

## Comparaison du comportement mécanique d'un assemblage en composite boulonné et collé

M. Benchaa<sup>1</sup>, D. Ouinas<sup>1</sup>, M. Sahnoun<sup>1</sup>

<sup>1</sup>. Laboratoire de Modélisation Numérique et Expérimentale des Phénomènes Mécaniques, Département de Génie Mécanique-Université Abdelhamid Ibn Badis de Mostaganem-Algérie.

**RESUME** — Aujourd'hui la plupart des assemblages mécaniques aéronautiques constitués de boulons ou de rivets comporte un mastic d'interface pour assurer l'étanchéité et éviter les problèmes de fretting-corrosion en fatigue. Les avionneurs cherchent à donner au mastic une fonctionnalité structurale et aussi réduire le nombre de fixations. Le dimensionnement de ces assemblages hybrides doit s'appuyer sur des modèles de comportement qui permettent de déterminer les taux de transfert de charge entre le boulon ou le rivet et le joint de colle. Dans cet article nous avons fait une étude d'analyse de contraintes pour les deux types d'assemblage, collé et boulonné dans les plis d'un matériau composites multicouches constitués par des fibres en bore qui sont orientés par rapport à l'axe Z et de résine en époxyde chargée en traction suivant l'axe Y. Les effets de l'orientation des substrats et le diamètre de l'entaille sont mis évidence. Les résultats indiquent que les fortes concentrations de contraintes sont situées dans le pli qui est juste en contact avec la couche adhésive. Et pour l'assemblage boulonné elles se localisent dans les plis extérieurs de la plaque. Pour l'orientation des fibres des substrats 0° et 90° les contraintes sont identiques dans la quasi-totalité des plis pour le cas du collage.

**Mots-clefs** : Composite, Assemblage, Adhésive, boulonnage, Contraintes, Analyse par éléments finis.

### I. Introduction

Un avion comporte plus d'un million de fixations et l'assemblage des pièces représente environ 50 % de son coût de fabrication. Par ailleurs, la réalisation de liaison ou d'assemblage de pièces composites demeure un problème technologique tant du point de vue de la mise en œuvre que de la tenue mécanique en service.

Différentes technologies d'assemblage peuvent être utilisées : boulonnage, rivetage, collage, insert métallique taraudé, ou combinaison de ces technologies. Ces différentes technologies engendrent des sollicitations spécifiques dans le matériau composite : compression dans le plan de la stratification (matage pour un boulonnage ou un rivetage), compression hors plan (précharge d'un boulon), cisaillement hors plan (collage). Le comportement des matériaux composites pour ce type de sollicitation est fortement non linéaire en raison de la présence

de différents types d'endommagement (micro-flambage des fibres, fissuration de la matrice, délaminage). De plus, la présence d'interfaces entre matériaux différents engendre des mécanismes de transferts de charge complexes : contact frottant avec jeu ou précharge qui peuvent évoluer en raison de la déformation des pièces, des dilatations différentielles et du fluage des matériaux notamment celui du polymère de la matrice du composite.

Aujourd'hui la plupart des assemblages mécaniques aéronautiques constitués de boulons ou de rivet comporte un mastic d'interface pour assurer l'étanchéité et éviter les problèmes de fretting corrosion [1]. Les avionneurs cherchent à donner au mastic une fonctionnalité structurale et ainsi réduire le nombre de fixations. Le dimensionnement de ce type d'assemblage doit s'appuyer sur des modèles de comportement qui permettent d'optimiser les paramètres de conception (dimensions, propriétés de l'adhésif, couple de serrage, ...) optimaux en termes de résistance ou de raideur. La difficulté réside alors dans la détermination du taux de transfert de charge

---

**Corresponding author:** Benchaa Mostefa,  
E-mail: benchaa\_mostefa@yahoo.fr

entre le boulon ou le rivet et le joint de colle [2]. Pour la caractérisation mécanique du collage en point de vue de l'ingénieur, le dimensionnement d'une structure collée nécessite la connaissance de caractéristiques mécaniques du collage en lien avec les sollicitations auquel il est soumis : traction, compression, cisaillement, clivage (séparation des constituants rigides d'un assemblage par application d'un effort à leur extrémité selon une direction sensiblement perpendiculaire au plan de collage ou pelage [3] (séparation des constituants d'un assemblage, dont l'un au moins est souple, par application d'un effort à l'extrémité du support souple selon un angle compris entre  $90^\circ$  et  $180^\circ$  par rapport au plan de collage). Les auteurs [4-5-6] ont fait des recherches sur l'étude du comportement mécanique d'un matériau composite.

Dans cet article, nous avons fait une étude comparative sur l'évolution des contraintes dans les plis de substrats en composites assemblés par collage ou boulonnage. L'effet d'orientation des fibres du composite est mis en évidence.

## II. Modèles et maillage des plaques

Pour cette étude, nous avons choisi un modèle d'assemblage collé et l'autre boulonné de deux plaques en composites multidirectionnels en bore/époxyde avec dix couches dans chaque substrat de séquence  $[+\theta/-\theta]$ . Les fibres sont orientées par rapport à l'axe Z (figure 1). L'épaisseur de chaque couche est de 0.125mm, les deux plaques ont été assemblées sur une longueur à simple recouvrement  $c=25$ mm (figure 2).

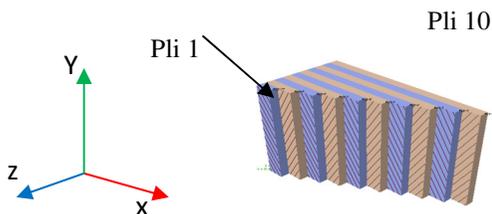


Fig. 1 L'orientation des fibres.

La couche adhésive de type FM73 considérée comme un matériau isotrope dont les propriétés restent les mêmes dans toutes les directions. Le

module de Young  $E_0=800$ MPa et le coefficient de poisson  $\nu=0.35$ . Le vis de fixation à tête cylindrique fondue CsM4-8 classe 4-6 en S235,  $R_m=340$  MPa et  $R_e =235$  MPa avec un module de Young  $E= 210000$ MPa et  $\nu=0.28$

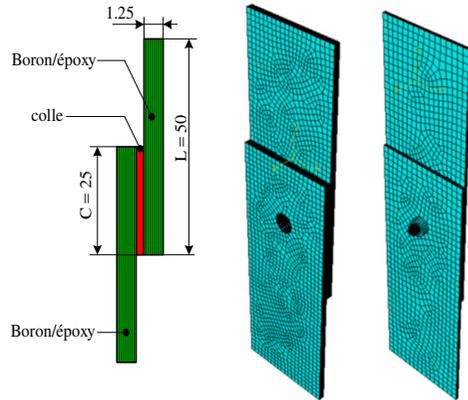


Fig. 2 Modèle géométrique et maillage de l'assemblage collé et boulonné.

### II.1. Propriétés mécaniques de l'assemblage

Tableau 1. Caractéristiques mécaniques de matériau composite.

Propriétés	Bore/ époxyde
$E_1$ (MPa)	206842.8
$E_2$ (MPa)	20684.28
$E_3$ (MPa)	20684.28
$G_{12}$ (MPa)	6894.76
$G_{13}$ (MPa)	6894.76
$G_{23}$ (MPa)	4136.856
$\nu_{12}$	0.30
$\nu_{13}$	0.25
$\nu_{23}$	0.25

### II.2. Conditions aux limites

L'assemblage collé est sollicité en traction uniaxiale dans la direction verticale  $yy$  sous la contrainte appliquée  $\sigma_{ap}=100$ MPa. Pour ce là nous avons utilisé le code de calcul ABAQUS 6.10.1 avec un maillage structuré et raffiné au niveau d'entaille de 1360 éléments quadrilatéraux de type C3D20 dans la colle, et 14400 éléments pour chaque plaque en composite et 10980 éléments tétraédriques de type C3D10 dans la vis. Il faut noter qu'il n'est pas possible d'appliquer des conditions de

symétrie dans notre modèle. La géométrie et le chargement appliqué possèdent un plan de symétrie YZ. En ce qui concerne le matériau stratifié lui-même, cette symétrie est valable pour les plis orientés à 0° et 90°, mais pas pour les autres plis, ce qui nous oblige donc à travailler avec un modèle complet.

### III. Analyse des contraintes dans les plis du composites collés

Sur la figure 3, on montre l'évolution des contraintes de Von Mises dans les plis du substrat en fonction d'orientation des fibres du matériau composite pour le cas de diamètre d'entaille  $D=4\text{mm}$ . L'épaisseur de la couche adhésive est  $e_a=0.127\text{mm}$ . Il est à noter que les contraintes de Von mises maximales sont obtenues pour le cas d'orientation des fibres des substrats en composite entre  $\theta=45^\circ$  et  $\theta=50^\circ$ ; elle est de l'ordre de 275 MPa, et la contrainte minimale dans le cas où les fibres sont perpendiculaires à la contrainte appliquée ( $\theta=0^\circ$ ). Elle est de l'ordre de 124.8MPa se trouvant dans le pli 1 qui est en contact avec la couche adhésive.

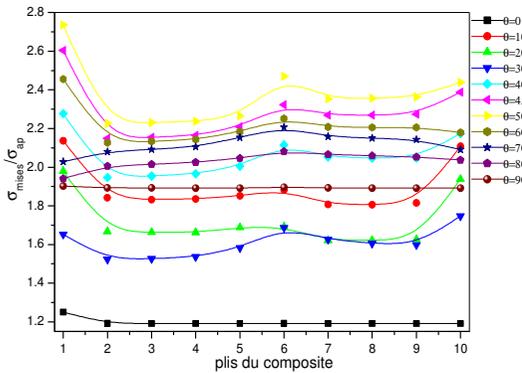


Fig3 .Variation de contrainte de Von-Mises.

Les figures (4a et 4b) montrent l'évolution des contraintes principales maximales  $\sigma_{11}$ ,  $\sigma_{22}$  et  $\sigma_{33}$  correspondants aux axes principaux X, Y et Z dans les dix plis du matériau composite. Nous remarquons que les contraintes maximales normales  $\sigma_{11}$  possèdent les mêmes allures et elles sont importantes pour des orientations des plis entre 45° et 60° et faible lorsque  $\theta=0^\circ$ . Cette variation est quasiment stable à partir du deuxième pli jusqu'au dixième. Par contre les contraintes  $\sigma_{22}$  et  $\sigma_{33}$  sont maximales lorsque les fibres sont

orientées d'un angle  $\theta=0^\circ$  et diminuent avec l'accroissement des orientations des fibres voire des faibles valeurs pour  $\theta>70^\circ$ . La contrainte normale maximale suivant l'axe z est faible comparativement aux autres contraintes normales.

La figure 5 représente la variation des contraintes de cisaillements maximales dans différents plis du matériau composite en fonction d'orientation des fibres, on constate que les contraintes dans le plan xy sont importantes dans les plis qui se trouvent aux extrémités du substrat en composite et stable pour les autres plis à l'intérieur de la plaque quelque soit l'orientation des fibres. Les contraintes de cisaillement dans les plans xz et yz sont très importantes dans le premier pli et sont stables pour les orientations des fibres inférieures à 30° et supérieures à 70°. Lorsque  $30<\theta<70^\circ$  le facteur de concentration de contraintes prend des allures descendantes jusqu'au 4<sup>ème</sup> pli au-delà, ces variations ont des formes paraboliques. Les contraintes  $\sigma_{13}$  et  $\sigma_{23}$  sont minimales en respectives dans tous les plis lorsque les fibres sont orientées d'un angle  $\theta=0^\circ$  et  $\theta=90^\circ$ .

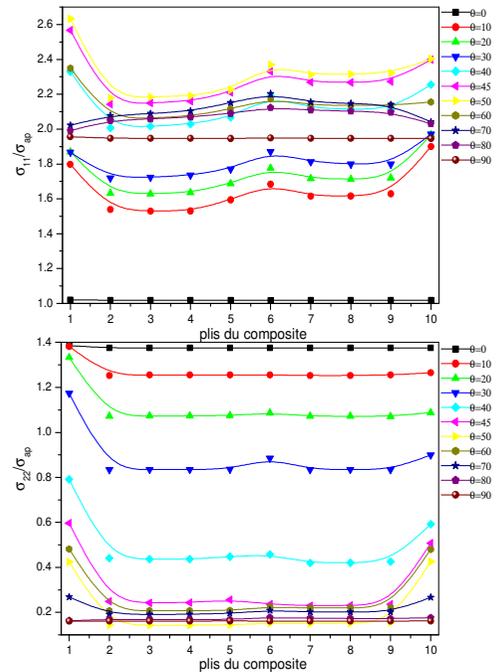


Fig 4a . Variation des contraintes normales en fonction de l'orientation des fibres.

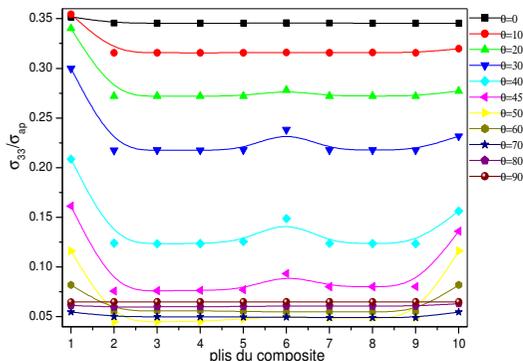


Fig 4b : Variation des contraintes normales en fonction de l'orientation des fibres.

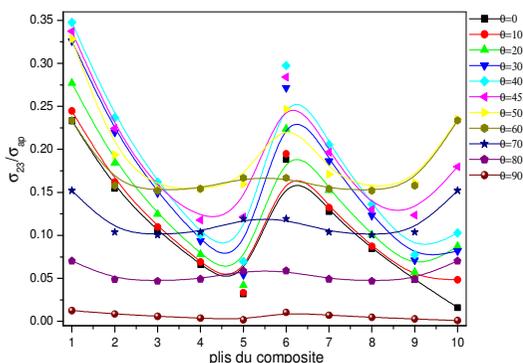
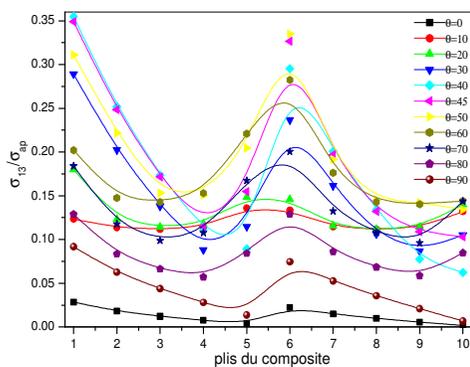
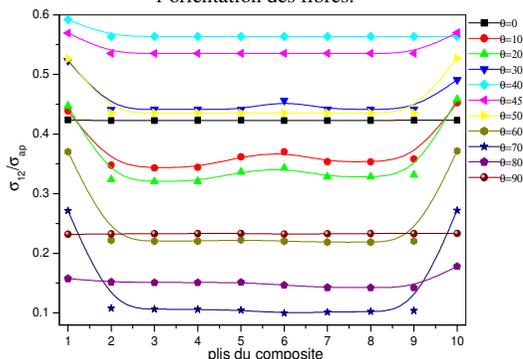


Fig5.Variation des contraintes de cisaillements en fonction de l'orientation des fibres.

#### IV. Les assemblages boulonnés

Le boulonnage est le mode d'assemblage le plus courant dans les constructions aéronautiques. plus précisément, il s'agit d'assemblage boulonné travaillant en cisaillement. Lorsqu'on a un vissage ou rivetage il faut prendre Les précautions de dimensionnement. Car les règles de conception peuvent également être différentes entre un métal et un composite. Les rapports  $l/D$  et  $p/D$  recommandés pour un assemblage composite/composite sont supérieurs à ceux recommandés dans le cas d'un assemblage métal/métal.

$5 \leq l/D \leq 2,5$  dans le cas du métal  
 et  $l/D \geq 5$  dans le cas du composite.

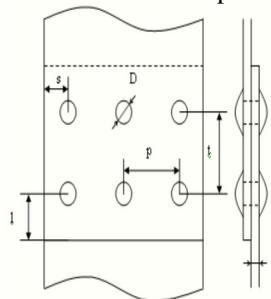


Fig6.Assemblage revêt [8].

##### IV.1. La flexibilité des fixations

La flexibilité des fixations est un des paramètres les plus importants dans le dimensionnement des assemblages boulonnés, puisque la durée de vie de l'assemblage, à iso-technologie, est directement liée à la répartition des contraintes autour du trou d'une fixation, qui elle-même dépend de l'effort transféré par cette fixation. De nombreuses études ont alors été réalisées pour déterminer la valeur de ce paramètre. Cependant les formulations établies diffèrent, ainsi que le concept de flexibilité de fixation et l'influence des différents paramètres de conception [1].

##### IV.2.Couple de serrage et force de précharge

- Seule une précharge correcte procure un assemblage fiable :
  - Précharge trop faible : risque de desserrage
  - Précharge trop forte : risque de déformation des pièces à assembler, ou de rupture de la vis.

• La précharge c'est la force en Newton qui met les pièces en pression lors du serrage de la vis elle est en fonction du couple de serrage appliqué sur la vis et du coefficient de frottement.

Qu'est-ce qu'un couple de serrage ? (Cs) "est une force en N.m" appliquée au bout d'un bras de levier.

D'après la norme NF EN ISO 8982/[7] nous avons tiré la valeur de couple de serrage correspond au caractéristiques du vis choisi  $Cs=1.1N.m$  avec un effort de serrage  $F = 1580N$ .

### V. Analyse des contraintes dans les plis du substrat d'un assemblage boulonné

Tout en gardant le même modèle géométrique sauf que l'assemblage pour les deux plaques est obtenue par un boulon de fixation constitué d'un vis à tête cylindrique fendue CsM4-8 classe de qualité 4-6 en S235 et un écrou hexagonale HM4. On montre sur la figure 8, la variation des contraintes de Von-Mises dans les plis de la plaque composite sous l'effet d'orientation des fibres du substrat, nous remarquons au premier lieu que les contraintes maximales sont deux fois plus importantes à celles obtenues pour le cas d'un assemblage collé et se trouvent dans les plis extérieurs. L'orientation des fibres des substrats en composite entre  $\theta=40^\circ$  et  $\theta=60^\circ$  provoque plus de concentration de contraintes au niveau de tout les couches au milieu de la plaque c.-à-d. plis 5, 6 et 7 les allures de variation de contraintes possèdent des formes paraboliques dont leurs optimum est obtenue pour le cas d'orientation des fibres  $\theta=45^\circ$ .

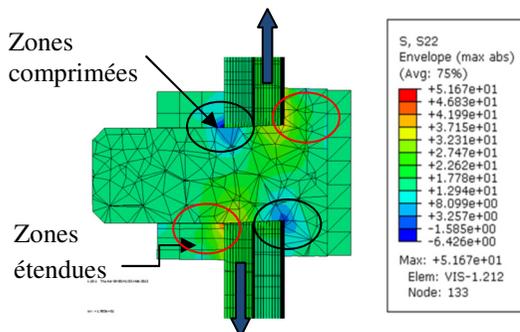


Fig7.Niveau de contraintes  $\sigma_{22}$  pour le cas d'orientation des fibres  $\theta=90^\circ$ .

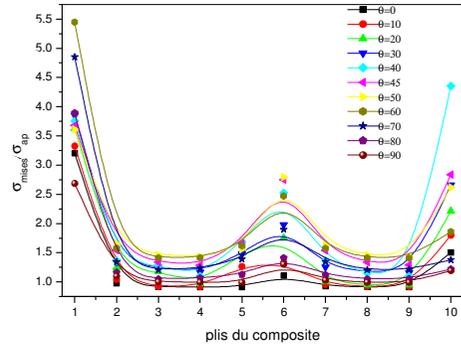


Fig8.Variation de contrainte de Von-Mises.

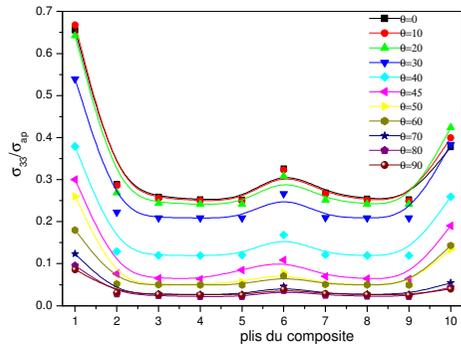
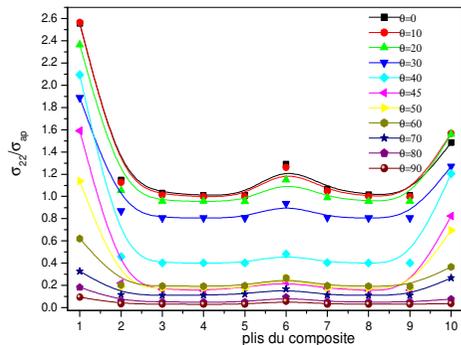
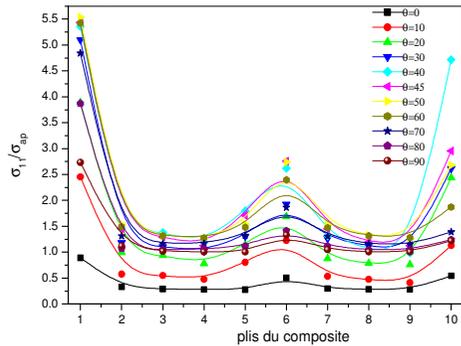


Fig9.Variation des contraintes normales en fonction de l'orientation des fibres

On montre sur la figure 9 l'évolution des contraintes principales maximales  $\sigma_{11}$ ,  $\sigma_{22}$  et  $\sigma_{33}$  en fonction de l'orientation des fibres des plis, nous remarquons qu'elles possèdent les mêmes allures et sont très importantes dans les plis 1 et 10. Pour les autres plis la variation est quasiment stable. La variation des contraintes de cisaillement  $\sigma_{12}$   $\sigma_{13}$   $\sigma_{23}$  est montrée sur la figure 10. Les mêmes constatations sont marquées dans le cas de même assemblage obtenu par collage sauf qu'elles sont très importantes dans le premier pli.

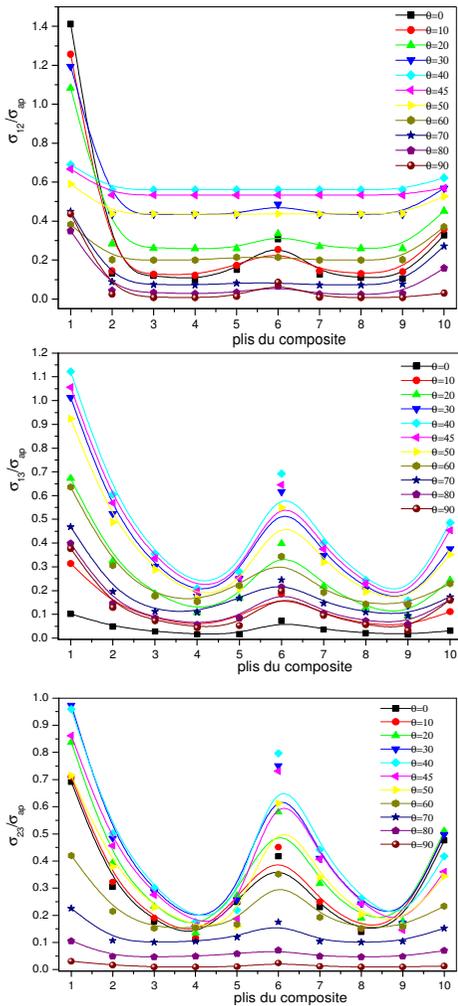


Fig10. Variation des contraintes de cisaillements en fonction de l'orientation des fibres.

## VI. Déplacement maximal suivant les axes x, y et z

Nous avons mis l'optique sur une étude comparative entre le déplacement maximal de la structure en assemblage boulonné et l'autre collé. Sur la figure 9 on illustre l'évolution des déplacements maximaux  $U_1$ ,  $U_2$  et  $U_3$  correspondants aux axes principaux X, Y et Z.

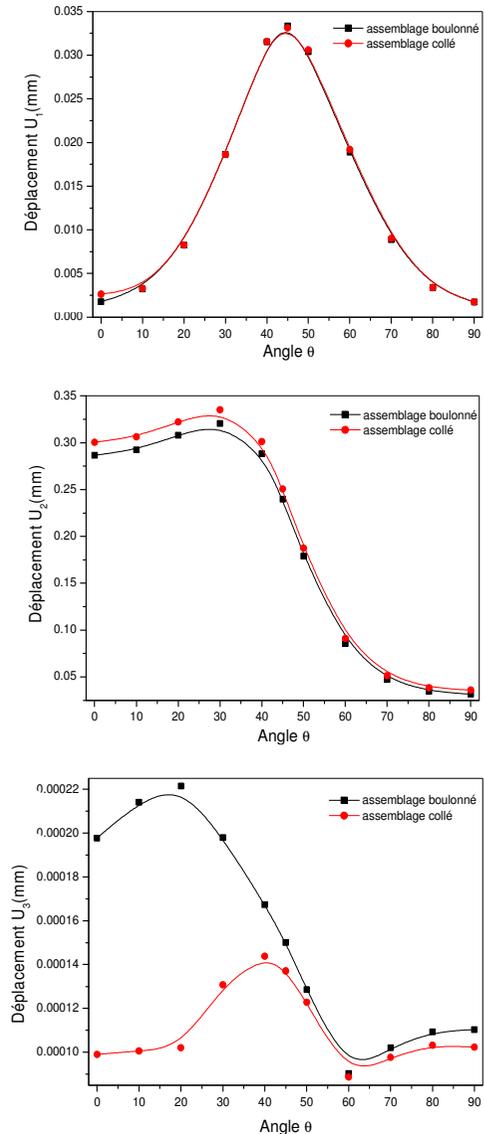


Fig11. Evolution de déplacement maximal en fonction de l'orientation des fibres.

Il est à constater que quelque que soit le type d'assemblage la variation de déplacement maximal  $U_x$  est la même pour toutes les orientations des fibres du substrat en composites. La forme des allures est parabolique et possède un maximum lorsque  $\theta = 45^\circ$ . Pour le déplacement  $U_y$  suivant le sens de chargement de la structure collée a un déplacement plus important que le déplacement d'une structure assemblée par boulonnage. Lorsque l'angle varie entre  $0^\circ$  et  $40^\circ$ , le déplacement  $U_y$  est de l'ordre de 10 fois plus important que  $U_x$ . Par ailleurs pour le déplacement  $U_z$  obtenu dans l'assemblage collé est 2 fois moins important que celui obtenu pour l'assemblage boulonné lorsque l'angle varie de  $0^\circ$  à  $30^\circ$ . Au-delà, la différence a tendance à diminuer. L'assemblage boulonné est déformé plus que l'assemblage collé suite à la charge précontrainte de serrage (force de serrage).

## VII. Conclusion

L'étude présente a montré après l'analyse de simulation des contraintes au niveau des plis de substrat en composites :

Pour l'assemblage collé les contraintes restent stable sur le long d'épaisseur du substrat à travers tout les plis lorsque les fibres sont orientées d'un angle  $\theta=0^\circ$  et  $\theta=90^\circ$ .

Les contraintes de Von mises maximales sont obtenues pour le cas d'orientation des fibres de substrat en composite entre  $\theta=45^\circ$  et  $\theta=50^\circ$ ; se trouvent dans le pli 1 qui est en contact avec la couche adhésive est minimales dans le cas  $\theta=0^\circ$ .

Les contraintes  $\sigma_{11}$  sont minimales lorsque les fibres sont orientées d'un angle  $\theta=0^\circ$ .

Les contraintes  $\sigma_{22}$  et  $\sigma_{33}$  sont maximales lorsque les fibres sont orientées d'un angle  $\theta=0^\circ$  et diminuent avec l'accroissement des orientations des fibres voire des faibles valeurs pour  $\theta>70^\circ$ .

Les contraintes de cisaillement dans les plans  $xz$  et  $yz$  sont très importantes dans le premier

pli et stables pour les orientations des fibres inférieures à  $30^\circ$  et supérieur à  $70^\circ$ .

Les contraintes  $\sigma_{13}$  et  $\sigma_{23}$  sont minimales en respectives dans tous les plis lorsque les fibres sont orientées n'un angle  $\theta = 0^\circ$  et  $\theta = 90^\circ$ .

Pour l'assemblage boulonné les contraintes maximales de Von-Mises sont deux fois plus importantes à celles obtenues pour le cas de collage.

Les contraintes principales maximales  $\sigma_{11}$ ,  $\sigma_{22}$  et  $\sigma_{33}$  sont très importantes dans les plis 1 et 10.

Le déplacement maximal de la structure est obtenue suivant la direction du chargement pour  $\theta=45^\circ$  et minimal suivant l'axe d'épaisseur ( $U_3$ )

L'assemblage boulonné se déforme plus suivant l'axe  $Z$  due aux charges précontraintes.

## Références

- [1] E. Paroissien, *Contribution aux assemblages hybrides (boulonnés/collés) - Application aux jonctions aéronautiques*.Thèse de doctorat, Université Toulouse III, 2006.
- [2] B.Christophe.*Study of load transfer in hybrid bolted/bonded composite joints*.ComptesRendus des JNC 17 - Poitiers 2011.
- [3] Beghin.*Apport de mesures rhéologiques et de de pelage à l'analyse de la rupture de liants bitumineux*.These de doctorat, Université Paris VI,2003.
- [4] X. Aubard, C. Cluzel, L. Guitard, et P. Ladeveze.*Damage modelling of a 3D Carbon/Carbon composite for high temperature application*.(Ceramics International, 2000. 26: pp. 631-637).
- [5] Burr, F.Hild et F.A. Leckie. «Continuum description of damage in ceramic matrix composites». *European journal of mechanics, A/solids*, 1997. 16(1).
- [6] J.Jortner. *Effects of shear lag on thermal expansion of 3D carbon-carbon composites*. in Sixth rocket nozzle technology meeting of the JANNAF RNTS. 1984. Huntsville.
- [7] ISO 898/1, ISO 898/2 - International Standard Mechanical Properties of Fasteners. Part 1: Bolts, screws and studs. Part 2: Nuts with Specified Proof Load Values.
- [8] L.J Hart-Smith.,*Bolted Joints in Graphite Epoxy Composites*.(NASA CR-144899, 1976).