

"Solution Analytique Pour L'étude a la Flexion des Plaques Stratifiées Sous Charge Thermomécanique."

" MERDADI Slimane"¹,

" HADJ MOSTEFA Adda "²

" BELGHOUL Hakima "³

" MAHMOUDI Noureddine "²

" EI ABBASE BEDIA Adda "⁴

¹ "Université Djillali Liabès de Sidi Bel Abbès, Laboratoire des Structures et Matériaux Avancés dans le Génie Civil et Travaux Publics (LSMAGCTP), Sidi Bel Abbès, Algérie, E-mail : slimanem2016@gmail.com"

² "Centre Universitaire Ahmed Zabana de Relizane s, Laboratoire de Génie Industriel et Développement Durable, Relizane ,Algérie "

³ "Université Djillali Liabès de Sidi Bel Abbès, Laboratoire de Mécanique Physique des Matériaux (LMPM), Sidi Bel Abbès, Algérie "

⁴ "Université Djillali Liabès de Sidi Bel Abbès, Laboratoire des Matériaux & Hydrologie, 89 Cité Ben M'hidi 22000 Sidi Bel Abbès, Algérie "

Résumé :

" La réponse thermomécanique statique des plaques stratifiées symétriques et non symétriques à couches croisées a été étudiée par l'utilisation des théories des plaques composites et pour étudier la déformation et le cisaillement. La présente théorie des plaques permet d'expérimenter et de tester différentes distributions transversales de cisaillement-déformation et parmi celles-ci, des distributions de contraintes qui n'impliquent pas des facteurs de correction de cisaillement transversal. La validité de la présente théorie est démontrée par comparaison avec des solutions disponibles dans la littérature. Une grande variété de résultats est présentée pour la réponse statique des plaques rectangulaires simplement supportées sous charges mécaniques et thermiques sinusoïdales non uniformes. On étudie l'influence de l'anisotropie du matériau, l'effet de l'épaisseur, du rapport des coefficients de dilatation thermique et de l'effet du nombre de couches sur la déflexion centrale."

MOTS CLES :

Plaques stratifiées ; théorie des plaques ; flexion, Charge thermomécanique.

1. Introduction

L'importance progressive des structures composites stratifiées dans de nombreuses applications d'ingénierie a abouti à la nécessité pour plus d'informations sur leur comportement. Les études portant sur le comportement thermo-mécanique de ces structures ont reçu une plus grande attention depuis plusieurs décennies [1] et [2]. La plupart des recherches précédentes dans le domaine des structures composites ont été concernées par les problèmes isothermes. Dans ces problèmes, les contraintes thermiques proviennent soit des gradients de température non uniforme ou externe limites contrainte. Toutefois, l'utilisation de structures composites dans les environnements avec de grandes variations de température nécessite l'étude thermique et les contraintes induites lors de la fabrication de matériaux composites.

Tauchert [3] a dressé un aperçu complet des développements récents dans le domaine des ambiances thermiques. Problèmes statiques associés à l'analyse thermo-élastique linéaire des plaques multicouches ont été bien étudiés [4-7]. Pell [4], qui a tiré les équations régissant la déformation transversale d'une plaque mince, d'abord étudié le problème de la flexion des plaques thermiques anisotropes. La généralisation de ce travail à des plaques hétérogènes soumis à la répartition de la température arbitraire en trois dimensions[5]. Des études récentes dans l'analyse thermo-élastique des plaques qui sont des matériaux stratifiés renforcés de fibres indiquent que l'effet de déformation de cisaillement sur le comportement de la plaque est plus prononcé que dans les plaques isotropes.

Plusieurs théories d'ordre supérieur, initialement développé pour l'analyse des problèmes isotherme des plaques multicouches, ont été étendues pour inclure les effets thermo-élastiques [8-13]. Sur la base de la théorie du premier ordre déformation de cisaillement, Reddy et Hsu [8] et Chandrashekara et Tenny [11] ont développé, pour les courbures thermiques des plaques multicouches, un modèle éléments finis qui possède une précision concurrentiel. Les travaux de [11] est une extension à un modèle de cisaillement élément flexible finis développé pour l'analyse thermique flambage de plaques laminées par [10]. En fait, un facteur de correction de cisaillement est introduit dans toutes les théories du premier ordre précédent. Toutefois, un cadre raffiné la théorie du premier ordre déformation de cisaillement est présentée dans [12,13] pour l'analyse thermique de structures stratifiées sans utiliser aucun facteur de correction de cisaillement.

En cet article, une théorie des plaques de déformation-cisaillement développée pour étudier la réponse statique des plaques stratifiées composites soumis aux charges thermiques ou thermomécaniques non-uniformes. Des solutions exactes sont présentées pour les équations régissant simplement soutenu, rectangulaire, des plaques a des couches composés stratifiés. Des résultats numériques pour des variations et des efforts sont présentés.

2. Modèle mathématique

Les relations contrainte-déformation, ce qui représente une déformation de cisaillement transversal et des effets thermiques, de la plaque de coordonnées pour la couche k peut être exprimé comme :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{26} \\ C_{16} & C_{26} & C_{66} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}_k ; \begin{Bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} C_{44} & C_{45} \\ C_{45} & C_{55} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix}_k \quad (1)$$

Sur la base de la théorie des plaques de cisaillement déformable unifié [14], le champ de déplacement à un point de la plaque stratifiée est :

$$\begin{aligned} U_x(x, y, z) &= u - z \frac{\partial w}{\partial x} + f(z)\phi_x \\ U_y(x, y, z) &= v - z \frac{\partial w}{\partial y} + f(z)\phi_y \\ U_z(x, y, z) &= w \end{aligned} \quad (2)$$

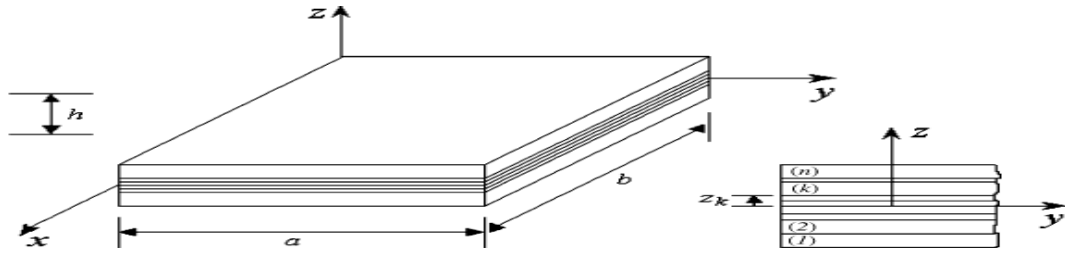


Figure 1. Géométrie de la plaque et le système de coordonnées.

où U_x , U_y et U_z sont les déplacements en x , y , et z , respectivement; u et v sont les déplacements dans le plan de la mi-plan, et ϕ_x et ϕ_y sont les rotations de cisaillement. Tous les déplacements généralisés (u ; v ; w ; ϕ_x ; ϕ_y) sont les fonctions de x et le y . Les équations en (1) sont liés aux déplacements donné en (2) et peut être exprimée en :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} + f(z) \begin{Bmatrix} \eta_x \\ \eta_y \\ \eta_{xy} \end{Bmatrix}; \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = f'(z) \begin{Bmatrix} \gamma_{yz}^0 \\ \gamma_{xz}^0 \end{Bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon_x^0 &= \frac{\partial u}{\partial x}, \varepsilon_y^0 = \frac{\partial v}{\partial y}, \gamma_{yz}^0 = \phi_y, \gamma_{xz}^0 = \phi_x, \gamma_{xy}^0 = \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}, \\ \kappa_x &= -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}, \kappa_y = -\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}, \kappa_{xy} = -2\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}, \\ \eta_x &= \frac{\partial \phi_x}{\partial x}, \eta_y = \frac{\partial \phi_y}{\partial y}, \eta_{xy} = \frac{\partial \phi_y}{\partial x} + \frac{\partial \phi_x}{\partial y} \end{aligned} \quad (4)$$

Les charges appliquées au stratifié sont supposées être des force et des moments résultants, définies pour une section représentative du stratifié. D'après la figure (2) les forces résultantes sont des forces élémentaires par unité de longueur du stratifié. L'équation constitutive d'une plaque stratifiée exprime les résultantes et moments en fonctions des déformations en membrane et des courbures et tenant compte du cisaillement transverse s'écrit :

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \\ S \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B & B^a \\ B & D & D^a \\ B^a & D^a & F^a \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon \\ \kappa \\ \eta \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} N^T \\ M^T \\ S^T \end{Bmatrix}, Q = Aa \gamma \quad (5)$$

Les définitions suivantes sont utilisées dans (6):

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix}, D = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$B^a = \begin{bmatrix} B_{11}^a & B_{12}^a & B_{16}^a \\ B_{12}^a & B_{22}^a & B_{26}^a \\ B_{16}^a & B_{26}^a & B_{66}^a \end{bmatrix}, D^a = \begin{bmatrix} D_{11}^a & D_{12}^a & D_{16}^a \\ D_{12}^a & D_{22}^a & D_{26}^a \\ D_{16}^a & D_{26}^a & D_{66}^a \end{bmatrix}, F^a = \begin{bmatrix} F_{11}^a & F_{12}^a & F_{16}^a \\ F_{12}^a & F_{22}^a & F_{26}^a \\ F_{16}^a & F_{26}^a & F_{66}^a \end{bmatrix} \quad (7)$$

Les termes N^T , M^T et S^T sont respectivement les efforts normales, moments et les efforts de cisaillements suivant x et y induit par l'effet thermique

$$N^T = \{N_1^T, N_2^T, N_{12}^T\}^t, M^T = \{M_1^T, M_2^T, M_{12}^T\}^t, S^T = \{S_1^T, S_2^T, S_{12}^T\}^t \quad (8)$$

La théorie des plaques épaisse prend en compte les effets des déformations par cisaillement $\gamma_{12}^0, \gamma_{23}^0$ et les forces de cisaillement Q_{12}, Q_{23} .

$$Q = \{Q_{12}, Q_{23}\}^t, \gamma = \{\gamma_{13}^0, \gamma_{23}^0\}^t, A^a = \begin{bmatrix} A_{44}^a & A_{45}^a \\ A_{45}^a & A_{55}^a \end{bmatrix} \quad (9)$$

Les coefficients de rigidité stratifié A_{ij} et B_{ij} , ... etc, sont définies en termes de coefficients de rigidité réduite pour les couches k .

$$\{A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}\} = \sum_{k=1}^n \int_{z_k}^{z_{k+1}} \bar{Q}_{ij}^{(k)} * \{1, z, z^2\} dz, (i, j = 1, 2, 6), \quad (10a)$$

$$\{B_{ij}, D_{ij}, F_{ij}\} = \sum_{K=1}^n \int_{z_k}^{z_{k+1}} \overline{Q}_{ij}^{(k)} * \psi(z) * \{1, z, \psi(z)\} dz, (i, j = 1, 2, 6), \quad (10b)$$

$$A_{ij}^a = \sum_{K=1}^n \int_{z_k}^{z_{k+1}} \overline{Q}_{ij}^{(k)} * [\psi'(z)]^2 dz, (i, j = 4, 5), \quad (10c)$$

Tel que, z_k représente la distance entre le plan médian de la surface inférieure de la couche de k . Les contraintes et les résultantes moment, N_x^T, N_y^T, \dots etc, en raison de la charge thermique sont définies par :

$$\begin{Bmatrix} N_1^T, M_1^T, S_1^T \\ N_2^T, M_2^T, S_2^T \\ N_6^T, M_6^T, S_6^T \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{z_k}^{z_{k+1}} \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{26} \\ C_{16} & C_{26} & C_{66} \end{bmatrix}_k * (1, z, f(z)) dz \quad (11)$$

Pour une plaque en appuis simple sur les quatre cotes, les conditions aux limites ou aux frontières s'écrivent:

$$u_2^0 = u_3^0 = \varphi_{23} = N_1 = M_1 = S_1 = 0 \quad \text{Pour } x = 0, a \quad (12a)$$

$$u_1^0 = u_3^0 = \gamma_{13} = N_2 = M_2 = S_2 = 0 \quad \text{Pour } y = 0, b \quad (12b)$$

3. Résolution des problèmes aux limites

La plaque est soumise à un chargement thermomécanique, mécanique $q(x, y)$ et thermique $T(x, y, z)$ suivant la direction normale transversale z , les efforts tangentiels sur les faces supérieures et inférieures en $z = \pm h/2$ ne sont pas pris en compte. Ainsi on définit les forces surfaciques mécanique et thermique sous les formes suivantes :

$$q(x, y) = q_0 \sin(\lambda x) \sin(\mu y) \quad (13)$$

Tel que $\lambda = i\pi/a$ et $\mu = j\pi/b$, i et j sont des nombres naturels et « a », « b » sont les dimensions de la plaque suivant les directions respectives x_1 et x_2 .

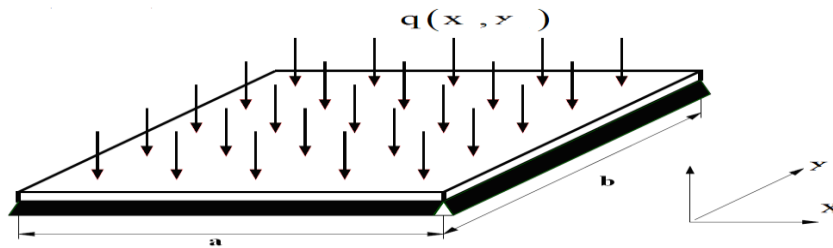


Figure 2. Plaque épaisse carrée appuyée en flexion.

Les équations qui régissent l'équilibre peuvent être obtenues en utilisant le principe des déplacements virtuels. Les équations d'équilibre associées à la théorie actuelle de cisaillement unifié de déformation sont :

$$\begin{aligned} \frac{\partial N_1}{\partial x_1} + \frac{\partial N_{12}}{\partial x_2} &= 0 \\ \frac{\partial N_{12}}{\partial x_1} + \frac{\partial N_2}{\partial x_2} &= 0 \\ \frac{\partial^2 M_1}{\partial x_1^2} + 2 \frac{\partial^2 M_{12}}{\partial x_1 \partial x_2} + \frac{\partial^2 M_2}{\partial x_2^2} + q &= 0 \\ \frac{\partial S_1}{\partial x_1} + \frac{\partial S_{12}}{\partial x_2} - Q_{13} &= 0 \\ \frac{\partial S_{12}}{\partial x_1} + \frac{\partial S_2}{\partial x_2} - Q_{23} &= 0 \end{aligned} \quad (14)$$

En substituant (6) dans (21), nous obtenons Le système différentiel d'équilibre peut se mettre dans le cas général sous la forme matricielle suivante:

$$[L]\{\delta\} = \{f\} \quad (15)$$

Dans les conditions particulières ci-dessus, la solution appropriée ($u, v, w; \varphi_x; \varphi_y$) à donnée sous la forme,

$$\begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \\ \varphi_x \\ \varphi_y \end{Bmatrix} = \sum_{i=1}^{\infty} \sum_{j=1}^{\infty} \begin{Bmatrix} U_{ij} \cos(\lambda x) \sin(\mu y) \\ V_{ij} \sin(\lambda x) \cos(\mu y) \\ W_{ij} \sin(\lambda x) \sin(\mu y) \\ X_{ij} \cos(\lambda x) \sin(\mu y) \\ Y_{ij} \sin(\lambda x) \cos(\mu y) \end{Bmatrix} \quad (16)$$

où $U_{ij}, V_{ij}, W_{ij}, X_{ij}$, et Y_{ij} sont des paramètres arbitraires à déterminer.

$$\{A_i^T, B_i^T, D_i^T\} = \sum_{K=1}^n \int_{z_k}^{z_{k+1}} (C_{1i}^{(k)} \alpha x + C_{2i}^{(k)} \alpha y) * \{1, \bar{z}, \bar{z} * z\} dz, (i = 1, 2), \quad (17a)$$

$$\{^a B_i^T, ^a D_i^T, ^a F_i^T\} = \sum_{K=1}^n \int_{z_k}^{z_{k+1}} (C_{1i}^{(k)} \alpha x + C_{2i}^{(k)} \alpha y) * f(x) * \{1, \bar{z}, \bar{f}(z)\} dz, (i = 1, 2), \quad (17b)$$

$\bar{z} = z/h$ et $\bar{\psi}(x) = \psi(x)/h$, l'élément $C_{ij} = C_{ji}$ et le coefficient de la matrice $[C]$ donnée par :

$$\begin{aligned} C_{11} &= -A_{11} \lambda^2 - A_{66} \mu^2 \\ C_{12} &= -(A_{12} + A_{66}) \lambda \mu \\ C_{13} &= \lambda [B_{11} \lambda^2 + (B_{12} + 2B_{66}) \mu^2] \\ C_{14} &= -B_{11}^a \lambda^2 - B_{66}^a \mu^2 \\ C_{15} &= -(B_{12}^a + B_{66}^a) \lambda \mu \\ C_{22} &= -A_{66} \lambda^2 - A_{22} \mu^2 \\ C_{23} &= \mu [(B_{12} + 2B_{66}) \lambda^2 + B_{22} \mu^2] \\ C_{24} &= C_{15} \\ C_{25} &= -B_{66}^a \lambda^2 - B_{22}^a \mu^2 \\ C_{33} &= -D_{11} \lambda^4 - 2(D_{12} + 2D_{66}) \lambda^2 \mu^2 - D_{22} \mu^4 \\ C_{34} &= \lambda [D_{11}^a \lambda^2 + (D_{12}^a + 2D_{66}^a) \mu^2] \\ C_{35} &= \mu [(D_{12}^a + 2D_{66}^a) \lambda^2 + D_{22}^a \mu^2] \\ C_{44} &= -F_{11}^a \lambda^2 - F_{66}^a \mu^2 - A_{44}^a \\ C_{45} &= -(F_{12}^a + F_{66}^a) \lambda \mu \\ C_{55} &= -F_{66}^a \lambda^2 - F_{22}^a \mu^2 - A_{55}^a \end{aligned} \quad (18)$$

Dans le détail, la fonction de forme employée pour chaque théorie est la suivante:

$$CPT : \psi(x) = 0 ; FPT : \psi(x) = z; \quad HPT : \psi(x) = z \left[1 - \frac{1}{3} \left(\frac{z}{h/2} \right)^2 \right]; \quad SPT : \psi(x) = \frac{h}{\pi} \sin \left(\frac{\pi z}{h} \right) \quad (19)$$

4. Résultats et discussion

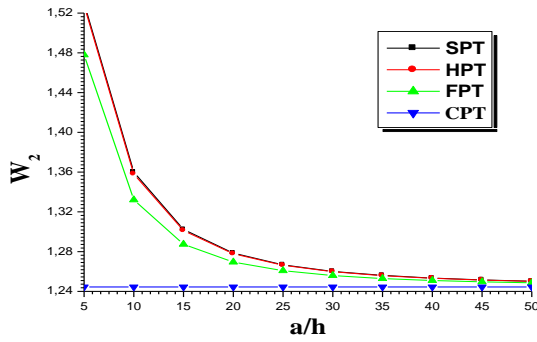
Les calculs ont été effectués pour le mode fondamental (À savoir, $i = j = 1$). Toutes les lames sont supposés être de la même épaisseur et faites du même matériau orthotrope. Dans tous les problèmes, les propriétés lamina sont supposées être:

$$E_1 = 25.10^6 \text{ Psi}, E_2 = 10^6 \text{ Psi}, G_{12} = G_{13} = 0,5.10^6 \text{ Psi}, G_{23} = 0,2.10^6 \text{ Psi}, \nu_{12} = 0,25$$

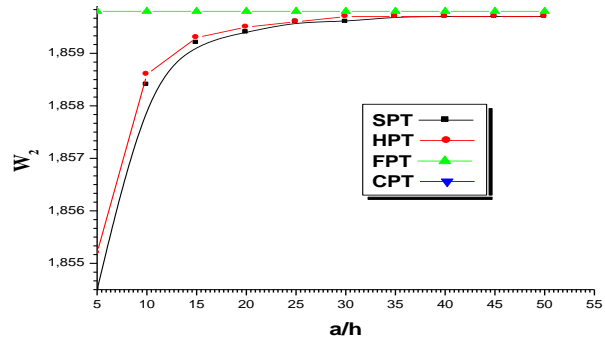
Notez que : $a/h = 10$, $a/b = 1$, $T_1 = 0$, et $\alpha_2/\alpha_1 = 3$, $\alpha_{12} = 0$.

Le thermique normalisé contraintes pour le système de coordonnées dans la Fig. 1 sont donnés par :

$$\begin{aligned} w_2 &= \frac{10wh}{(\alpha_1 \cdot T_2 \cdot a^2)}, \bar{\sigma}_1 = \frac{a^2}{\alpha_1 T_2 E_2 h^2} \sigma_1 \left(\frac{a}{2}, \frac{b}{2}, \frac{h}{2} \right); \bar{\sigma}_2 = -\frac{a^2}{\alpha_1 T_2 E_2 h^2} \sigma_2 \left(\frac{a}{2}, \frac{b}{2}, \frac{h}{4} \right); \bar{\tau}_{23} = -\frac{a^2}{\alpha_1 T_2 E_2 h^2} \tau_{23} \left(\frac{a}{2}, 0, 0 \right) \\ \bar{\tau}_{13} &= \frac{a^2}{\alpha_1 T_2 E_2 h^2} \tau_{13} \left(0, \frac{b}{2}, 0 \right); \bar{\tau}_{12} = \frac{1}{\alpha_1 T_2 E_2} \tau_{12} \left(0, 0, -\frac{h}{2} \right) \end{aligned} \quad (20)$$



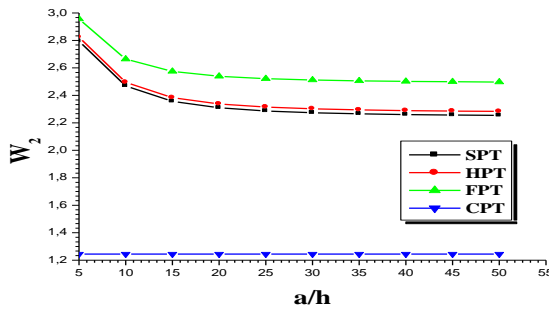
(a) plaque symétrique diagonaux (0°/90°/90°/0°)



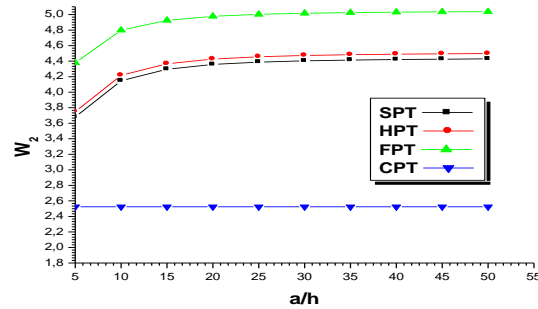
(b) plaque anti-symétrique diagonaux (90°/0°/90°/0°)

Figure 3. Effet de l'épaisseur par rapport au déplacement d'une plaque carrée et de $T_3=0$.

La figure 3, exposition la variation de la déflexion avec le rapport d'épaisseur pour une plaque symétrique et anti-symétrique à quatre couches diagonale de section carrées, respectivement. Notez que la déviation due à **HPT**, **SPT**, et diminue avec l'augmentation de la **FPT**. Pour les deux cas, la déflexion due au **CPT** a la même valeur et il montre la sensibilité la plus faible pour les plaques symétriques alors qu'elle montre la sensibilité la plus élevée pour les anti-symétriques. Cela signifie que, la **FPT** est inexactes pour anti-symétriques couches de tôles laminées sous chargement température sinusoïdale.



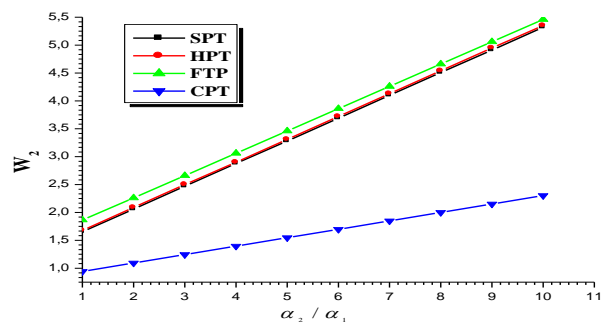
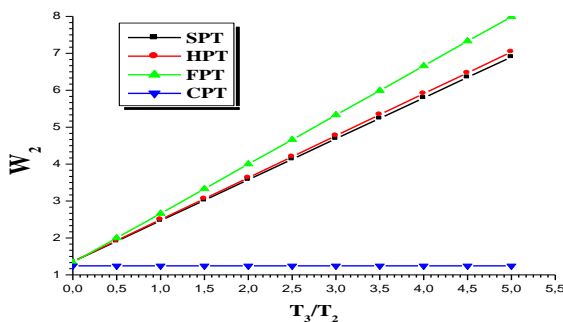
(a) plaque symétrique diagonaux (0°/90°/90°/0°)



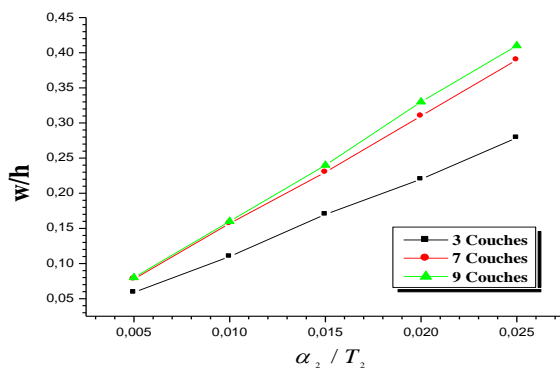
(b) plaque anti-symétrique diagonaux (90°/0°/90°/90°)

Figure 4. Effet de l'épaisseur par rapport au déplacement d'une plaque carrée et $T_3=T_2=100$.

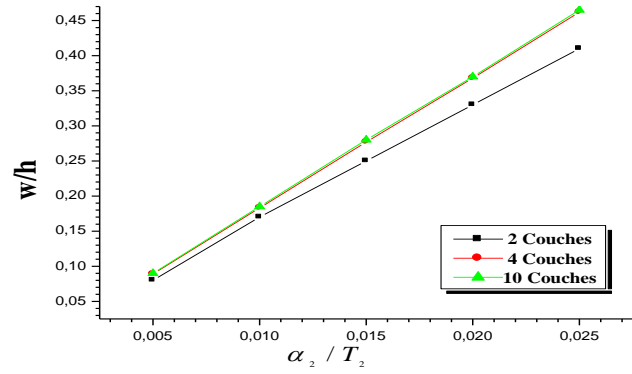
Dans la figure 4, la dimension de déviation due à des théories diverses plaque est portée contre le rapport d'épaisseur, respectivement pour les symétriques et anti-symétrique à quatre couches diagonale plaque carrée avec $T_2 = T_3$. Ils révèlent que l'influence de la charge thermique T_3 est très sensible à la variation de l'épaisseur des tôles.

Figure 5. Effet du rapport des charges thermiques T_2/T_3 et les coefficients de dilatation thermique α_2/α_1 sur la dimension d'une plaque carrée à quatre couches, symétrique diagonaux (0°/90°/90°/0°).

La figure 5, montre la variation de déviation par rapport à la répartition de la charge thermique (T_2/T_3) et le rapport des coefficients de dilatation thermique (α_2/α_1) pour une plaque symétrique à quatre couches carrés. Ils révèlent que la déformation due au cisaillement-déformation augmente rapidement avec l'augmentation T_2/T_3 et α_2/α_1 . Il est clair que la déviation est linéairement proportionnelle à la charge thermique T_2/T_3 et le coefficient de dilatation thermique α_2/α_1 .



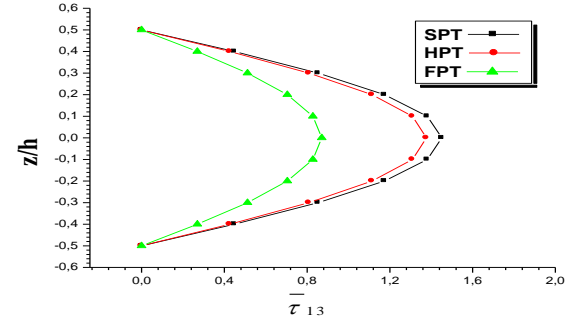
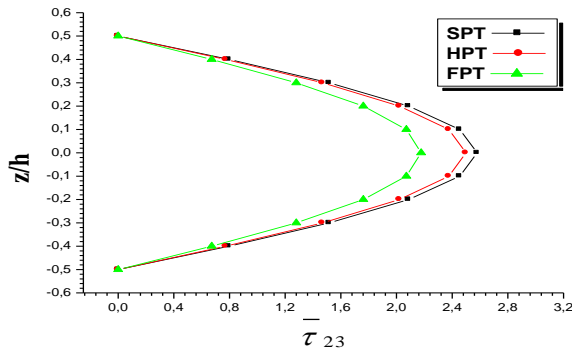
(a) plaque à des plis multicouches symétrique



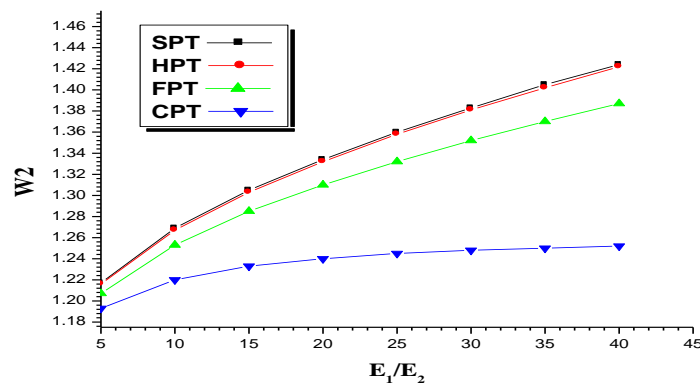
(b) plaque à des plis anti-multicouches symétrique

Figure 6. Effet du nombre de couches (w/h) d'une plaque carrée de type sinusoïdal SPT, $T_3=0$.

La figure 6, présente l'effet du nombre de couches sur la flèche d'une plaque carrée à l'aide **SPT**. Pour les deux, symétriques et antisymétriques, comme le nombre de couches augmente, les augmentations de déviation du centre. En outre, l'effet de couplage entre la diminution de flexion et d'extension avec un nombre croissant de couches.

Figure 7. La distribution d'une contrainte de cisaillement transversal $\bar{\tau}_{23}$ et $\bar{\tau}_{13}$ passant par l'épaisseur d'une plaque carrée quatre couches, symétrique diagonaux ($0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$) $T_3=0$.

La figure 7, montrent la distribution de cisaillement transversal des contraintes thermiques, à travers l'épaisseur de la plaque. Ces chiffres se permettent de souligner leur grande influence sur le cisaillement des contraintes transversales traversant l'épaisseur de la plaque. Les résultats montrent que la continuité du contrainte sur chaque couche d'interface n'est pas imposée dans les théories actuelles. Ainsi que la théorie **HPT** donne des résultats proches de **SPT**. Le désaccord entre **HPT** et **SPT**, en particulier au centre de la plaque, est due à la contribution ordre supérieur de **SPT**.

Figure 8. L'effet du matériau anisotropie E_1/E_2 sur la dimension d'une plaque carrée à quatre couches, symétrique diagonaux ($0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$) de température ($T_3=0$).

Dans la figure 8, les déviations thermiques dimension de symétrique à quatre couches ($0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$) diagonale stratifiés carrés sont comparées pour divers rapports des modules, E_1/E_2 . Il est clair que, la gravité des effets de déformation de cisaillement dépend aussi de l'anisotropie matériau de la couche. La différence entre **SPT** et **FPT** est, en partie, grâce aux contributions d'ordre supérieur de **SPT** et le fait que les facteurs de correction de cisaillement pour **FPT** dépendent de la propriété des couches et le régime de stratification.

5. Conclusion

Une théorie des plaques laminées composite est utilisé pour étudier la réponse de flexion des plaques stratifiées sous une charge sinusoïdale distribués mécanique transversale et une distribution sinusoïdale non-uniforme de la température. Les équations gouvernant le théorie classique (**CPT**), de premier ordre (**FPT**), d'ordre supérieur (**HPT**) et sinusoïdale (**SPT**) sont convertis en un système unique pour des équations. Des solutions analytiques pour une plaques simplement appuyée stratifiées sont développés en utilisant la procédure de Navier et la séparation de la technique variable. Les résultats de **SPT** sont comparés avec ceux, également obtenus dans la présente étude, de **HPT**, **FPT**, et **CPT**. En général, **CPT** prédit flèches et des contraintes très différentes de celles des théories de déformation de cisaillement. Le **SPT** et **HPT** contiennent le même nombre de variables dépendantes comme dans **FPT**, mais les résultats en matière de prévision plus précise des flèches et des contraintes, et de satisfaire les conditions aux limites. Toutefois, les deux **SPT** et **HPT** ne nécessitent pas l'utilisation de facteurs de correction de cisaillement. En conclusion, **SPT** donne des résultats précis, en particulier des contraintes transversales de cisaillement, que d'autres théories.

6. Bibliographies

- [1] Boley BA, Weiner JH. Theory of Thermal Stresses. New York: John Wiley; 1960.
- [2] Nowacki W. Thermelasticity. Reading, MA: Addison-Wesley; 1962.
- [3] Tauchert TR. Thermally induced flexure, buckling, and vibration of plates. Appl Mech Rev 1991;44:347–60.
- [4] Pell WH. Thermal deflection of anisotropic thin plates. Q Appl Math 1946;4:27–44.
- [5] Stavsky Y. Thermoelasticity of heterogeneous aelotropic plates. J Eng Mech Div Proc ASCE 1963;89:89–105.
- [6] Wu CH, Tauchert TR. Thermoelastic analysis of laminated plates.1: symmetric especially orthotropic laminates. J Thermal Stresses 1980;3:247–59.
- [7] Wu CH, Tauchert TR. Thermoelastic analysis of laminated plates.2: antisymmetric cross-ply and angle-ply laminates. J Thermal Stresses 1980;3:365–78.
- [8] Reddy JN, Hsu YS. Effects of shear deformation and anisotropy on the thermal bending of layered composite plates. J Thermal Stresses 1980;3:475–93.
- [9] Khdeir AA, Reddy JN. Thermal stresses and deflections of crossply laminated plates using refined plate theories. J Thermal Stresses 1991;14:419–38.
- [10] Chandrashekhara K. Thermal buckling of laminated plates usinga shear flexible finite element. Finite Elem Anal Des 1992;12:51–61.
- [11] Chandrashekhara K, Tenneti R. Non-linear static and dynamic analysis of heated laminated plates: a finite element approach. Compos Sci Tech 1994;51:85–94.
- [12] Fares ME, Zenkour AM. Mixed variational formula for the thermal bending of laminated plates. J Thermal Stresses 1999;22: 347–65.
- [13] Zenkour AM, Fares ME. Thermal bending analysis of composite laminated cylindrical shells using a refined first-order theory. J Thermal Stresses 2000;23:505–26.
- [14] Zenkour AM. Buckling of fiber-reinforced viscoelastic composite plates using various plate theories. J Eng Math, in press.
- [15] Merdaci.S, BACHIR BOUIADJRA. R, MEKSI.A, Benyoucef.S,TOUNSI.A, El Abbas ADDA BEDIA.«Analyse thermo-élastique des Plaques épaisses en Matériaux à Gradient évaluées FGM (Matériaux composites) », the first Conference on Mechanical, Energy and Material Engineering CMEME2015 December 8-9,2015-BISKRA, ALGERIA .
- [16] Slimane Merdaci, Abdelouahed Tounsi, Ahmed Bakora “ A novel four variable refined plate theory for laminated composite plates” ; An International Journal Steel & Composite Structures; Number 4, Volume 22, pages 713-732,2016.