

AKÜ FEMÜBİD 17 (2017) 035902 (1136-1145)
DOI: 10.5578/fmbd.64041

AKU J. Sci. Eng. 17 (2017) 035902 (1136-1145)

Genetik Algoritma Kullanılarak Boyutsal Kararlı Kompozit Malzemelerin Optimizasyonu

Levent Aydın¹, Hatice Seçil Artem², Melih Savran³

^{1,3} İzmir Katip Çelebi University, Department of Mechanical Engineering, İzmir.

² İzmir Institute of Technology, Department of Mechanical Engineering, İzmir

e-posta: leventaydinn@gmail.com, secilartem@iyte.edu.tr, mlhsvrn@gmail.com

Geliş Tarihi: 06.04.2017 ; Kabul Tarihi: 22.11.2017

Özet

Boyutsal kararlı malzemelerin tasarımı, teleskop, uydu gibi uzay ve havacılık yapıları için önemli bir konudur. Bu bağlamda, tabakalı kompozit malzemeler uzay yapıları gerekliliklerini matematiksel optimizasyon metodlarının kullanımı ile karşılayabilir hale gelmektedir. Bu çalışmanın amacı, düşük ısı genleşme katsayısı ve yüksek elastisite modülüne sahip boyutsal kararlı, simetrik-balans tabakalı kompozit plakaların optimum açı dizilimlerini elde etmektir. Bu proses tek ve çok amaçlı optimizasyon yaklaşımları ile Genetik Algoritma metodu kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Kompozit plaka tasarım problemlerinde karbon ve E-glass epoksi malzemeler kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar geleneksel tasarımlar ($[\pm 45]_s$, $[(0/90)_s]$) ile kıyaslanmış ve optimum olanların ısı genleşme katsayısının daha düşük ve aynı zamanda elastisite modülünün daha yüksek olduğu görülmüştür.

Anahtar kelimeler

“Boyutsal Kararlı
Kompozit Malzemeler;
Genetik Algoritma;
Optimizasyon”

Optimization of Dimensionally Stable Laminated Composites by Using Genetic Algorithms

Abstract

Design of dimensionally stable materials is crucial for the aero-space structures such as space telescopes and satellites. Laminated composite materials can be suitably designed under the requirement for the space structures utilizing the mathematical optimization methods. The aim of the present study is to design the stacking sequence of the symmetric balance laminated composites having low coefficient of thermal expansion and high elastic modulus. In the optimization process single and multi-objective approaches have been achieved based on Genetic Algorithms. In the laminated composite design problems, carbon and E-glass fibers reinforced epoxy matrix are used. Obtained results have been compared with the conventional designs ($[\pm 45]_s$, $[(0/90)_s]$) and it is shown that the optimum ones have lower coefficient of thermal expansion and higher elastic modulus, simultaneously.

Keywords

“Dimensionally Stable
Composites; Genetic
Algorithms;
Optimization”

© Afyon Kocatepe Üniversitesi

1. Giriş

Günümüzde havacılık ve uzay sektöründeki gelişmeler yeni ve alternatif malzemeler kullanımı ihtiyacını da beraberinde getirmiştir. Bu sebeple ilgili alanda kullanılacak olan malzemelerden beklenen düşük yoğunluk, yüksek rijitlik, düşük ısı ve nemsel genleşme katsayıları gibi özellikler, fiber katkılı tabakalı kompozit malzemelerin ağırlıklarının minimize edilmesi, açı dizilimlerinin ve rijitliklerinin optimize edilmesi yoluyla karşılanabilmektedir. Bu

aşamadaki zorluk, optimizasyon prosesinin sistematik bir tabana oturtulması sürecinde karşımıza çıkmaktadır.

Boyutsal kararlı malzemeler, ısı ve nem değişimleri gibi bazı çevresel etkilere maruz bırakıldıklarında bile boyutsal ve geometrik yapılarında meydana gelen değişimlerin çok küçük olduğu; bu sebeple havacılık ve uzay sektöründe sıklıkla kullanılan malzemelerdir. Boyutsal kararlılık için önemli olan ısı ve nem etkileri, özellikle bu çalışmada da temel malzeme olan polimer matrisli kompozitlerde göz

ardı edilmemesi gereken parametreler olup malzemenin mekanik özelliklerini önemli ölçüde değiştirmektedir. Bu etkilerin kontrol edilmesi ihmal edildiğinde farklı sıcaklık ve nem aralıklarında kullanılacak olan mühendislik sistemlerinde beklenmedik sonuçlarla karşılaşmaktadır. Bu sebeple bu tip problemleri aşmak için araştırmacılar yoğun bir şekilde çözüm aramaktadırlar. Örneğin, Le Rich ve Gaudin (1998) ilgili çalışmalarında benzer bir problemi aşmak için boyutsal kararlılık kavramını matematiksel modellerinde dikkate almış ve uydu malzemesi olarak kullandıkları kompozit yapıları ısı, nem ve mekanik kısıtlar altında optimize etmişlerdir. Bu sayede üretimdeki problemlerden kaynaklanan plaka eğilmesi sorunlarını fiber oryantasyon açılarını optimize ederek en aza indirebilmişlerdir. Khalil vd. (2001) tarafından yapılan bir çalışmada higroisıl artık gerilmelerin tabakalı kompozitlerin optimum tasarımına olan etkileri teorik olarak analiz edilmiştir. Söz konusu kompozitler farklı mekanik, ısı ve nem yüklemelerine maruz bırakılmış ve E-glass/epoksi ve kevlar/epoksi malzemelerin diğerlerine göre daha çok nem alma kapasitesine sahip olduğu gösterilmiştir. Zhu ve Sun (2003) çalışmalarında açılı tabakalı, simetrik-balans kompozitlerin tabaka açılı dizilimlerinin ve malzeme özelliklerinin kompozitin ısı genleşme katsayısı üzerine etkilerini araştırmıştır. Çalışma sonucunda düzlem kayma modülü G_{12} nin fiber yönündeki elastisite modülü E_1 'e oranının ısı genleşme katsayısı üzerine önemli etkisi olduğu tespit edilmiştir. Khan ve Shahzad (Int kyn.1) karbon/epoksi malzeme için rigid body rotation ve tabaka açılı dizilimlerinin fiber yönlü ısı genleşme katsayısına etkisini araştırmıştır. Sonuçlara göre $[0/90]_s$ diziliminde 2.53 ısı genleşme katsayısı bulunurken, $[0/45/-45/90]_s$ diziliminde pozitif, $[0/45/90]_s$ diziliminde ise pozitif ve negatif ısı genleşme katsayıları elde etmişlerdir. Diaconu ve Sekine (2003) ise makalelerinde enine karakteristik açısından deplasmanın minimum olmasını sağlayacak bir optimizasyon problemi önermiş ve bunu kompozit malzemelere etkiyen sıcaklık ve nem parametrelerini göz önüne alarak yapmışlardır. Çalışmalarında, simetrik olmayan kompozit tabakaların düzlem ısı gerilmeli halini optimize ederek maksimum deplasman parametresini en aza indirebilmişlerdir. 8 tabakalı karbon/epoksi

kompozit malzemelerde boyutsal kararlılığı sağlayabilmek için düşük ısı genleşme katsayısı ve yüksek elastisite modülüne sahip malzeme sistemleri tasarlama problemleri üzerine Aydın ve Artem (2010) tarafından bir makale yayınlanmıştır. Bu çalışmada problem tek amaçlı ve çok amaçlı olmak üzere iki farklı mevcut yaklaşımla modellenmiş, her iki yaklaşımla da boyutsal kararlılığa sahip optimum kompozit malzemeler tasarlanabilmiştir. Yapılan mekanik analizler sonucunda optimize edilmiş kompozit malzeme sistemlerinde normal gerilme dağılımları açısından mekanik yüklemelerin ısı ve nem yüklemelerine oranla daha etkili olduğu gösterilmiştir. Boyutsal kararlılık ile ilgili yapılan diğer çalışmalar kaynaklarda mevcuttur (Zhang *et al.* 1996, Bressan *et al.* 2004, Rangarajan *et al.* 2011, Aydın vd. 2015). Kompozit malzemelerin tasarımı ve optimizasyonu problemlerinin karmaşıklığı sebebiyle geleneksel metotlar yerine Genetik Algoritma, Isıl İşlem Algoritması, Karınca Sürüsü vb. stokastik algoritmalar kullanılması artık kaçınılmaz olmuştur. Bu tip stokastik yöntemlerin birbirleriyle farklı mühendislik problemleri açısından kıyaslanmasıyla ilgili detaylı bilgi kaynaklarda mevcuttur (Hasancebi vd. 2010, Vosoughi vd. 2016, Ghiasi vd. 2010, (Aydın ve Artem 2011).

Bu çalışmanın amacı, uydu ve havacılık malzemesi olarak kullanılacak E-glass/epoksi ve karbon/epoksi tabanlı tabakalı kompozit plakaların geliştirilmesidir. Bu amaçla geliştirilecek olan kompozit malzemelerin fiber açılı dizilimleri, düşük ısı genleşme katsayısı ve yüksek elastiklik modüllerini sağlayacak şekilde tek ve/veya çok amaçlı Genetik Algoritma yöntemleri kullanılarak optimize edilmiştir. Bu çalışmada ön plana çıkan yenilik; kompozit malzeme dizayn ve optimizasyon çalışmalarında görülen, genellikle ayrı ayrı tek ve çok amaçlı optimizasyon yaklaşımı çözümlerinden kaçınılmış, iki yaklaşımı da aynı anda kullanarak boyutsal kararlı kompozit malzemeleri farklı mühendislik alanları için kullanımı mümkün kılınmıştır. Bu sayede, proses farklı optimizasyon kurguları ile çok yönlü olarak çözülmüş olduğundan yöntemsel ve kurgusal hatalar en aza indirgenmiştir.

2. Materyal ve Metot

Uydu ve havacılık sektöründe kullanılmak üzere aday malzemeleri geliştirme işlemi, seçilen kompozit malzemeler boyutsal kararlı hale getirilerek yapılmıştır. Bu aşamada geliştirilecek kompozit malzemelerin x ve y yönlerindeki elastisite modülü değerleri mümkün olduğu ölçüde maksimize edilirken, buna ek olarak sıcaklık değişimleri sonucunda oluşacak olan deformasyonları en aza indirebilmek için ısı genleşme katsayıları minimum yapılmıştır. Bu işlemlerin matematiksel ve teorik bir tabana oturabilmesi için klasik laminasyon teorisi kullanılarak amaç fonksiyonları elde edilmiş ve oluşturulan optimizasyon problemlerinin çözümü Genetik Algoritma metodu ile MATLAB yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Amaç fonksiyonu oluşturulurken aşağıdaki ayrıntıları verilen klasik laminasyon teorisi tabanlı işlemler yürütülmüştür. Tabakalı kompozitin k. tabakası için gerilme-gerinme bağlantısı,

$$\begin{bmatrix} \sigma_x^M \\ \sigma_y^M \\ \sigma_{xy}^M \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left(\begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_{xy} \end{bmatrix}_k \Delta T \right) \quad (1)$$

ile verilebilir (Kaw 2006). Burada $[\bar{Q}_{ij}]_k$ dönüştürülmüş rijitlik matrisi, $[\varepsilon^o]$ orta tabakanın gerinmesi, $[\kappa]$ eğrilik, $[\Delta T]$ sıcaklık değişimidir.

Tabakalı kompozit malzemeye uygulanan normal kuvvet ve kayma kuvveti bileşenleri

$$\begin{bmatrix} N_x^M \\ N_y^M \\ N_{xy}^M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} N_x^T \\ N_y^T \\ N_{xy}^T \end{bmatrix} \quad (2)$$

biçiminde ifade edilebilir (Kaw 2006).

Denklem (2) de ortaya çıkan [A] ve [B] matrisleri

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

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h_k^2 - h_{k-1}^2) \quad (4)$$

(i, j = 1, 2, 6)

olarak yazılabilir. Burada h_k k. tabakanın alt yüzeyinin orta düzleme olan uzaklığını ifade etmektedir. Denklemdeki sıcaklık kuvvet bileşenlerini gösteren $[N^T]$ vektörü ise

$$\begin{bmatrix} N_x^T \\ N_y^T \\ N_{xy}^T \end{bmatrix} = \Delta T \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_{xy} \end{bmatrix}_k (h_k - h_{k-1}) \quad (5)$$

şeklinde ifade edilir.

Amaç fonksiyonlarından biri olan ısı genleşme katsayısı bileşenleri ($\alpha_x, \alpha_y, \alpha_{xy}$) klasik laminasyon teorisine göre şu şekilde ifade edilir:

$$\begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix}_{\substack{\Delta C=0 \\ \Delta T=1}} = \begin{bmatrix} A_{11}^* & A_{12}^* & A_{16}^* \\ A_{12}^* & A_{22}^* & A_{26}^* \\ A_{16}^* & A_{26}^* & A_{66}^* \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_x^T \\ N_y^T \\ N_{xy}^T \end{bmatrix} \quad (6)$$

Denklemde görülen ΔC nem değişimini, $[A^*]=[A]^{-1}$ ifade etmektedir.

Amaç fonksiyonlarından ikincisi olan elastisite modülü yapıları ise

$$E_x = \frac{1}{hA_{11}^*}, E_y = \frac{1}{hA_{22}^*} \quad (7a,b)$$

olur.

2.1. Optimizasyon

Optimizasyon, en iyi tasarımı bulmak için kısıtları değerlendiren, problem için önemli parametreleri tek ve çok amaçlı yaklaşımlarla minimum veya maksimum yapan yöntem olarak tanımlanabilir. Tek amaçlı yaklaşımda problem: (i) maksimum veya minimum yapılmaya çalışılan parametreyi içeren fonksiyon, (ii) eşitlik ve/veya eşitsizlik kısıtları ve (iii) tasarım değişkenlerinden oluşur. Çok amaçlı yaklaşımda ise: (i) aynı anda maksimum veya minimum yapılmaya çalışılan biri artarken diğeri azalan, ikisi de azalan veya artan en az iki amaç fonksiyonundan oluşan bir yapı, (ii) eşitlik ve/veya eşitsizlik kısıtları ve (iii) tasarım değişkenleri mevcuttur. Genellikle mühendislik problemlerinin içerisinde kompozit malzeme dayanımı, boyutsal kararlılık, hafif yapı tasarımı gibi karmaşık problemler ayrık ve/veya sürekli fonksiyonel yapı içerdiğinden geleneksel optimizasyon metodlarıyla çözülemezler. Bu durumlarda türev bilgisine ihtiyaç duymayan, sürekli ya da tam sayılı çözüme olanak sağlayan stokastik optimizasyon metodları kullanılabilir. Kompozit malzeme optimizasyon literatürü incelendiğinde Genetik Algoritma metodunun en sık kullanılan ve güvenilirliği yüksek bir metod olduğu görülmüştür. Bu algoritma, "popülasyon" diye adlandırılan çözüm seti ile başlar ve kendisinden sonra gelen popülasyonun bir öncekinden daha iyi olması beklenir. Yeni popülasyon oluşturma aşamasında "seçme", "çaprazlama", "mutasyon" işlemleri uygulanır ve birbiriyle uyumlu bireyler seçilir. İstenilen sonuç elde edilene kadar işleme devam edilir. Genetik

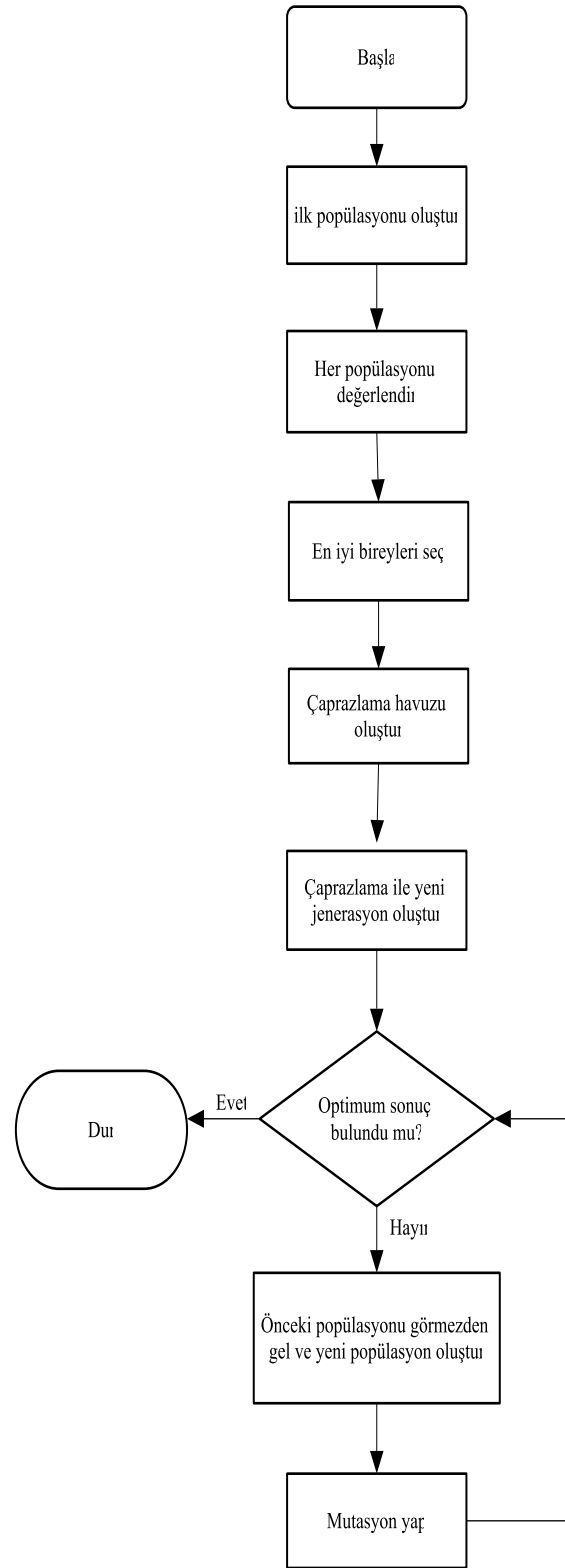
Algoritma, her jenerasyonda tek bir çözüm yerine çözümlerin tümünü göz önünde bulundurur. Bu durum lokal noktalardan uzak durarak global optimumları bulma şansını artırır. Ancak yine de Genetik Algoritma global optimum çözümleri bulmayı garanti etmez. Tek amaçlı ve çok amaçlı problem çözümlerinde kullanılan Genetik algoritma parametreleri Çizelge 1 ve 2 de, algoritmanın çalışma felsefesi ise akış şeması formatında Şekil 1 de verilmiştir.

Çizelge 1. Model problemlerde kullanılan tek amaçlı yaklaşım için Genetik Algoritma parametreleri

Population Type	Double vector
Population size	20
Creation function	Use constraint dependent
Initial population	[]
Initial scores	[]
Initial range	[-300 ; -100]
Scalling function	Top, Quantity=12
Selection function	Tournament, Tournament size=7
Elite count	2
Crossover fraction	0.6
Mutation function	Use constraint dependent
Crossover function	Scattered
Migration direction	Both Fraction=0.2, Interval=20
Initial penalty	10
Penalty factor	100
Hybrid function	None
Stopping criteria	Generation=100 Stall generation=50 Function tolerance= 10^{-6}

Çizelge 2. Model problemlerde kullanılan çok amaçlı yaklaşım için Genetik Algoritma parametreleri

Population Type	Double vector
Population size	50
Initial range	[-90 -90 ; 90 90]
Selection function	Tournament
Crossover fraction	0.8
Mutation function	Adaptive feasible
Crossover function	Intermediate Ration=1.0
Migration direction	Both Fraction=0.2, Interval=20
Initial penalty	10
Penalty factor	100
Hybrid function	None
Stopping criteria	Generation=800 Stall generation=800 Function tolerance= 10^{-6}



Şekil 1. Genetik Algoritma akış şeması (Aydın, 2011).

2.2 Problem Tanımı

Bu çalışma kapsamında 14 farklı tek amaçlı ve çok amaçlı optimizasyon problemi Genetik Algoritma optimizasyon metodu kullanılarak 4 tabakalı simetrik-balans E-glass/epoksi ve karbon/epoksi tabakalı kompozit malzemeler için minimum ısı

genleşme katsayıları (α_x , α_y) ve maksimum elastisite modülleri (E_x , E_y) elde edilecek şekilde organize edilmiştir. Tabakalı kompozit yapı için malzeme özellikleri ve model problemler sırasıyla Çizelge 3 ve 4 de verilmiştir.

Çizelge 3. Karbon/epoksi ve E-glass/epoksi malzeme özellikleri (Aydın vd. 2016)

Parametreler	Karbon/epoksi	E-glass/epoksi
E_1 (fiber yöndeki elastisite modülü (GPa))	277.3	22.2
E_2 (fibere dik yöndeki elastisite modülü (GPa))	7.1	11.5
G_{12} (Kayma modülü (GPa))	3.49	2
ν_{12} (Poisson oranı)	0.29	0.33
ν_f (Fiber hacim oranı)	-	0.41
α_1 (fiber yönündeki ısıl genleşme katsayısı ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$))	-1	10.02
α_2 (fibere dik yöndeki ısıl genleşme katsayısı ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$))	22.42	28.41
h (tabaka kalınlığı) (m)	$150 \cdot 10^{-6}$	$250 \cdot 10^{-6}$

Çizelge 4. Optimizasyon problemleri

Problem No	Optimizasyon Problemi	Malzeme
1. Tek amaçlı	Min α_x	E-glass / Epoksi
2. Tek amaçlı	Min α_y	
3. Tek amaçlı	Max E_x	
4. Tek amaçlı	Max E_y	
5. Çok amaçlı	Min α_x Min α_y	
6. Çok amaçlı	Max E_x Min α_x	
7. Çok amaçlı	Max E_y Min α_y	
8. Tek amaçlı	Min α_x	
9. Tek amaçlı	Min α_y	
10. Tek amaçlı	Max E_x	
11. Tek amaçlı	Max E_y	Karbon / Epoksi
12. Çok amaçlı	Min α_x Min α_y	
13. Çok amaçlı	Max E_x Min α_x	
14. Çok amaçlı	Max E_y Min α_y	

3. Bulgular Ve Tartışmalar

Orijinal problem çözümlerine geçmeden önce, önceki bölümlerde anlatılan teorik formülasyonlar ile, mevcut yöntemin doğruluğunu ve güvenilirliğini göstermek için Le Rich ve Gaudin (1998) da verilen düşük ısıl genleşme katsayısı ve yüksek elastisite modülü elde etmeyi amaçlayan problemler çözülmüş ve sonuçlar Çizelge 5 de gösterilmiştir.

Çizelge 5. 32 tabakalı $[\pm\theta_1/\pm\theta_2]_s$ simetrik balans kompozit için doğrulama çalışması

Açı dizilimi	$\alpha_x(10^{-6}/^{\circ}\text{C})$	$\alpha_y(10^{-6}/^{\circ}\text{C})$	$E_x(\text{GPa})$	$E_y(\text{GPa})$
	Le Rich and Gaudin (1999)	Mevcut çalışma	Le Rich and Gaudin (1999)	Mevcut çalışma
$[0_{10}/\pm 16.2_3]_s$	-1.56	-1.55	252	252
$[0_8/\pm 13.6_4]_s$	-1.56	-1.56	253	253
$[0_4/\pm 10.8_6]_s$	-1.56	-1.56	254	254
$[\pm 7.9_6/\pm 12.6_2]_s$	-1.56	-1.56	254	254
$[0_2/\pm 9.9_7]_s$	-1.56	-1.56	254	254
$[\pm 11.2/\pm 8.9_7]_s$	-1.56	-1.55	254	254
$[\pm 9.2_8]_s$	-1.56	-1.55	254	254

Çizelge 5 de görüldüğü gibi mevcut sonuçlar Le Rich ve Gaudin (1998) tarafından elde edilen sonuçlarla uyum içerisindedir. Bu durumda çalışmanın orijinal problemleri ele alınabilir.

4 tabakalı E-glass/epoksi kompozit yapı için (model problemler 1-7) tek amaçlı ve çok amaçlı Genetik Algoritma optimizasyon sonuçları Çizelge 6 de verilmiştir. Çizelge 6 da görüldüğü gibi tek amaçlı α_x , α_y optimizasyon problemleri için elde edilen fiber açı dizilimleri sırasıyla 27.3^0 ve 62.7^0 dir. Çizelge 6 e göre optimizasyon sonucu elde edilen $[\pm 27.3]_s$ ve $[\pm 62.7]_s$ fiber açı dizilimleri ve geleneksel tasarımlar ($[\pm 45]_s$, $[0/90]_s$) için elde edilen ısıl genleşme katsayıları karşılaştırıldığında optimizasyon sonucu x ve y yönünde elde edilen değerlerin çok daha küçük olduğu görülmüştür (16.83 yerine 8.61). Tek amaçlı E_x , E_y optimizasyonları sonucu beklenildiği gibi sırasıyla $[0_4]$ ve $[90_4]$ fiber açı dizilimlerinde x ve y yönünde en yüksek elastisite modülleri elde edilmiştir.

α_x - α_y çok amaçlı optimizasyonu ile 12 farklı Pareto optimum sonuç elde edilmiştir (Problem 5). Bilindiği gibi çok amaçlı optimizasyon yaklaşımında, elde edilen Pareto setten, parametrenin etkisine bağlı olarak belirli kısıtlar altında istenen çözüm kullanılabilir. Örneğin, kısıtlardan biri $E_x > 8$ GPa olduğunda 27.3^0 , 36.8^0 , 62.7^0 fiber açıları optimum tasarım için uygun açılardır. E_x - α_x çok amaçlı optimizasyonu ile önceki problemde olduğu gibi 12 alternatif optimum çözüme ulaşılmıştır (Problem 6). Çizelge 6 de görüldüğü gibi bu alternatiflerden 7 tanesi ($[\pm 18.9]_s$, $[\pm 18.4]_s$, $[\pm 17.1]_s$, $[\pm 16.2]_s$, $[\pm$

14.4]_s, [±6.9]_s, [0]₄) geleneksel dizayndan daha iyi sonuç vermiştir. Bununla birlikte $E_y - \alpha_y$ çok amaçlı optimizasyonu (Problem 7) ile elde edilen sonuçlarda geleneksel tasarımdan daha iyi olan 8 farklı alternatif optimum tabakalı kompozit malzeme açılı dizilimleri ([± 70.4]_s, [± 72.4]_s, [± 73.0]_s, [± 74.0]_s, [± 75.4]_s, [± 78.4]_s, [± 80.1]_s, [90]₄) elde edilmiştir.

Çizelge 7 karbon/epoksi tabakalı kompozit malzemeler için tek amaçlı ve çok amaçlı Genetik Algoritma optimizasyon sonuçlarını vermektedir. E-glass/epoksi den farklı olarak x ve y yönünde tek amaçlı α_x , α_y optimizasyonları için elde edilen fiber açıları sırasıyla 32° ve 58° olarak hesaplanmıştır. Bu açı değerlerindeki ısıl genleşme katsayı değeri - 5.24*(10⁻⁶/°C) seviyelerine kadar düşürülebilmektedir. Burada dikkat edilmesi gereken husus, fiber malzemesi olarak karbon seçildiğinde elde edilen kompozitin x yönündeki ısıl genleşme katsayısının negatif çıkmasıdır. Bu tip bir tasarım, çekme yüklemesi ile birlikte sıcaklık değişimlerinin de mevcut olduğu kompozit yapılarda boyutsal kararlılık açısından sıfıra yakın gerinme (strain) elde edilmesini mümkün kılmaktadır. Buna ek olarak, tek amaçlı E_x , E_y optimizasyonlarında E-glass/epoksi de olduğu gibi sırasıyla 0° ve 90° fiber açılı değerlerini içeren tasarımlarda maksimum elastisite modülü elde edilmiştir.

$\alpha_x - \alpha_y$ çok amaçlı optimizasyon problemi için Genetik Algoritma yöntemi ile geleneksel dizayndan daha iyi sonuç elde edilememiştir.

$E_x - \alpha_x$ çok amaçlı optimizasyonu sonucu geleneksel tasarımdan daha iyi olan 9 farklı alternatif tabakalı kompozit malzeme fiber açılı dizilimleri ([± 19.1]_s, [± 16.8]_s, [± 15.8]_s, [± 13.8]_s, [± 10.0]_s, [± 9.6]_s, [± 7.0]_s, [± 5.9]_s ve [0]₄) tavsiye edilebilir. Bununla birlikte diğer 4 tasarım sadece minimum α_x açısından değerlendirildiğinde geleneksel dizayndan daha iyi sonuç vermesine rağmen sadece maksimum E_x bakımından değerlendirildiğinde daha kötü sonuç vermektedir. Bu durumun yüksek rijitlik gerektiren mühendislik uygulamalarında dikkate alınması önem arz etmektedir. $E_y - \alpha_y$ çok amaçlı optimizasyon problemi çözümü ile birlikte elde edilen 12 alternatif Pareto set sonucundan 7 tanesi, [± 72.9]_s, [± 74.6]_s, [± 75.1]_s, [± 76.6]_s, [± 78.4]_s, [±

81.6]_s, [90]₄), geleneksel tasarımdan daha iyi sonuçlar vermiştir.

Bu bulgular ışığında elde edilen optimum fiber açılı dizilimi sonuçlarının mühendislik alanlarında kullanılmasına yönelik aşağıdaki yorumu yapmak uygun olacaktır:

Literatürde, mevcut çalışma benzeri optimizasyon makalelerinde teorik olarak elde edilen açılı dizilimleri ideal şartlarda kullanılabilir varsayımıyla hareket edilmiştir. Bununla birlikte, insan hatasından kaynaklanan sapmalar elde edilen sonuçların geçerliliğini zayıflatmaktadır. Bu bağlamda, son dönemde yapılan açılı dizilimi optimizasyonları 15° ya da 45° açı arttırmalarına izin verecek şekilde kurgulanmıştır. Alternatif olarak, kompozit malzemelerin otomotiv ve havacılık gibi büyük sektörlerde seri üretim olarak yapılandırılması teorik çalışmalardan gelen açılı dizilimlerini uygun makinelerle üretebilmeyi mümkün kılmaktadır. Bu sebeple, mevcut çalışma benzeri elde edilen daha küçük açı arttırımına sahip (<1°) kompozit fiber açılı dizilim optimizasyon sonuçları kullanılabilir hale gelmiştir.

Çizelge 6. 4 tabakalı $[\theta_1/-\theta_1]_s$ simetrik balans E-glass epoksi kompozitin optimizasyonu

Problem No	Optimizasyon	Açı Dizilimi	E_x (GPa)	E_y (GPa)	α_x ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)	α_y ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)
1	Min α_x	$[\pm 27.3]_s$	13.17	8.33	8.61	28.00
2	Min α_y	$[\pm 62.7]_s$	8.33	13.17	28.00	8.61
3	Max E_x	[0 ₄]	22.20	11.50	10.02	28.41
4	Max E_y	[90 ₄]	11.50	22.20	28.41	10.02
5	Min α_x	$[\pm 27.3]_s$	13.17	8.33	8.61	28.00
		$[\pm 36.8]_s$	8.70	6.84	10.45	24.23
	Min α_y	$[\pm 39.8]_s$	7.74	6.62	12.27	21.84
		$[\pm 42.8]_s$	7.07	6.61	14.71	19.04
		$[\pm 43.7]_s$	6.92	6.66	15.56	18.14
		$[\pm 46.9]_s$	6.62	7.02	18.69	15.04
		$[\pm 48.0]_s$	6.59	7.22	19.83	13.99
		$[\pm 48.4]_s$	6.58	7.30	20.22	13.65
		$[\pm 50.7]_s$	6.64	7.88	22.32	11.89
		$[\pm 51.9]_s$	6.72	8.25	23.25	11.16
$[\pm 54.6]_s$	7.00	9.25	25.12	9.85		
$[\pm 62.7]_s$	8.33	13.17	28.00	8.61		
6	Max E_x	$[\pm 27.3]_s$	13.17	8.33	8.61	28.00
		$[\pm 24.8]_s$	14.51	8.80	8.67	28.29
		$[\pm 23.0]_s$	15.47	9.13	8.77	28.43
		$[\pm 21.8]_s$	16.10	9.35	8.86	28.49
		$[\pm 21.3]_s$	16.33	9.44	8.89	28.51
	Min α_x	$[\pm 18.9]_s$	17.52	9.85	9.09	28.57
		$[\pm 18.4]_s$	17.72	9.93	9.12	28.57
		$[\pm 17.1]_s$	18.32	10.13	9.23	28.58
		$[\pm 16.2]_s$	18.68	10.27	9.31	28.58
		$[\pm 14.4]_s$	19.40	10.52	9.44	28.56
$[\pm 6.9]_s$	21.55	11.27	9.88	28.46		
[0 ₄]	22.20	11.50	10.02	28.41		

Çizelge 6. (Devam) 4 tabakalı $[\theta_1/-\theta_1]_s$ simetrik balans E-glass epoksi kompozitin optimizasyonu

7	Max E_y	[90 ₄]	11.50	22.20	28.41	10.02	
		[± 80.1] _s	11.03	20.86	28.50	9.74	
		[± 78.4] _s	10.86	20.37	28.52	9.64	
		[± 75.4] _s	10.49	19.35	28.56	9.43	
		[± 74.0] _s	10.30	18.80	28.57	9.32	
		[± 73.0] _s	10.15	18.35	28.58	9.24	
		[± 72.4] _s	10.06	18.10	28.58	9.19	
		[± 70.4] _s	9.73	17.19	28.56	9.03	
		Min α_y	[± 69.7] _s	9.61	16.83	28.54	8.97
			[± 68.3] _s	9.37	16.12	28.50	8.86
			[± 67.6] _s	9.24	15.76	28.46	8.81
			[± 65.0] _s	8.76	14.38	28.27	8.66
			[± 63.5] _s	8.48	13.60	28.08	8.62
[± 62.7] _s	8.33	13.16	27.96	8.61			
Geleneksel tasarımlar	[0/90]_s	16.95	16.95	16.83	16.83		

Çizelge 7. 4 tabakalı $[\theta_1/-\theta_1]_s$ simetrik balans karbon/epoksi kompozitin optimizasyonu

Problem No	Optimizasyon	Açı Dizilimi	E_x (GPa)	E_y (GPa)	α_x ($10^{-6} / ^\circ C$)	α_y ($10^{-6} / ^\circ C$)
8	Min α_x	[± 32] _s	40.78	8.05	-5.24	11.66
9	Min α_y	[± 58] _s	8.05	40.78	11.66	-5.24
10	Max E_x	[0 ₄]	277.27	7.05	-1.00	22.42
11	Max E_y	[90 ₄]	7.05	277.27	22.42	-1.00
12	Min α_x Min α_y	[± 32] _s	40.78	8.05	-5.24	11.66
		[± 38.8] _s	21.15	9.75	-4.01	5.38
		[± 41.4] _s	17.10	10.91	-2.75	2.89
		[± 43.1] _s	15.10	11.91	-1.65	1.31
		[± 45.2] _s	13.15	13.48	-0.07	-0.44
		[± 47.8] _s	11.35	16.10	2.17	-2.28
		[± 49.3] _s	10.56	18.06	3.54	-3.12
		[± 50.6] _s	9.98	20.09	4.78	-3.75
		[± 52.6] _s	9.27	23.95	6.70	-4.48
[± 58] _s	8.05	40.78	11.66	-5.24		

Çizelge 7. (Devam) 4 tabakalı $[\theta_1/-\theta_1]_s$ simetrik balans karbon/epoksi kompozitin optimizasyonu

13	Max E_x Min α_x	[0 ₄]	277.3	7.05	-1.00	22.42
		[± 5.9] _s	268.80	7.05	-1.23	22.17
		[± 7.0] _s	264.90	7.05	-1.32	22.07
		[± 9.6] _s	251.70	7.06	-1.60	21.74
		[± 10.0] _s	249.07	7.06	-1.65	21.68
		[± 13.8] _s	215.88	7.08	-2.22	20.95
		[± 15.8] _s	192.46	7.09	-2.58	20.43
		[± 16.8] _s	179.72	7.11	-2.78	20.14
		[± 19.1] _s	152.02	7.15	-3.23	19.36
		[± 21.8] _s	118.50	7.22	-3.81	18.25
		[± 23.1] _s	104.46	7.27	-4.08	17.63
		[± 25.1] _s	85.40	7.37	-4.46	16.55
		[± 32] _s	40.78	8.05	-5.24	11.66
14	Max E_y Min α_y	[± 58] _s	8.05	40.78	11.66	-5.24
		[± 62.2] _s	7.56	64.18	14.86	-4.90
		[± 63.2] _s	7.48	70.86	15.52	-4.77
		[± 67.1] _s	7.26	106.65	17.73	-4.04
		[± 69.6] _s	7.18	135.55	18.86	-3.51
		[± 72.9] _s	7.11	175.75	20.05	-2.85
		[± 74.6] _s	7.09	197.81	20.54	-2.50
		[± 75.1] _s	7.08	202.76	20.68	-2.42
		[± 76.6] _s	7.07	219.56	21.04	-2.16
		[± 78.4] _s	7.06	236.33	21.41	-1.88
		[± 81.6] _s	7.06	258.77	21.91	-1.46
[90 ₄]	7.05	277.3	22.42	-1.00		
Geleneksel Tasarımlar	[± 45] _s	13.31	13.31	-0.26	-0.26	
	[0/90] _s	142.43	142.43	-0.26	-0.26	

4. Tartışma ve Sonuç

Bu çalışmada, tek amaçlı ve çok amaçlı optimizasyon problemleri Genetik Algoritma metodu kullanılarak çözülmüştür. Burada boyutsal kararlı tabakalı kompozit plakaların uydu ve havacılık malzemesi olarak kullanılması amacıyla tasarlanması ana hedeftir. Bu bağlamda 14 farklı tasarım problemi için tabakalı kompozitlerin fiber açı dizilimleri düşük ısı genleşme katsayılarını ve yüksek elastisite modüllerini sağlayacak şekilde optimize edilmiştir. Optimizasyon problemleri karbon/epoksi ve E-glass/epoksi malzemeler için

çözülmüş ve elde edilen sonuçlar geleneksel tasarımlar ile karşılaştırılmıştır. E-glass/epoksi ve karbon/epoksi malzemeler için elde edilen optimum açı dizilimine sahip tabakalı kompozit plakaların geleneksel tasarımlarla kıyaslandığında boyutsal kararlılık açısından 0.3 ile 2 kat arasında değişen oranlarda daha iyi sonuçlar verdiği gözlenmiştir. X ve y yönlerindeki ısı genleşme katsayılarını minimum yapan açılar E-glass/epoksi için sırasıyla 27.3° ve 62.7° ; karbon/epoksi için 32° ve 58° olarak hesaplanmıştır. Bir diğer önemli husus, karbon fiber malzemenin x yönünde sahip olduğu negatif ısı genleşme katsayısının çekme yüklemesi ile birlikte

sıcaklık değişimlerinin de mevcut olduğu kompozit yapılarda boyutsal kararlılık açısından sifıra yakın gerinme (strain) elde edilmesini mümkün kılmasıdır. Buna ek olarak, E-glass/epoksi malzeme için yapılan $E_x - \alpha_x$, $E_y - \alpha_y$ çok amaçlı optimizasyonları neticesinde sırasıyla 7 ve 8 adet; karbon/epoksi malzeme için yapılan $E_x - \alpha_x$, $E_y - \alpha_y$ çok amaçlı optimizasyonları neticesinde ise sırasıyla 9 ve 7 adet geleneksel tasarımlardan daha iyi sonuç veren alternatif açı dizilimleri bulunmuştur. Sonuç olarak, kompozit malzeme sistemlerinin matematiksel optimizasyon sistematiğinde geliştirilmesi süreci tasarım adımları içerisinde göz ardı edilmemesi gereken bir procestir denilebilir.

KAYNAKLAR

- Aydın L., 2011. Design of dimensionally-stable laminated composites subjected to hygro-thermo-mechanical loading by stochastic optimization methods, Doktora Tezi, İzmir Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir, 171.
- Aydın L., Artem H.S., 2011. Comparison of stochastic search optimization algorithms for the laminated composites under mechanical and hygrothermal loadings. *Journal of Reinforced Plastics Composites*, **30**(14), 1197–1212.
- Aydın L., Artem H.S., 2010. Single and multi-objective genetic algorithm optimizations of the laminated composites used in satellite structures. *Proceedings of the International Symposium of Mechanism and Machine Science*, 219-226, 5-8 October.
- Aydın L., Aydın O., Artem H.S., Mert A., 2016. Design of dimensionally stable composites using efficient global optimization method. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part L, Journal of Materials: Design and Applications*, DOI: 10.1177/1464420716664921
- Aydın L., Uğural B.K., Özdoğan E., 2015. Design of dimensionally stable flax/polypropylene composite plate by using stochastic optimization. *International polymeric composite symposium, exhibition and brokerage event*, İzmir.
- Bressan F., De Bona F., Soma A., 2004. Design of composite laminates with low thermal expansion. *Proc IMechE, Part L: Journal of Materials: Design and Applications*, **218**, 201-209.
- Diaconu C.G., Sekine H., 2003. Flexural characteristics and layup optimization of laminated composite plates under hygrothermal conditions using lamination parameters. *Journal of Thermal Stresses*, **26**, 905–922.
- Ghiasi H., Fayazbakhsh K., Pasini D., Lessard L., 2010. Optimum stacking sequence design of composite materials Part II: Variable stiffness design. *Composite Structure*, **93**(1), 1-13.
- Hasancebi O., Carbas S., Dogan E., Erdal F., Saka M. P., 2010. Comparison of non-deterministic search techniques in the optimum design of real size steel frames. *Computers & Structures*, **88**, 1033-1044.
- Kaw, A. K. (2006). *Mechanics of composite materials* 2nd. Optics Express
- Khalil M., Bakhiet E., El-Zoghby A., 2001. Optimum design of laminated composites subjected to hygrothermal residual stresses. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part F, Journal of rail and rapid transit*, **215**, 175-186.
- Le Rich R., Gaudin J., 1998. Design of dimensionally stable composites by evolutionary optimization. *Composite Structure*, **41**, 97-111.
- Rangarajan A., D’Mello R.J., Sundararaghavan V., Waas A.M., 2011. Minimization of thermal expansion of symmetric, balanced, angle ply laminates by optimization of fiber path configurations. *Composite Science and Technology*, **71**, 1105-1109.
- Vosoughi A.R., Forkhorji D.H., Roohbakhsh H., 2016. Maximum fundamental frequency of thick laminated composite plates by a hybrid optimization method. *Composites Part B: Engineering*, **86**, 254-260.
- Zhang Z., Zhong W., Song H., 1996. Design of hybrid composites with zero coefficient of thermal expansion. *Journal of Materials Science and Technology*, **12**, 241-248.
- Zhu R.P., Sun C.T., 2003. Effects of fiber orientation and Elastic constants on coefficients of thermal expansion in laminates. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, **10**, 99-107.

İnternet kaynakları

http://www.ist.edu.pk/Process.aspx?CTRL=19e62cc6-08e7-45d2-a3c7-95051b8479ed&CDF_ID=578d22e5-3495-4116-b8a8-b7f76c6b2ced&DL=Y (25.09.2017)