

## Belirli sıcaklık ve sürelerde kürlenmiş hibrid tabakalı kompozit plakalarının titreşim davranışlarının incelenmesi

Tamer ÖZBEN<sup>\*1</sup>, Harun KILIÇ<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Dicle Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 21280, Diyarbakır

<sup>2</sup> Türkiye Petrolleri A.O., Üretim Müdürlüğü, 72100, Batman

Makale Gönderme Tarihi: 13.01.2015

Makale Kabul Tarihi: 23.02.2015

### Öz

*Bu çalışmada, simetrik katmanlı dikdörtgen ortotropik; cam/epoksi, karbon/epoksi ve 4 farklı elyaf yönleme açısına sahip cam-karbon/epoksi hibrid kompozit plakaların titreşim davranışları düzlem gerilme durumuna göre plakaların doğal frekansları hesaplanmıştır. Plakaların doğal frekansları Rayleigh-Ritz metodu kullanılarak analitik olarak elde edilmiştir. Bunun yanı sıra aynı plakaların deneysel modal analiz ile dinamik analizleri yapılmış ve deneysel yöntemle elde edilen sonuçlar ile analitik yöntemle belirlenen sonuçlar karşılaştırmalı olarak sunulmuştur. Doğal frekanslara malzemeler açısından bakıldığında aynı modlarda; karbon-epoksi plakaların cam-epoksi plakalara göre doğal frekansların 2 katına yakın derecede yüksek olduğu görülür. Bunun temel sebebi cama göre daha rijit olan karbon elyafının daha yüksek bir elastik matrisi oluşturması ve bunun da daha yüksek titreşim frekanslarını üretmesidir. Cam-karbon-epoksi'den oluşan hibrid plakalarda beklenildiği gibi karbon/epoksi ve cam/epoksi plak değerleri arasındaki değerlerde titreşim davranışı göstermektedir. Kumaş yönleme açısının titreşim davranışına olan etkisini incelemek amacıyla cam-karbon/epoksi'den oluşan hibrid kompozit plakalar, dokuma kumaş açıları 0°, 15°, 30° ve 45° olacak şekilde imal edilmiş ve titreşim davranışları incelenmiştir. Deneysel numunelerinde dokuma kumaş kullanıldığından çok fazla bir fark olmamakla beraber kumaş açısı 0°'den 45°'ye doğru değiştirildiğinde ilk 3 moda kadar; aynı modlardaki artış veya azalma trendinin 15°'lik açıda meydana geldiği görülmüş ve 1. mod hariç tutulursa aynı modlarda en düşük doğal frekansın da aynı şekilde 15°'lik açıda oluştuğu görülmüştür.*

**Anahtar Kelimeler:** Tabakalı hibrid kompozitler; Doğal frekans, Deneysel modal analiz, Rayleigh-Ritz metodu.

\*Yazışmaların yapılacağı yazar: Tamer ÖZBEN, tamoz@dicle.edu.tr; Tel: (412) 241 10 00 (3599)

## Giriş

Mukavemet/ağırlık, mukavemet/yoğunluk gibi spesifik oranlarının klasik malzemelere göre (metaller ve seramikler) çok daha yüksek olması ve diğer yapısal özelliklerinden dolayı plastik malzemeler son 25-30 yıl içerisinde önemli gelişmeler göstererek günlük yaşantımızda ve endüstrinin hemen her dalında kullanılan malzemeler haline gelmişlerdir.

Kompozit malzemelerin sınıflandırılmasında yaygın uygulama sahasına sahip tabakalı kompozit malzemeler, aynı veya farklı özelliklere sahip birden çok plakanın farklı yöntemler kullanılarak birleştirilmesi ile elde edilirler. Çeşitli tabakaların birbirlerine bağlanması ile üretilen tabakalı kompozitler, yapısal kompozit karmaşıklıkları nedeniyle mekanik davranışlarının tespitinde çok kapsamlı çalışmalara ihtiyaç duyulmaktadır. Bu çalışmalarının başında tabakalı kompozit plakalarının titreşim davranışı yer almaktadır.

Kompozit tabakalı plakaların değişik sınır şartları altındaki statik ve dinamik davranışı konusunda pek çok araştırma yapılmıştır. Kompozit dik katmanlı plakaların kapalı çözümlerle basit mesnetli durumda dinamik analizinin yapıldığı ilk çalışmalar klasik plaka teorisine (KPT) dayanmaktadır (Whitney ve Leissa, 1969, Jones, 1973).

Değişik sınır koşullarındaki plakaların burkulma ve titreşim davranışını incelemek amacıyla Ritz metodu, sonlu elemanlar metodu gibi yaklaşık metotlar kullanılmıştır. Dickinson ve Blasio, (1986), Baharlou ve Leissa, (1987), Leissa ve Narita, (1989) Ritz yöntemini kullanarak kompozit plakaların burkulma ve titreşim analizlerini değişik sınır koşullarında incelemişlerdir. Jensen ve Crawley, (1985) ankastre plakaların dinamik analizini Ritz ve sonlu elemanlar yöntemlerini kullanarak ve deneysel olarak yapmışlardır.

Abrate (1995) yaptığı çalışmada; cam/epoksi, karbon/epoksi ve boron/epoksi malzemelerinden oluşan ve kenarların farklı mesnetleme

şekillerine göre (serbest, basit ve ankastre mesnet) dikdörtgen şeklindeki kompozit levhalarda Ritz metodunu kullanarak doğal frekanslarını bulmuşlardır.

Son yıllarda endüstrideki kullanımına bağlı olarak kompozit plakaların dinamik analizleri üzerine çok kapsamlı çalışmalar yapılmıştır.

Aagah vd. (2006) tabakalı kompozit tabakalı plakaların doğal frekanslarının belirlenmesi için üçüncü derece kayma teorisi üzerine bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışmada tabakalı kompozitlerde tabakaların yerleşim açısına göre (angle-ply ya da cross-ply) doğal frekansların değişmediğini belirtmişlerdir. Aynı zamanda kompozit plakaların sınır şartlarına göre doğal frekanslarının değiştiğini belirterek serbestlik derecesi azaldıkça doğal frekansların da artacağı sonucuna varmışlardır.

Apalak vd.(2007) grafit/epoksi kompozit plaka üzerinde doğal frekansın elyaf açısına, tabakanın kenar sınır şartlarına ve tabaka sayısına göre nasıl değiştiğini araştırarak çok kapsamlı sonuçlar elde etmişlerdir.

Bir plakanın titreşim davranışının mesnet tipine göre davranışını inceleyen Aagaah vd. (2006) dikdörtgen şeklindeki plakanın kenarlarındaki ankastre mesnet sayısı arttıkça doğal frekansın da artacağını belirtmişlerdir.

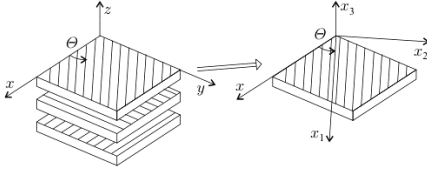
Kompozit plakaların titreşim davranışlarının analizinde genelde çok dereceli kayma deformasyon teorileri kullanılmaktadır. Ancak kullanılan teorilerin yaptığı kabullere göre hata payları değişmektedir. Kant ve Swaminathan (2001) kompozit plaka ve sandviç panellerin analitik titreşim çözümlerine hata payı daha az olan yüksek dereceli bir teori geliştirmişlerdir.

Bu çalışmada farklı tip elyaf ve reçine kullanılarak üretilen 2mm kalınlığında 8 tabakalı kompozit plakaların doğal frekansları önce analitik olarak hesaplanmış ve daha sonra aynı geometrik ve mekanik özelliklere sahip plakaların laboratuvar ortamında deneysel modal analizi yapılarak elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Analitik ve deneysel sonuçların bir biriyle örtüştüğü tespit edilmiştir.

## Analiz

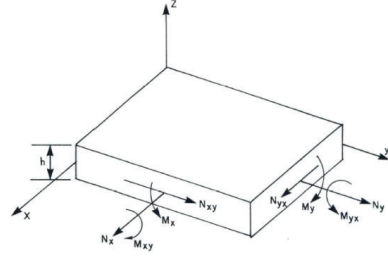
Kompozit malzemelerde elyafın yönlenmesine bağlı olarak kompozit malzemenin mekanik davranışı elyaf açısına bağlı olarak değişir. Bu davranışa bağlı olarak kompozit malzemeler anizotrop, monoklinik, ortotropik, transvers izotropik ya da izotropik olarak sınıflandırılabilir. Bu deneysel çalışmada kullanılan plakalar ortotropik olduğundan ortotropik malzemeler üzerinde durulacaktır.

İki ve daha fazla tabakadan oluşan levhalar, malzeme asal eksenleri çeşitli açılar yapan zorlamalara dayanabilecek şekilde ve tabakaların değişik doğrultularda istiflenmesiyle üretilirler (Şekil 1). Bu tip levhaların rijitlikleri klasik laminasyon teorisi yardımıyla hesaplanabilir. Bu teoriye göre genlemeler tabaka boyunda lineer değişmektedir. Düzlem dışı kayma deformasyonları ihmal edilebilecek kadar küçük kabul edilir. Çok tabakalı bir levhada gerilme-gerinim davranışında; levhanın kalınlığı boyunca uzama ve eğilme rijitliklerinin bilinmesi gerekir (Kollar ve Springer 2003).



Şekil 1.  $x, y, z$  global,  $x_1, y_1, z_1$  yerel koordinat sistemi ve dönme açısı

Tabakalı kompozit plakaların katılık matrisi; sırasıyla, uzatma, bağlantı ve eğilme katılık matrisi  $[A]$ ,  $[B]$ ,  $[D]$  olmak üzere, üç ayrı matristen oluşmaktadır. Şekil 2'de, plaka üzerinde etkiyen iç kuvvetler ve momentler gösterilmiştir.



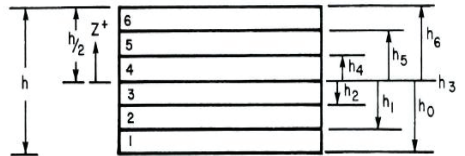
Şekil 2. Referans düzlemine etkiyen iç kuvvetler, momentler ve kayma kuvvetleri

$$N_i = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_i dz = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \sigma_i^k dz \quad (1)$$

$$M_i = \int_{-h/2}^{h/2} z \sigma_i dz = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} z \sigma_i^k dz$$

$N_i$  ( $i=1, 2, 6$ ) birim uzunluktaki iç kuvvetleri,  $M_i$  ( $i=1, 2, 6$ ) ise birim uzunluktaki iç kuvvetleri temsil etmektedir.  $h$  terimi de Şekil 3'te görüldüğü üzere, plaka kalınlığını göstermektedir. Ayrıca yukarıdaki denklemler aşağıdaki gibi matris formunda yazılabilir (Kollar ve Springer 2003).

$$\begin{pmatrix} N_1 \\ N_2 \\ N_6 \\ M_1 \\ M_2 \\ M_6 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_1^0 \\ \epsilon_2^0 \\ \epsilon_6^0 \\ k_1^0 \\ k_2^0 \\ k_6^0 \end{pmatrix} \quad (2)$$



Şekil 3. Tabakaların referans düzlemine olan mesafeleri

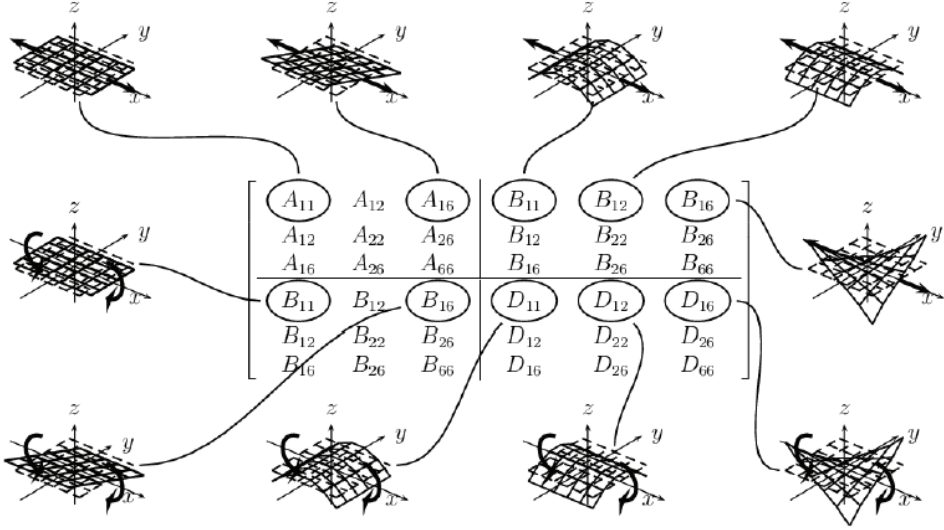
[A], [B], [D] sırasıyla, uzatma, bağlantı ve eğilme katılık matrisini, k plakanın katman numarası, Q tabakanın katılık matrisi olmak üzere aşağıdaki gibi formüle edilebilir (Kollar

ve Springer 2003). Bu matris elemanlarının davranışı şekil 4’te verilmiştir.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n Q_{ij}^k (h_k - h_{k-1})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n Q_{ij}^k (h_k^2 - h_{k-1}^2) \quad (3)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n Q_{ij}^k (h_k^3 - h_{k-1}^3)$$



Şekil 4. [A], [B] ve [D] matris elemanlarının mekanik davranışı

### Tabakalı Kompozit Plakaların Titreşim Analizi

Doğadaki cisimler, “Doğal Titreşim Frekansı” olarak adlandırılan, sonsuz sayıda titreşim

frekansı ve moduna (şekline) sahiptirler. Bu frekansların hesaplanması ve şeklinin bilinmesi, titreşim kaynaklı mühendislik problemlerinin çözülmesinde temel önemi taşımaktadır.

Bu çalışmada Rayleigh-Ritz enerji metodu kullanılarak düzlem-gerilme durumunda, çok tabakalı ortotropik simetrik dikdörtgen kompozit bir levhanın doğal frekansı hesaplanmıştır.

Kenarları  $L_y$  ve  $L_x$  olan simetrik dağılımlı bir dikdörtgen levhanın düzlem-gerilme durumunda şekil değiştirme enerjisi [A], [B], [C] matrisleri de hesaba katılırsa aşağıdaki gibi sadeleştirilebilir (Kollar ve Springer 2003).

$$U = \frac{1}{2} \int_0^{L_x} \int_0^{L_y} \begin{pmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{pmatrix}^T \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_1^0 \\ \varepsilon_2^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{pmatrix} dydx \quad (4)$$

Serbest titreşim yapan sönümsüz bir sistemdeki titreşim ifadesinin zamana bağlı değişimi:

$$x(t) = A \sin(\omega_n t + \phi), \quad T = \frac{1}{f},$$

$$\omega = 2\pi f \quad (5)$$

şeklinde ifade edilir.

Denklemlerde  $\omega_n$  dairesel frekansı,  $f$  ise Hz cinsinden frekansı;  $\phi$  faz farkını ifade etmektedir.

Simetrik bir levhada [B]=0 olduğundan, 3, 4 ve 5 denklemleri birleştirilip ve gerekli enerji denklemleri yeniden düzenlenirse ortotropik bir levha için doğal frekans denklemi aşağıdaki gibi elde edilir (Kollar ve Springer 2003).

$$f_{ij} = \frac{1}{\pi} \sqrt{\frac{\lambda_{ij}}{\rho L_x L_y}} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{1}{\rho} \left( D_{11} \frac{\alpha_i^4}{L_x^4} + D_{22} \frac{\alpha_j^4}{L_y^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\alpha_2}{L_x^2 L_y^2} \right)} \quad (6)$$

$$\alpha_2 = \alpha_4 \alpha_5$$

$f_{ij}$ :  $i$  ve  $j$ 'ncinci mod için doğal frekans (Hz)

$\lambda_{ij}$ :  $i$  ve  $j$ 'ncinci mod için özdeğerler

$\rho$ : Yoğunluk ( $\text{kg/m}^3$ )

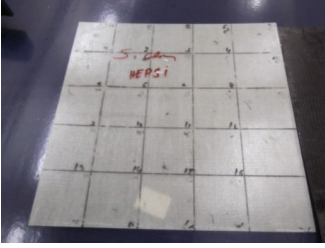
$\alpha_i$ : Mesnet şekline göre değişen sınır katsayısı

D: [D] matrisinin elemanları (N.m)

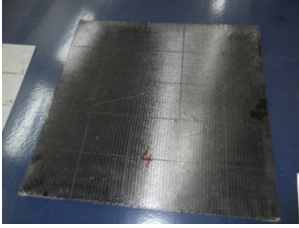
### Deneyde Kullanılan Malzemelerin Mekanik Özellikleri

Deneyde çalışmada kullanılan kompozit malzemeler, belirli dizilimlere göre elyaf yatırma metodu kullanılarak ve  $120^\circ\text{C}$ 'de 3 saat kürlenmiştir. Kompozit malzemelerde kullanılan farklı tip elyafların malzemenin

dinamik davranışına olan etkisini araştırmak için cam ve karbon elyafı ayrı ayrı ve birlikte epoksi reçine ile hibrit oluşturularak temelde üç çeşit malzeme üretilmiştir (Şekil 5, 6 ve 7). Ayrıca kompozit malzeme içindeki dokuma kumaş yönleme açısının malzeme titreşim davranışına olan etkisini araştırmak için cam-karbon/epoksi kullanılarak elde edilen hibrit malzemenin içindeki kumaş yönleme açıları değiştirilerek sonuçlar karşılaştırılmıştır.



Şekil 5. Cam/epoksi kompozit dikdörtgen levha



Şekil 6. Karbon/epoksi kompozit dikdörtgen levha



Şekil 7. Cam+karbon/epoksi kompozit dikdörtgen levha

Bu çalışmada kullanılan malzemeler ve özellikleri Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1. Kompozit malzeme bileşenlerinin mekanik özellikleri

Bileşen	Takviye Yönündeki Elastiklik Modülü	Takviyeye Dik Yönündeki Elastiklik Modülü	Kayma Modülü	Poisson Oranı
	GPa	GPa	GPa	GPa
	$E_1$	$E_2$	$G_{12}$	$\nu_{12}$
Cam elyaf	70	67,8	36	0,23
Karbon elyaf	300	15	6,4	0,2
Epoksi reçine	2,4	2,4	0,9	0,34

Kompozit malzemenin mekanik özellikleri klasik laminasyon teorisi kullanılarak elde edilmiştir (Tablo 2).

Verilen kompozit levhaların doğal frekansları analitik olarak hesaplamak için malzemelerin mekanik özelliklerini kullanılarak söz konusu tabakalı yapının uzatma, bağlantı ve eğilme katılık matrisleri olan  $[A]$ ,  $[B]$  ve  $[D]$  matris elemanlarının bulunması gerekir.

Kullanılan malzemeler ortotropik olduğundan  $[B]=0$  olur. Tablo 2’deki malzeme özellikleri kullanılarak, The Laminator programı aracılığıyla  $A_{ij}$  ve  $D_{ij}$  elemanları elde edilir.

C: Cam/Epoksi  $[0/90/90/0]_s$

$$[A] = \begin{bmatrix} 55.87 & 6.07 & 0 \\ 6.07 & 55.87 & 0 \\ 0 & 0 & 6.58 \end{bmatrix} \times 10^6 \text{ N.m}$$

$$[D] = \begin{bmatrix} 20.33 & 2.02 & 0 \\ 2.02 & 16.25 & 0 \\ 0 & 0 & 2.20 \end{bmatrix} \text{ N.m:}$$

Tablo 2. Kompozit malzemelerin mekanik özellikleri

Malzeme Adı	Bileşenler	Takviye	Takviyeye	Kayma Modülü	Poisson Oranı	Elyaf oranı	Dizilim	Ebatlar
		Yöntündeki	Dik					
		Elastiklik Modülü	Yöntündeki					
		GPa	GPa	GPa	GPa	$V_f$	[././] <sub>s</sub>	mm
		$E_1$	$E_2$	$G_{12}$	$\nu_{12}$			
C	Cam/Epoksi	43	10,8	3,3	0.27	0.6	[0/90/90/0] <sub>s</sub>	500x500x2
K	Karbon/Epoksi	181	6,85	4,2	0,26	0.6	[0/90/90/0] <sub>s</sub>	500x500x2
H1	Cam-Karbon/Epoksi	111,96	5,23	1,99	0,27	0.6	[0/0/] <sub>4s</sub>	500x500x2
H2	Cam-Karbon/Epoksi	111,96	5,23	1,99	0,27	0.6	[0/15/15/0] <sub>s</sub>	500x500x2
H3	Cam-Karbon/Epoksi	111,96	5,23	1,99	0,27	0.6	[0/30/30/0] <sub>s</sub>	500x500x2
H4	Cam-Karbon/Epoksi	111,96	5,23	1,99	0,27	0.6	[0/45/45/0] <sub>s</sub>	500x500x2

K: Karbon/Epoksi [0/90/90/0]<sub>s</sub>

$$[A] = \begin{bmatrix} 188.0 & 1.86 & 0 \\ 1.86 & 188.0 & 0 \\ 0 & 0 & 4.77 \end{bmatrix} \times 10^6 \text{ N.m}$$

$$[D] = \begin{bmatrix} 73.56 & 0.62 & 0 \\ 0.62 & 51.78 & 0 \\ 0 & 0 & 1.59 \end{bmatrix} \text{ N.m}$$

H1: Cam-Karbon/Epoksi [0/0/]<sub>4s</sub>

$$[A] = \begin{bmatrix} 225.30 & 4.79 & 0 \\ 4.79 & 17.94 & 0 \\ 0 & 0 & 11.9 \end{bmatrix} \times 10^6 \text{ N.m}$$

$$[D] = \begin{bmatrix} 66.48 & 1.68 & 0 \\ 1.68 & 6.25 & 0 \\ 0 & 0 & 4.19 \end{bmatrix} \text{ N.m}$$

H2: Cam-Karbon/Epoksi [0/15/15/0]<sub>s</sub>

$$[A] = \begin{bmatrix} 203.10 & 15.29 & 0 \\ 15.29 & 19.14 & 0 \\ 0 & 0 & 22.41 \end{bmatrix} \times 10^6 \text{ N.m}$$

$$[D] = \begin{bmatrix} 60.47 & 4.52 & 10.84 \\ 4.52 & 6.56 & 0.98 \\ 10.84 & 0.98 & 7.03 \end{bmatrix} \text{ N.m}$$

H3: Cam-Karbon/Epoksi [0/30/30/0]<sub>s</sub>

$$[A] = \begin{bmatrix} 150.10 & 36.30 & 56 \\ 36.30 & 30.09 & 19.62 \\ 56 & 16.62 & 43.41 \end{bmatrix} \times 10^6 \text{ N.m}$$

$$[D] = \begin{bmatrix} 46.13 & 10.21 & 15.17 \\ 10.21 & 9.53 & 5.31 \\ 15.17 & 5.31 & 12.72 \end{bmatrix} \text{ N.m}$$

H4: Cam-Karbon/Epoksi [0/45/45/0]<sub>s</sub>

$$[A] = \begin{bmatrix} 95.96 & 46.80 & 43.65 \\ 46.80 & 63.24 & 43.65 \\ 43.65 & 43.65 & 53.91 \end{bmatrix} \times 10^6 \text{ N.m}$$

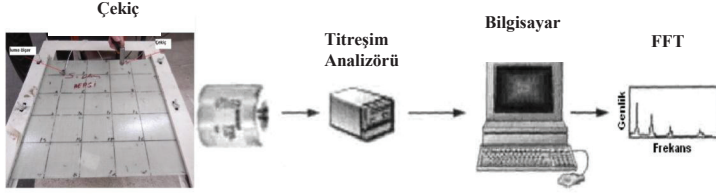
$$[D] = \begin{bmatrix} 31.46 & 13.05 & 11.82 \\ 13.05 & 18.51 & 11.82 \\ 11.82 & 11.82 & 15.56 \end{bmatrix} \text{ N.m}$$

### Titreşim Analizi Deneyi

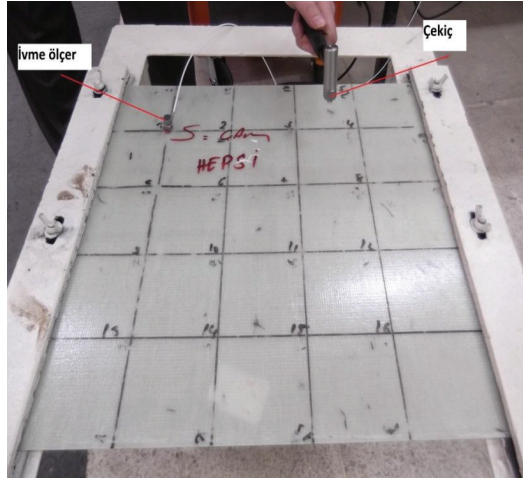
Kompozit levhaların her biri 25 eş kareye bölünmüş ve levhalar iki kenarı ankastre diğer iki kenarı ise serbest mesnet olacak şekilde deneysel modal analize hazır hale getirilmiştir (Şekil 8 ve 9).

Levhanın titreşim davranışını tam ortaya çıkarabilmek adına ivmeölçer her seferinde farklı bir noktaya konulmuş ve çekiçle tüm noktalara vurularak Frekans Tepki Fonksiyon-

ları (FTF) elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar bilgisayar ortamındaki CutPro ve Matlab programlarıyla işlenmiştir.



Şekil 8. Deney düzeneğinin şematik gösterimi.

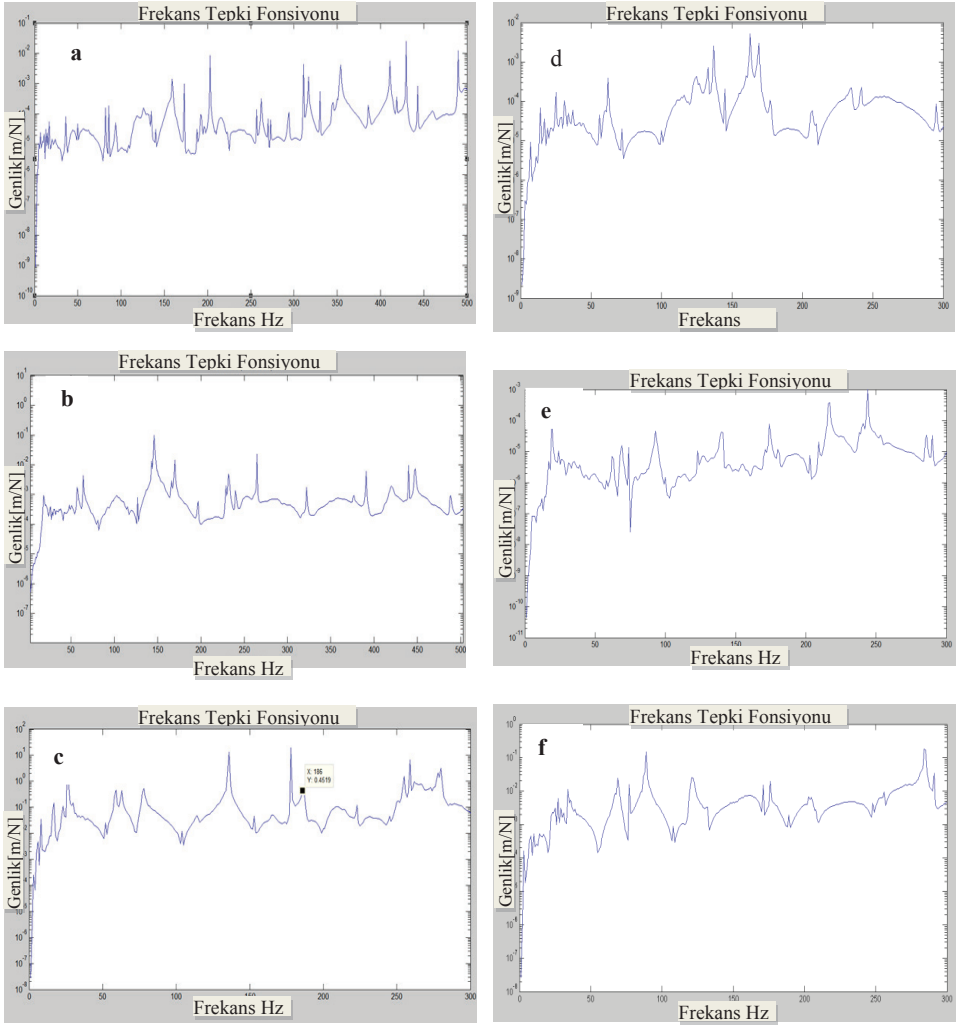


Şekil 9. Deneysel modal analizde ölçüm işlemi.

Bu çalışmada deneysel modal analiz sonucu elde edilen FTF' ler her malzeme için ayrı ayrı elde edilmiştir (Şekil 10).

Genlik-frekans cevabı grafiklerinden ilk altı mod için, faz açısının değişimi ile elde edilen doğal frekanslar ile analitik yolla elde edilen sonuçlar Tablo 3'te gösterilmiştir.





Şekil 10. Frekans tepki fonksiyonları a: Cam/epoksi b: Karbon/epoksi c: Cam- karbon/epoksi  $[0/0]_{4s}$   
d: Cam- karbon/epoksi  $[0/15/15]_s$  e: Cam- karbon/epoksi  $[0/30/30]_s$  f: Cam- karbon/epoksi  $[0/45/45]_s$

Şekil 10'da görüleceği üzere deneyde kullanılan malzemelerin 0-500 Hz aralığındaki frekans cevabında en yüksek genliğin 15°'lik kumaş yönleme açısına sahip cam-karbon/epoksi'de en düşük genliğin de 30°'lik kumaş yönleme açısına sahip cam-karbon/epoksi plakada olduğu

görülmektedir. Cam/epoksi ve karbon/epoksi plakalar genlik açısından değerlendirildiğinde karbon/epoksi plakaların daha yüksek genlik ürettiği görülmektedir.

Tablo 3. Analitik ve titreşim analizi ile elde edilen doğal frekansların karşılaştırılması

Malzeme	Modlar	Analitik	Deneysel	Fark
		Ritz Yöntemi		%
C: Cam/Epoksi [0/90/90/0]s	Mod 1	35	36	2,8
	Mod 2	80	82	2,4
	Mod 3	87	86	1,2
	Mod 4	103	94	9,6
	Mod 5	160	159	0,6
	Mod 6	178	173	2,9
K: Karbon/Epoksi [0/90/90/0]s	Mod 1	61	57	7
	Mod 2	137	127	7,9
	Mod 3	158	168	6,0
	Mod 4	200	197	1,5
	Mod 5	272	265	2,6
	Mod 6	310	322	3,7
H1: Cam- Karbon/Epoksi [0/0/14s	Mod 1	49	52	5,8
	Mod 2	66	63	4,8
	Mod 3	108	114	5,3
	Mod 4	152	153	0,7
	Mod 5	159	178	10,7
	Mod 6	180	186	3,2
H2: Cam- Karbon/Epoksi [0/15/15/0]s	Mod 1	52	56	7,1
	Mod 2	65	62	4,8
	Mod 3	105	100	5
	Mod 4	145	145	0,0
	Mod 5	152	163	6,7
	Mod 6	176	177	0,6
H3: Cam- Karbon/Epoksi [0/30/30/0]s	Mod 1	42	39	7,7
	Mod 2	70	69	1,4
	Mod 3	126	123	2,4
	Mod 4	128	127	0,8
	Mod 5	139	140	0,7
	Mod 6	174	174	0,0
H4: Cam- Karbon/Epoksi [0/45/45/0]s	Mod 1	40	39	2,6
	Mod 2	86	89	3,4
	Mod 3	107	108	0,9
	Mod 4	131	121	8,3
	Mod 5	170	171	0,6
	Mod 6	197	205	3,9

Tablo 3 incelendiğinde analitik hesaplar ile deneysel sonuçlar arasında bir uyum olduğu ve bu uyumun, imal ettirilen plakaların imalat hataları içerebileceği ve deney koşullarının değişkenliği göz önüne alındığında mühendislik açısından tatmin edici olduğu görülmektedir.

## Sonuçlar

Bu çalışmada, düzlem gerilme durumunda olduğu kabul edilen simetrik katmanlı dikdörtgen ortotropik; cam-epoksi, karbon-epoksi ve 4 farklı elyaf takviye açısına sahip cam-karbon-epoksi hibrit kompozit plakaların titreşim davranışları incelenerek plakaların doğal frekansları, önce Rayleigh–Ritz metodu kullanılarak analitik olarak hesaplanmış daha sonra deneysel modal analiz ile elde edilerek mukayese yapılmıştır.

Deneysel ve analitik sonuçlar arasında ortalama %5 civarında bir sapma olduğu görülmüş. Bu da deney şartlarından, malzeme özelliklerinin saptamasında bazı kabullere dayanan klasik laminasyon teorisinden ve üretilen malzemelerin tam homojen olmasından kaynaklandığı düşünülmektedir.

Doğal frekanslara, malzemeler açısından bakıldığında aynı modlarda; karbon-epoksi plakaların cam-epoksi plakalara göre doğal frekansların 2 katına yakın derecede yüksek olduğu görülür. Bunun temel sebebi cama göre daha rijit olan karbon elyafının daha yüksek bir elastik matrisi oluşturması ve bunun da daha yüksek titreşim frekanslarını üretmesidir. Cam-karbon/epoksi'den oluşan hibrit plakalarda beklenildiği üzere karbon/epoksi ve cam/epoksi plaka değerleri arasındaki değerlerde titreşim davranışı göstermektedir.

Dokuma kumaş yönleme açısının titreşim davranışına olan etkisini incelemek amacıyla cam-karbon-epoksiden oluşan hibrit kompozit plakalar, dokuma kumaş açıları 0°, 15°, 30° ve 45° olacak şekilde imal edilmiş ve titreşim davranışları incelenmiştir. Deney numunelerinde dokuma kumaş kullanıldığından çok fazla bir fark olmamakla beraber kumaş açısı 0°'den 45°'ye doğru değiştirildiğinde ilk 3

moda kadar aynı modlardaki artış veya azalma trendinin 15°'lik açıda meydana geldiği görülmektedir. 1. mod hariç tutulursa aynı modlarda en düşük doğal frekansın da aynı şekilde 15°'lik açıda olduğu görülmektedir. Analitik ve deneysel sonuçlar karşılaştırıldığında, dokuma kumaş açısının malzeme dinamiğini nasıl etkilediğine genel olarak bakıldığında doğal frekanslar arasındaki fark %25'lik sapma ile en fazla 1. modda en az ise %2 ile 3. modda meydana geldiği söylenebilir.

Bu çalışma elyaf açısı, elyaf oranları ve kütleme sıcaklığı gibi değişkenler göz önünde bulundurularak imal edilecek yeni kompozit plakalar üzerinde genişletebilir. Malzemelerin elastiklik ve kayma modülleri ile poisson oranları gibi özellikler, karışımlar kuralı ile teorik hesaplar yerine deneyle belirlenirse daha sağlıklı sonuçlar elde edilebilir.

## **Teşekkür**

Bu çalışmayı 10-MF-157 proje numarası ile maddi olarak destekleyen Dicle Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projesi Koordinatörlüğü'ne (DÜBAP) teşekkür ederiz.

## **Kaynaklar**

- Aagaah M.R., Mahinfalah M., Jazar G.N.,(2006). Natural frequencies of laminated composite plates using third order shear deformation theory. *Composite Structure* 72 2769-2780
- Abrate, S. Design of multispan composite plates to maximize the fundamental natural frequency. *Composites* 26 (1995) 691-697
- Apalak M.K., Yildirim ve M., Ekici R.,(2007). Layer optimization for maximum fundamental frequency of laminated composite plates for different edge conditions. *Composite Science and Technology* 68 (2008) 537-550
- Baharlou, B.and Leissa, A.W., 1987, Vibration and buckling of generally laminated composite plates with arbitrary edge conditions, *International Journal of Solids and Structures*, 29(8), 545-555.
- Calard V.,(2011): Formulas and equations for the classical laminate theory.
- Dickinson, S.M. and Blasio, A. Di, 1986, On the use of orthogonal polynomials in the Rayleigh-Ritz method for the study of the flexural vibration and buckling of isotropic and orthotropic rectangular

- plates. *Journal of Sound and Vibration*, 108(1),51-62
- Gibson R.F., (2000). Modal vibration response measurements for characterization of composite materials and structures. *Composite Science and Technology* 60 (2000) 2769-2780
- Jensen, D.W., Crawley, E.F., 1984, Frequency determination techniques for cantilevered plates with bending- torsion coupling, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 22(3), 415-420.
- Kant T.,ve Swaminathan (2001). Analytical solutions for free vibration of laminated composite and sandwich plates based on a higher-order refined theory. *Composite Structures* 53 (2001) 73-85
- Kollar, L.,Springer,G., 2003. *Mechanics of Composite Structures*. Cambridge University Press, 480, New York
- Leissa, A.W. and Narita, Y., 1989, Vibration studies for simply supported symmetrically laminated rectangular plates, *Composite Structures*, 12, 113-132.
- Whitney, J.M. and Leissa, A.W., 1969, Analysis of heterogeneous anisotropic plates, *Journal of Applied Mechanics*, 36, 261-266.

## **Research on vibration behavior of hybrid laminated composite plates which cured at certain temperature and time**

### **Extended abstract**

Laminated composite plates are used most of industrial applications such as aviation, marine and automobiles industries. The laminate composite plates can be classified as anisotropic, isotropic, orthotropic etc. in terms of fiber orientation and plate mechanical behavior.

Due to several parameters affected the mechanical behavior of laminated composite plates it is so much significant to foresee the probable behaviors them. Especially vibration analysis has to be observed in the laboratory before full scale applications to save cost and time. There are many techniques to determine the plate natural frequencies which are very important for understanding the vibration behaviors under dynamic loads. In this work natural frequencies were calculated by using the classical thin plate theory.

Furthermore, to calculate the natural frequencies algebraically is required the rectangular composite plates' used in the test  $[A]$ ,  $[D]$ ,  $[B]$  matrix elements.

In this study, symmetrical laminated rectangle orthotropic that is being considered in plane tension; glass/epoxy, carbon/epoxy and carbon/epoxy hybrid composite plates with 4 different fiber directivity angle are investigated by means of their vibration behavior and their natural frequencies are studied with using Rayleigh-Ritz method algebraically and after that these results are compared with experimental modal analysis.

Each laminate which is cured at 120 °C consist of 8 plies whose thickness is 0.25 mm has been performed vibration test by impact hammer testing method. By means of computer software obtained frequency response function is processed and acquired natural frequency for each mode. Investigations have concluded that the first six modes are enough for engineering applications.

It is figured out that there is an average 5% deviation between algebraic results and experimental results. It is believed this deviation is the result of experimental conditions, classical lamination theory assumptions that is used to determine material properties and non-homogeneous conditions of produced material.

It is concluded that the natural frequencies by means of materials, for the same methods, carbon/epoxy's natural frequency is approximately twice compared with glass-carbon/epoxy materials. Main reason of this statement is carbon fiber which is more rigid than glass produces a higher elastic matrix and this creates higher vibration frequencies.

In order to see the effects of fiber support angles to the vibration behaviors, hybrid composite plates made of glass-carbon/epoxy are manufactured with 0°, 15°, 30° ve 45° degrees fabric fiber and their vibration behaviors are investigated. Because of using fiber as fabric material, there is not much change occurred and the biggest change seen with 30° degree support angle.

**Keywords:** Hybrid laminated composites, Natural frequency, Experimental modal analysis, Rayleigh-Ritz method.