

PHÂN TÍCH ĐÁP ỨNG ĐỘNG CỦA TẤM COMPOSITE NHIỀU LỚP XOẮN ỐC SỬ DỤNG PHƯƠNG PHÁP KHÔNG LƯỚI

Phạm Quốc Hòa¹, Đào Ngọc Điệp^{1*}, Lương Gia Huy²

Tóm tắt:

Tấm composite nhiều lớp xoắn ốc (Bio-inspired helicoid laminated composite - BiHLC) lấy cảm hứng từ vật liệu trong tự nhiên đang được sử dụng ngày càng rộng rãi, đi cùng đó là yêu cầu phân tích các đặc tính động của vật liệu. Bài báo này sử dụng phương pháp không lưới để phân tích đáp ứng động của tấm composite nhiều lớp xoắn ốc. Lý thuyết biến dạng cắt bậc nhất kết hợp với các hàm dạng được xây dựng bằng phương pháp Moving Kriging (MK) để thiết lập phương trình chủ đạo của tấm composite nhiều lớp. Phương pháp MK có những ưu điểm vượt trội so với các kỹ thuật khác trong phương pháp không lưới là cho phép áp đặt trực tiếp các điều kiện biên mà không cần xử lý bổ sung. Kết quả số chứng minh sự tin cậy và chính xác của phương pháp đề xuất trong nghiên cứu tính toán động lực học của tấm composite.

Từ khóa: Tấm composite xoắn ốc; Đáp ứng động; Moving Kriging; Lý thuyết biến dạng cắt bậc nhất

Abstract:

Bio-inspired helicoid laminated composite (BiHLC) plate, inspired by natural materials, have found increasing applications, leading to a growing demand for the dynamic analysis of these materials. This paper employs the meshfree method to analyze the dynamic response of BiHLC plates. The first-order shear deformation theory (FSDT), combined with shape functions constructed using the Moving Kriging (MK) meshfree method, is used to establish the governing equation of these multi-layer composite plate. The MK method offers significant advantages over other meshfree techniques, allowing for the direct imposition of boundary conditions without the need for additional treatments. Numerical results demonstrate the reliability and accuracy of the proposed method in the dynamic analysis of composite plates.

Keywords: Bio-inspired helicoidal; Dynamic response; Moving Kriging; First-order shear deformation theory

1. Giới thiệu

Vật liệu composite được sử dụng trong

nhiều lĩnh vực kỹ thuật khác nhau như hàng không vũ trụ, ô tô, hàng hải, công nghệ quân sự, y học. Do có những đặc tính cơ học vượt trội hơn so với vật liệu truyền thống nên việc nghiên cứu việc ứng dụng loại vật liệu này vào cuộc sống ngày càng trở nên cần thiết (Pingulkar and Suresha 2016; Reddy 1984). Các thiết kế lấy cảm hứng từ thiên nhiên luôn

¹ Trường ĐH Cửu Long

² Công ty trách nhiệm hữu hạn TechnoStar, Thành phố Hồ Chí Minh.

* Người chịu trách nhiệm bài viết: Đào Ngọc Điệp (Email: daongocdiep@mku.edu.vn)

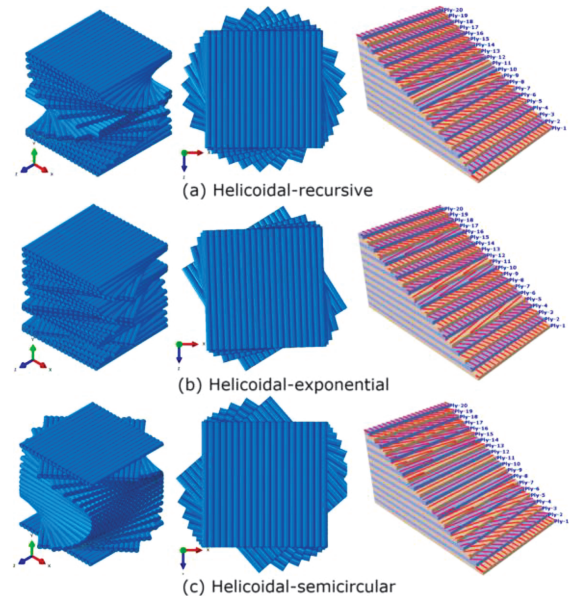
là chủ đề được cộng đồng khoa học trong nước và quốc tế quan tâm, chú trọng nghiên cứu, phát triển; trong đó, tấm sinh học composite nhiều lớp xoắn ốc đã được các nhà khoa học tập trung nghiên cứu trong thời gian gần đây. Eltaher và cộng sự (Eltaher et al. 2024) đã nghiên cứu các cấu trúc xoắn ốc lấy cảm hứng từ vỏ tôm bọ ngựa để chế tạo các vật liệu hiệu suất cao với độ bền cơ học và khả năng chống va đập tuyệt vời. Trong nghiên cứu này, họ sử dụng phương pháp phần tử hữu hạn và phần mềm ANSYS để nghiên cứu uốn tĩnh và dao động tự do của tấm composite lấy cảm hứng từ sinh học. Katiyar và cộng sự (Katiyar et al. 2021) đã tiến hành thảo luận về các xu hướng mới nổi trong các thiết kế lấy cảm hứng từ thiên nhiên, bao gồm các cấu trúc tấm. Dutta và cộng sự (Dutta et al. 2024) nghiên cứu các cấu trúc lấy cảm hứng từ thiên nhiên, bao gồm các hình dạng cong và gấp nếp.

Tìm hiểu qua các nghiên cứu kể trên, có thể thấy rằng các công trình nghiên cứu về kết cấu tấm composite nhiều lớp xoắn ốc lấy cảm hứng từ trong tự nhiên vẫn chưa nhiều, đặc biệt là tính toán đáp ứng động của loại kết cấu này sử dụng phương pháp không lưới. Trong công trình này, chúng tôi tiến hành phân tích đáp ứng động của tấm composite nhiều lớp xoắn ốc dựa trên lý thuyết biến dạng cắt bậc nhất

của Reddy và phương pháp không lưới. Kết quả nghiên cứu cung cấp các số liệu cho các nhà nghiên cứu và kỹ sư áp dụng trong thiết kế, chế tạo và sản xuất các kết cấu composite xoắn ốc trong thực tế.

2. Vật liệu chế tạo tấm composite

Trong nghiên cứu này, ba kiểu lớp composite xoắn ốc bao gồm Helicoidal-Recursive (HR), Helicoidal-Exponential (HE) và Helicoidal-Semicircle (HS) được trình bày như trong Hình 1 và các thông số trong Bảng 1.



Hình 1. Ba kiểu composite lớp xoắn ốc (nguồn Elsevier)

Table 1. Các thông số vật liệu composite nhiều lớp xoắn ốc

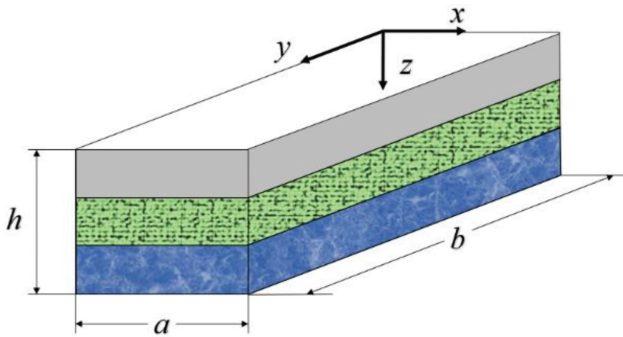
	Helicoidal recursive (HR): $\alpha_1/\alpha_2/\alpha_3/...a_n = \alpha_{n-1} + \beta (n-1)$		
	HR1 ($\beta = 1$)	HR2 ($\beta = 2$)	HR3 ($\beta = 3$)
	Helicoidal exponential (HE): $(\alpha_1/\alpha_2/\alpha_3/...a_n)_{2s} = \gamma^n$		
	HE1 ($\gamma = 2$)	HE2 ($\gamma = 2,5$)	HE3 ($\gamma = 3$)
Số lớp (NOL)	Helicoidal semicircular (HS): $(a_1/a_2/a_3/...a_n)_s = \sqrt{\mu^2 - (\psi(n-1) - \mu)^2}$		
	HS1 ($\mu = 45$)	HS2 ($\mu = 90$)	HS3 ($\mu = 180$)
12	$\psi = 9$	$\psi = 18$	$\psi = 36$
16	$\psi = 6.5$	$\psi = 13$	$\psi = 26$

20	$\psi = 5$	$\psi = 10$	$\psi = 20$
24	$\psi = 4$	$\psi = 8$	$\psi = 16$
28	$\psi = 3.5$	$\psi = 7$	$\psi = 14$

3. Lý thuyết tấm composite nhiều lớp

Trường chuyển vị của tấm composite nhiều lớp được đưa ra dựa trên lý thuyết biến dạng cắt bậc nhất và được biểu diễn như sau:

$$\begin{aligned} u(x, y, z) &= u_0(x, y) + z\phi_x(x, y) \\ v(x, y, z) &= v_0(x, y) + z\phi_y(x, y) \\ w(x, y, z) &= w_0(x, y) \end{aligned} \quad (1)$$



Hình 2. Mô hình tấm composite nhiều lớp

Một tấm hình chữ nhật có chiều dày h được tạo thành từ lớp trực hướng, như mô tả trong Hình 2. Do bản chất không đồng nhất của tấm, với mỗi lớp thể hiện các tính chất trực hướng riêng biệt, cần phải chuyển đổi các phương trình cấu thành từ hệ tọa độ vật liệu của mỗi lớp sang hệ tọa độ toàn cục. Các mối quan hệ ứng suất-biến dạng cho lớp thứ k trong hệ tọa độ nhiều lớp được biểu thị như sau:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} & 0 & 0 \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} & 0 & 0 \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

ở đây $\bar{Q}_{ij}$ là các hệ số vật liệu được chuyển đổi được mô tả như sau:

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11}\cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\cos^2\theta\sin^2\theta + Q_{22}\sin^4\theta \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})\cos^2\theta\sin^2\theta + Q_{12}(\cos^4\theta + \sin^4\theta) \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\cos^3\theta\sin\theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\cos\theta\sin^3\theta \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11}\sin^4\theta + Q_{22}\cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})\cos^2\theta\sin^2\theta \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})\cos^3\theta\sin\theta + (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})\cos\theta\sin^3\theta \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})\cos^2\theta\sin^2\theta + Q_{66}(\cos^4\theta + \sin^4\theta) \\ \bar{Q}_{44} &= Q_{44}\cos^2\theta + Q_{55}\sin^2\theta \\ \bar{Q}_{45} &= (Q_{55} - Q_{44})\cos\theta\sin\theta \\ \bar{Q}_{55} &= Q_{55}\cos^2\theta + Q_{44}\sin^2\theta \end{aligned} \quad (3)$$

trong đó θ là góc hướng của các lớp và $\bar{Q}_{ij}$ là các hằng số độ cứng vật liệu và được tính như sau:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}}, Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}}, Q_{22} = \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}}, Q_{66} = G_{12}, Q_{44} = G_{23}, Q_{55} = G_{13} \quad (4)$$

Phản ứng động của cấu trúc được mô tả ở đây thông qua phương trình vi phân như sau:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{F}(t) \quad (5)$$

$$\mathbf{K} = \int_{\Omega} \begin{bmatrix} \mathbf{B}_m \\ \mathbf{B}_b \\ \mathbf{B}_s \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} & \mathbf{0} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{A}_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{B}_m \\ \mathbf{B}_b \\ \mathbf{B}_s \end{bmatrix} d\Omega \quad (6)$$

$$(\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{D}) = \int_{-h/2}^{h/2} (1, z, z^2) \bar{\mathbf{Q}}_{\mathbf{m}} dz \quad (7)$$

$$\mathbf{A}_s = \frac{5}{6} \int_{-h/2}^{h/2} \bar{\mathbf{Q}}_s dz \quad (8)$$

$$\mathbf{M} = \mathbf{B}_M^T \mathbf{I} \mathbf{B}_M \quad (9)$$

ở đây $\mathbf{B}_m, \mathbf{B}_b, \mathbf{B}_s$ là ma trận biến dạng - chuyển vị, $\mathbf{I}$ biểu diễn ma trận quán tính.

Hàm dạng trong phương pháp không lưới dựa trên MK. Trong nghiên cứu này, các hàm cơ sở “multi-quadrics radial” được sử dụng để xây dựng hàm dạng được biểu diễn như sau:

$$R(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) = e^{\left(-\frac{1}{2l_c^2}\right)r_{ij}^2} \quad (10)$$

ở đây r_{ij} là khoảng cách giữa điểm $\mathbf{x}$ và nút $\mathbf{x}_i$, l_c là chiều dài đặc trưng trong miền hỗ trợ và được tính là khoảng cách trung bình giữa các nút.

4. Numerical results

4.1. Kiểm tra tính hội tụ và độ chính

Table 2. Chuyển vị tại tâm không thứ nguyên của tấm chịu tác dụng của tải trọng phân bố đều ($R = 5$)

15×15	17×17	19×19	(Ferreira 1997)	(Srinivas 1973)
253.8661	255.0565	255.8981	258.74	258.97

Table 3. Chuyển vị tại tâm không thứ nguyên của tấm chịu tác dụng của tải trọng phân bố đều ($R = 10$)

15×15	17×17	19×19	(Ferreira 1997)	(Srinivas 1973)
156.5401	157.224	157.7058	159.402	159.38

Table 4. Chuyển vị tại tâm không thứ nguyên của tấm chịu tác dụng của tải trọng phân bố đều ($R = 15$)

15×15	17×17	19×19	(Ferreira 1997)	(Srinivas 1973)
119.744	120.237	120.5832	121.821	121.72

Số liệu trong các Bảng 2, 3 và 4 trình bày sự hội tụ của phương pháp đề xuất trong bài báo này so với các kết quả đã được công

xác của phương pháp đề xuất

Trong ví dụ này, tấm vuông composite ba lớp được tiến hành phân tích tĩnh. Chiều dày các lớp của tấm như sau: các lớp vỏ là $h/10$ và lớp lõi là $4h/5$. Tấm có biên tựa đơn trên cả bốn cạnh và chịu áp lực phân bố đều q trên toàn bề mặt của tấm. Các tính chất của vật liệu trực hướng được cho như sau:

Đối với lớp lõi:

$\bar{Q}_{11} = 0.999781$, $\bar{Q}_{33} = 0.262931$, $\bar{Q}_{12} = \bar{Q}_{11} = 0.231192$, $\bar{Q}_{44} = 0.266810$, $\bar{Q}_{22} = 0.524886$, $\bar{Q}_{55} = 0.159914$. Tỷ lệ vật liệu của lớp ngoài và lớp lõi của tấm được tính theo hệ số R và theo đó ta có $\bar{Q}_{\text{skin}} = R \bar{Q}_{\text{core}}$.

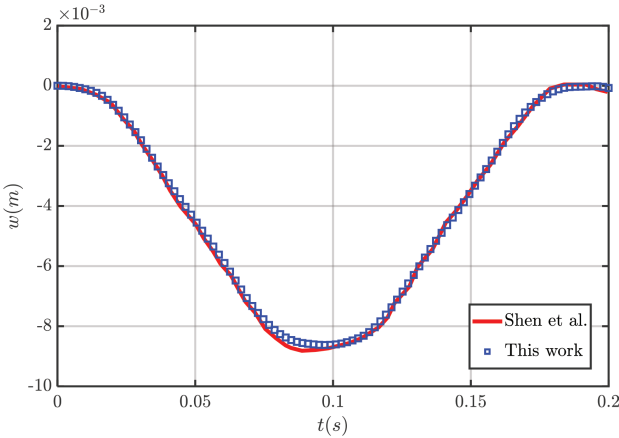
Chuyển vị thẳng đứng và ứng suất của tấm được trình bày trong ví dụ này được chuẩn hóa theo các công thức:

$$m_1 = \frac{\bar{Q}_{11}(\text{core})}{h q} \text{ và } m_2 = \frac{1}{q}.$$

bổ uy tín (Srinivas 1973; Ferreira 1997). Như quan sát trong các bảng, kết quả của nghiên cứu hiện tại rất gần với các kết quả được tham

chiều. Dựa trên những phát hiện này, ta thấy rằng với lưới nút 19×19 có sự chính xác tốt và lưới này sẽ được sử dụng trong các ví dụ khảo sát tiếp theo.

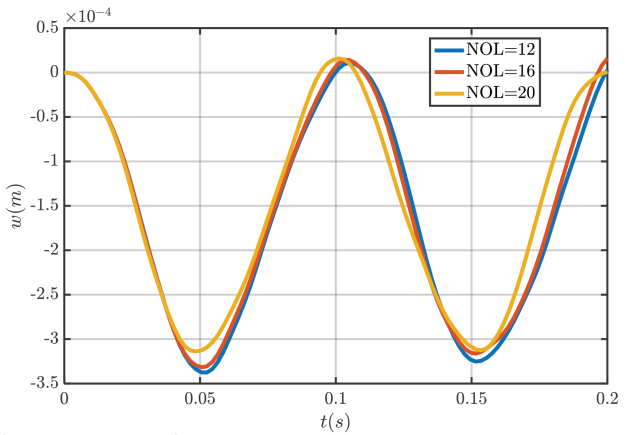
Trong ví dụ tiếp theo, nghiên cứu đáp ứng động của tấm đẳng hướng có kích thước $2,438\text{m} \times 2,438\text{m} \times 63,5\text{mm}$. Tấm có điều kiện biên tựa đơn trên cả bốn cạnh (điều kiện biên SSSS) và chịu áp lực phân bố đều $q = 48,82\text{Pa}$ trong thời gian $0,2$ giây. Tính chất vật liệu làm tấm được cho như sau: $E = 70\text{GPa}$, $\nu = 0,25$, $\rho = 2547\text{kg/m}^3$. Đáp ứng chuyển vị tại tâm của tấm gần như trùng khớp với đường cong được nghiên cứu bởi tác giả Shen et al. (Shen et al. 2019) sử dụng bằng phương pháp phần tử hữu hạn như được mô tả trong Hình 3. Các kết quả này chứng minh tính chính xác và hiệu quả của phương pháp không lưới được đề xuất trong bài báo này.



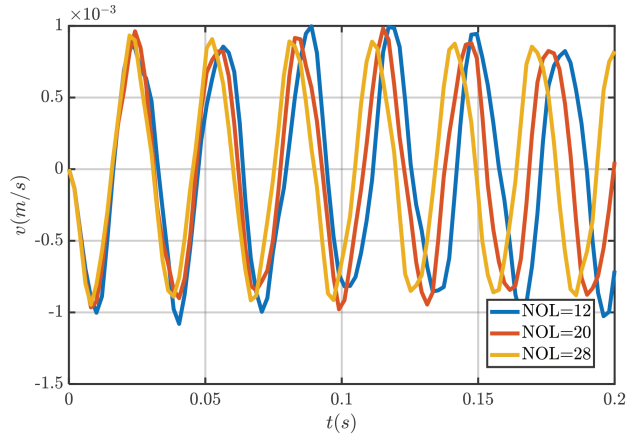
Hình 3. Đáp ứng chuyển vị tâm của tấm.

4.2. Khảo sát đáp ứng động của tấm composite nhiều lớp xoắn ốc

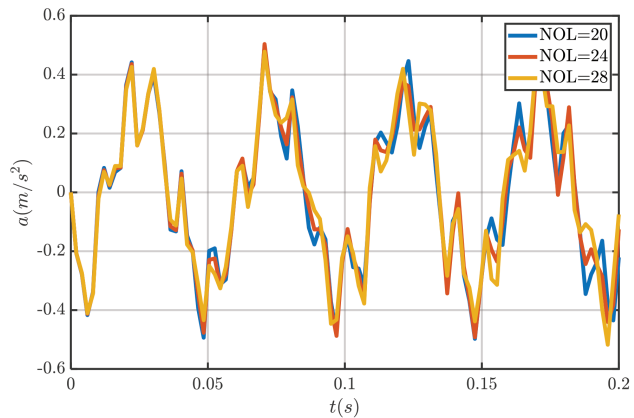
Trong phần này, các tác giả trình bày phân tích đáp ứng động của tấm composite nhiều lớp xoắn ốc chịu áp lực xung, phân bố đều. Tấm composite nhiều lớp xoắn ốc biên tựa đơn trên bốn cạnh với kích thước $5\text{m} \times 5\text{m}$ và các đặc tính vật liệu: $E_2 = 10\text{GPa}$; $E_1 = 250\text{GPa}$; $G_{12} = 0.6 \cdot E_2$; $G_{13} = G_{12}$; $G_{23} = 0.5 \cdot E_2$; $\nu_{12} = 0.25$; $\nu_{21} = \frac{E_2}{E_1} \nu_{12}$; $\rho = 2500\text{Kg/m}^3$. Tải trọng $q = -50\text{Pa}$ được áp dụng trong thời gian $0,2$ giây.



Hình 4. Chuyển vị tâm của tấm composite chịu áp lực xung phân bố đều ($h=L/100$)



Hình 5. Vận tốc tại tâm của tấm composite chịu áp lực xung phân bố đều ($h=L/30$)



Hình 6. Đáp ứng gia tốc tại tâm của tấm composite chịu áp lực xung phân bố đều ($h=L/50$)

Hình 4, 5 và 6 minh họa đáp ứng động tại điểm giữa của tấm composite nhiều lớp. Qua các hình trên, có thể thấy rằng khi thay đổi số lớp của tấm dẫn đến thay đổi chuyển vị, vận tốc và gia tốc của điểm giữa tấm. Ngoài ra, ta cũng thấy rằng khi chuyển vị và vận tốc tại tâm của tấm hiển thị đường cong gần như hình sin thì phản ứng gia tốc tại tâm của tấm thể hiện một đặc điểm phức tạp hơn, điều này cho thấy rằng đáp ứng của gia tốc phức tạp hơn hai giá trị còn lại khi tấm chịu tải trọng động.

4. Kết luận

Các kết quả của nghiên cứu đáp ứng động của tấm composite nhiều lớp xoắn ốc, trong đó kết hợp lý thuyết biến dạng cắt bậc nhất với hàm hình dạng dựa trên phương pháp Moving Kriging đã chứng minh tính hiệu quả và độ chính xác của phương pháp không lưới được đề xuất. Đồng thời, chuyển vị, vận tốc và gia tốc tại điểm giữa của tấm BiHLC cũng được nghiên cứu chi tiết. Những kết quả này giúp người kỹ sư tham khảo khi thiết kế, chế tạo các tấm composite dạng này để ứng trong thực tế.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Dutta, G. S., D. Meiners, and G. Ziegmann. 2024. A Study of Deployable Structures Based on Nature Inspired Curved-Crease Folding. *Polymers* 16 (6):766.
- [2]. Eltaher, M. A., O. Aleryani, A. Melaibari, and A. A. Abdelrahman. 2024. Bending and vibration of a bio-inspired bouligand composite plate using the finite-element method. *Mechanics of Composite Materials* 59 (6):1199-1216.
- [3]. Ferreira, A. 1997. Analysis of composite plates and shells by degenerated shell elements: FEUP.
- [4]. Katiyar, N. K., G. Goel, S. Hawi, and S. Goel. 2021. Nature-inspired materials: Emerging trends and prospects. *NPG Asia Materials* 13 (1):56.
- [5]. Pingulkar, P., and B. Suresha. 2016. Free vibration analysis of laminated composite plates using finite element method. *Polymers and Polymer Composites* 24 (7):529-538.
- [6]. Reddy, J. N. 1984. A simple higher-order theory for laminated composite plates.
- [7]. Shen, Z., J. Xia, and P. Cheng. 2019. Geometrically nonlinear dynamic analysis of FG-CNTRC plates subjected to blast loads using the weak form quadrature element method. *Composite Structures* 209:775-788.
- [8]. Srinivas, S. 1973. A refined analysis of composite laminates. *Journal of Sound and Vibration* 30 (4):495-507.