

Identification par simulation numérique de propriétés élastiques d'un composite cousu

S. Nehmé¹, N. Talbi², R. Ayad², R. Younès³, M.H. Ibrahim⁴

1 – Roberval, UTC, Compiègne, France, samer.nehme@utc.fr

2 – GMMS, ESIEC, Reims, France

3 – ULFG, Beyrouth, Liban

4 – Université d'Alep, Syrie

Résumé : Cette étude concerne l'homogénéisation du matériel sandwich cousu en déterminant ses propriétés mécaniques élastiques, plus précisément le module de Young en compression E_z et le coefficient de cisaillement G_{xz} dans le plan (1,3), via une méthode numérique par élément fini en utilisant un programme de simulation 'ABAQUS'. Ensuite, ces résultats seront comparés avec les valeurs déterminées expérimentalement.

Mots clés : composite, cousu, simulation, homogénéisation.

1. Introduction

Le concept de sandwich est une technique bien établie de construction qui combine le bas poids avec la rigidité et la force. D'autre manière précise, on peut dire que le sandwich est constitué d'un matériau de faible masse volumique (mousse) sur lequel sont collées deux endroits minces (peau) d'un matériau plus fort et plus rigide. L'avantage majeur de ce type de matériau multicouche est sa haute rigidité flexionnelle proportionnellement à son poids (rapport EI/ρ), où le poids représente un facteur très important. La réduction du poids permet d'obtenir une vitesse plus élevée, une gamme assez vaste, moins de puissance moteur et une amélioration de l'économie fonctionnelle.

Vu le type d'application du matériau sandwich, en choc par exemple, celui-ci est soumis à de fortes charges suite à sa collision avec un autre corps. L'impact de cette collision peut causer dans certaines conditions un grand problème. Sachant que la fonction essentielle de la mousse (l'âme du sandwich) est de transmettre, par cisaillement, les actions mécaniques d'une peau à l'autre, plus loin de l'axe neutre ou la résistance aux charges de flexion est amplifiée. La faiblesse de cette transmission sera l'interface qui est susceptible de s'exfolier et en générale limite la force et il n'y a aucun renfort rapprochant la mousse et les peaux. Ce qui peut entraîner le décollement du complexe peau-mousse. D'où l'idée d'avoir un matériau sandwich cousu consistant à améliorer la structure en cousant une fibre plus rigide au matériel sandwich.

En effet, GUI et Li (2001) ont suggéré que piquer puisse augmenter les propriétés inter laminaires de telle façon que la résistance de décollement et la force de compression après l'impact du composé fragile soit sensiblement améliorée. Mouritz (2001) a indiqué que l'augmentation de la résistance de décollement causée par le piqueron du composé donne des valeurs inter laminaires de dureté beaucoup plus hautes que pour l'équivalent sandwich qui ne sont pas cousus. En conséquence, le sandwich cousu est fortement efficace en réduisant les dommages de décollement aux composés effectués avec un poids léger et à vitesse réduite.

Jusqu'à présent, la couture de la structure sandwich a reçu une attention minimale, même si l'amélioration mécanique semble être significative. Les publications concernant ce type de structure restent limitées. Potluri et ses collaborateurs (2003) ont mis en évidence que les propriétés mécaniques sont améliorées en cousant verticalement. Par suite, Stanley et Adams (2001) ont comparé les comportements mécaniques de sandwich cousus verticalement avec celui à angle cousus et ont conclu que le comportement à angle cousu est beaucoup plus avantageux.

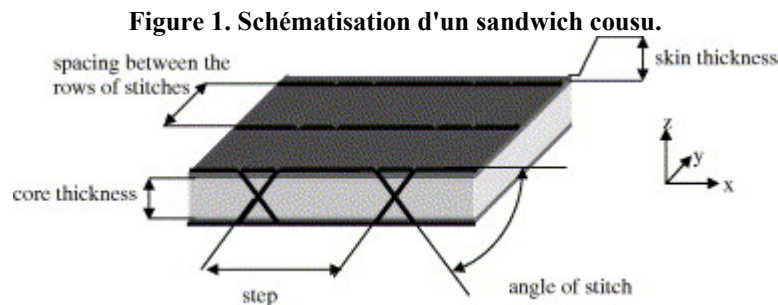
Des études ont déterminé que le fait de piquer peut remplacer la liaison adhésive afin de joindre les structures composées au niveau des structures d'avion 'aircraft structures'. Ils ont conclu que la résistance à la traction des joints cousus de panneau à renfort étant jusqu'à 72% plus haute que des joints non cousus. Mouritz et d'autres (1997) ont indiqué que piquer affecte la force, la rigidité et l'exécution de fatigue des structures, selon le type du composé et de la technique du cousu. Les

propriétés mécaniques des structures s'améliorent avec le cousu dans certains cas, alors qu'elles diminuent dans d'autres.

Nasa et Boeing se joignent ensemble pour faire de grandes structures composites d'avion dans le cadre du programme de la NASA ACT (Advanced Composites Technology), la machine à tisser (ASM) a été construite dans le cadre du programme ACT comme une aide à la faisabilité de grandes structures composites. Le but du programme ACT est entre autres de réduire les coûts de production de 20%. Le programme vise également à réduire les coûts des voyages par avions de 25% dans un délai de 10 ans, et 50% dans un délai de 20 ans. Au cours du programme ACT, les divers composites ont été examinés en piquant à travers l'épaisseur, ce qui a permis l'élévation de la tolérance des coûts et des dommages des structures d'avions. En outre, le cousu a permis d'incorporer les divers éléments (peau, mousse, résine, et fibres) à une structure intégrale qui éliminerait des milliers d'attaches mécaniques.

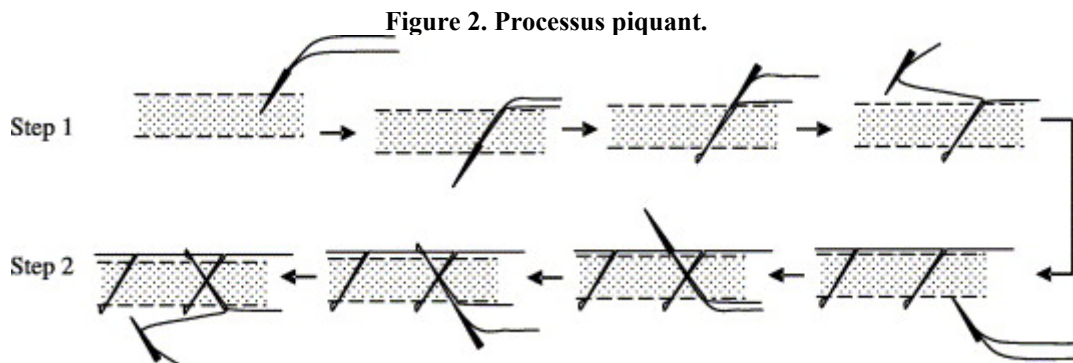
2. Le Sandwich cousu

La structure étudiée résulte d'un sandwich traditionnel composé d'un noyau, d'une mousse et de deux peaux minces en fibres de verre tissées. Des cousus sont ajoutés liant ainsi ces trois composants transversalement. Ces cousus, composés d'une mèche de verre, ne sont pas verticaux mais forment un angle de 45° avec l'horizontale. Ainsi, le modèle créé sera sous forme d'une croix (figure 1). En fait, les paramètres structuraux (étapes, angles) déterminent la morphologie de ce modèle (ampleur, espacement entre les unités...). Cette préforme cousue est piquée avec un polyester de résine.



L'axe X est défini en tant que la direction des rangées de points, l'axe Y comme direction perpendiculaire et l'axe Z représente l'épaisseur.

L'addition de ces mèches est faite sur le sandwich sec initial en deux étapes successives (figure 2). La première forme une pente en bas et laisse un filet longitudinal sur la partie externe de la peau supérieure et une boucle sur la peau inférieure. La seconde est complémentaire à la première et forme une pente en haut et laisse également un filet longitudinal sur la partie externe de la peau inférieure et une boucle sur la peau supérieure. A la fin du processus, une préforme symétrique est obtenue présentant un piquer dans la croix au centre du noyau.

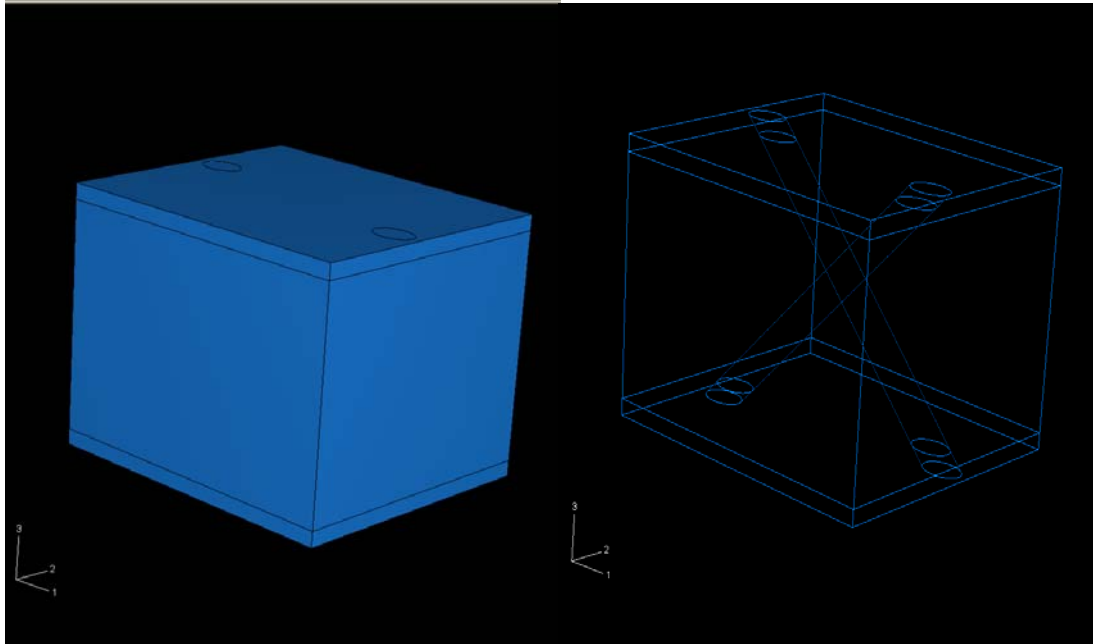


3. Propriétés et géométrie du VER:

VER: Volume Représentatif Élémentaire.

La présente étude est réalisée sur le VER qui est une section du matériel sandwich cousu. Une première étape a consisté en la modélisation géométrique du VER. En principe, il est composé d'une mousse sur laquelle sont collées deux peaux (inférieure et supérieure), puis l'ensemble sera cousu avec une fibre entourée d'une résine (la fibre et la résine sont homogénéisées en une seule matière appelée mèche).

Figure 3.VER dans le cas réel



Dimensions:

VER: épaisseur de 22.8, longueur 28mm, largeur 24mm

Peaux: épaisseur de 1.4mm, longueur 28mm, largeur 24mm

Mèches: diamètre de 2.7mm, orientation d'angle 45°

Mousse: épaisseur de 20mm, longueur 28mm, largeur 24mm

Propriétés mécaniques du constituant du VER:

La mousse est considérée isotrope tandis que les mèches et les peaux sont orthotropes.

Tableau 1. Propriétés mécaniques.

	E1	E2	E3	G12	G13	G23	NU12	NU13	NU23
Mèches	16200	4420	4420	1700	1700	1596	0.2847	0.2847	0.3844
Peaux	8000	8000	6000	2100	2500	2500	0.011	0.6	0.6
Mousse	15	15	15	3	3	3	0.45	0.45	0.45

Etant donné que les objets géométriques du VER sont considérés comme matériaux anisotropes, il faudra vérifier l'orientation de chaque matériau en introduisant un système de coordonnées reliées à chaque objet (peaux, mèches et mousse).

4. Essai de compression

Dans cette section, l'objectif est d'exercer une force verticale descendante sur le VER (compression) pour calculer, la déformation suivant l'axe z 'U3' et ensuite calculer le module de Young E3. Cela nécessite des étapes de modélisation sur Abaqus que nous appliquons sur l'assemblage déjà obtenu.

Ensuite, le nouveau VER est maillé totalement avec des éléments hexaédriques.

On visualiser les résultats des déformations suivant l'axe z, on déduit la déformation maximale :

$$U3 = 0.358\text{mm.}$$

Ensuite, pour déterminer le module de Young Ez, on réalise un calcul RDM simple en appliquant les deux équations suivantes:

La contrainte maximale en limite d'élasticité est donnée par les deux équations suivantes :

$$\sigma_z = E_z * \epsilon \quad \text{avec } \epsilon = U3 / h$$

$$\sigma_z = F / S$$

Où F est la force appliquée durant la compression et S la surface où la force est appliquée avec $S = L * l = 24 * 25 = 600 \text{ mm}^2$.

$$\Rightarrow E_z = (F \cdot h) / (U_z \cdot S)$$

Où $S = 24 \cdot 28 = 672 \text{ mm}^2$

Ainsi

D'une part $E_z = 94.77 \text{ MPa}$ et d'autre part on l'étude expérimentale (figure 5) dans on le résultat: $E_z = 95.5 \text{ MPa}$.

Figure 4. Résultat des déformations selon l'axe Z (U3).

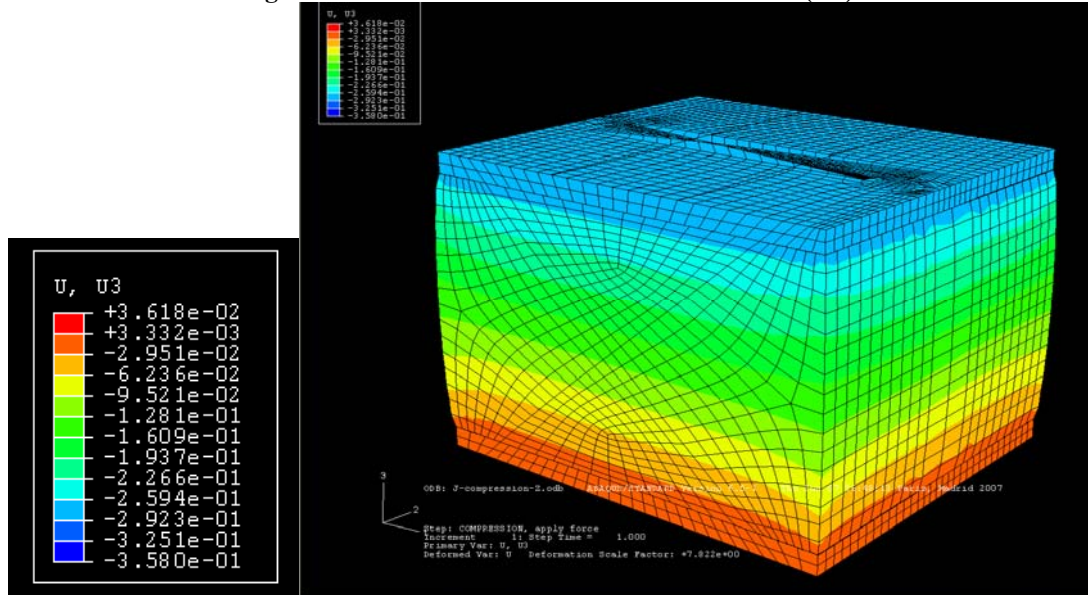
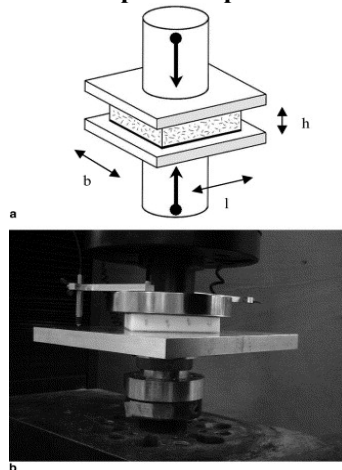


Figure 5. Schéma du dispositif expérimental de compression



Le pourcentage d'erreur entre le résultat de la modélisation numérique par éléments finis et celui obtenu expérimentalement est de 0.76%.

Compte tenu des modélisations effectuées, deux conclusions méritent d'être citées :

- Après comparaison des deux essais de compression et de traction, nous pouvons conclure que ces deux essais donnent les mêmes résultats, alors le matériau subit la même déformation lors de la traction ou de la compression
- La deuxième conclusion est plus globale, elle concernant le principe d'évaluation par simulation numérique (utilisant un logiciel d'éléments finis) des propriétés élastiques de sandwichs cousus, et leur comparaison à l'expérience. Ce principe est justifié, en particulier pour la compression où les résultats sont meilleurs, par le fait que la procédure expérimentale

étant assez fastidieuse à réaliser, tant sur la plan du montage induisant un facteur temps important que sur le coût de mise en œuvre.

A titre d'informations comparatives, le tableau suivant résume les résultats et erreurs obtenus à travers les différentes modélisations :

Tableau2. Comparaison du module de Young

	Modélisation par EF	Analytique	Expérimentale
<i>U3 (mm)</i>	0,35800		
<i>Epsilon z</i>	0,01570		
<i>Ez (Mpa)</i>	94,77	93,90	95,50
Erreur %	0.76%	1.68%	

5. Essai de cisaillement :

La deuxième partie de cette présente étude consiste à évaluer par simulation numérique du module de cisaillement G_{xz} , et à le comparer avec celui obtenu expérimentalement. Pour cela, on applique une force dans le plan (1,3), dans la direction de l'axe x. Le résultat de la déformation approchée $U1$ est saisie. Par une méthode de calcul simple, nous pourrions ainsi évaluer le module G_{xz} .

Au début de l'étude, nous avons considéré que les fibres entourées par la résine sont homogénéisées. Nous proposons de reconsidérer l'essai de cisaillement en partant sur l'hypothèse que la mèche est un ensemble de deux fibres entourées par de la résine qui traverse les peaux et la mousse. La géométrie et les propriétés des fibres et des résines sont introduites chacune séparément.

Figure 6. Géométrie de la fibre

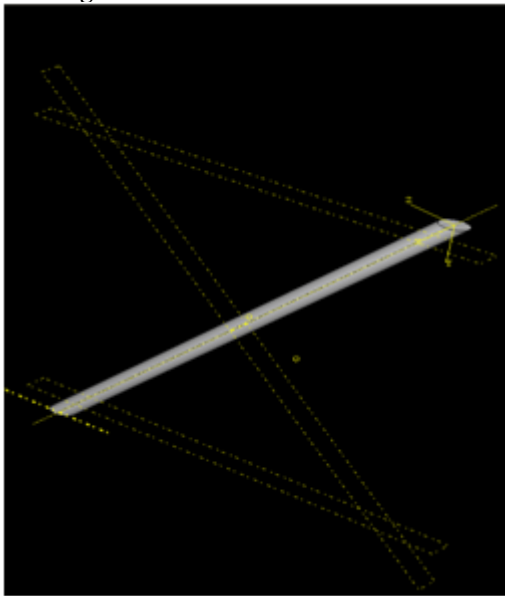
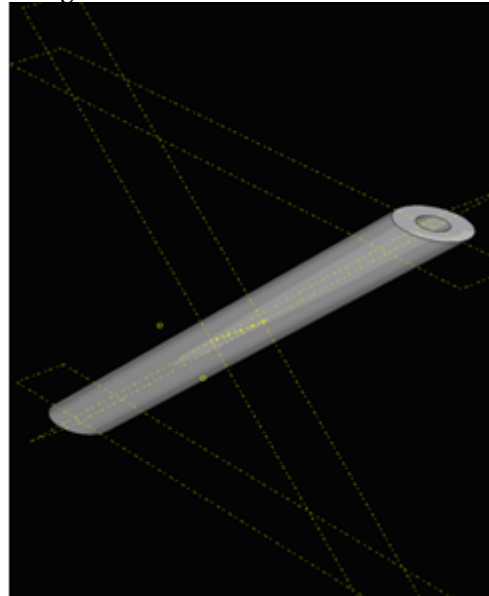


Figure 7. Géométrie de la résine



La résine est constituée d'un matériau isotopique avec un module de Young $E= 2500$ MPa et un module de poisson $\nu=0.3$. Les fibres sont constituées d'un matériau anisotrope dont les propriétés sont données dans le tableau suivant :

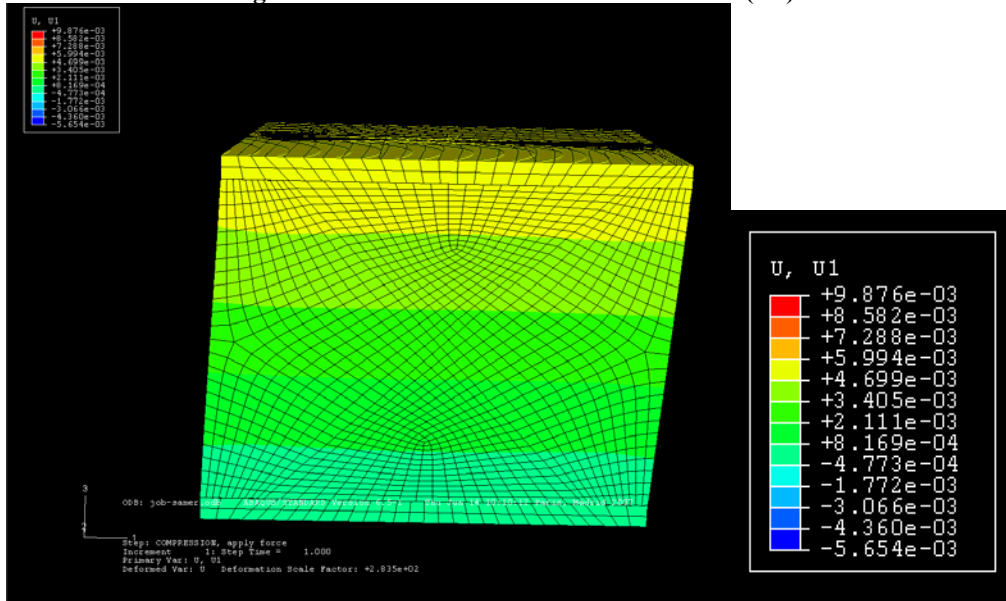
Tableau 3. Propriétés mécaniques de la fibre.

	E12(Mpa)	E23	E13	G12(Mpa)	G23	G13	N12	N23	N13
fibre	55700	18500	18500	6800	6040	6800	0.22	0.3	0.22

Nous effectuons le maillage des instances par la suite, en adoptant pour tailles globales des éléments hexaédriques les valeurs de 0.7mm (pour la mousse), 0.5mm (pour les mèches) et 0.8mm (pour les peaux). Les résultats numériques obtenus concernent la déformation $U1$.

Les résultats saisis sont ceux de la déformation dans le sens x : $U1$.

Figure 10. Résultat des déformations selon X (U1)



La déformation maximale obtenue est : $U_1 = 9.876 \text{ e-3 mm}$

A l'aide d'un calcul RDM, nous obtenons l'expression du module de cisaillement G_{xz} :

$$\tau_{xz} = G_{xz} * \gamma \quad \text{avec } \gamma = \text{Arc tan } (U_1 / h)$$

$$\tau_{xz} = F / S \quad \text{avec } S = h * b = 22.8 * 24 = 547.2 \text{ mm}^2$$

Où τ_{xz} est la contrainte de cisaillement et γ la déformation relative.

Par suite $G_{xz} = F / (\gamma * S)$

L'essai expérimental de cisaillement réalisé sur ce type de sandwich cousu a donné le résultat suivant:

$G_{xz} = 19.4 \text{ MPa}$ (avec une erreur de 2.3%)

Le résultat obtenu avec une mèche non homogénéisée (fibre entourée de résine) est relativement meilleur. Il demeure néanmoins assez loin du résultat expérimental. Nous pouvons, en qui nous concerne, apporté quelques éléments d'interprétation :

- Dans nos modélisation (avec ou sans homogénéisation de la mèche), nous n'avons pas tenu compte de la plaque de résine présente réellement entre les peaux et la mousse. Il conviendrait d'en tenir compte dans une future investigation.
- La fonction « interaction » utilisée dans la modélisation numérique sur le logiciel est de type « tie », ce qui veut dire que le contact est collant à 100%, tandis que dans la cas réel nous avons un glissement avec un coefficient de frottement μ (inférieur à 1). Nous n'étions pas en possession de la valeur de μ , d'où l'hypothèse de contact collant (utilisée par manque d'information).

Dans le tableau suivant, nous avons représenté l'ensemble des résultats du module de cisaillement G_{xz} , obtenus en considérant les différentes hypothèses de modélisation :

Tableau 4. Comparaison du module du cisaillement.

interaction	Modélisation par élément fini				expérimentale
	complète	Pas d'int. (fibre+résine) avec régide	Entre	Négligeant L'effet des mèches	
Déformation U1	9.876 e-3	1.527 e-2		7.165 e-2	
Gxz (MPa)	42.19	27.28		5.185	19.4 ± 2.3

6. Conclusion:

Finalement le but de cousu des matériaux sandwich est d'augmenter la rigidité et par suite augmenter tous ses module (module de Young, module du cisaillement...).

Dans la première partie travaille était de trouver le module de Young en compression E_z et le module de cisaillement G_{xz} par une méthode numérique, puis comparer avec les résultats expérimentaux, pour le module de Young le résultat qu'on a trouvé est très précis, pourtant, en calculant le module du cisaillement on a trouvé des problèmes concernant l'interaction dans le programme du simulation, l'idée d'éliminer l'interaction entre les mèches et le regide rend le cas réel et donne par suite un résultat proche du résultat expérimentale, cela nécessite plus de travail sur cette partie pour trouver exactement le résultat par cette méthode numérique..

Références bibliographiques

1. B.Lascoup, Z.Aboura, K. Khellil, M. Benzeggagh. On the mechanical effect of stitch addition in sandwich panel, 17 September **2005**.
2. Potluri P, Kusak E, Reddy TY. Novel stitch-bonded sandwich composite structures. *Compos Struct* **2003**; 59:251–9.
3. Allaoui S., 'Caractérisation expérimentale et modélisation du comportement élastique d'une structure sandwich de type carton ondulé', Rapport de DEA, UTC, septembre **2002** (encadrement : M. Benzeggagh et Z. Aboura), (Collaboration Université de Reims – UTC – Université Paris 8).
4. Ayad, R. **2002**, Contribution à la Modélisation numérique pour l'analyse des solides et des structures, et pour la mise en forme des fluides non newtoniens. Application à des matériaux d'emballage. *Thèse d'Habilitation à Diriger les Recherches, Université de Reims*
5. Stanley LE, Adams DO. Development and evaluation of stitched sandwich panels, NASA/CR-2001-211025; **2001**.
6. Gui L, Li Z. Delamination buckling of stitched laminates. *Compos Sci Technol* **2001**; 61(5):629–36.
7. Mouritz AP. Ballistic impact and explosive blast resistance of stitched laminates. *Compos Part B* **2001**; 32:431–9.
8. Mouritz AP, Leong KH, Herzberg I. A review of the effect of stitching on the in-plane mechanical properties of fiber-reinforced polymer composites. *Compos Part a* **1997**; 28A:979–91.