaklık farkı (ΔT) azalmakta, yani plaka daha düşük bir sıcaklık farkında burkulma eğilimi göstermektedir.

Şekil 6.5'te PSO algoritmasında değişken tabaka sayısı değerlerine göre elde edilen maliyet fonksiyonu tabaka kalınlığı değerlerinin tabaka kalınlığına göre değişimi grafiği iterasyon sayısına bağlı olarak gösterilmektedir.

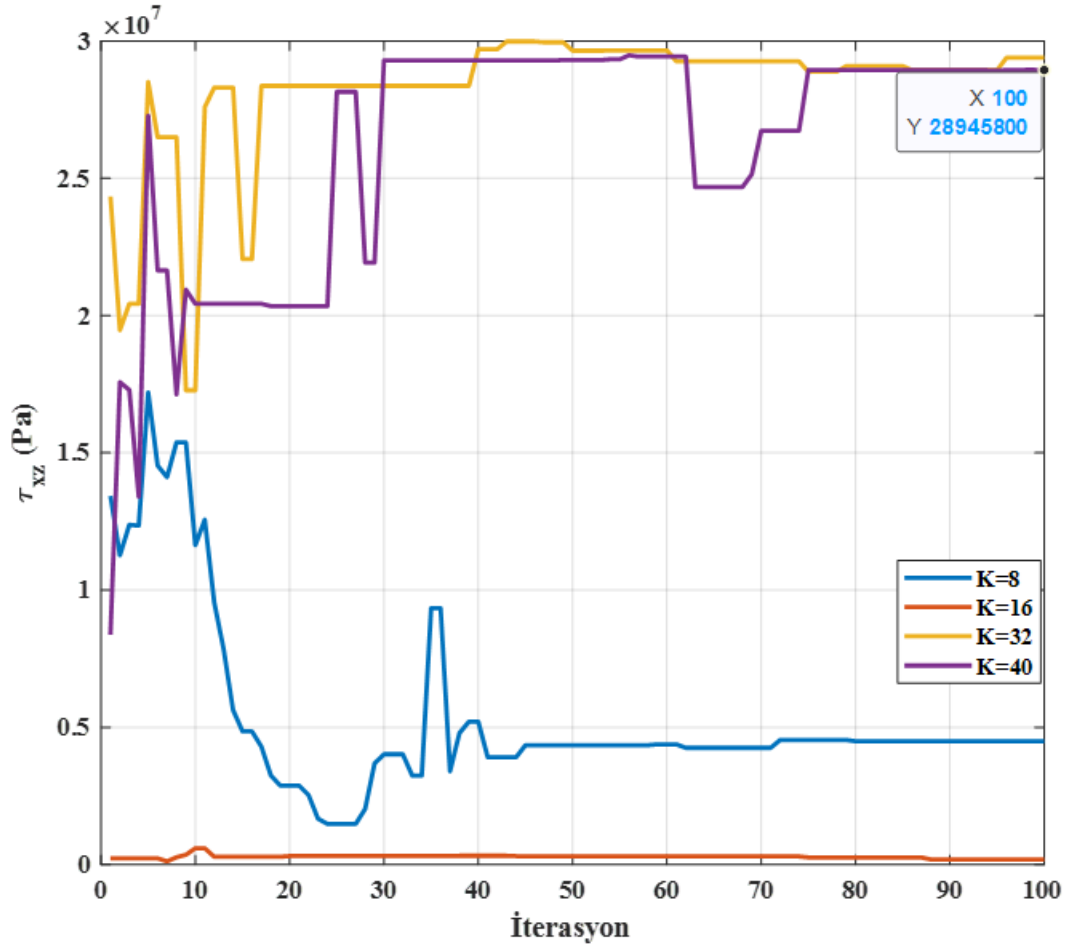


Şekil 6.5. PSO algoritmasında değişken tabaka sayısı değerlerine göre elde edilen maliyet fonksiyonu tabaka kalınlığı değerlerinin tabaka kalınlığına göre değişimi grafiği iterasyon sayısına bağlı grafiği

Kompozit plakalarda tabaka kalınlığının artmasıyla toplam plaka kalınlığı yükselmekte, buna bağlı olarak eğilme rijitliği artmakta ve kritik burkulma sıcaklığı (ΔT) daha yüksek değerlere ulaşmaktadır. Dolayısıyla tabaka kalınlığı ile kritik burkulma sıcaklığı arasında doğru orantılı bir ilişki bulunmaktadır.

Küresel en iyi değerde tabaka kalınlığı 0.00046m değerinde bulunmuştur. Burkulma sıcaklığına etki eden diğer parametreler göz önüne alındığında bu kalınlığın diğer tabaka sayılarındaki kalınlık değerlerine göre daha küçük çıkması kabul edilebilir bir sonuçtur.

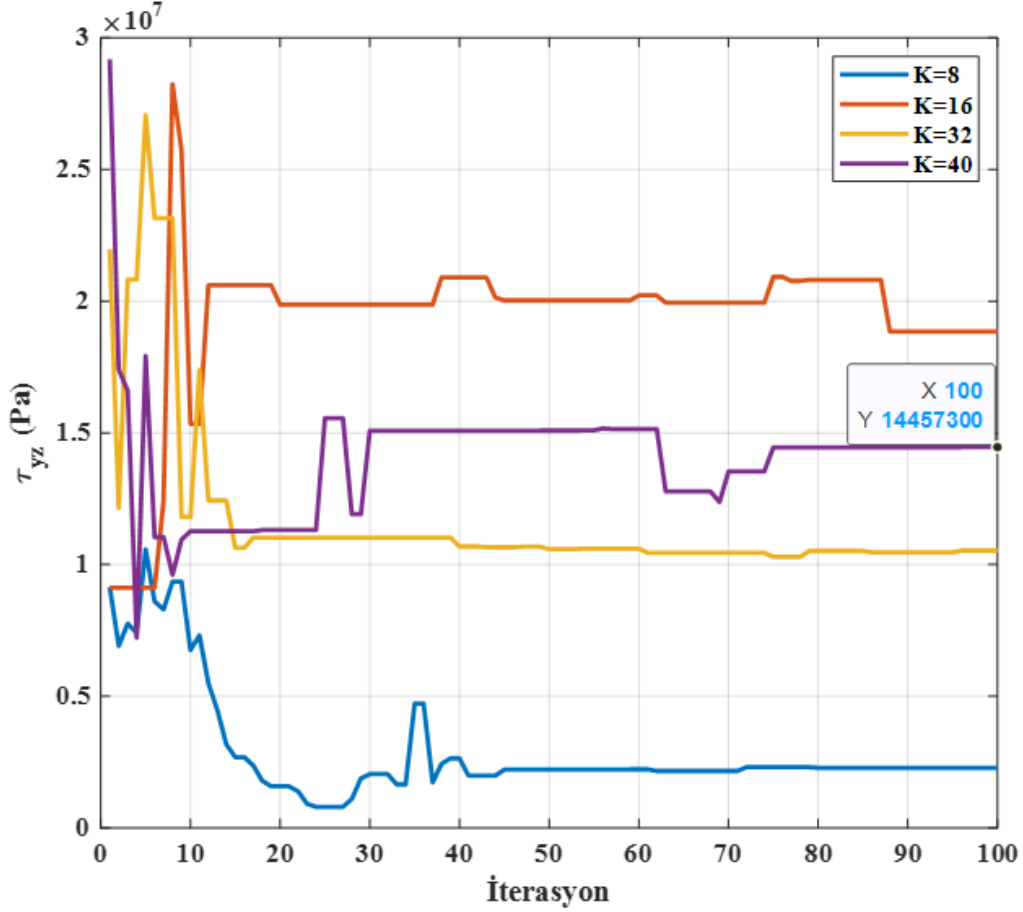
PSO algoritmasında tabakalar arası kayma gerilmelerinin değişen tabaka sayılarına ve iterasyon sayısına göre grafikleri Şekil 6.6.a ve 6.6.b’de verilmiştir.



Şekil 6.6.a PSO algoritmasında tabakalar arası kayma gerilmelerinin değişen tabaka sayılarına ve iterasyon sayısına göre grafikleri (τ_{xz})

Şekil 6.6.a, SSSS sınır koşulu ile dört kenarı mesnetlenmiş bir plakada grafiğin yatay kısmında PSO algoritmasındaki iterasyon sayısı, dikey kısmında ise PSO algoritması sonucunda sabit K değerleri için küresel en iyi değerlerin τ_{xz} sonuçları verilmiştir.

Bu sonuçlar, tabaka sayısı arttıkça ara tabaka kayma gerilmesinin başlangıçta yükseldiğini, ancak belirli bir tabaka sayısından sonra yükün daha homojen dağılması nedeniyle tekrar azaldığını göstermektedir. Elde edilen değerler, grafit/epoksi kompozitler için literatürde bildirilen tipik ILSS değerlerinin (40–70 MPa) altında kalarak güvenli sınırlar içerisinde yer almaktadır.



Şekil 6.6.b Tabaka kalınlığı ve tabaka dizilimine bağlı tabakalar arası kayma gerilmeleri (τ_{yz})

Şekil 6.6.b, SSSS sınır koşulunda PSO algoritmasında elde edilen tabakalararası kayma gerilmesi (τ_{yz}) iterasyon sayılarının değişimine göre ve dört farklı K (tabaka sayısı) için optimum değerine ulaşırken yakınsama grafiğini göstermektedir. Elde edilen veriler, kompozit malzeme tasarımında optimizasyon yaparak tasarımı geliştirmeyi amaçlamaktadır. Küresel en iyi değerde K=40 için $\tau_{yz} = 14.5\text{MPa}$ olarak hesaplanmıştır.

Bu değer, literatürde verilen tipik ILSS aralığının (40–70 MPa) oldukça altında kalarak güvenli sınırlar içinde yer almakta ve optimizasyonun kompozit plaka tasarımında kayma gerilmesini etkin biçimde azalttığını göstermektedir.

Mossavarali yaptığı çalışmada a/b oranı arttıkça simetrik ortotropik kompozit bir plakada kritik burkulma sıcaklığının arttığını göstermektedir. Bu çalışmada burkulmanın gerçekleştiği en yüksek sıcaklığına etki eden diğer parçacıkların da etkisi olduğu için optimum sonuç her zaman yüksek a/b oranında gelmemektedir.

Tüm bu optimizasyon ve analiz sürecinin çıktıları, Tablo 6.1'de sunulmuştur. Bu tabloda, farklı sınır koşulları (örneğin SSSS, CCSS, CCCC, SSSF vb.) için elde edilen optimum parçacık (tasarım) değerleri, tabaka açıları, kalınlıkları ve karşılık gelen maliyet fonksiyonu çıktısı ve burkulma sıcaklık farkı sonuçları detaylı bir şekilde verilmiştir.

Tablo 6.2. Farklı sınır şartlarında ve malzeme türlerinde optimize edilmiş kompozit plakaların parçacık ve maliyet fonksiyonu değerleri

Kullanılan Takviye ve Matris	PSO Algoritması Sonucunda Elde Edilen Parçacık Değerleri	Maliyet Fonksiyonu	Burkulmanın Gerçekleştiği En Yüksek Sıcaklık
SSSS Çift Eksenli Yükleme	Grafit/Epoksi	01: 16° 02: 16° (t): 0.0005m (h): 40 a/b: 1.5	-275.79 275.79
	Cam Fiber/Epoksi	01: 43° 02: 49° (t): 0.0016m (h): 8 a/b: 1.4	-231.2 231.2
SSSS Tek Eksenli Yükleme	Grafit/Epoksi	01: 16° 02: 15° (t): 0.0016m (h): 8 a/b: 1.5	-278.64 278.64
	Cam Fiber/Epoksi	01: 50° 02: 42° (t): 0.0007m (h): 16 a/b: 1	-233.85 233.85

CCSS Tek Eksenli Yükleme	Grafit/Epoksi	$\theta 1: 15^\circ$ $\theta 2: 17^\circ$ (t): 0.0004m (h): 16 a/b: 1.5	-259.77	259.77
	Cam Fiber/Epoksi	$\theta 1: 39^\circ$ $\theta 2: 22^\circ$ (t): 0.001m (h): 16 a/b: 1	-240.49	240.49
SSCC Tek Eksenli Yükleme	Grafit/Epoksi	$\theta 1: 16^\circ$ $\theta 2: 16^\circ$ (t): 0.0015m (h): 8 a/b: 1.5	-277.85	277.85
	Cam Fiber/Epoksi	$\theta 1: 55^\circ$ $\theta 2: 35^\circ$ (t): 0.0009m (h): 32 a/b: 1	-254.92	254.92
SSSF Tek Eksenli Yükleme	Grafit/Epoksi	$\theta 1: 17^\circ$ $\theta 2: 14^\circ$ (t): 0.0013m (h): 8 a/b: 1.5	-229.92	229.92
	Cam Fiber/Epoksi	$\theta 1: 55^\circ$ $\theta 2: 35^\circ$ (t): 0.0011m (h): 16 a/b: 1	-256	256

CCCC Tek Eksenli Yükleme	Grafit/Epoksi	$\theta 1: 15^\circ$	-337.51	337.51
		$\theta 2: 15^\circ$		
		t: 0.0014m		
		(h): 16 a/b: 1.4		
	Cam/Epoksi	$\theta 1: 62^\circ$	-321.97	321.97
		$\theta 2: 28^\circ$		
		t: 0.0007m		
		(h): 16 a/b: 1		



7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

7.1 Sonuçlar

Bu tez çalışmasında, kompozit plakaların termal burkulma davranışını analiz etmek amacıyla Birinci Dereceden Kayma Deformasyon Teorisi (FSDT) ile Klasik Kompozit Laminasyon Teorisi (CLPT) birlikte kullanılmıştır. Plakanın kuvvet ve moment denge denklemleri ile burkulma denklemi türetilmiştir. Burkulma denklemi, tabakaların bükülme rijitliğini temsil eden D rijitlik matrisi ve çekme basma rijitliğini temsil eden A matrisi bileşenleri ve Levy burkulma modları dikkate alınarak tanımlanmıştır. Denklemin pay kısmında yer alan ifade plakanın rijitliğine bağlı burkulma etkilerini, payda kısmındaki ifade ise termal genleşme nedeniyle oluşan iç kuvvetleri temsil etmektedir. İç kuvvetlerin sıcaklık farkıyla ilişkisi kullanılarak sıcaklık farkı bu denkleme eklenmiş ve bu oranlama sonucunda, kompozit bir plakada burkulmanın meydana geleceği kritik sıcaklık farkı (ΔT) elde edilmiştir. Tezin ilerleyen bölümlerinde, bu teorik altyapı doğrultusunda MATLAB ortamında geliştirilen Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) algoritması kullanılarak, belirli sınır şartlarına sahip kompozit plakalar için (SSSS, SSCC, CCSS, SSSF, CCCC) burkulmanın meydana geleceği en yüksek kritik sıcaklık farkı hesaplanmıştır.

Optimizasyon sürecinde, yalnızca yüksek burkulma sıcaklık farkı elde etmeye odaklanılmamış, aynı zamanda tabakalar arası kayma gerilmesinin, malzemenin tabakalar arası kayma mukavemeti değerini aşmaması koşulu da sağlanmıştır. Böylece fiziksel olarak geçerli ve hasarsız yapıların elde edilmesi hedeflenmiştir.

Buna ek olarak, Tsai-Hill hasar kriteri temel alınarak, elde edilen kompozit levha konfigürasyonlarının, iç gerilmelere karşı güvenli bölgede kalması kontrol edilmiştir. Bu yaklaşım, kompozit malzemenin çok eksenli gerilme altındaki davranışını göz önüne alarak tasarım güvenliğini artırmıştır.

Yapılan optimizasyon sonuçlarına göre, termal burkulma sıcaklık farkı (ΔT), hem malzeme seçimine hem de sınır şartlarına duyarlıdır. Grafit/epoksi kompozitler, cam/epoksi kompozitlere göre daha rijit olmaları ve daha düşük termal genleşme katsayılarına sahip olmaları nedeniyle daha yüksek ΔT değerlerine ulaşmaktadır.

En yüksek ΔT değeri, tüm kenarları ankastre olan (CCCC) grafit/epoksi plakada 337 °C ile elde edilmiştir. CCCC plakada dönme ve öteleme hareketleri kısıtlandığı için

burkulmanın meydana geleceği sıcaklık farkının yüksek olması gerekmektedir. Buna karşılık, en düşük ΔT değeri ise serbest kenara sahip SSSF sınır şartında 229.92 °C olarak bulunmuştur. Serbest kenar herhangi bir dönme ve ötelemeyi kısıtlamaz moment ve kesme kuvvetlerini taşımaz. Bu durum burkulmaya karşı düşük rijitlikli bir yapı oluşturur.

PSO algoritmasıyla optimize edilen açılar genellikle düşük dereceli (10°–20° aralığı) ve simetrik dağılım göstermektedir. Bu, burkulma dayanımını artırmak için rijit eksensel yönelimi tercih etmenin etkisini göstermektedir.

7.2 Öneriler

Çift çift kompozit malzemeler; optimizasyon çalışmalarına uygun olduğu için bu konuda daha farklı çalışmaların önünü açmaktadır; özellikle farklı tabaka dizilimleri, değişken katman kalınlıkları ve farklı sınır koşulları altında termal burkulma ve mekanik performansın artırılmasına yönelik araştırmalar için önemli bir fırsat sunmaktadır. Optimizasyon ile elde edilen sonuçların test verileri ile desteklenerek sonuçlandırılması çift çift kompozitlerin kullanım oranını artıracaktır. Bu şekilde oluşan malzemenin mekanik özellikler elde edilirken test verileri ve teorik hesaplamalarla karşılaştırma yapılarak belgendirilmiş olur.

KAYNAKLAR

- Sullivan, J., Iqbal L., 2009, Comprehensive Aircraft Preliminary Design Methodology Applied to the Design of Male UAV, *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 431.
- Åberg, M., Gudmundson, P., 1999, Acoustic Emission in Laminated Beams Due to Fiber Fractures, *Twelfth Int. Conf. on Composite Materials, ICCM-12, Paris*, 501.
- Mrazova, M., 2013, Advanced Composite Materials of the Future in Aerospace Industry, *INCAS BULLETIN*, 5(3), 139-150.
- Duran, A., Fasanella, N., Sundararaghavan, V., & Waas, A., 2015, Thermal Buckling of Composite Plates with Spatial Varying Fiber. *Composite Structures*, 124, 228-235.
- Anderson, J., 2020, Introduction to Flight (7.Baskı), *Nobel Yayınevi*.
- Coşkun, T., 2022, Kompozit Malzemelerin Hidrolik Silindirlerde Kullanılabilirliğinin Araştırılması. Yüksek Lisans Tezi. *Konya Teknik Üniversitesi, Konya*.
- Fedon, N., Weaver, P., M., Pirrera, A., Macquart T., 2021, A Repair Algorithm for Composite Laminates to Satisfy Lay-Up Design Guidelines. *Composite Structures*, 113448.
- Tsai, S. W., 2021, Double Double: New Family of Composite Laminates, *AIAA Journal*, 59(11).
- Q. Chen, Q. Fei, Y. Li, S. Wu and P. Zhang, 2018, Prediction of Statistical Energy Analysis Parameters in Thermal Environment, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 56 (3) 687-694.
- S. Chen, Q. Fei, D. Jiang and Z. Cao, 2018, Determination of Thermoelastic Parameters for Dynamical Modeling of 2.5D C/SiC Braided Composites, *Journal of Mechanical Science and Technology*, 32 (1) 231-243.
- Y. Li, S. B. Mulani, Q. Fei, S. Wu and P. Zhang, 2017, Vibro-Acoustic Analysis Under Stationary and Non-Stationary Random Excitations with KLE/FEM/BEM, *Aerospace Science and Technology*, 203-215.
- Y. Li, S. B. Mulani, K. M. L. Scott, R. K. Kapania, S. Wu and Q. Fei, 2016, Non-Stationary Random Vibration Analysis of Multi Degree Systems Using Auto-Covariance Orthogonal Decomposition, *Journal of Sound and Vibration*, 147-167.
- J. M. Whitney and A. W. Leissa, 1969, Analysis of Heterogeneous Anisotropic Plates, *Journal of Applied Mechanics*, 36 (2) 261-266.
- Kreja, R. Schmidt and J. Reddy, 1997, Finite Elements Based on a First Order Shear Deformation Moderate Rotation Shell Theory with Applications to the Analysis of Composite Structures, *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 32 (6) 1123-1142.

Yang, X., Fei, Q., Wu, S., Li, Y., 2020, Thermal Buckling and Dynamic Characteristics of Composite Plates Under Pressure Load, *Journal of Mechanical Science and Technology*, 3117-3125.

Mercan, E., 2023, Thermal Buckling of Laminated Plates with Variable Fiber Volume Fraction. Yüksek Lisans Tezi. *Orta Doğu Teknik Üniversitesi*, Ankara.

Khandan, R., 2012, The Development of Laminated Composite Plate Theories: a Review.

Fainium, F., Gosling P., D., Polit, O., Touratier, M., 2005, Analytical Response Sensitivity of Laminated Composite Plate Using Trigonometric Type Element, *13th ACME Conference*.

Khandan, R., Noroozi, S., Sewell, P., Vinney, J., Ramazani, M., R., 2010, Optimum Design of Fibre Orientation Angles in Composite Laminate Plates for Minimum Thickness. *ASME 2010 International Mechanical Engineering Congress & Exposition, Canada*.

Sun, L., X., & Hsu, T., R., 1990, Thermal Buckling of Laminated Composite Plates with Transverse Shear Deformation. *Computers & Structures*, 36(5), 883–889.

Matsunaga, H., 2005, Thermal Buckling of Cross-Ply Laminated Composite and Sandwich Plates According to a Global Higher-Order Deformation Theory, *Composite Structures*, 68(4), 439–454.

Zhao, X., Lee, Y., Y., Liew, K., M., 2009, Mechanical and Thermal Buckling Analysis of Functionally Graded Plates. *Composite Structures*, 90(2), 161–171.

Yahea, H., T., Majeed, W., I., 2021, Thermal Buckling of Laminated Composite Plates Using a Simple Four Variable Plate Theory. *Journal of Engineering*, 27.

Shiau, L., C., Kuo, S., Y., Chen, C., Y., 2010, Thermal Buckling Behavior of Composite Laminated Plates. *Composite Structures*, 92(2), 508–514.

Zhibo XinYugang DuanWu Xu, Tianyu Zhang, Ben Wang, 2016, Review of the Mechanical Performance of Variable Stiffness Design Fiber-Reinforced Composites, *Science and Engineering of Composite Materials*, 25(3).

Meyers, C., A., Hyer, M., W., 1991, Thermal Buckling and Postbuckling of Symmetrically Laminated Composite Plates. *Journal of Thermal Stresses*, 14(4), 519–540.

Murphy, K. D., Ferreira, D., 2001, Thermal Buckling of Rectangular Plates. *International Journal of Solids and Structures*.

Zerbst, D., Tönjes, L., Dähne, S., Werthen, E., Kappel, E., Hühne, C., 2024, Equivalent Plate Formulation of Double–Double Laminates for the Gradient-Based Design Optimization of Composite Structures. *Composite Structures*, 118786.

Kappel, E., 2022, Double–Double Laminates for Aerospace Applications — Finding Best Laminates for Given Load Sets. *Composites Part C: Open Access*, 100244.,

Ju, R., Zhao, K., Featherston, C., A., Liu, X., 2024, Buckling Performance Evaluation of Double-Double Laminates with Cutouts Using Artificial Neural Network and Genetic Algorithm. *Materials* 17(19):4677.

Garofano, A., Sellitto, A., Riccio, A., 2023, On the Use of Double Double Design Philosophy in the Redesign of Composite Fuselage Barrel Components. *Aeronautics and Astronautics*.

Chen, X., Tang, Y., 2013, Reliability Design Optimization of Composite Structures Based on Particle Swarm Optimization and Finite Element Analysis. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(2), 343–350.

R. M. Jones, 2014, Mechanics of Composite Materials, *CRC press*,

Kaw, A., 2006, Mechanics of Composite Materials (Second Edition), *Taylor & Francis Group*.

R. Hill, 1950, The mathematical theory of plasticity, clarendon. *Oxford*, vol. 613, p. 614.

Germain, N., Besson, J., Feyel, F., 2007, Simulation of Laminate Composites Degradation Using Mesoscopic Non-Local Damage Model and Non-local Layered Shell Element. *Modelling and Simulation in Materials Science and Engineering*, vol. 15, no. 4, p. S425.

F. C. Campbell, 2010, Structural Composite Materials. *ASM International*.

Pal, P., Bhattacharyya, S., 2007, Progressive Failure Analysis of Cross-ply Laminated Composite Plates by Finite Element Method. *Journal of reinforced plastics and composites*, vol. 26, no. 5, pp. 465–477.

Whitney, J., 1970, Pagano, N., Shear Deformation in Heterogeneous Anisotropic Plates.

Kapoor, H., Kapania, R., K., Soni, S., R., 2013, Interlaminar Stress Calculation in Composite and Sandwich Plates in Nurbs Isogeometric Finite Element Analysis. *Composite Structures*, vol. 106, pp. 537–548.

Li, X., Zhang, J., Zheng, Y., 2014, Static and Free Vibration Analysis of Laminated Composite Plates Using Isogeometric Approach Based on the Third Order Shear Deformation Theory. *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 6, p. 232019.

Gupta, A., Ghosh, A., 2017, Bending Analysis of Laminated and Sandwich Composite Reissner-Mindlin Plates Using Nurbs-based Isogeometric Approach. *Procedia engineering*, vol. 173, pp. 1334–1341.

Tran, L., V., Lee, J., Nguyen-Van, H., Nguyen-Xuan, H., Wahab, M., A., 2015, Geometrically Nonlinear Isogeometric Analysis of Laminated Composite Plates Based on Higher Order Shear Deformation Theory. *International Journal of Non-Linear Mechanics*, vol. 72, pp. 42–52.

Thai, C., H., Nguyen-Xuan, H., Nguyen-Thanh, N., Le, T., H., Nguyen-Thoi, T., Rabczuk, T., 2012, Static, Free Vibration and Buckling Analysis of Laminated Composite reissner–mindlin plates using nurbs-based isogeometric approach,” *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, vol. 91, no. 6, pp. 571– 603.

Madabhushi-Raman, P., Davalos, J., F., 1996, Static Shear Correction Factor for Laminated Rectangular Beams. *Composites Part B: Engineering*, vol. 27, no. 3-4, pp. 285–293.

J. N. Reddy, 2003, *Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells: Theory and Analysis*, CRC press.

Nwoji, C., Onah, H., Mama, B., Ike, C., 2017, Theory of Elasticity Formulation of Mindlin Plate Equations. *International Journal of Engineering and Technology*, vol. 9, no. 6, pp. 4344–4352.

Gurdal, Z., Haftka, R.T. and Hajela, P., 1999, *Design and Optimization of Laminated Composite Materials*, John Wiley & Sons.

Yegit, O., N., 2024, Multi-Objective Optimization of Fiber Reinforced Laminated Hybrid Composite Plates Using Particle Swarm Algorithm, *Istanbul Technical University. Istanbul*

Vanderplaats, G.N., 1987, *Numerical Optimization Techniques Computer Aided Optimal Design: Structural and Mechanical Systems*, Springer, pp.197–239.

Eberhart, R., Kennedy, J., 1995, A New Optimizer Using Particle Swarm Theory, *MHS'95. Proceedings of the Sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science.*, 39–43.

Eberhart, R., Shi, Y., 2000, Comparing Inertia Weights and Constriction Factors in Particle Swarm Optimization, *Proceedings of the 2000 Congress on Evolutionary Computation. CEC00 (Cat. No.00TH8512)*, 1, 84–88.

Tsai, S., Massard, T., Cognet, M., Sharma, N., Arteiro, A., Roy, S., Rainsberger, R., Miravete, A., Seneviratne, W., Vermes, B., Melo, J., D., D., Cimini, C., Earn, T., T., Sihn, S., 2025, Opening the Frontiers Between Manufacturing, Materials and Optimum Design of Composite Structures, *Stanford University*.

Jeremic, D., Radić, N., 2019, The Influence of Different Lamina Positions on Buckling Properties of Composites Plates Under Biaxial Compression, *IOP Conference Series Materials Science and Engineering* 659(1):012043

Ambekar, S., D., Tripathi, V., 2020, The Multi-objective Optimization Design Approach for Carbon Fiber Hybrid Nanocomposites Containing NanoClay and NanoZnO Particles by Using OptiComp, *Journal of Bio- and Tribo-Corrosion* 6(3):90.

Xin, Z., Duan, Y., Xu, W., Wang, B., Zhang, T., 2016, Review of the Mechanical Performance of Variable Stiffness Design Fiber-Reinforced Composites, *Science and Engineering of Composite Materials* 25(3).

Demirci, H., 2014, Parçacık Sürü Optimizasyonu ve Çoğalan Sürü Algoritmasının Yüzey Geri Çatımı Probleminde Uygulanması ve Karşılaştırılması. *Sakarya Üniversitesi*.



EKLER

EK-1 Çift çift kompozit dizilimde termal burkulmanın en yüksek olduğu sıcaklığı veren PSO algoritmasına göre hazırlanmış MATLAB kodu

Malzeme Özellikleri

$E1 = 181e9$; Boylamasına Elastiklik Modülü

$E2 = 10.3e9$; Enine Elastiklik Modülü

$V12 = 0.28$; Poisson Oranı

$G12 = 7.17e9$; Kayma Modülü

$Xc = 1500e6$; Boylamasına Maksimum Basma Mukavemeti

$Yc = 246e6$; Enlemesine Maksimum Basma Mukavemeti

$S = 68e6$; Maksimum Düzlem Kayma Mukavemeti

$V21 = E2 * V12 / E1$;

$m = 1$; Burkulma modu x yönü

$n = 1$; Burkulma modu y yönü

$ks = 5/6$; Kayma düzeltme faktörü

PSO Sürü Değişkenleri

$\theta_1 = x(1)$; İlk Açı

$\theta_2 = x(2)$; İkinci Açı

$K = x(3)$; Ply Sayısı

$t = x(4)$; Ply Kalınlığı

$AR = x(5)$; a/b Oranı

$plate_width = 1$; Plaka Eni

$plate_length = AR * plate_width$;

$thermal_coefficient = [0.02e-6; 22.5e-6; 0]$; Termal genleşme katsayıları

Çift çift tabaka dizilimi

```
angle_values = [theta1, -theta2];
base_pattern = [angle_values, -angle_values];
repeat_factor = (K / (2*length(base_pattern)));
half_pattern = repmat(base_pattern, 1, repeat_factor);
half_pattern = half_pattern(1:K/2);
angle_combinations = [half_pattern, fliplr(-half_pattern)];
num_combinations = 1;
```

A , B ve D rijitlik matrislerinin hesaplanması

```
Q11 = E1 / (1 - V12*V21);
Q22 = E2 / (1 - V12*V21);
Q12 = V12*E2 / (1 - V12*V21);
Q66 = G12;
Q = [Q11 Q12 0; Q12 Q22 0; 0 0 Q66];
```

Z koordinatları

```
Z = zeros(1,K+1);
for i=1:K+1
    Z(i) = -K*t/2 + t*(i-1);
end
```

İndirgenmiş Rijitlik Matrisi ve T Matrisi Hesaplaması

```
Q_bar_cell = cell(K,1);
T_cell = cell(K,1);
for ply = 1:K
    theta = angle_combinations(ply);
    c = cosd(theta); s = sind(theta);
    T = [c^2 s^2 2*c*s; s^2 c^2 -2*c*s; -c*s c*s c^2 - s^2];
    Tinv = inv(T);
    T_cell{ply} = Tinv;
```

```

R = diag([1 1 2]);
Rinv = inv(R);
Q_bar_cell{ply} = Tinv * Q * T * R * Rinv;
end

```

A, B, D rijitlik matrisleri

```

A = zeros(3); B = zeros(3); D = zeros(3);
for ply=1:K
    for i=1:3
        for j=1:3
            A(i,j) = A(i,j) + Q_bar_cell{ply}(i,j)*(Z(ply+1)-Z(ply));
            B(i,j) = B(i,j) + 0.5*Q_bar_cell{ply}(i,j)*(Z(ply+1)^2 - Z(ply)^2);
            D(i,j) = D(i,j) + (1/3)*Q_bar_cell{ply}(i,j)*(Z(ply+1)^3 - Z(ply)^3);
        end
    end
end
end

```

```

ABD = [A B; B D];
abd = inv(ABD);

```

Termal genleşme katsayılarının dönüşümü

```

thermal_coefficient_xy = cell(K,1);
for ply=1:K
    theta = angle_combinations(ply);
    a_x = thermal_coefficient(1)*cosd(theta)^2 + thermal_coefficient(2)*sind(theta)^2;
    a_y = thermal_coefficient(1)*sind(theta)^2 + thermal_coefficient(2)*cosd(theta)^2;
    a_xy = 2*(thermal_coefficient(1)-thermal_coefficient(2))*cosd(theta)*sind(theta);
    thermal_coefficient_xy{ply} = [a_x; a_y; a_xy];
end

```

Kritik sıcaklık farkının hesaplanması

```
Delta_T_results = zeros(1,num_combinations);
pay_sum = 0; payda_sum = 0;

for ply=1:K
    payda = -(A(1,1)*thermal_coefficient_xy{ply}(1) +
    A(1,2)*thermal_coefficient_xy{ply}(2))*(m*pi/plate_length)^2 + ...
    (A(1,2)*thermal_coefficient_xy{ply}(1) +
    A(2,2)*thermal_coefficient_xy{ply}(2))*(n*pi/plate_width)^2 + ...
    2*(A(3,3))*thermal_coefficient_xy{ply}(3)*(m*pi/plate_length))*(n*pi/plate_width);
    payda_sum = payda_sum + payda;
end

pay = D(1,1)*(m*pi/plate_length)^4 +
    2*(D(1,2)+2*D(3,3))*(m*pi/plate_length)^2*(n*pi/plate_width)^2 +
    D(2,2)*(n*pi/plate_width)^4;

Delta_T_results = pay / payda_sum;
```

Mekanik Gerilmeler ve Tsai-Hill Hasar Teorisinin Hesaplanması

```
stress = cell(K,1);
fi = zeros(K,1);
strain0 = abd * zeros(6,1);

for ply=1:K
    thermal_strain = Delta_T_results * thermal_coefficient_xy{ply};
    mechanic_strain = strain0(1:3) - thermal_strain;
    stress{ply} = Q_bar_cell{ply} * mechanic_strain;
    sigma1 = stress{ply}(1);
    sigma2 = stress{ply}(2);
    tau12 = stress{ply}(3);
    fi(ply) = (sigma1/Xc)^2 - (sigma1*sigma2/Xc^2) + (sigma2/Yc)^2 + (tau12/S)^2;
end
```


Tabakalararası Kayma Gerilmesi ve Penaltı Fonksiyonu

```

ILSX = 50e6;
penalty = 0;
Dmat = D;

Qx = (Dmat(1,1)*(m*pi / plate_length)^3 + ...
      (Dmat(1,2)+2*Dmat(3,3))*(n*pi / plate_width)^2*(m*pi / plate_length))*
      (plate_width/2);
Qy = (Dmat(2,2)*(n*pi / plate_width)^3 + ...
      (Dmat(1,2)+2*Dmat(3,3))*(m*pi / plate_length)^2*(n*pi /
      plate_width))*(plate_length/2);

tau_xz = Qx / (ks*t*K);
tau_yz = Qy / (ks*t*K);
if tau_xz > ILSX
    penalty = penalty + (tau_xz - ILSX)^2;
end
if tau_yz > ILSX
    penalty = penalty + (tau_yz - ILSX)^2;
end

fi_penalty = fi - 1;
fi_penalty(fi_penalty < 0) = 0;
penalty = penalty + sum(fi_penalty.^2);

```

Maliyet Fonksiyonu ve Penaltı Fonksiyonu

```

z = -Delta_T_results + 1e9*penalty;

```

```

end

```