

## 23

# ESSAI DE CARACTERISATION SOUS PRESSION DE PANNEAUX EN COMPOSITES POUR STRUCTURES MARINES\*.

R.P. REICHARD<sup>1</sup>

**Résumé** - Les essais traditionnels sur panneaux sandwich FRP utilisant une charge uniaxiale fournissent des données intéressantes pour les concepteurs de structure, mais ces essais ne conviennent pas bien pour les stratifiés renforcés multiaxiaux ou sandwichs. Les stratifiés sandwichs sont en général utilisés pour accroître les propriétés en flexion d'un panneau. Les essais en flexion des poutres sandwichs ne prennent pas en compte les effets de membrane de panneau qui peuvent être importants. Un certain nombre de différentes méthodes ont donc été développées pour tester les panneaux. Des expériences avec des sandwichs FRP multiaxiaux ont été réalisées pour évaluer le comportement des panneaux stratifiés avec diverses orientations de fibres et matériaux d'âme, à la fois sous charge statique et sous choc hydrodynamique. L'appareillage et les méthodes sont décrits, et les résultats de plusieurs expériences sont résumés.

Mots clés : Essais, sandwich, choc, pression répartie, panneau composite.

## INTRODUCTION

Beaucoup de sollicitations peuvent être prises en considération quand on conçoit des structures de bateau, cependant, les charges principales sont très localisées par nature. Puisque ces charges sont appliquées à des petites surfaces de la structure et que la localisation de ces charges est très variable, la conception des coques est critique, en particulier pour les composites sandwichs FRP. Il y a deux obstacles majeurs à une acceptation et une utilisation étendues des matériaux composites sandwichs. Les architectes navals comptent sur les techniques d'analyse sur poutre pour prédire la réponse des panneaux en flexion. La confiance dans les données et les modèles avec poutre s'est avérée acceptable pour les matériaux isotropes, mais de sérieux problèmes ont été rencontrés en essayant d'appliquer ces méthodes aux

\* traduit de l'américain.

<sup>1</sup> Structural Composites Inc., U.S.A.

FRP multiaxiaux et aux stratifiés sandwichs FRP. Les déflexions prédites ou mesurées par les modèles ou essais de poutre sont sensiblement plus élevés que ceux qu'on rencontrerait pour un panneau sous pression, en particulier pour ceux comportant des quantités significatives de renfort biais (+45, - 45) [1], ou avec un matériau d'âme résilient. L'amplitude du désaccord varie avec l'orientation des fibres dans le stratifié et les propriétés du matériau d'âme ; ainsi, les modèles et les essais pour poutre ne peuvent pas être utilisés pour sélectionner de façon optimale un stratifié pour panneau. Les niveaux de contraintes de cisaillement dans l'âme de poutres sandwichs sont bien plus élevés que ceux trouvés dans l'âme de panneaux sandwichs. En conséquence, la réponse en flexion d'une poutre sandwich est plus dépendante des propriétés du matériau d'âme que la réponse en flexion d'un panneau sandwich. Aussi, quand un panneau sandwich est modélisé comme une poutre, l'effet de membrane des peaux FRP est ignoré. Ceci peut être un facteur très important pour les panneaux sandwichs construits avec des matériaux d'âme résilients (comme des mousses basse densité qui sont populaires dans l'industrie des petites embarcations) et des peaux fines. Des modèles par éléments finis peuvent être utilisés pour calculer les déflexions de panneaux pour des combinaisons variées de stratifiés et raidisseurs pour les cas de charge les plus sévères [2, 3], mais la précision de ces prédictions est très dépendante des données d'essai pour les stratifiés. Les modèles par éléments finis prédisent assez bien la rupture des panneaux construits en utilisant des matériaux d'âme à haut module, mais ils ne peuvent pas prédire la rupture des panneaux avec une âme résiliente.

Le second obstacle majeur à de plus larges acceptation et utilisation de sandwichs composites est le manque de données expérimentales en ce qui concerne la réponse des panneaux sandwichs aux charges en pression. La plupart des données disponibles actuellement proviennent de la norme ASTM C-393, un essai de flexion à une dimension pour les poutres sandwichs [4]. Ceci suppose que le panneau de coque réponde précisément au modèle de la poutre, donc en ignorant l'effet de membrane du panneau de coque qui est particulièrement important dans les panneaux sandwichs [5]. Ce test produit également des contraintes de compression plus élevées dans l'âme sous la charge appliquée, ce qui peut conduire à une rupture prématurée pour des stratifiés sandwichs avec des peaux ou des matériaux d'âme à faible module de compression [6].

Le problème de base est qu'il n'existe pas de série d'essais standard pour l'industrie marine. Les autres industries d'importance, telles que l'aérospatiale et l'automobile, ont produit un effort considérable pour développer des essais appropriés avec des charges, des structures et des matériaux utilisés dans l'industrie. L'industrie marine a emprunté avec succès beaucoup de ces essais développés par les autres, mais cette dépendance vis-à-vis des essais des autres a aussi apporté beaucoup de

problèmes. L'industrie marine a besoin d'évaluer les essais actuellement en utilisation pour déterminer ceux qui sont appropriés, et de développer de nouveaux essais quand cela est nécessaire, pour procurer au concepteur l'information dont il a besoin. Les travaux présentés ici se rapportent à des charges en pression statiques et dynamiques appliquées à des panneaux sandwichs qui sont l'un des domaines où il n'existe pas encore d'essai adéquat.

Riley et Isley [7] ont abordé ces problèmes en utilisant une nouvelle procédure. Ils ont appliqué une pression à des panneaux sandwichs serrés dans un cadre rigide. Différents rapports d'aspect (longueur/largeur) ont été testés avec des stratifiés sandwichs soit biaxiaux (0, 90), soit double biais (+45, -45). Les résultats montrent que les stratifiés double biais sont préférables pour des rapports inférieurs à 2, tandis que les biaxiaux le sont pour des rapports supérieurs à 3. Des modèles par éléments finis de ces essais indiquent des résultats similaires, bien que l'amplitude des déflexions et la pression de rupture soient sensiblement différents. Ceci est probablement dû à la méthode de fixation des bords du panneau. La modélisation a traité les bords comme encastres (pas de déflexions ou de rotation), a conduit à la prédiction de déflexions trop faibles, tandis que la modélisation des bords goupillés (permettant seulement la rotation aux bords) a donné des prédictions de déflexions trop élevées ; les conditions limites réelles pour cet essai sont difficiles, sinon impossibles, à déterminer et modéliser avec précision. La méthode de fixation des bords du panneau a probablement causé des concentrations de contraintes locales qui ont pu conduire à une rupture prématurée du panneau. Ainsi, cette expérience nouvelle, bien que conduisant à des résultats importants, a besoin d'être améliorée.

Le concept de base des essais des panneaux sous pression est valide, bien que les bords ou les conditions limites aient besoin d'être traités d'une façon plus réaliste. Dans une coque actuelle, une peau externe continue est supportée par des raidisseurs longitudinaux et transversaux qui définissent les panneaux de la coque. Une condition limite appropriée doit refléter la nature continue de la coque en même temps que prévoir les rigidités et résistances additionnelles des cadres. Une procédure d'essai comprenant la mise sous pression des trois structures de panneaux (un panneau continu soutenu par quatre cadres espacés régulièrement) a été élaborée en Suisse [8]. Les expériences utilisant cette approche ont conduit à des résultats importants, bien que la taille des panneaux testés rende cet essai très coûteux.

## METHODES

Une approche différente pour mettre les panneaux en pression consiste à de tester une combinaison de panneaux et de cadres avec un seul encadrement (figure 1). En restreignant seulement les cadres et en

permettant au panneau de s'étendre au-delà du cadre d'une quantité convenable, on peut se rapprocher de la nature continue de la coque et réduire les niveaux de contrainte sur les bords, et ainsi réduire la rupture prématurée qui peut leur être due (figure 2). L'appareillage pour tester les panneaux de coque utilisant ce concept a été conçu et construit [9]. L'appareillage d'essai consiste en une poche d'eau pour appliquer la pression au panneau, une boîte pour contenir les côtés et le fond de cette poche (le panneau d'essai forme le dessus de la boîte), et un cadre pour retenir le panneau à tester (figure 3). Le panneau de coque à tester est chargé en pression par le dessous en remplissant la poche avec de l'eau. Le système de pressurisation peut être manipulé soit manuellement, soit sous contrôle d'un ordinateur pour une rupture sous pression quasi-statique ou sous cycles de fatigue.

Un concept similaire a été développé pour tester le comportement des panneaux aux chocs hydrodynamiques [10]. L'appareillage consiste en une poche d'eau contenue sur les côtés et le fond par une boîte rigide. Le panneau à tester forme le dessus de la boîte, et une plate-forme d'impact en acier est placée au-dessus du cadre du panneau. On laisse tomber un poids sur la plate-forme d'impact ce qui conduit le panneau à entrer en contact avec la poche d'eau (figure 4).

## RESULTATS

Plusieurs expériences ont été menées en utilisant l'appareillage décrit ci-dessus. Des essais de pression statique et hydrodynamique de panneaux sandwichs à peaux FRP multiaxiales ont été effectués pour évaluer le comportement des stratifiés sandwichs avec différentes orientations de fibres et matériaux d'âme. Des essais de fatigue des panneaux sous pression cyclique sont en cours.

## ORIENTATION DES FIBRES EN FONCTION DU RAPPORT D'ASPECT

Les panneaux sandwichs FRP ont été construits en utilisant quatre peaux stratifiées différentes (tableau 1) et ont été testés suivant trois rapports différents (1:1, 2:1, 3,5:1)[9]. Les panneaux ont tous été fabriqués en utilisant des tissus de fibre de verre-E cousus, de la résine vinylester et une âme de mousse de PVC réticulé (tableau 2). Les cadres et les raidisseurs ont été fabriqués à partir de bois de sapin standard. Les panneaux ont été montés dans l'appareillage et lentement chargés en pression (environ 7 kPa par minute) jusqu'à la rupture, en mesurant les déplacements du panneau au centre. La déflexion au centre de chaque panneau testé a été mesurée avec des incréments de 7 kPa jusqu'à un maximum de 112 kPa. Ces données sont présentées pour des panneaux

de rapport 1:1 à la figure 5, et 3,5:1 à la figure 6. Tous les panneaux ont montré une région élastique linéaire entre 20 et 55 kPa, bien que la déformation plastique et la tendance au fluage ont été remarqués au-dessus de 70 kPa pour tous les panneaux. Ces essais ont été modélisés en utilisant le programme par éléments finis MSC/NASTRAN. Les prédictions de modèle pour les déflexions au centre du panneau à 70 kPa ont été réalisées et comparées avec les résultats des essais (figure 7). Les résultats pour les panneaux de rapport 1:1 étaient en accord avec les conclusions de Riley et Isley [7], à savoir que les panneaux double biais sont les plus rigides avec ce rapport. Cependant, pour des rapports au-dessus de 2:1, les panneaux triaxiaux sont plus rigides puisqu'ils montrent une déflexion plus faible.

## EFFETS DU MATERIAU D'ÂME SUR LA RIGIDITE ET LA RESISTANCE DU PANNEAU

Des panneaux sandwichs FRP avec différents matériaux d'âme ont été soumis à des charges en pression statique [11, 12]. Sept âmes différentes, deux épaisseurs d'âme et deux épaisseurs de peau ont été testés (tableau 3). Les panneaux ont tous été construits en utilisant un tissu de fibres de verre-E cousues triaxiales et de la résine polyester par-dessus les divers matériaux d'âme. Les cadres et raidisseurs ont été fabriqués à partir de bois de sapin standard. Les panneaux ont été montés dans l'appareillage d'essai et lentement mis sous pression (environ 7 kPa par minute) jusqu'à la rupture, et les déplacements des panneaux mesurés en leur centre. La déflexion au centre de chaque panneau testé a été mesurée par incréments de 7 kPa jusqu'à un maximum de 112 kPa. Les comparateurs ont alors été retirés et le panneau chargé soit jusqu'à la rupture, soit jusqu'à 175 kPa, pression de travail maximale de l'appareillage.

La rigidité de chaque panneau a été calculée à partir de la pente de la portion linéaire de la courbe de déflexion. Les rigidités et résistances relatives des panneaux testés sont présentées aux figures 8 et 9. Des poutres sandwichs ont été préparées avec la même configuration de stratifié que les panneaux et testées suivant la norme ASTM C-393. Les résultats sont présentés par la pente de la courbe de déflexion et la charge maximale pour permettre une comparaison directe avec les données des panneaux. La rigidité relative et les charges maximales sont présentées aux figures 10 et 11 respectivement. Une comparaison entre les données des essais de poutres et de panneaux conduit à des résultats intéressants. La rigidité des poutres varie considérablement suivant les différents matériaux d'âme, tandis que la rigidité des panneaux est similaire pour tous les panneaux à âme de mousse, avec le panneau à âme balsa légèrement plus rigide que les panneaux à âme de mousse. La poutre à âme balsa est cinq fois plus résistante que les poutres à âme de mousse,

tandis que les résistances des panneaux sont très similaires pour tous les matériaux d'âme, sauf pour le R-75 qui est un peu inférieure. Ainsi, il y a une différence significative des caractéristiques de rigidité relative et de résistance entre les poutres et les panneaux en sandwich FRP.

Des essais supplémentaires ont été réalisés avec quelques uns des matériaux d'âme pour connaître les effets du doublement de l'épaisseur de la peau ou de l'âme. Seules les âmes H-60, H-80 et R-75 ont été testées en double épaisseur (25 mm). Les rigidités relatives de tous les panneaux testés sont présentées à la figure 12. Il est intéressant de noter que tous les panneaux à double épaisseur de peau sont plus rigides que ceux à simple épaisseur de peau, et que les panneaux à double épaisseur d'âme sont plus rigides que les panneaux à double épaisseur de peau avec le même matériau d'âme. La figure 13 présente la comparaison de résistance entre les trois séries de panneaux. Les résistances de tous les panneaux doubles excédaient 175 kPa, charge maximale de travail de l'appareillage, à part le panneau à double épaisseur de peau R-75.

Une comparaison des données des poutres avec les panneaux en sandwich FRP montre clairement une différence significative dans leur comportement, en particulier pour les panneaux avec un matériau d'âme résilient. Il est donc clair que les essais sur poutres en sandwich FRP ne sont pas appropriés pour tester le comportement en pression des panneaux tels que ceux utilisés pour les coques de bateaux.

## EFFETS DU MATERIAU D'ÂME SUR LE COMPORTEMENT AU CHOC HYDRODYNAMIQUE

Le comportement au choc hydrodynamique de plusieurs matériaux d'âme a été évalué en utilisant l'appareillage de choc hydrodynamique [10, 13]. Les panneaux mesuraient 81 cm de large sur 157 cm de long et ont été construits en utilisant des peaux de verre-E triaxial et une résine vinylester par-dessus les différents matériaux d'âme (tableaux 5 et 6). Les panneaux ont tout d'abord été testés dans le domaine élastique en utilisant les essais de pression statique pour déterminer la rigidité du panneau, ils ont ensuite été sollicités en choc hydrodynamique, et enfin testés à nouveau en pression statique pour évaluer la perte de rigidité due à l'endommagement par impact. Six panneaux différents ont subi un choc causé par la chute d'une masse de 90 kg d'une hauteur de 4,5 m sur la plate-forme d'impact. Tous les panneaux ont été testés au même niveau d'énergie, cependant, le pic de pression et l'accélération au centre du panneau sont fonctions de la rigidité du panneau. Les panneaux les plus rigides ont des accélérations au centre de panneau (tableau 7) et des pics de pression plus élevés ; ils devraient donc supporter davantage de dommages. La rigidité, en terme de déflexion au centre du panneau par unité de pression, a été déterminée pour chaque panneau avant et après le choc. Les résultats, de même que le mode de rupture, sont présentés au

tableau 8. Il est intéressant de noter que, bien que les panneaux soient tous endommagés, ce dommage n'a que peu d'effet sur la rigidité du panneau, à l'exception du panneau H-80. Ce panneau n'avait que peu ou pas de dommage apparent après la première chute, mais il a subi un dommage très important après la seconde, un endommagement s'est donc bien produit à la première chute.

## EFFETS DE L'INTERFACE PEAU-ÂME SUR LE COMPORTEMENT AU CHOC HYDRODYNAMIQUE

Le comportement au choc hydrodynamique de plusieurs méthodes différentes de collage d'âme a été évalué en utilisant l'appareillage de choc hydrodynamique [10, 14]. Les panneaux mesuraient 81 cm de large sur 157 cm de long et ont été construits en utilisant des peaux de verre-E triaxial et une résine vinylester sur une âme de PVC réticulé H-100  $100 \text{ kg/m}^3$  de 12 mm d'épaisseur, en utilisant trois types différents d'interface peau-âme :

- pas de matériau d'accrochage entre la peau et l'âme ;
- un mat à fibres courtes avec une résine de stratification ;
- un mat de fibres polyester thermoplastique continu avec une résine de stratification.

Un quatrième panneau avec deux couches de triaxial pour chaque peau, mais sans matériau d'accrochage entre la peau et l'âme a également été construit pour évaluer les effets de la rigidité du panneau (tableaux 9 et 10). Les panneaux ont d'abord été testés dans le domaine élastique en utilisant des essais de pression statique pour déterminer la rigidité du panneau, puis soumis à une charge de choc hydrodynamique et testés à nouveau sous pression statique pour déterminer la perte de rigidité due à l'endommagement par impact. Quatre différents panneaux ont été soumis au choc d'une masse de 90 kg tombant depuis une hauteur de 3, 4,5 et 6 m sur la plate-forme d'impact. La rigidité, en terme de déflexion au centre du panneau par unité de pression, a été déterminée pour chaque panneau avant et après le choc. Les résultats sont présentés au tableau 11.

Le panneau sans accrochage entre peau et âme (panneau A) s'est rompu pour une hauteur de chute de 3 m, comme cela est montré par la compliance accrue (perte de rigidité), il n'a donc pas été testé pour les deux autres hauteurs. Le panneau avec interface d'âme à mat à fibre courte (panneau B) et le panneau avec deux couches de triaxial et sans accrochage d'âme (panneau D) ont tous les deux rompu pour une hauteur de chute de 4,5 m, comme cela est montré par la compliance accrue (perte de rigidité), ils n'ont donc pas été testés pour la chute de 6 m. Le panneau avec une interface à mat polyester (panneau C) n'a pas été testé au-delà d'une chute de 4,5 m car il n'y avait pas de rupture apparemment visible. Il a cependant cassé pendant l'essai de 6 m, comme cela est montré par la compliance accrue.

Tous les panneaux ont été testés au même niveau d'énergie, cependant, le pic de pression sur le panneau et l'accélération au centre du panneau sont fonction de la rigidité du panneau, donc les panneaux plus rigides ont des accélérations au centre du panneau et un pic de pression plus élevés. Le panneau A, avec des peaux triaxiales monocouches et sans matériau d'accrochage d'âme, avait la rigidité la plus faible de tous les panneaux et s'est rompu à la hauteur de chute la plus faible. Le panneau D, avec des peaux triaxiales doubles et sans matériau d'accrochage d'âme, avait la rigidité la plus élevée de tous les panneaux. Ce panneau a survécu à une hauteur de chute de 3 m, mais s'est rompu à la hauteur de 4,5 m. Donc, le panneau le plus rigide a été capable d'absorber plus d'énergie d'impact avant la rupture. Le panneau B, avec un matériau d'accrochage à mat de fibres courtes, n'était pas aussi rigide que le panneau D avant l'impact, mais l'était davantage après la chute depuis 4,5 m, indiquant qu'il avait moins souffert de dommages. Une inspection visuelle du motif de rupture a indiqué que le mat à fibres courtes a interrompu sporadiquement la propagation de la fissuration à l'interface peau/âme. L'intégrité de l'interface peau /âme est un facteur important de la rigidité en flexion des panneaux sandwichs, ceci explique donc probablement le maintien accru de la rigidité.

## CONCLUSION

Les conclusions spécifiques des expériences décrites ici sont les suivantes :

- Les tests uniaxiaux pour les stratifiés FRP multiaxiaux ne fournissent pas l'information nécessaire à la conception optimale des panneaux.

- Le double biais (+45, -45) est meilleur que le double biais (0, 90), que le quasi-orthotrope (0, 90, +45, -45) et que le triaxial (90, +45, -45) pour des panneaux en pression avec un rapport d'aspect de 1:1.

- Le triaxial (90, +45, -45) est meilleur que le biaxial (0, 90), que le quasi-orthotrope (0, 90, +45, -45) et que le double biais (+45, -45) pour des panneaux en pression avec un rapport d'aspect de 2:1 ou plus.

- Les données d'essais sur poutres sandwichs FRP et la théorie ne décrivent pas bien la conception des panneaux de coque en sandwich FRP.

- L'effet de membrane des peaux a une part importante dans la résistance et la rigidité des panneaux sous pression.

- La rigidité et la résistance des panneaux sous pression dépendent davantage des épaisseurs de peaux et d'âme que des propriétés du matériau d'âme

- Les modèles par éléments finis peuvent être utilisés pour prédire la rigidité des panneaux sandwichs, mais les propriétés mécaniques des matériaux devraient être vérifiées en comparant les prédictions par

éléments finis et les données des essais de pression sur les panneaux.

- Les modèles par éléments finis peuvent être utilisés pour prédire la résistance des panneaux sandwichs avec un matériau d'âme à haut module, mais la résistance des panneaux sandwichs avec un matériau d'âme résilient ne peut, pour le moment, être déterminée de façon adéquate que par des essais de pression sur panneau jusqu'à la rupture.

1. Projet d'étudiant, Ocean Engineering Program, Florida Institute of Technology, 1983.
2. REICHARD R.P., GASPARRINI T., Structural analysis of a planning power boat, SNAME powerboat symposium, Miami Beach FL, février 1984.
3. REICHARD R.P., Structural design of multihull sailboats, 1st international conference on marine applications of composite materials, Melbourne FL, mars 1986.
4. 1988 ANNUAL BOOK OF ASTM STANDARDS, vol. 8.01, 8.02, 8.03, 15.03, ASTM, 1916 Race st., Philadelphia PA 19103.
5. WEISSMAN-BERMAN D., A preliminary design method for sandwich cored panels, 10th ship technology and research (STAR) symposium, SNAME SY-19, Norfolk VA, mai 1985.
6. SPONBERG E.W., Carbon fiber sailboat hulls : how to optimize the use of an expensive material, *J. Marine Tech.*, vol. 23, n°2, avril 1986.
7. RILEY, CRAIG, ISLEY F., Application of bias fabric reinforced hull panels, *ibidem* 3.
8. MEYER-PIENING H.R., Communication personnelle, 1989.
9. REICHARD R.P., ROBINSON R., The response of RP sandwich panels to pressure loading, SPI 44th annual conference, Dallas TX, février 1989.
10. POPOVICH W.G., Response of marine composite panels to hydrodynamic shock loadings, MS thesis, Ocean Engineering Program, Florida Institute of Technology, Melbourne FL, 1991.
11. KIM J.R., Response of foam cored FRP sandwich panels for ship and boat hulls, *ibidem* 10, 1989.
12. REICHARD R.P., The design of FRP sandwich panels for ship and boat hulls, Sandwich constructions 1, Olsson K.A. and Reichard R.P. ed., EMAS Ltd, 1989.
13. REICHARD R.P., Enhanced shock performance of FRP sandwich structures, FAST '91, Trondheim, Norvège, juin 1991.
14. REICHARD R.P., POPOVICH W.G., The effect of core bedding on hydrodynamic shock performance of FRP sandwich panels, SPI 47th annual conference, Cincinnati OH, février 1992.

Figure 1. Panneau sandwich, cadre, pression et points d'appui.  
*Schematic of the pressure loaded sandwich panel and frame system, the applied pressure load, and the restraining points.*

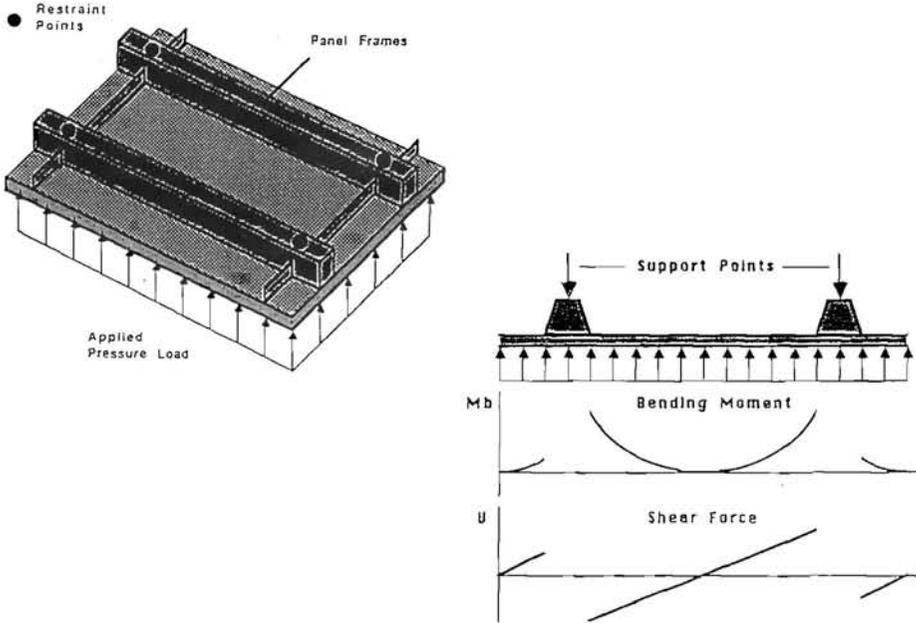


Figure 2. Moments de flexion, cisaillement pour un panneau sandwich sollicité sous pression répartie.  
*Schematic of bending moments and shear force for frame supported sandwich panel subjected to uniform pressure loading.*

Figure 3. Schéma de l'appareil de test de pression répartie.  
*Schematic diagram of the pressure test apparatus.*

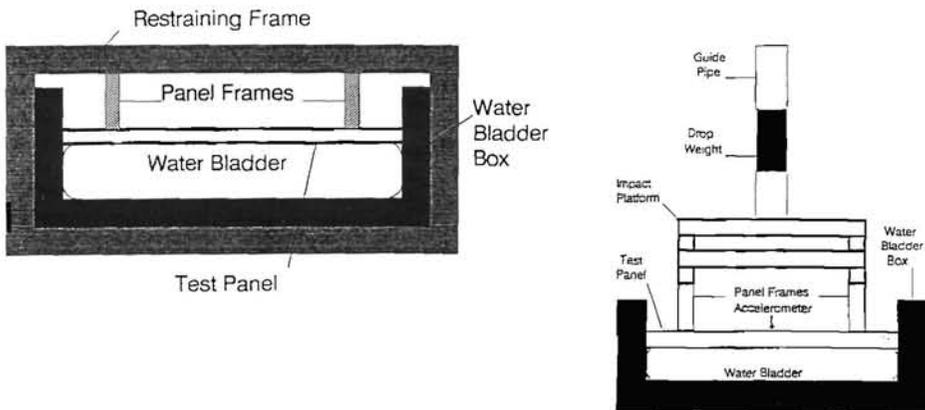


Figure 4. Schéma du montage de choc hydrodynamique.  
*Schematic diagram of the hydrodynamic shock test apparatus.*

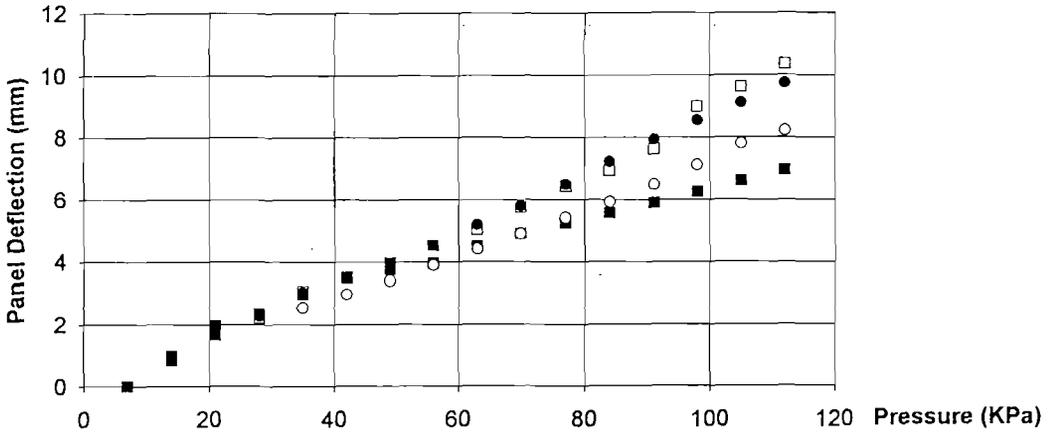


Figure 5. Déflexion au centre en fonction de la pression pour panneaux 30 cm x 30 cm.  
 Cercle fermé, quasi isotrope, cercle ouvert biaxial, carré fermé double bias, carré ouvert triaxial.  
*Center panel deflection as a function of pressure load for the 30 cm x 30 cm panels. Solid circle is the quasi isotropic panel, open circle is the biaxial panel, solid square is the double bias panel, and the open square is the triaxial panel.*

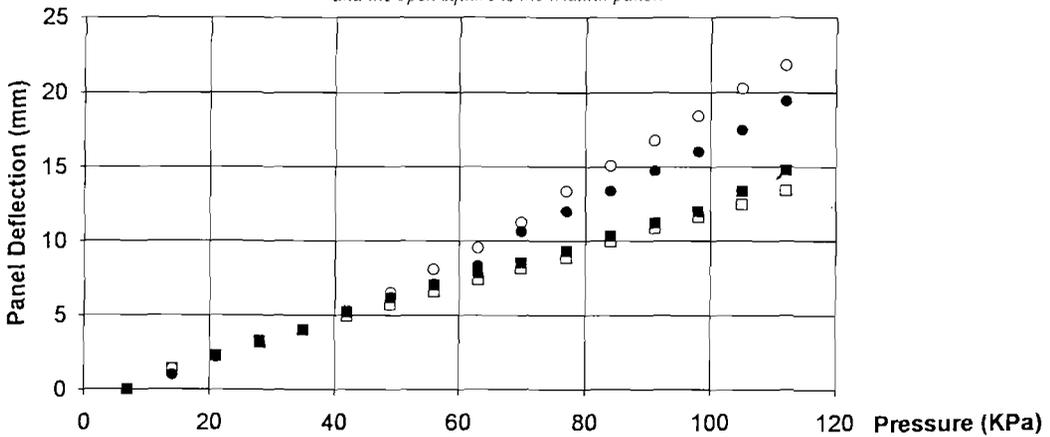


Figure 6. Déflexion au centre en fonction de la pression pour panneaux 107 cm x 30 cm. Cercle fermé, quasi isotrope, cercle ouvert biaxial, carré fermé double bias, carré ouvert triaxial.  
*Center panel deflection as a function of pressure load for the 107 cm x 30 cm panels. Solid circle is the quasi isotropic panel, open circle is the biaxial panel, solid square is the double bias panel, and the open square is the triaxial panel.*

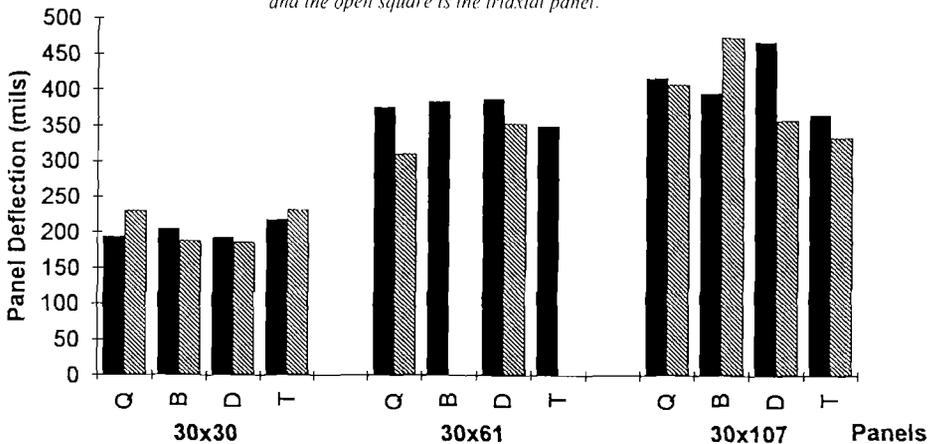


Figure 7. Comparaison des déflexions mesurées avec prédictions d'éléments finis pour pression de 70 kPa.  
 Barre à gauche éléments finis, barre à droite essais.  
*Comparison of test panel deflections and finite element model predictions of center panel deflection at 70 kPa pressure load. The left bar is the FEM prediction and the right bar is the panel test data.*

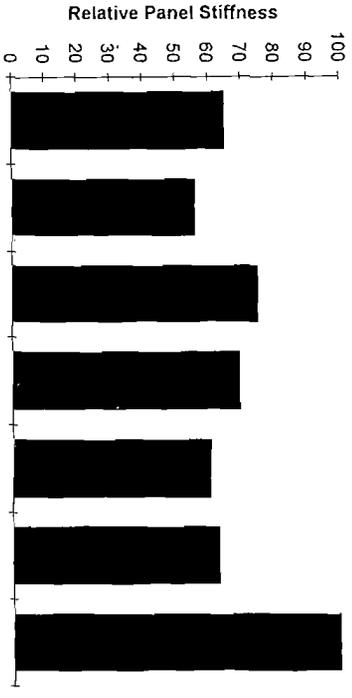


Figure 8. Rigidité relative de panneaux sandwich avec 7 différentes âmes. La rigidité est la pente de la partie linéaire de la courbe charge-déflexion enregistrée pendant l'essai de pression. *Relative stiffness for GRP sandwich panels constructed with seven different core materials. The stiffness is considered to be the slope of the linear portion of the load-deflection curve obtained during pressure testing of the panel.*

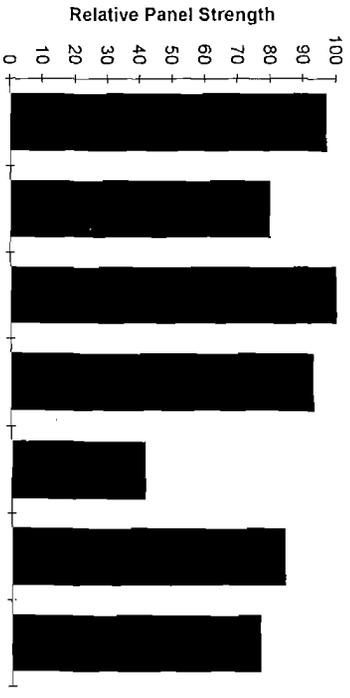


Figure 9. Résistance à la rupture relative de panneaux sandwich avec 7 différentes âmes. La résistance est la pression de rupture dans un essai de pression. Une valeur de 100 % indique qu'il n'y avait pas de rupture à la pression max. de 175 kPa. *Relative ultimate strength for GRP sandwich panels constructed with seven different core materials. The ultimate strength is considered to be the pressure at which the panel failed during pressure testing on the panel. A relative ultimate strength of 100 percent indicates that the panel did not fail at the maximum test pressure of 174 kPa.*

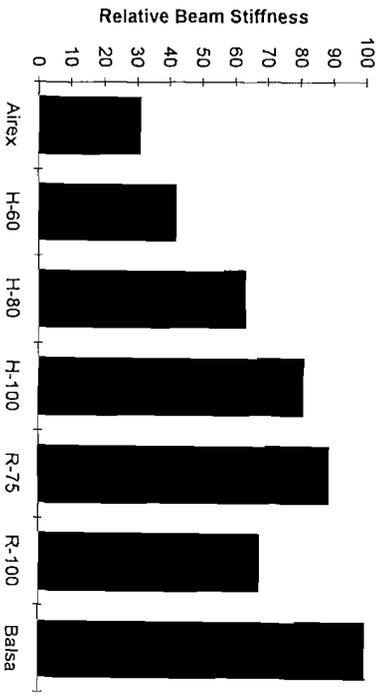


Figure 10. Rigidité relative de panneaux sandwich avec 7 différentes âmes. La rigidité est la pente de la partie linéaire de la courbe charge-déflexion enregistrée pendant l'essai de flexion (ASTM C 393). *Relative stiffness for GRP sandwich beams constructed with seven different core materials. The stiffness is considered to be the slope of the load-deflection curve obtained from flexural testing (ASTM C 393).*

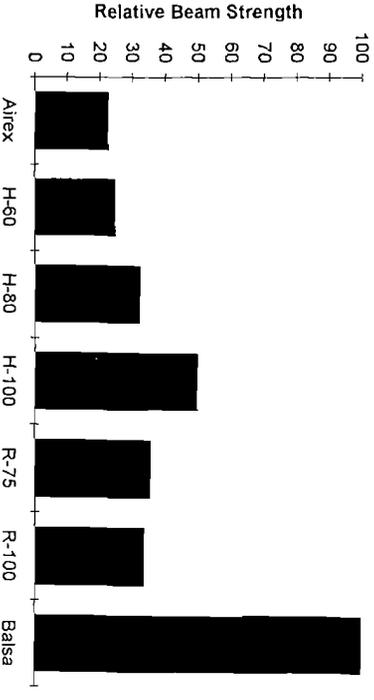


Figure 11. Résistance à la rupture relative de panneaux sandwich avec 7 différentes âmes. La résistance est la pression de rupture dans un essai de flexion (ASTM C 393). *Relative ultimate strength for GRP sandwich beams constructed with seven different core materials. The ultimate strength is considered to be the maximum load obtained from flexural testing (ASTM C 393).*

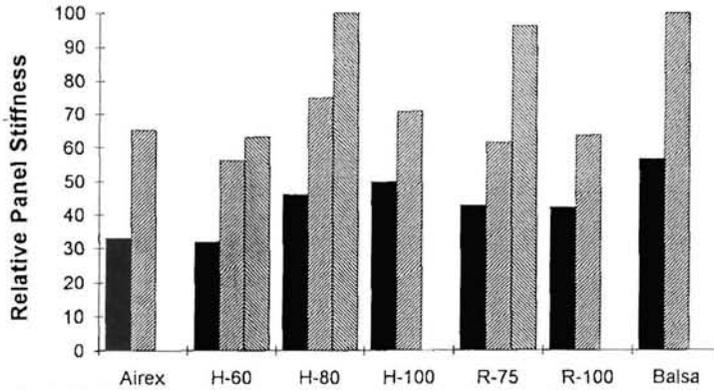


Figure 12. La rigidité est la pente de la partie linéaire de la courbe charge-déflexion enregistrée pendant l'essai de pression. La première colonne est pour une couche de tissu, la deuxième pour deux couches de chaque côté d'une âme de 12 mm. La troisième colonne est pour une couche de tissu de chaque côté d'une âme de 25 mm.  
*The stiffness is considered to be the slope of the load-deflection curve obtained during pressure testing of the panels. The first column in each core group is for one layer of fabric and the second is for two layers of fabric on each side of the 12 mm thick core. The third column is for one layer of fabric on each side of 25 mm thick core.*

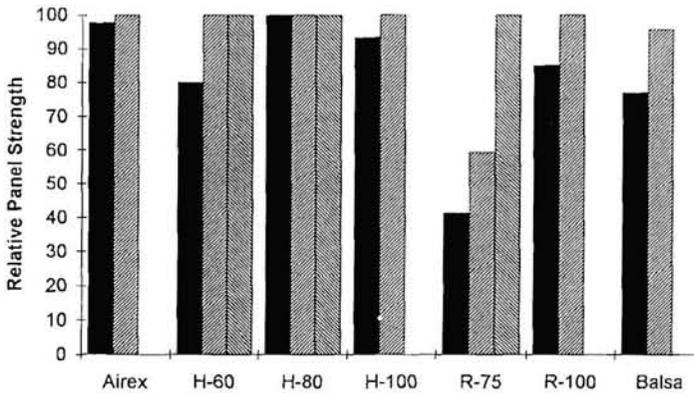


Figure 13. La résistance est la pression de rupture dans un essai de pression (175 KPa maximum). La première colonne est pour une couche de tissu, la deuxième pour deux couches de chaque côté d'une âme de 12 mm. La troisième colonne est pour une couche de tissu de chaque côté d'une âme de 25 mm.  
*The ultimate strength is the pressure at which the panel failed during the pressure test (175 KPa maximum). The first column in each core group is for one layer of fabric and the second is for two layers of fabric on each side of 12 mm thick core. The third column is for one layer of fabric on each side of 25 mm thick core.*

Tableau 1. Description de panneaux testés.  
*Test panel description.*

	Skin Laminate	Core Material	Total Size (cm)	Framed Size (cm)
Quasi-Isotropic	(0,90,+45,-45)	PVC Foam	53x53	30x30
Biaxial	(0,90,0,90)	PVC Foam	53x53	30x30
Double Bias	(+45,-45,+45,-45)	PVC Foam	53x53	30x30
Triaxial	(90,+45,-45)	PVC Foam	53x53	30x30
Quasi-Isotropic	(0,90,+45,-45)	PVC Foam	94x53	60x30
Double Bias	(+45,-45,+45,-45)	PVC Foam	94x53	60x30
Quasi-Isotropic	(0,90,+45,-45)	PVC Foam	141x53	107x30
Biaxial	(0,90,0,90)	PVC Foam	141x53	107x30
Double Bias	(+45,-45,+45,-45)	PVC Foam	141x53	107x30
Triaxial	(90,+45,-45)	PVC Foam	141x53	107x30

Tableau 2. Matériaux  
*Test Panel Materials*

Resin - CoRezyn 8110, vinylester resin supplied by Interplastic Corp.

Fabric - NEMP 170, 570 gm (+45,-45) double bias non-woven E-glass  
 NEWF 180, 600 gm (0,90) biaxial non-woven E-glass .  
 NEFMP 340, 1130 gm (90,+45,-45) triaxial non-woven E-glass  
 supplied by Advanced Textiles Inc.

Core - H-80, 12 mm scored 80 kg/m<sup>3</sup> cross-linked PVC foam  
 supplied by Barracuda Technologies Inc.

Tableau 3. Description de panneaux testés.  
*Table 3. Test Panel Description*

Core	Core Thickness (mm)	Skin Laminate	Total Size (cm)	Framed Size (cm)
Airex	12	(90,+45,-45)	81x157	51x127
H-60	12	(90,+45,-45)	81x157	51x127
H-80	12	(90,+45,-45)	81x157	51x127
H-100	12	(90,+45,-45)	81x157	51x127
R-75	12	(90,+45,-45)	81x157	51x127
R-100	12	(90,+45,-45)	81x157	51x127
AL-600	12	(90,+45,-45)	81x157	51x127
Airex	12	2x(90,+45,-45)	81x157	51x127
H-60	12	2x(90,+45,-45)	81x157	51x127
H-80	12	2x(90,+45,-45)	81x157	51x127
H-100	12	2x(90,+45,-45)	81x157	51x127
R-75	12	2x(90,+45,-45)	81x157	51x127
R-100	12	2x(90,+45,-45)	81x157	51x127
AL-600	12	2x(90,+45,-45)	81x157	51x127
H-60	25	(90,+45,-45)	81x157	51x127
H-80	25	(90,+45,-45)	81x157	51x127
R-75	25	(90,+45,-45)	81x157	51x127

Tableau 4. Matériaux *Table 4. Test Panel Materials*

**CORE MATERIALS**

Trade Name	Material Type	Supplier
Airex	Linear PVC foam	Airex AG
H-60	Cross-linked PVC foam	Barracuda Technologies Inc.
H-80	cross-linked PVC foam	Barracuda Technologies Inc.
H-100	cross-linked PVC foam	Barracuda Technologies Inc.
R-75	cross-linked PVC foam	Klegecell/Polimex Inc.
R-100	cross-linked PVC foam	Klegecell/Polimex Inc.
AL-600	coated end-grain balsa	Baltek Corp. Inc.

**FABRIC** - DDB-222, 733 gm/m<sup>2</sup> (90,+45,-45) triaxial non-woven E-glass supplied by Hexcel Inc.

**RESIN** - A-100 polyester resin supplied by Ashland Chemical Corp.

Tableau 5. Description des panneaux  
*Table 5. Test panel description*

Core	Core Thickness (mm)	Skin Laminate	Total Size (cm)	Framed Size (cm)
Airex	12	(90,+45,-45,csm)	81x157	51x127
AL-600	12	(90,+45,-45,csm)	81x157	51x127
H-80	12	(90,+45,-45,csm)	81x157	51x127
H-100	12	(90,+45,-45,csm)	81x157	51x127
R-100	12	(90,+45,-45,csm)	81x157	51x127

Tableau 7. Accélération max. au centre du panneau (en g)  
*Table 7. Center Panel Peak Acceleration (g's)*

Core Material	Drop Height (m) 3.0	Drop Height (m) 4.5
Airex	350	350
Balsa	700	1500
H-80	550	625
H-100	400	750
R-100	500	ND

Tableau 6. Matériaux  
*Table 6. Test Panel Materials*

**CORE MATERIALS**

Trade Name	Material Type	Supplier
Airex	Linear PVC foam	Airex AG
AL-600	Coated end-grain balsa	Baitek Corp. Inc.
H-80	Cross-linked PVC foam	Barracuda Technologies Inc.
H-100	Cross-linked PVC foam	Barracuda Technologies Inc.
R-100	Cross-linked PVC foam	Klegecell/Polimex Inc.

**FABRIC** - DDB-222, 730 gm/m<sup>2</sup> (90,+45,-45) triaxial non-woven E-glass supplied by Hexcel Inc.

**RESIN** - CoRezyn 8100, vinylester resin supplied by Interplastic Corp.

Tableau 8. Compliance du panneau avant et après choc (déflexion/pression)

*Table 8. Pre- and Post-Shock Panel Compliance (Center Panel Deflection/Pressure)*

Core Material	Compliance (mm/MPa)		
	Drop Height (m) 0.0	Drop Height (m) 3.0	Drop Height (m) 4.5
Airex	859	852	752
Balsa	313	302	***
H-80	372	560	1139
H-100	339	365	464
R-100	365	468	778

Tableau 9. Description de panneaux  
*Table 9. Test Panel Description*

	Core	Core Thickness (mm)	Skin Laminate	Total Size (cm)	Framed Size (cm)
A	H-100	12	(90,+45,-45)	81x157	51x127
B	H-100	12	(90,+45,-45, csm)	81x157	51x127
C	H-100	12	(90,+45,-45, Tsp)	81x157	51x127
D	H-100	12	2x(90,+45,-45)	81x157	51x127

Tableau 10. Matériaux  
*Table 10. Test Panel Materials*

**CORE BEDDING**

450 gm/m<sup>2</sup> chopped strand mat supplied by Owens Corning Inc.  
 Trevira Stoprint, continuous thermoplastic polyester fiber mat supplied by Hoechst Celanese Corp.

**CORE MATERIAL**

H-100, 100 kg/m<sup>3</sup> cross-linked PVC foam supplied by Barracuda Technologies Inc.

**FABRIC**

DDB-222, 730 gm/m<sup>2</sup> (90,+45,-45) triaxial non-woven E-glass supplied by Hexcel Inc.

**RESIN**

CoRezyn 8100, vinylester resin supplied by Interplastic Corp.

Tableau 11. Compliance du panneau avant et après choc  
 (déflexion/pression)

*Table 11. Pre- and Post-Shock Panel Compliance  
 (Center Panel Deflection/Pressure)*

Panel	Compliance (mm/MPa)			
	Drop Height (m)			
	0.0	3.0	4.5	6.0
A	461	520	***	***
B	339	365	464	***
C	291	291	ND	424
D	276	295	509	***

\*\*\* No test due to previous failure