

DEFINITION OF DIMENSION LIMITATIONS FOR COMPOSITE BULWARK APPLICATIONS AT YACHTS BY HIGHER ORDER SHEAR DEFORMATION THEORY

Veysel ALANKAYA^{*1}, Fuat ALARÇİN²

¹*Yıldız Teknik Üniversitesi, Gemi İnşaatı ve Denizcilik Fakültesi, Gemi İnşaatı ve Gemi Makineleri Mühendisliği Bölümü, Yıldız-İSTANBUL*

²*Yıldız Teknik Üniversitesi, Gemi İnşaatı ve Denizcilik Fakültesi, Gemi Makineleri İşletme Mühendisliği Bölümü, Yıldız-İSTANBUL*

Received/Geliş: 28.04.2011 Accepted/Kabul: 15.06.2011

ABSTRACT

This study presents the limitations of geometry to deformation in a composite bulwark plate. Analytical solution methodology for deformation is based on the boundary-discontinuous generalized double Fourier series approach is used to solve highly coupled linear partial differential equations with the mixed type simply supported boundary conditions prescribed on the edges. Bulwark surface is inspected by means of dimensions and thickness. Numerical solutions are presented under loading sourced by wind pressure.

Keywords: Laminated composites, boundary-discontinuity, Fourier analysis, composite bulwark.

YATLARDA KULLANILAN KOMPOZİT PARAMPETLER İÇİN BOYUT SINIRLAMALARININ YÜKSEK MERTEBELİ KAYMA DEFORMASYON TEORİSİ YÖNTEMİYLE BELİRLENMESİ

ÖZET

Bu çalışmada kompozit bir parampet plakasında geometrik boyutların deformasyona etkileri sunulmuştur. Deformasyon için kullanılan analitik çözüm metodu; süreksiz sınır şartları için tanımlanmış Fourier serilerinin kullanılmasıyla, kenarlarda tanımlanmış karışık basit mesnetlere sahip yüksek mertebeli lineer kısmi diferansiyel denklemlerin çözülmesi ile oluşturulmuştur. Parampet yüzeyi boyut ve kalınlık etkileri açısından incelenmiştir. Sayısal çözümler rüzgar basıncı kaynaklı yük altında yapılmıştır.

Anahtar Sözcükler: Lamine kompozitler, sınır süreksizliği, Fourier analizi, kompozit parampet.

1. GİRİŞ

Kompozit malzemelerin ticari alanda gelişiminde özellikle havacılık sektörünün etkisi oldukça büyük yer almaktadır. Havacılık sektöründe kompozit malzemenin kullanımının yaygınlaşmasının başlıca sebebi olarak; daha çok yolcu taşımaya yönelik hafif ve yüksek mukavemet özelliklerinde malzeme ihtiyacı gösterilebilir. Bunun yanı sıra yanmazlık gibi özel isteklerin de sağlanabilmesi bu malzeme türleri için oldukça geniş bir kullanım alanı sağlamıştır.

* Corresponding Author/Sorumlu Yazar: e-mail/e-ileti: valankaya@hotmail.com, tel: (216) 369 11 58

Denizcilik sektörünün kompozit malzemelerle tanışması ise İkinci Dünya Savaşı sonrasında inşa edilen küçük tekneler ve personel taşıma botları ile olmuştur. Malzemenin getirdiği mukavemet avantajlarının yanında, ilk maliyeti ve bakım giderlerini azaltması denizcilik sektöründe tercih edilmesinin temel sebepleridir. Özellikle ağırlık limitlerinin tekne tasarımcılarını zorladığı yat sektöründe giderek artan kullanım alanına kavuşan kompozit malzemeler, bunun yanı sıra konfora yönelik son kat uygulamalarının getirdiği avantajları ile ahşap ve çelikten fazla tercih edilmektedir. Kompozit malzemeler, tekne inşasının yanında pervane, şaft ve çeşitli donatım malzemeleri imalatlarında da giderek artan kullanım alanları bulmaktadır Mouritz vd. [1].

Lamine bir kompozit malzemede, tasarım isterlerinin sağlanmasına yönelik olarak; üretim metodu, kat dizilimi, matris ve fiber malzemesi seçimi gibi kararlar ile en uygun malzemeye ulaşmak mümkündür. Kabir vd. [2] tarafından, kompozit malzemelerin kullanım alanlarının artmasındaki en büyük etken olarak; ihtiyaç duyulan kullanım alanına bağlı olarak geliştirilebilmesi ve amaca en uygun çözümü sağlayacak tasarım esnekliği gösterilmiştir.

Genel olarak kompozit levhaların analizleri, sonlu elemanlar yöntemi, sınır elemanlar yöntemi gibi yaklaşık sayısal yöntemler ile yapılabilmektedir. Analitik çözümler ise, laminasyon asimetrisi ve levha içi anizotropi nedenleriyle birçok karmaşık işlem ihtiva etmektedir. Bunlara ilave olarak; Navier veya Levy tipi geleneksel yaklaşımlar ile sınır şartlarının sağlanamamasından kaynaklanan zorluklar, analitik çözümleri oldukça karmaşık hale getirmektedir.

Lamine kompozit levhaların incelenmesine yönelik araştırmalar, önceleri Klasik Laminasyon Teorisi (CLT) veya Birinci Mertebeden Kayma Deformasyon Teorisi (FSDT) kullanılarak yapılmıştır. İnce plakların sınır şartlarına ait analitik çözümler Kabir vd. [2], Whitney [3], Jones [4] ve Chaudhuri vd. [5] tarafından Fourier serileri kullanılarak yapılmıştır. Chaudhuri ve Kabir [6,7,8,9] ve Kabir [10] tarafından, lamine plakların FSDT çözümleri, Fourier serileri kullanılarak farklı sınır şartları altında analitik olarak yapılmıştır. FSDT çözümünün CLT üzerindeki başarısının sebebi, kalın plaklarda deformasyon sırasında oluşan kayma etkilerinin hesaplamalara bir düzeltme faktörü ile dahil edilerek kalınlık boyunca oluşan gerilme dağılımının daha doğru olarak belirlenebilmesidir. Ancak sınır şartlarının neden olduğu süreksizlik etkileri; Chaudhuri [11] tarafından Lebesgue integrasyon tekniğinin yüksek mertebeli kısmi diferansiyel denklemlerin Fourier serileri ile çözülmesine yönelik çalışmaları ile çözüm yöntemine dahil edilmiştir. Bu yöntem kullanılarak; Levy ve Navier tipi olmayan farklı sınır şartları etkisindeki levha ve kabukların analitik çözümleri Öktem ve Chaudhuri [12,13] tarafından gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışmadaki amaç; kompozit parametlerde sınır şartlarından kaynaklanan süreksizlikler nedeniyle klasik yöntemlerle çözülemeyen deformasyon miktarının, Öktem ve Chaudhuri [12,13] tarafından yüksek mertebeli kayma deformasyon teorisi kullanılarak tanımlanmış çözüm yöntemi ile incelemektir.

2. YÖNTEM

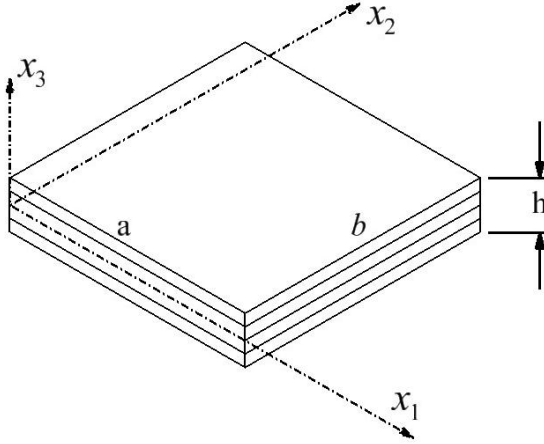
İkinci mertebeden ve daha yüksek mertebeli kayma deformasyon teorileri birim yer değişimi bileşenlerinin plakanın kalınlığı boyunca dağılımını yüksek mertebeli polinomlar kullanarak hesaplamaktadırlar. Kullanılan kayma deformasyon teorisi mertebesi arttıkça bilinmeyen katsayıların artması nedeniyle Reddy [14] tarafından Üçüncü Mertebeden Kayma Deformasyon Teorisi gerek sonuç hassasiyeti, gerekse hesaplama kolaylığı açısından en uygun çözüm olarak kabul edilmiş ve birim yer değişimleri aşağıdaki gibi tanımlanmıştır:

$$\bar{u}_1 = u_1 + \zeta \phi_1 - \zeta^3 \frac{4}{3h^2} (\phi_1 + u_{3,1})$$

$$\bar{u}_2 = u_2 + \zeta \phi_2 - \zeta^3 \frac{4}{3h^2} (\phi_2 + u_{3,2})$$

$$\bar{u}_3 = u_3 \tag{1}$$

Burada, eksen takımı boyunca birim yer değişimlerini $(\bar{u}_1, \bar{u}_2, \bar{u}_3)$, orta düzlem ($x_3 = \zeta = 0$) üzerindeki birim yer değişimleri (u_1, u_2, u_3) ile ifade edilmektedir. Şekil 1’de gösterilen kalınlığı h olan sonlu sayıda katmandan oluşan lamine plaka eksen sistemindeki x_2 ve x_1 eksenleri etrafındaki dönme hareketleri sırasıyla ϕ_1 ve ϕ_2 ile gösterilmiştir.



Şekil 1. Lamine plaka eksen sistemi ve boyutları.

Birim şekil değişimi ifadeleri aşağıdaki gibi tanımlanmıştır:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \varepsilon_1^0 + \zeta (\kappa_1^0 + \zeta^2 \kappa_1^2) \\ \varepsilon_2 &= \varepsilon_2^0 + \zeta (\kappa_2^0 + \zeta^2 \kappa_2^2) \\ \varepsilon_4 &= \varepsilon_4^0 + \zeta^2 \kappa_4^1 \\ \varepsilon_5 &= \varepsilon_5^0 + \zeta^2 \kappa_5^1 \\ \varepsilon_6 &= \varepsilon_6^0 + \zeta (\kappa_6^0 + \zeta^2 \kappa_6^2) \end{aligned} \tag{2}$$

burada;

$$\begin{aligned} \varepsilon_1^0 &= u_{1,1} & \varepsilon_2^0 &= u_{2,2} & \varepsilon_4^0 &= u_{3,2} + \phi_2 \\ \varepsilon_5^0 &= u_{3,1} + \phi_1 & \varepsilon_6^0 &= u_{2,1} + u_{1,2} \\ \kappa_1^0 &= \phi_{1,1} & \kappa_2^0 &= \phi_{2,2} & \kappa_6^0 &= \phi_{2,1} + \phi_{1,2} \\ \kappa_1^2 &= -\frac{4}{3h^2} (\phi_{1,1} + u_{3,11}) & \kappa_2^2 &= -\frac{4}{3h^2} (\phi_{2,2} + u_{3,22}) \\ \kappa_4^1 &= -\frac{4}{h^2} (\phi_2 + u_{3,2}) & \kappa_5^1 &= -\frac{4}{h^2} (\phi_1 + u_{3,1}) & \kappa_6^2 &= -\frac{4}{3h^2} (\phi_{2,1} + \phi_{1,2} + 2u_{3,12}) \end{aligned} \tag{3}$$

Enerji yaklaşımı kullanılarak elde edilen plakaya ait denge denklemleri Reddy ve Liu [15] tarafından aşağıdaki gibi tanımlanmıştır:

$$\begin{aligned}
 N_{1,1} + N_{6,2} &= 0 \\
 N_{6,1} + N_{2,2} &= 0 \\
 Q_{1,1} + Q_{2,2} - \frac{4}{h^2}(K_{1,1} + K_{2,2}) + \frac{4}{3h^2}(P_{1,11} + P_{2,22} + 2P_{6,12}) &= -q \\
 M_{1,1} + M_{6,2} - Q_1 + \frac{4}{h^2}K_1 - \frac{4}{h^2}(P_{1,1} + P_{6,2}) &= 0 \\
 M_{6,1} + M_{2,2} - Q_2 + \frac{4}{h^2}K_2 - \frac{4}{h^2}(P_{6,1} + P_{2,2}) &= 0
 \end{aligned} \tag{4}$$

burada q yükü ve $N_i, M_i, P_i, i = 1, 2, 6$, gerilme, moment ve ikincil gerilme bileşenlerini ifade etmektedir. Q ve $K_i, i = 4, 5$, kayma gerilmesi bileşenlerini temsil etmektedir ve aşağıdaki gibi tanımlanmışlardır:

$$\begin{aligned}
 N_i &= A_{ij}^0 \varepsilon_j + B_{ij}^0 \kappa_j + E_{ij}^2 \kappa_j \\
 M_i &= B_{ij}^0 \varepsilon_j + D_{ij}^0 \kappa_j + F_{ij}^2 \kappa_j \\
 P_i &= E_{ij}^0 \varepsilon_j + F_{ij}^0 \kappa_j + H_{ij}^2 \kappa_j, \quad (i, j = 1, 2, 6) \\
 Q_1 &= A_{5j}^0 \varepsilon_j + D_{5j}^1 \kappa_j \\
 Q_2 &= A_{4j}^0 \varepsilon_j + D_{4j}^1 \kappa_j \\
 K_1 &= D_{5j}^0 \varepsilon_j + F_{5j}^1 \kappa_j \\
 K_2 &= D_{4j}^0 \varepsilon_j + F_{4j}^1 \kappa_j, \quad (j=4,5)
 \end{aligned} \tag{5}$$

Burada $A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}, E_{ij}, F_{ij}, H_{ij}$ lamine katılık matrisleridir ve aşağıdaki gibi tanımlanmışlardır:

$$\begin{aligned}
 (A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}) &= \sum_{k=1}^N \int_{\xi_{k-1}}^{\xi_k} Q_{ij}^{(k)}(1, \xi, \xi^2) d\xi \\
 (E_{ij}, F_{ij}, H_{ij}) &= \sum_{k=1}^N \int_{\xi_{k-1}}^{\xi_k} Q_{ij}^{(k)}(\xi^3, \xi^4, \xi^6) d\xi
 \end{aligned} \tag{6}$$

Gerilme ve moment bileşenleri, denge denklemleri içerisine yerleştirildiğinde; beş adet dördüncü mertebeden kısmi diferansiyel denklem elde edilir. Bu eşitlikler aşağıdaki formda gösterilebilir:

$$K_{ij} x_j = f_i \quad (i, j=1, \dots, 5) \quad \text{ve} \quad (K_{ij} = K_{ji}) \tag{7}$$

K_{ij} matrisi elemanları EK A'da, x_j ve f_i vektörleri aşağıda verilmiştir.

$$\{x_j\}^T = \{u_1 \quad u_2 \quad u_3 \quad \phi_1 \quad \phi_2\}$$

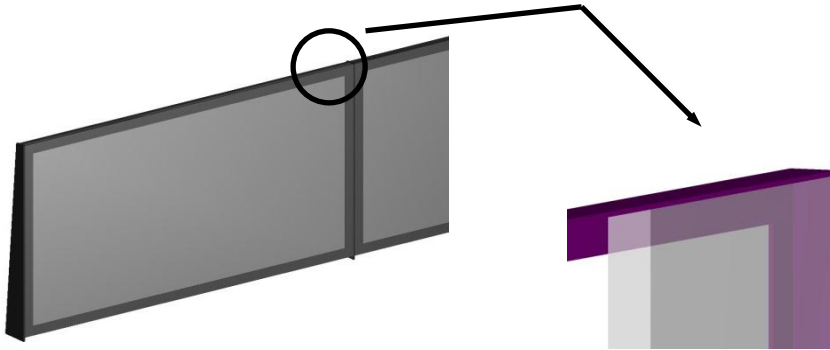
$$\{f_j\}^T = \{0 \ 0 \ -q \ 0 \ 0\} \quad (8)$$

3. SINIR ŞARTLARI

Bundan sonraki aşama, kompozit levhanın gerçek çalışma koşulları altındaki sınır şartlarının belirlenmesidir. Burada montaja yönelik teknik resimler incelenerek levha kenarlarında oluşan sınır şartları tespit edilmiştir.



Şekil 2. Yat inşasında kompozit parampet uygulaması



Şekil 3. Kompozit parampet montaj detayı

Şekil 2'de imalat aşamasında kompozit parampet uygulaması gösterilen gemiye ait Şekil 3'de verilen montaj resimleri incelendiğinde, kompozit levhanın her kenarında alüminyum eşkenar köşebentler ile desteklendiği görülmüştür. Bu çalışmada, mekanik bağlantı elemanları kullanımından kaynaklanacak, delik çevrelerindeki gerilme birikimleri incelenmediğinden,

levhanın köşebentlere bağlantı yöntemi olarak yapıştırma tekniğinin kullanıldığı varsayılmıştır. Bu varsayımlar altında kompozit levhanın aşağıdaki sınır şartlarında çalıştığı belirlenmiştir;

$$\begin{aligned}
 u_3(0,x_2) &= u_3(a,x_2) = u_3(x_1,0) = u_3(x_1,b) = 0 \\
 u_1(0,x_2) &= u_1(a,x_2) = u_1(x_1,0) = u_1(x_1,b) = 0 \\
 u_2(0,x_2) &= u_2(a,x_2) = u_2(x_1,0) = u_2(x_1,b) = 0 \\
 \phi_1(x_1,0) &= \phi_1(x_1,b) = \phi_2(0,x_2) = \phi_2(0,x_2) = 0 \\
 M_2(x_1,0) &= M_2(x_1,b) = M_1(0,x_2) = M_1(0,x_2) = 0
 \end{aligned} \tag{9}$$

4. FOURİER SERİLERİ İLE ÇÖZÜM

Bir önceki bölümde belirlenmiş sınır şartlarına bağlı olarak, birim yer değişimleri ve dönmeler için aşağıdaki Fourier serileri tanımlanmıştır:

$$\begin{aligned}
 u_1 &= \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} U_{mn} \cos \alpha x_1 \sin \beta x_2 && 0 < x_1 < a ; 0 \leq x_2 \leq b \\
 u_2 &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} V_{mn} \sin \alpha x_1 \cos \beta x_2 && 0 \leq x_1 \leq a ; 0 < x_2 < b \\
 u_3 &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin \alpha x_1 \sin \beta x_2 && 0 \leq x_1 \leq a ; 0 \leq x_2 \leq b \\
 \phi_1 &= \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} X_{mn} \cos \alpha x_1 \sin \beta x_2 && 0 \leq x_1 \leq a ; 0 \leq x_2 \leq b \\
 \phi_2 &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} Y_{mn} \sin \alpha x_1 \cos \beta x_2 && 0 \leq x_1 \leq a ; 0 \leq x_2 \leq b
 \end{aligned} \tag{10}$$

burada;

$$\alpha = \frac{m\pi}{a}, \quad \beta = \frac{n\pi}{b}$$

Bundan sonraki aşamada, birim yer değişimleri ve dönmeler için tanımlanmış Fourier serilerinin ihtiyaç duyulan kısmi türevleri alınarak denge denklemleri yeniden yazılacaktır. Ancak, $x_1=0,a$ kenarlarında x_1 yönündeki birim yer değişiminin (u_1) ve $x_2=0,b$ kenarlarında x_2 yönündeki birim yer değişiminin (u_2) yukarıda tanımlanmış Fourier serileri ile sağlanamaması nedeniyle, çözüm fonksiyonlarının tamamlayıcı ifadeler dahil edilerek türevlerinin alınması gerekmektedir. Chaudhuri [11] tarafından Lebesgue integrasyon teorisi kullanılarak detaylandırılmış tamamlayıcı türev ifadeleri Öktem vd. [13] tarafından aşağıdaki şekilde verilmiştir.

$$\begin{aligned}
 u_{1,1} &= - \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \text{Sin}(\alpha x_1) \text{Sin}(\beta x_2) \\
 u_{1,11} &= \frac{1}{2} \sum_{m=1}^{\infty} \overline{c}_n \text{Sin}(\beta x_2) + \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \left\{ -\alpha^2 U_{mn} + \overline{c}_n \gamma_m + \overline{d}_n \delta_m \right\} \text{Sin}(\alpha x_1) \text{Cos}(\beta x_2) \\
 u_{1,111} &= - \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \alpha \left\{ -\alpha^2 U_{mn} + \overline{c}_n \gamma_m + \overline{d}_n \delta_m \right\} \text{Sin}(\alpha x_1) \text{Sin}(\beta x_2) \\
 u_{2,2} &= - \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \beta V_{mn} \text{Sin}(\alpha x_1) \text{Sin}(\beta x_2)
 \end{aligned}$$

$$u_{2,22} = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \left\{ -\beta^2 V_{mn} + \overline{g_m} \gamma_n + \overline{h_m} \delta_n \right\} \sin(\alpha x_1) \cos(\beta x_2) + \frac{1}{2} \sum_{m=1}^{\infty} \overline{g_m} \sin(\alpha x_1) \tag{11}$$

Levhaya etkileyen sınır şartlarının neden olduğu süreksizliklerin etkisiyle oluşan birim yer değişiminin denge denklemlerinde kullanılan türevleri içerisine dahil edilen Fourier Katsayıları EK-B’de tanımlanmıştır. Birim yer değişimleri ve dönmeler için tanımlanmış fonksiyonlar ve kısmi türevleri kullanılarak elde edilen denge denklemlerinin çözülebilmesi için ihtiyaç duyulan diğer denklemler ise doğal ve geometrik sınır şartları tanımlarından elde edilir.

n=1,2,3... için;

m=1,2,3... için;

$$\begin{aligned} \sum_{m=1}^{\infty} \delta_m U_{mn} &= 0 & \sum_{n=1}^{\infty} \delta_n V_{mn} &= 0 \\ U_{0n} + \sum_{m=1}^{\infty} \gamma_m U_{mn} &= 0 & V_{0n} + \sum_{m=1}^{\infty} \gamma_n V_{mn} &= 0 \end{aligned} \tag{12}$$

Bundan sonraki işlemlerde; $[K_{ij}]$ matrisi kullanılarak elde edilen denge denklemlerine, (11) numaralı denklem ile gösterilen süreksizlik ifadelerinin dahil edilerek, (12) numaralı denklemlerin çözülmesi ile süreksizlik ifadelerinin değerlerine ulaşılmalıdır. Ardından denge denklemleri tekrar düzenlenerek oluşan 5 adet kısmi diferansiyel denklem sistemi çözülmelidir.

5. SAYISAL UYGULAMA

Sayısal sonuçlar; $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}]$ asimetrik ve $[90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}]$ simetrik çapraz dizilimli, farklı kenar uzunluklarına sahip ($a \neq b$) levhalar için 100 Kpa düzenli yayılı yük altında incelenmiştir. Sayısal çözümleme için temsili olarak aşağıdaki malzeme özellikleri kullanılmıştır.

$$E_1 = 250 \text{ Gpa}$$

$$E_1 / E_2 = 25$$

$$G_{12} = G_{13} = 0,5 E_2$$

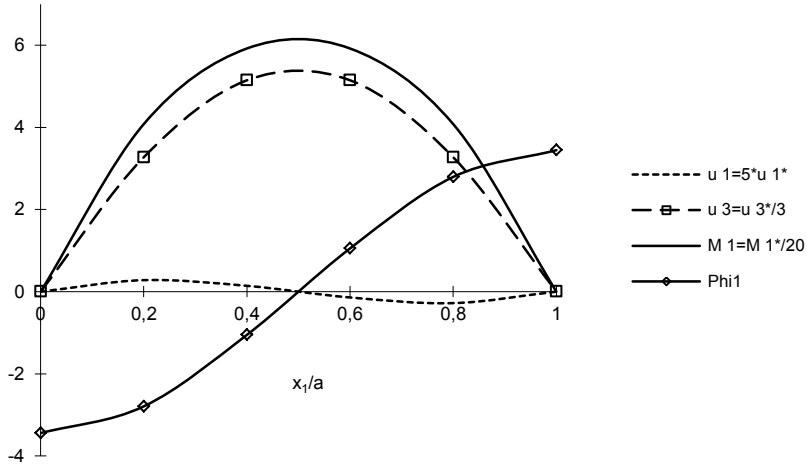
$$\nu_{12} = 0,25$$

$$G_{23} = 0,2 E_2$$

Burada, E_1 ve E_2 ; sırasıyla x_1 ve x_2 eksenlerindeki Elastisite Modülleri, G_{12} bu düzlemdeki Kayma Rijitliği ve ν_{12} bu düzlemdeki Poisson Oranıdır. $x_1 - x_3$ ve $x_2 - x_3$ düzlemlerindeki kayma rijitlikleri ise sırasıyla G_{13} ve G_{23} ile gösterilmiştir. Levha üzerinde oluşan birim yer değişimleri, moment ve dönmeler için aşağıdaki boyutsuz parametreler tanımlanmıştır.

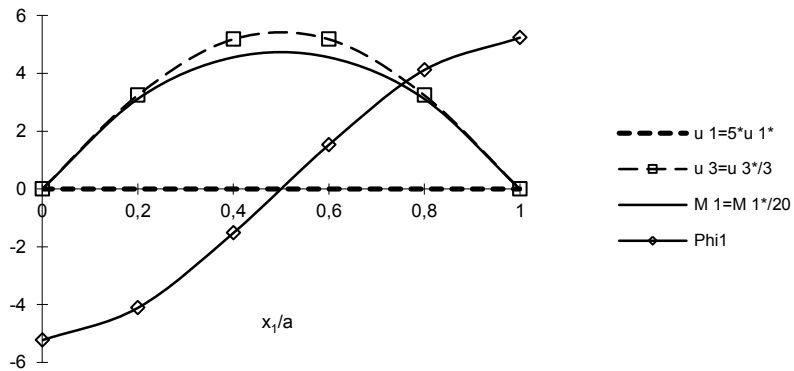
$$\begin{aligned} u_1^* &= (10^3 E_2 h^3 / p_0 a^4) u_1, & u_2^* &= (10^3 E_2 h^3 / p_0 a^4) u_2, & u_3^* &= (10^3 E_2 h^3 / p_0 a^4) u_3, \\ \phi_1^* &= (10^2 E_2 h^3 / p_0 a^3) \phi_1, & \phi_2^* &= (10^2 E_2 h^3 / p_0 a^3) \phi_2, \\ M_1^* &= (10^3 / p_0 a^2) M_1, & M_2^* &= (10^3 / p_0 a^2) M_2. \end{aligned} \tag{13}$$

Yapılan uygulamada 1000 mm. yüksekliğinde (a) ve 1500 mm. uzunluğunda (b) bir parampet incelenmiştir. Sayısal çözümlemeler; asimetrik lamine dizilimine sahip kalın ve simetrik lamine dizilimine sahip ince bir levha modelinin hem x_1 eksenini (a) hem de x_2 eksenini (b) doğrultusunda oluşan birim yer değişimleri, dönme ve momentler için sunulmuştur. Tüm grafiklerde boyutsuz parametreler kullanılmış olup, x_1/a değerler $b=b/2$ ve x_2/b değerleri ise $a=a/2$ koordinatlarında elde edilmiştir. Şekil 4’de asimetrik dizilimli kalın bir kompozit parampet levhasının boyuna orta noktası üzerinde yükseklik yönünde oluşan; levha uzunluk yönündeki birim yer değişimi (u_1), kalınlık yönünde oluşan çökme (u_3), moment (M_1) ve dönme (ϕ_1) sunulmuştur.

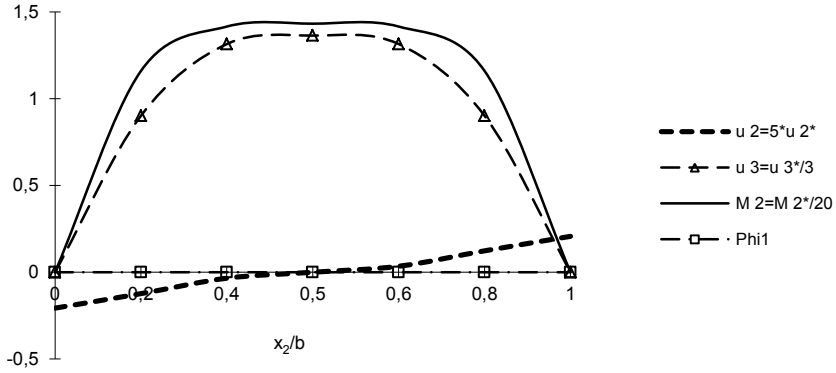


Şekil 4. Asimetrik dizilimli $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ kalın ($a/h=10$) bir parampetin yükseklik doğrultusunda oluşan birim yerdeğişimleri, dönme ve moment grafiği

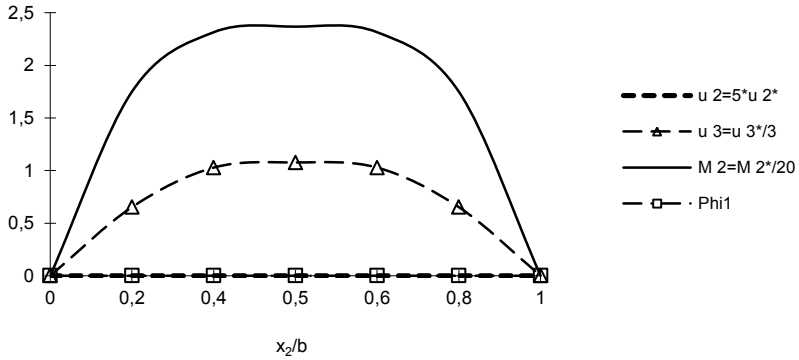
Şekil 5'de ise simetrik dizilimli ince bir kompozit parampet levhasının yükseklik yönünde orta noktası üzerinde boyuna oluşan; levha uzunluk yönündeki birim yer değışimi (u_1), kalınlık yönünde oluşan çökme (u_3), moment (M_1) ve dönme (ϕ_1) sunulmuştur.



Şekil 5. Simetrik dizilimli $[90^\circ/0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ ince ($a/h=100$) bir parampetin yükseklik doğrultusunda oluşan birim yerdeğişimleri, dönme ve moment grafiği



Şekil 6. Asimetrik dizimli $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ kalın ($a/h=10$) bir parampetin boyuna doğrultuda oluşan birim yerdeğişimleri, dönme ve moment grafiği

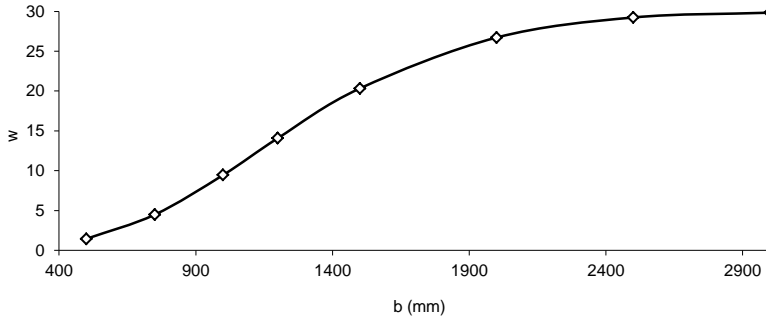


Şekil 7. Simetrik dizimli $[90^\circ/0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ ince ($a/h=100$) bir parampetin boyuna doğrultuda oluşan birim yerdeğişimleri, dönme ve moment grafiği

Şekil 4 - 7'de sunulan grafiklerde mevcut sınır şartları altında levha üzerinde oluşan moment ve x_3 eksenine yönündeki birim yer değışimlerinin hem simetrik hem de asimetrik dizimlere sahip levhalarda dikkate değeri olduğu belirlenmiştir. Bunun yanında, sınır şartlarının etkisiyle dönme hareketlerinin sınırlara yakın bölgelerde artarak moment etkisini azalttığı, ayrıca kısa kenarlarda dönme hareketinin uzun kenara nazaran daha düşük olduğu görülmektedir.

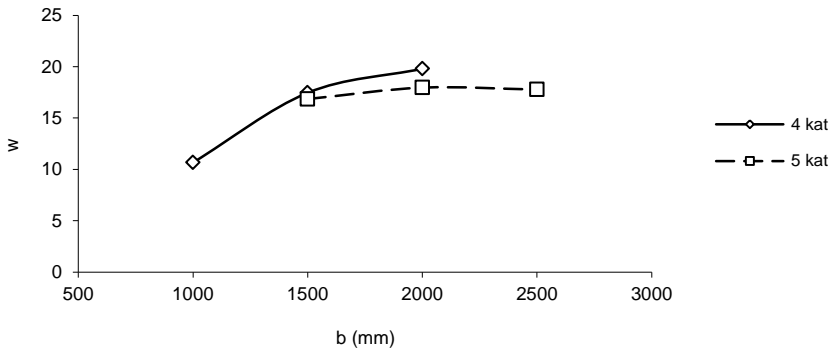
6. SONUÇLAR

Boyutsal etkilerin incelenmesinden önce yapılan karşılaştırmalarda kalın levhaların, ince levhalara oranla daha fazla moment oluşmasına sebep olduğu ve x_3 yönündeki birim yer değişiminin nisbeten daha fazla olduğu, bunun yanısıra kat sayısı aynı kalmakla birlikte, çapraz dizilimli levhalarda, dizilim simetrisinin veya asimetrisinin dikkate değer bir değişim sağlamadığı Şekil 6 ve 7'de görülmektedir. Bu sebeple boyutsal incelemelerde simetrik dizilime sahip bir levhanın incelenmesinin doğru olacağı ve kayma deformasyonları etkisi ile birim yer değişimlerinin artmasına sebep olan kalın bölgedeki ($a/h < 10$) levhaların incelenmesi gerektiği sonucuna ulaşılmıştır. Aynı malzeme özelliklerindeki simetrik çapraz lamineli $[90^\circ/0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$, kalın bir levhanın, parampetin yüksekliğini temsil eden (a) kenarı sabit kalmak üzere, farklı (b) uzunlukları için incelenmesi neticesinde elde edilen veriler Şekil 8'de sunulmuştur. Sunulan değerler maksimum birim yer değişiminin olduğu levha orta noktası için hesaplanmıştır.



Şekil 8. Simetrik dizilimli $[90^\circ/0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ kalın ($a/h=10$) bir parampet levhasının boyunun artırılmasına bağlı olarak x_3 ekseninde oluşan birim yerdeğişimi

Şekil 8'de görüldüğü üzere, parampet levhasının boyunun artırılmasına bağlı olarak merkez koordinatlarında oluşan çökme miktarı (w) artmaktadır. Bu durumun inşa sırasında alınacak tedbirler ile giderilebilmesi için, parampet levhasına kat ilave edilmesi gerekmektedir.



Şekil 9. Parampet levhasının boyunun artırılmasına bağlı olarak kat ilave edilmesi ile x_3 ekseninde oluşan birim yerdeğişimi

Bu çalışmada, genellikle ticari yatlarda kullanılan kompozit parampetlerin tabi oldukları gerçek sınır şartları ve bu sınır şartları etkisinde oluşan süreksizliklerin deformasyon miktarına etkileri incelenmiş ve donatım aşamasında ortaya çıkabilecek öngörülemeyen boy uzamalarının çökme miktarına etkilerinin azaltılması incelenmiştir. Şekil 9'da parampet levhasına kat ilave edilmesi ile 2000 mm boy için çökme miktarının (w) yaklaşık %10 azaldığı görülmüştür.

Sonuç olarak; Şekil 9'da sunulan parampet levhasına, boyda yapılacak değişimlere bağlı olarak oluşacak deformasyon miktarının bir önceki kat dizilimi ile aynı seviyede tutulması amacıyla, levha malzemesi ile aynı özelliklerde bir kat ilave edilmiştir. Elde edilen sonuçlar, dizayn aşamasında öngörülememiş ancak donatım aşamasında ortaya çıkabilecek ihtiyaçlara bağlı olarak parampet boylarında artış yapılması durumunda, bunun sebep olacağı deformasyon miktarındaki nisbi artışın engellenebilmesi için; *her iki metrelik boy uzamasına karşın, parampet levhasına son kat ile aynı açıda bir kat ilavesi yapılmasının* parampet mukavemeti açısından yeterli olacağını göstermektedir.

EK A. $[K_{ij}]$ Matrisi Elemanları

$$K_{11} = A_{11} \frac{\partial^2}{\partial x_1^2} + A_{66} \frac{\partial^2}{\partial x_2^2} \quad (\text{A.1})$$

$$K_{12} = (A_{12} + A_{66}) \frac{\partial^2}{\partial x_1 \partial x_2} \quad (\text{A.2})$$

$$K_{13} = -c_1 E_{11} \frac{\partial^3}{\partial x_1^3} - (2c_1 E_{66} + c_1 E_{12}) \frac{\partial^3}{\partial x_1 \partial x_2^2} \quad (\text{A.3})$$

$$K_{14} = (B_{11} - c_1 E_{11}) \frac{\partial^2}{\partial x_1^2} + (B_{66} - c_1 E_{66}) \frac{\partial^2}{\partial x_2^2} \quad (\text{A.4})$$

$$K_{15} = (B_{12} - c_1 E_{12} + B_{66} - c_1 E_{66}) \frac{\partial^2}{\partial x_1 \partial x_2} \quad (\text{A.5})$$

$$K_{22} = A_{66} \frac{\partial^2}{\partial x_1^2} + A_{22} \frac{\partial^2}{\partial x_2^2} \quad (\text{A.6})$$

$$K_{23} = -c_1 E_{22} \frac{\partial^3}{\partial x_2^3} - (2c_1 E_{66} + c_1 E_{12}) \frac{\partial^3}{\partial x_1^2 \partial x_2} \quad (\text{A.7})$$

$$K_{24} = (B_{12} - c_1 E_{12} + B_{66} - c_1 E_{66}) \frac{\partial^2}{\partial x_1 \partial x_2} \quad (\text{A.8})$$

$$K_{25} = (B_{66} - c_1 E_{66}) \frac{\partial^2}{\partial x_1^2} + (B_{22} - c_1 E_{22}) \frac{\partial^2}{\partial x_2^2} \quad (\text{A.9})$$

$$K_{33} = \left[A_{55} - 6c_1 D_{55} + 9c_1^2 F_{55} \right] \frac{\partial^2}{\partial x_1^2} + \left[A_{44} - 6c_1 D_{44} + 9c_1^2 F_{44} \right] \frac{\partial^2}{\partial x_2^2} - 9c_1^2 H_{11} \frac{\partial^4}{\partial x_1^4} - 2c_1^2 (H_{12} + 2H_{66}) \frac{\partial^4}{\partial x_1^2 \partial x_2^2} - c_1^2 H_{22} \frac{\partial^4}{\partial x_2^4} \quad (\text{A.10})$$

$$K_{34} = [A_{55} - 6c_1 D_{55} + 9c_1^2 F_{55}] \frac{\partial}{\partial x_1} + c_1 (F_{11} - c_1 H_{11}) \frac{\partial^3}{\partial x_1^3} + [c_1 (F_{12} - c_1 H_{12}) + 2c_1 (F_{66} - c_1 H_{66})] \frac{\partial^3}{\partial x_1 \partial x_2^2} \tag{A.11}$$

$$K_{35} = [A_{44} - 6c_1 D_{44} + 9c_1^2 F_{44}] \frac{\partial}{\partial x_2} + c_1 (F_{22} - c_1 H_{22}) \frac{\partial^3}{\partial x_2^3} + [c_1 (F_{12} - c_1 H_{12}) + 2c_1 (F_{66} - c_1 H_{66})] \frac{\partial^3}{\partial x_1^2 \partial x_2} \tag{A.12}$$

$$K_{44} = [D_{11} - 2c_1 F_{11} + c_1^2 H_{11}] \frac{\partial^2}{\partial x_1^2} + [D_{66} - 2c_1 F_{66} + c_1^2 H_{66}] \frac{\partial^2}{\partial x_2^2} - (A_{55} + 6c_1 D_{55} + 9c_1^2 F_{55}) \tag{A.13}$$

$$K_{45} = [D_{12} - c_1 F_{12} + D_{66} - c_1 F_{66} - c_1 (F_{12} - c_1 H_{12}) - c_1 (F_{66} - c_1 H_{66})] \frac{\partial^2}{\partial x_1 \partial x_2} \tag{A.14}$$

$$K_{55} = [D_{66} - 2c_1 F_{66} + c_1^2 H_{66}] \frac{\partial^2}{\partial x_1^2} + [D_{22} - 2c_1 F_{22} + c_1^2 H_{22}] \frac{\partial^2}{\partial x_2^2} - A_{44} + 3c_1 D_{44} + 3c_1 (D_{44} - 3c_1 F_{44}) \tag{A.15}$$

EK B. Fourier Katsayıları

$$\bar{a}_n = \frac{4b}{ab} \int_0^b [u_2(a, x_2) - u_2(0, x_2)] \text{Cos}(\beta x_2) dx_2 \tag{B.1}$$

$$\bar{b}_n = -\frac{4b}{ab} \int_0^b [u_2(a, x_2) + u_2(0, x_2)] \text{Cos}(\beta x_2) dx_2 \tag{B.2}$$

$$\bar{c}_m = \frac{4a}{ab} \int_0^a [u_{2,2}(x_1, b) - u_{2,2}(x_1, 0)] \text{Sin}(\alpha x_1) dx_1 \tag{B.3}$$

$$\bar{d}_m = -\frac{4a}{ab} \int_0^a [u_{2,2}(x_1, b) + u_{2,2}(x_1, 0)] \text{Sin}(\alpha x_1) dx_1 \tag{B.4}$$

REFERENCES / KAYNAKLAR

[1] Mouritz A.P., Gellert E., Burchill P., Challis K., (2001). Review of advanced composite structures for naval ships and submarines. Composite Structures, 53:21-41.
 [2] Kabir H.R.H., Al-Khaleefi A.M., Chaudhuri Reaz A., (2001). Free vibration analysis of thin arbitrarily laminated anisotropic plates using boundary-continuous displacement Fourier approach. Composite Structures, 53:469-476.
 [3] Whitney J.M., (1971). Fourier Analysis of clamped anisotropic plates. ASME Journal of Applied Mechanics, 38.

- [4] Jones R.M., (1999). *Mechanics of Composite Materials*. Second Ed. Philadelphia, PA: Taylor and Francis.
- [5] Chaudhuri R.A., Balaraman K., Kunukkasseril XV., (2005). A combined theoretical and experimental investigation on free vibration of thin symmetrical laminated plates. *Composite Structures*, 67(1):85-97.
- [6] Chaudhuri R.A., Kabir H.R.H., (1992). Influence of laminations and boundary conditions on the response of moderately thick cross-ply rectangular plates. *Journal of Composite Materials*, 26(1):61-77.
- [7] Chaudhuri R.A., Kabir H.R.H., (1992). Fourier analysis of clamped moderately thick arbitrarily laminated plates. *AIAA Journal*, 30:2796-2798.
- [8] Chaudhuri R.A., Kabir H.R.H., (1993). Vibration of clamped moderately thick general cross-ply plates using a generalized Navier's approach. *Composite Structures*, 24(4):311-321.
- [9] Chaudhuri R.A., Kabir H.R.H., (1994). Effect of boundary constraint on the frequency response of moderately thick flat laminated panels. *Composite Engineering*, 4:417-428.
- [10] Kabir H.R.H., Chaudhuri R.A., (1994). Vibration of clamped moderately thick arbitrarily laminated plates using generalized Navier's approach. *Journal of Sound and Vibration*, 171(3):397-410.
- [11] Chaudhuri, R. A., (2002). On the Roles of Complementary and Admissible Boundary Constraints in Fourier Solutions to Boundary-Value Problems of Completely Coupled r th Order P.D.E.'s. *Journal of Sound and Vibration*, 251, pp. 261–313.
- [12] Oktem A.S., Chaudhuri R.A., (2007). Levy type analysis of cross-ply plates based on higher order theory. *Composite Structures*, 78:243-253.
- [13] Oktem A.S., Chaudhuri R.A., (2008). Effect of inplane boundary constraints on the response of thick general (unsymmetric) cross ply laminates. *Composite Structures*, 83:1-12.
- [14] Reddy, J.N., (2003). *Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells: Theory and Analysis*. 2nd edition, CRC Press, Boca Raton, FL.
- [15] Reddy, J.N., Liu, C.F., (1985). A higher-order shear deformation theory of laminated elastic shells. *International Journal of Engineering Science* 23(3):319-330.