

RENFORCEMENT DES PALES EOLIENNES PAR LE COLLAGE D'UN PATCH COMPOSITE A DOUBLE RECOUVREMENT

ACHOUR Toufik¹, MILI Fayçal²

¹Departement de Génie Mécanique, Faculté des sciences de la technologie, Université des Frères Mentouri-constantine1, ach22our@hotmail.fr

²Laboratoire de Mécanique, Faculté des sciences de la technologie, Université des Frères Mentouri-constantine1, mili_faycal@yahoo.fr

RÉSUMÉ

Cette présente étude a pour but de faire montrer que la méthode de collage de structures endommagées par un patch composite est l'une des techniques de renforcement et de réparation de structures les plus fiables. Elle consiste ainsi en l'analyse des contraintes de cisaillement dans la partie adhésive d'une structure métallique en aluminium renforcée par un patch composite à double recouvrement et soumise à un effort de traction bi-axial. Le patch utilisé pour le renforcement de la structure endommagée est un matériau composite unidirectionnel du type carbone/époxyde. Il est collé à la structure par l'intermédiaire d'une couche adhésive mince en résine époxyde de type FM 73. Afin de rétablir au maximum les performances de la structure, tout en tenant compte des aspects pratiques et économiques, on a mis en évidence l'influence de la longueur du patch sur le transfert de charge et sur l'évolution des contraintes de cisaillement au milieu et aux extrémités du joint. Les résultats numériques sont obtenus après résolution des équations différentielles par la méthode des différences finies.

Mots Clés : *Eolienne, Composite, Patch, Joint double recouvrement, Cisaillement, Renforcement.*

NOMENCLATURE

Symboles :	σ Contrainte de cisaillement, Nm ⁻²
E Module de Young ,GPa	Indices / Exposants :
G Module de cisaillement, GPa	a adhésive
u Déplacement horizontal,m	p patch
v Déplacement vertical, m	S structure
ℓ Longueur du patch, m	
P Charge de traction,N	

1. INTRODUCTION

La grande majorité des structures sont susceptibles de subir des chocs accidentels lors de leur utilisation. Tel est le cas des pales éoliennes surtout au bord d'attaque. L'endommagement qui découle de ces chocs est rarement spectaculaire mais il peut potentiellement avoir des conséquences néfastes importantes sur le comportement mécanique de la structure en question. Ceci est particulièrement vrai lorsque la structure travaille en fatigue et sous des conditions environnementales complexes et sévères (cycles de température et de pression, humidité, milieu corrosif, etc.). Diverses méthodes de réparations, à de tels phénomènes d'endommagement, et la recherche de méthodes de renforcement de structures existent, dont la mise en place de patches boulonnés ou rivetés. L'inconvénient de ces méthodes réside cependant dans le champ singulier de contraintes qui apparaît

dans les liaisons. Afin d'éviter les concentrations de contraintes, une solution possible consiste alors à coller un patch composite sur la région défectueuse de la structure afin de mieux renforcer la zone endommagée et retarder ainsi le phénomène de rupture et augmenter par la suite la durée de vie de la structure, tels que les joints à double recouvrement. L'intérêt d'utilisation d'un patch à deux dimensions a été d'abord traité analytiquement par Rose [1], et aussi Soutis [2]. Dans cette optique, Tanish et Ramachandra [3] ont trouvé que cette technique de réparation permet de résoudre le problème d'instabilité statique et dynamique de panneaux cylindriques composites simplement soutenus. L'utilisation de patches composites a intéressé aussi d'autres chercheurs tels que Park et al. [4]. D'autres chercheurs tels que Bottega et Loia [5] ont été intéressés par cette technique. Leurs contributions ont abordé la conception et l'analyse des réparations soient par rivetage, boulonnage ou collage. Des efforts parallèles, dans le développement de méthodes analytiques pour les réparations des structures composites, ont également été déployés dans les dernières décennies, dont on peut citer les œuvres d'Engels et Becker [6] et Oterkus et al. [7]. D'autres ont été intéressés par l'effet de la couche adhésive [8]

2. ANALYSE BIDIMENSIONNELLE DE LA REPARATION

Dans une réparation par collage, la résine époxyde est le facteur de solidarisation du renfort au substrat, et représente en même temps le maillon le plus faible dans l'ensemble patch-colle-structure. En effet, 53% des défaillances constatées dans les structures aéronautiques ainsi réparées sont dues à la colle [9]. La connaissance de la distribution des contraintes dans le patch et celles de cisaillement dans la colle est nécessaire pour concevoir un renforcement adapté. Certaines hypothèses telles que celles proposées par Goland et Reissner [10] qui ont traité de tels exemples. Ces modèles permettent de calculer quelques solutions analytiques des champs de contraintes dans la colle et dans le composite [11]. Il est important de noter que de telles théories sont unidirectionnelles, au sens où la structure renforcée est soumise à des conditions de chargements simples et que les contraintes sont calculées suivant un modèle de poutre renforcée. Les structures renforcées sont cependant plus complexes. Par exemple, les structures aéronautiques réparées ou renforcées par patches composites sont typiquement des structures bidimensionnelles soumises à des états de contraintes plus compliqués que les tests usuels de cisaillement de joints collés [12]. L'étude bidimensionnelle de structures renforcées par matériaux composites est très peu courante dans la littérature. Des effets bidimensionnels dus à un couplage entre les différentes directions sont susceptibles d'intervenir. Ils sont principalement dus à la différence des coefficients de Poisson entre le substrat et le composite.

2.1. Détermination des contraintes

Une structure peut être renforcée ou réparée par le collage d'un patch composite dans le but d'améliorer sa résistance de fatigue, ou de stopper la propagation de la fissure. Les joints de collage, en général, se caractérisent par des concentrations de contraintes dans la couche adhésive. Ceux-ci proviennent, dans le cas des contraintes de cisaillement, de l'inégalité des déformations axiales des adhérents. Parmi les joints les plus fréquemment utilisés sont les joints à double recouvrement présentés par la figure 1.

En se référant à la figure 1, et en considérant un élément 'dx', 'dy' du patch qui est présenté sur la figure 2, on trouve que :

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_{xx}^p}{\partial x} e_p - \sigma_{xz}^a + \frac{\partial \sigma_{xy}^p}{\partial y} e_p = 0 \\ \frac{\partial \sigma_{yy}^p}{\partial y} e_p - \sigma_{yz}^a + \frac{\partial \sigma_{xy}^p}{\partial x} e_p = 0 \end{cases} \quad (1)$$

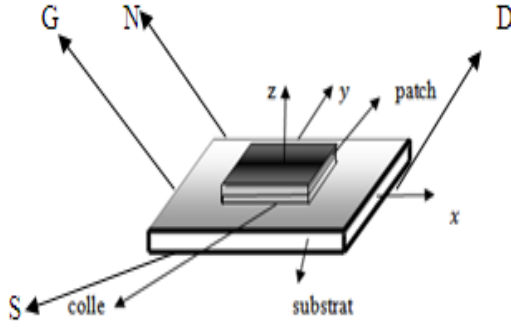


FIGURE 1. Joint double recouvrement

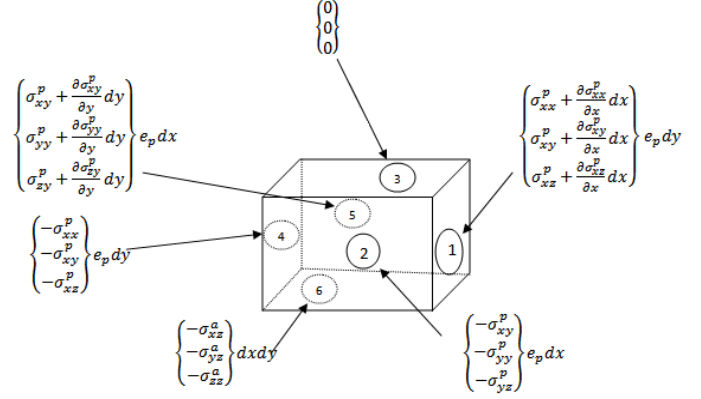


FIGURE 2. Equilibre des forces pour un élément du patch.

2.2. Etat de traction :

L'établissement de l'équation d'équilibre entre le patch composite et le substrat, soumis à un état de traction, et en introduisant les lois de comportement lineaires du patch et les conditions aux limites sur les bords droit (D) et gauche (G), nord (N) et sud (S), on aboutit au système d'équations suivant :

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 \sigma_{xx}^p}{\partial x^2} = A_x \sigma_{xx}^p + B_x \sigma_{yy}^p + C_x \\ \frac{\partial^2 \sigma_{yy}^p}{\partial y^2} = A_y \sigma_{xx}^p + B_y \sigma_{yy}^p + C_y \end{cases} \quad (2)$$

Avec A_x, A_y, B_x, B_y, C_x et C_y sont des fonctions des propriétés mécaniques et de la géométrie de l'ensemble (structure-colle-patch). Afin de résoudre le système d'équations (2), on utilise un schéma de différences centrées pour approcher les équations différentielles partielles du second ordre. Un maillage uniforme, de n points suivant x et n points suivant y où $(\Delta x = \Delta y)$, est établi pour discrétiser le domaine. Dans ce cas, on introduit les indices i, j . Le système (2) devient :

$$\begin{cases} \frac{\sigma_{xx}^p(i+1,j) - 2\sigma_{xx}^p(i,j) + \sigma_{xx}^p(i-1,j)}{(\Delta x)^2} = A_x \sigma_{xx}^p(i,j) + B_x \sigma_{yy}^p(i,j) + C_x(i,j) \\ \frac{\sigma_{yy}^p(i,j+1) - 2\sigma_{yy}^p(i,j) + \sigma_{yy}^p(i,j-1)}{(\Delta y)^2} = A_y \sigma_{xx}^p(i,j) + B_y \sigma_{yy}^p(i,j) + C_y(i,j) \end{cases} \quad (3)$$

$C_x(i,j), C_y(i,j)$ dépendent des points de discrétisation, qui font intervenir les conditions aux limites, à partir des deux équations qui forment le système (3). On peut alors établir un système linéaire de la forme :

$$\Gamma \sigma = \Lambda \quad (4)$$

Avec σ est un vecteur colonne de 2 fois n^2 éléments, avec les n^2 premiers éléments sont σ_{xx}^p et les derniers représentent σ_{yy}^p .

2.2 Déterminations des conditions aux limites

Les conditions aux limites sur les frontières libres gauche (G), droite (D), sud (S) et nord (N), représentées dans la figure 1, sont données lors de la détermination de la contrainte σ_{xx}^p par:

- Sur les bords G, D :

$$\sigma_{xx}^p(x = 0, y) = \sigma_{xx}^p(x = l_x, y) = 0 \quad (5)$$

- Sur les bords S, N:

$\sigma_{xx}^p(x, y = 0) = \sigma_{xx}^p(x, y = l_y)$, elle est déduite de l'équation (2.3) et est donnée par :

$$\sigma_{xx}^p(x, y = l_y) = \sigma_{xx}^p(x, y = 0) = \frac{C_x}{A_x} (\cosh(\sqrt{A_x}x) + \frac{1 - \cosh(\sqrt{A_x}l_x)}{\sinh(\sqrt{A_x}l_x)} \sinh(\sqrt{A_x}x)) - \frac{C_x}{A_x} \quad (6)$$

D'une façon similaire, on peut déterminer σ_{yy}^p .

3. RESULTATS ET DISCUSSIONS

Le patch composite choisi pour le renforcement de la structure endommagée, qui est en aluminium, est un composite à renforcement unidirectionnel de type carbone/époxyde. Le taux de renfort choisi est égale à 0.7 et les fibres sont toutes orientées à 0°. La structure et le patch sont liés l'un à l'autre par une couche adhésive mince, constituée d'une résine époxyde de type FM7. Les propriétés mécaniques de l'ensemble (structure-colle-patch) sont présentées dans le tableau 3.1 .

Matériau	Type	E_1 , GPa	E_2 , GPa	ν_{12}	G_1 , Gpa
Structure	Al ₂ O ₃	72	72	0.31	37.2
Patch	Carbone/époxyde(T300)	181	10.3	0.28	7.17
Colle	FM73	2	2	0.33	1.89

TABLEAU 1. Propriétés mécaniques des matériaux considérés

D'autre part, l'épaisseur de la colle est 0.5 mm et celle du patch est 4 mm et pour la structure, elle est égale à 9 mm. Le patch étant carré de 7 cm de côté.

Afin de mieux comprendre le phénomène de transfert de charge normale de la structure vers le patch composite, qui est dû à l'effet de cisaillement de la colle, on a considéré un essai de traction dans la direction 'x' avec $\sigma_{xx}^p = 100$ MPa et de compression suivant 'y' $\sigma_{yy}^p = -50$ MPa. Sur les figures 3 et 4, on a représenté respectivement la distribution des contraintes normales σ_{xx}^p et σ_{yy}^p dans le patch composite.

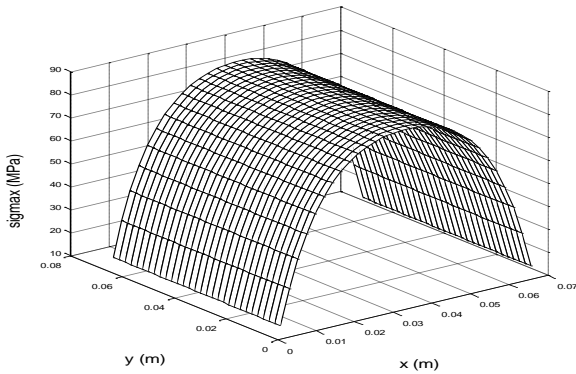


FIGURE 3. Distribution de la contrainte normale σ_{xx}^p

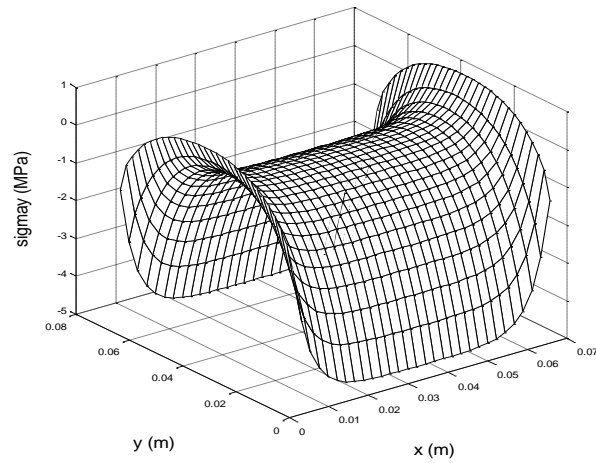


FIGURE 4. Distribution de la contrainte normale σ_{yy}^p

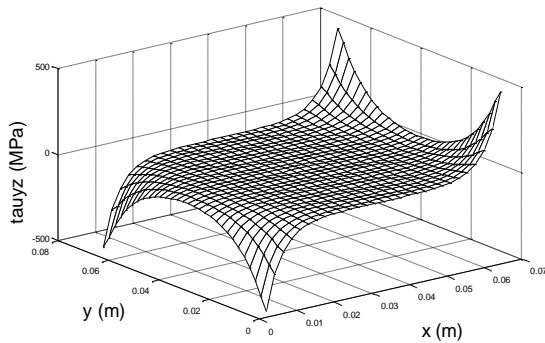


FIGURE 5. Contrainte de cisaillement σ_{yz}^a

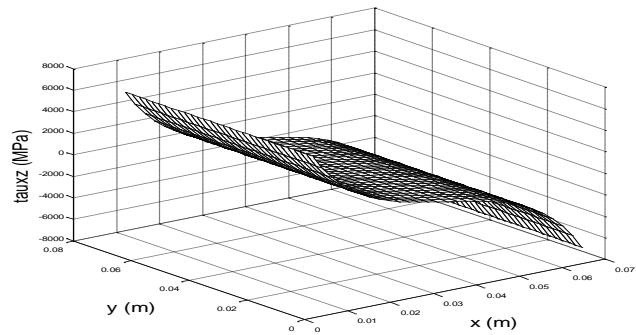


FIGURE 6. Contrainte de cisaillement σ_{xz}^a

On remarque dans la figure 3 que la contrainte normale dans le patch débute d'une valeur nulle aux extrémités (lorsque $x = 0$ et $x = l_x$), et atteint une valeur maximale au centre du patch. Tandis que pour la contrainte normale suivant 'y', elle est maximale en valeur absolue aux extrémités, cela est dû au rétrécissement du patch sous l'effet de la charge de traction dans la direction x et de la compression suivant 'y', puis elle devient nulle au centre du patch.

Lors de la représentation respective des contraintes de cisaillement σ_{yz}^a et σ_{xz}^a par les figures 5 et 6, on constate des pics pour les contraintes de cisaillements dans la colle, d'où le risque d'arrachement dans cette zone est plus élevée. Tandis que dans la zone du milieu, la contrainte est nulle et le transfert de charge s'est effectué presque complètement.

4.CONCLUSION

On peut conclure que l'effet de cisaillement de la colle entraîne un transfert de charge depuis la structure vers le patch afin de soulager la structure dans la partie endommagée et de ce fait lui prolonger par la suite sa durée de vie. De plus, le cisaillement dans la colle présente quatre zones critiques, qui sont les bords libres du patch. Ces derniers risquent de se rompre et mettre fin la fiabilité du renforcement. On peut alors constater que la colle représente le maillon le plus faible de l'ensemble (patch-structure-colle).

REFERENCES

- [1] C.H. Wang, L.R.F. Rose, and R. Callinan, Analysis of out-of-plane bending in one-sided bonded repair. Aeronautical and Maritime Research Laboratory, Airframes and Engines Division, Defence Science and Technology Organization, Melbourne, Australia, 1998.
- [2] C. Soutis, and F.Z. Hu, Design and performance of bonded patch repairs of composite structures.
- [3] D. Tanish, and L.S. Ramachandr, Static and dynamic instability analysis of composite cylindrical shell panels subjected to partial edge loading. *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 64, 46-56, 2014.
- [4] J.H. Park, T. Ogiso, and S.N. Atluri, Analysis of crack in aging aircraft structures with and without composite-patch repairs. – *Computational Mechanics*, vol. III, 1992.
- [5] W.J. Bottega, and M.A. Loia, Edge debonding in patched cylindrical panels. *International Journal Solids and Structures*, 33, 1996.
- [6] H. Engels, and W. Becker, On the way to get optimized patch repairs of laminates. Proceedings of the 8 th Pan American Congress of Applied Mechanics, Havana, Cuba,10, 2004.
- [7] E. Oterkus, A. Barut, E. Madenci, and D.R. Ambur, Nonlinear analysis of a composite panel with a cutout repaired by a bonded tapered composite patch. *International Journal of Solids and Structures*, 42, 5274-5306, 2005.
- [8] M.Özcan, A.Noriyuki Kojima, G. Pekkan, and A. Mikail Melo, Adhesion of substrate–adherent combinations for early composite repairs: Effect of intermediate adhesive resin application, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 49, 97-102, 2014.
- [9] M.Davis and D. Bond, Principles and practices of adhesive bonded structural joints and repairs, *International Journal of Adhesion and Adhesives*. 19, 91–105, 1999.
- [10] M. Goland, and E. Reissner, The stress in cemented joints. *Journal of Applied Mechanics*, 11, A17–A27, 1944.
- [11] R. Adams, and W. Wake, Structural adhesive joints in engineering, 1984.
- [12] A.Baker, and R.Jones, Bonded repair of aircraft structures. *Martinus Nijhoff Publishers*,1988.