

Comportement mécanique en fatigue d'un composite sandwich à âme en nids d'abeilles en flexion 3 points.

A. AIT SAID^{a,b,1}, K. BEY^{a,2}, I. HADRICHÉ^{b,3}, C. BRADAI^{b,4}

a. Laboratoire de Mécanique Industrielle, Département de génie mécanique, Université Badji Mokhtar, BP12 23220 Annaba, Algérie.

b. Laboratoire des systèmes électromécaniques LASEM, Ecole Nationale d'Ingénieurs de Sfax, Université de Sfax, BP 1173-3038 Sfax, Tunisie.

E-mail: aitsaid_ahcene15@yahoo.fr ⁽¹⁾, kbeydz@yahoo.fr ⁽²⁾, ismail_hadriche@yahoo.fr ⁽³⁾, Chedly.bradai@enis.rnu.tn ⁽⁴⁾.

Résumé :

Grace à leurs faibles densités et à leurs résistances, l'utilisation des composites sandwichs est de plus en plus répandue, notamment en aérospace, en construction navales et automobiles, ... Ils suscitent un grand intérêt au sein des chercheurs dont plusieurs travaux y sont consacrés [1].

Ce travail est une contribution à l'étude du comportement mécanique en fatigue sous sollicitation en flexion 3-points, d'un composite sandwich Aluminium/nids d'abeilles en aramide, afin d'optimiser les conditions d'utilisation (charge appliquée, fréquence) pour une étude expérimentale sous chargement cyclique. L'analyse de la perte de rigidité et des modes d'endommagement seront les outils pour cette optimisation. Les éprouvettes sont constituées de tôles d'aluminium, d'un millimètre d'épaisseur chacune, pour les peaux et d'une structure aramide en nids d'abeilles de 8 mm de hauteur et de référence directionnelle « L » (orientation des cellules) [2][3] pour l'âme. Comme première approche, les essais, en flexion statique 3 points, préalablement réalisés, ont permis de déterminer la variation de la flèche en fonction de la force appliquée. Ceux-ci sont, ensuite, exploités pour procéder à des essais de fatigue sur une machine de type EPSIFLEX suivant la norme AFNOR NF 54-606. Ils sont réalisés, pour trois niveaux de chargement, en déformation imposée avec un rapport de charge de 0,2 et une fréquence de 5 Hz. Les résultats obtenus nous ont permis de déterminer les courbes de perte de rigidité et les courbes de Wöhler afin de procéder à l'optimisation des conditions de chargement et la tenue en service du matériau composite sandwich. L'observation par microscope optique des faciès de rupture en flexions statique et cyclique a montré les différents modes d'endommagement des peaux (indentation) et de l'âme en nids d'abeilles (décollement et cisaillement) entraînant la ruine des éprouvettes [4][5][6] [7][8][9].

Abstract :

Thanks to their weak density as well as their resistance, sandwich composites are more and more used especially in aerospace, naval shipbuilding and automobile industry. As a result, a lot of researchers have showed huge interests to those materials in their studies.

This work is a contribution added to the study of the mechanical behavior in fatigue under 3 points bending stress, of a sandwich composite aluminum aramid honeycombs, in order to optimize its utilization conditions (applied charge, frequency for an experimental study under cyclical change.

The analysis of the loss of rigidity and the damage mode are the means of this optimization. The specimens are composed of aluminum sheets of 1 mm thick, each one, concerning the skins, and of an

aramid honeycombs structure of 8 mm high as well as of directional reference "L" (cell orientation)[2] [3] for the core as a first approach.

The 3 point bending tests are, done beforehand, helped to determine the variation of the arrow according to the applied force.

Those ones, then exploited to carry on fatigue test on a machine of EPSIFLEX type, according to AFNOR NF54-606 form. They were realized following three loading levels, in imposed deformation; with a load report of 0.2 and of a 5 Hz frequency.

The obtained results allowed us to determine the loss curves of stiffness and Wohler curves as well, in order to proceed towards the optimization of the loading conditions and the holding materials in service, of sandwich composite. The observation, through the optic microscope, of the fracture facies in static, and cyclic bending, has demonstrated the different damage modes of the skins along with that of the honeycombs core (abruption and shear) leading to the ruin of test specimens.

Mots clefs : Flexion 3 points, Matériaux composites, Sandwich, Nids d'abeilles, Endommagement.

1. Introduction

Le développement des technologies modernes exige que l'on utilise des matériaux présentant des propriétés mécaniques élevées spécifiques à leur emploi, mais dont les masses volumiques soient faibles.

L'objectif est notamment de réduire la masse des structures. Les matériaux composites sont des matériaux qui répondent aux exigences précédentes. En raison de leur faible densité, grande résistance, rigidité importante et de leur excellente durabilité, les matériaux composites ont d'abord été utilisés dans de nombreuses composantes structurales, notamment dans le domaine de l'aéronautique. De nos jours, la diminution de leurs coûts de production permet l'utilisation de ces matériaux dans des applications de plus en plus variées (automobile, navigation, construction, etc.).

Parmi les matériaux composites les plus utilisés, on notera les matériaux sandwichs. Les structures sandwichs sont constituées :

- de deux semelles ou peaux, de faibles épaisseurs. Ces peaux sont constituées de matériaux à relativement haute résistance.
- d'une âme beaucoup plus épaisse et de faible densité [10].

Peaux et âme sont séparables mécaniquement. On peut, par conséquent, modifier les propriétés de ces matériaux en variant les proportions de leurs constituants ou les propriétés des constituants eux-mêmes. Ces ajustements permettent d'atteindre les propriétés souhaitées pour répondre à des applications bien identifiées.

Les structures sandwichs offrent, donc, de grandes potentialités aux concepteurs dans des secteurs très divers.

Dans un premier temps, on peut songer à des applications structurales classiques pour lesquelles il faut allier légèreté et rigidité comme l'industrie aérospatiale, ou plus généralement les transports (TGV).

Leur résistance à la corrosion, quand les divers constituants ne sont pas métalliques, en fait, également, un matériau de choix pour la construction navale.

L'usage des sandwichs se répand aussi dans l'industrie du bâtiment, et cette fois, ce sont leurs excellentes caractéristiques d'isolation thermique qui sont, surtout, prises en compte.

Ces matériaux sandwichs peuvent être réalisés en éléments très divers :

- aluminium, acier, bois, plastique, résines renforcées de fibres organiques ou inorganiques (matériaux composites), ... pour les peaux ;
- le balsa, les nids d'abeilles (NIDA : confectionnés en polypropylène, en aluminium ou en Nomex : papier aramide enduit de résine phénolique), les mousses alvéolaires, ... pour l'âme.

De nombreux paramètres structuraux influent sur le comportement mécanique de ces systèmes complexes :

- la nature des matériaux constitutifs (densité, propriétés mécaniques, propriétés physiques, propriétés chimiques) ;
- les séquences d'empilement ;
- les épaisseurs relatives des différentes couches.

Parmi les diverses familles de composites, on citera les matériaux composites qui résultent généralement de l'association de deux peaux et d'une âme (figure 1.1).

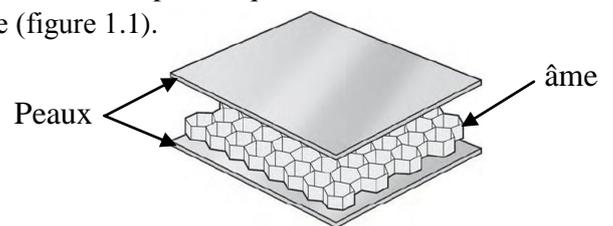


Figure 1.1: constituants d'un sandwich[11]

L'âme se présente sous différentes formes [13]. :

a. âme pleine, en mousses, bois... (figure 1.2)

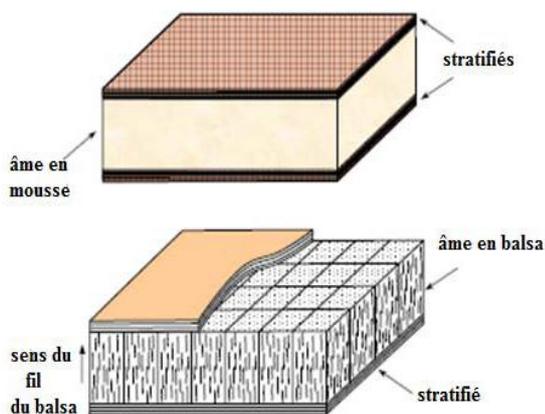


Figure 1.2 : Eléments constitutifs d'un sandwich à âme pleine

b. âme creuse (figure 1.3)

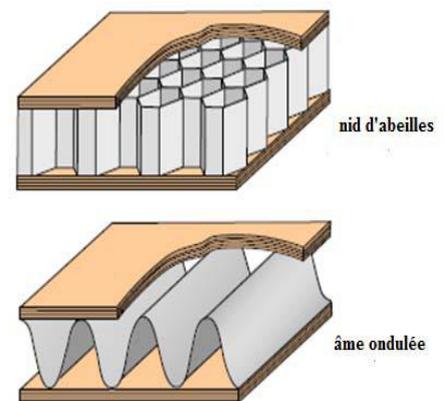


Figure1.3: Eléments constitutifs d'un panneau sandwich à âme creuse.

Le principal inconvénient des matériaux sandwichs réside dans leur « nouveauté ». Il est, en effet, nécessaire de faire des études sur le comportement à long terme, sur leur fatigue, mais aussi de définir des procédures d'essais mécaniques et de contrôle non destructifs fiables et de standardiser les méthodes de production. Cette nouveauté nécessite, aussi, le développement de nouveaux domaines d'applications et l'augmentation du degré d'automatisation de la fabrication. Actuellement, les ingénieurs et les concepteurs n'ont pas suffisamment de connaissance des avantages et des utilisations des

matériaux sandwiches malgré les applications nombreuses et assez variées ; mais jamais en tant qu'éléments primaires. Les structures sandwiches offrent de grandes potentialités aux concepteurs dans des secteurs très divers. Le principal objectif est d'augmenter le rapport rigidité/poids en remplissant l'âme de la structure avec des matériaux légers tels que la mousse, le bois et le nid d'abeilles. On peut songer à des applications structurales classiques pour lesquelles il faut allier légèreté et rigidité comme l'industrie aérospatiale, ou plus généralement les transports (TGV). Leur résistance à la corrosion, quand les divers constituants ne sont pas métalliques, en fait également un matériau de choix pour la construction navale. A titre d'exemples, on peut citer quelques domaines d'utilisation des matériaux sandwiches :

- Dans le secteur ferroviaire, les nouveaux modes de transport demandent des matériaux révolutionnaires. Dans le secteur du transport par route : les bus et les cars de tourisme sont parmi les premiers dans lesquels les panneaux en métal ont été remplacés par des panneaux en matériaux composites. Bien que pour les parties planes les panneaux en aluminium soient préférés, les structures tridimensionnelles sont réalisées en matériaux composites. Un gain significatif du poids sur certains éléments peut être réalisé en utilisant des panneaux sandwiches.

- Dans le secteur aéronautique, les propriétés anti-feu des panneaux sandwiches sont primordiales pour leurs utilisations intérieures de cabine. La norme anti-feu est très stricte et parfois difficile à atteindre, ce qui limite l'utilisation de ces matériaux

Cette étude traite du comportement mécanique, en flexion trois points, d'un composite sandwich nida (Aluminium/nid d'abeille en aramide). Des essais statiques et cycliques ont été réalisés sur quatre éprouvettes pour des niveaux de chargement différents (90%, 80%, 70%).

Les résultats expérimentaux obtenus sur le comportement de cette structure et son endommagement seront présentés et analysés.

2. Conditions d'essai

2.1. Matériau

Les éprouvettes sont découpées, selon l'orientation « **L** » des alvéoles, d'un panneau sandwich, de densité 148 kg/m^3 , à peaux en Aluminium et à âme en Aramide en forme de nids d'abeille .

Leurs dimensions (figure 2.1) ont été définies suivant les spécifications de la norme AFNOR NF 54-606 figure II.1. La largeur **b** de l'éprouvette est fixée à 25 mm afin de répondre aux exigences de la norme. L'épaisseur **tf** des peaux est d'environ 2 mm, celle de l'âme **c** est 8 mm et celle de la structure **h** est de 10 mm. La longueur **L** totale de l'éprouvette est de 200 mm.

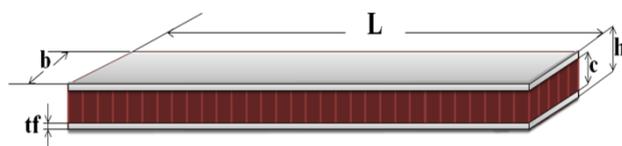


Figure 2.1 : Dimension d'une éprouvette sandwich selon la norme AFNOR NF 54-606

2.2. Machines

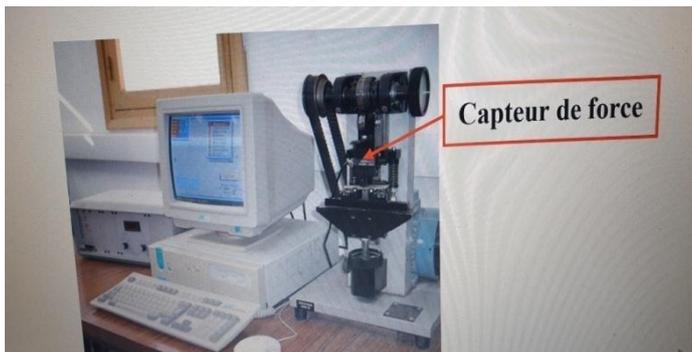


Figure 2.3 : dispositif d'essais de fatigue en flexion

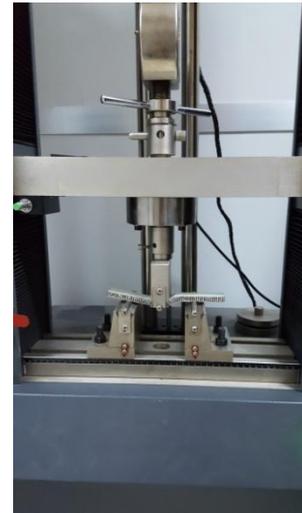


Figure 2.2 : Machine d'essais en flexion statique

Les essais de flexion statique ont été réalisés sur une machine WDW-5 computer controlled universal testing machine (fig. 2.1) de cellule de charge de 50 kN pilotée par ordinateur.

Les essais de fatigue ont été réalisés sur une machine de type EPSIFLEX (fig.2.2) avec une cellule de charge de 250 daN et à flèche imposée. Un capteur de force, monté sur la cellule, transmet les mesures à un C.A.N relié à un ordinateur, équipé d'un logiciel qui traite les résultats.

3. Résultats

3.1. Essais statiques

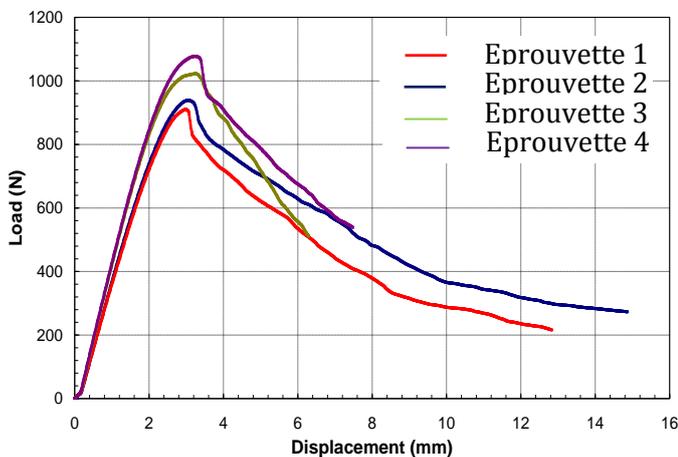


Figure 3.1 : Courbes force-déplacement

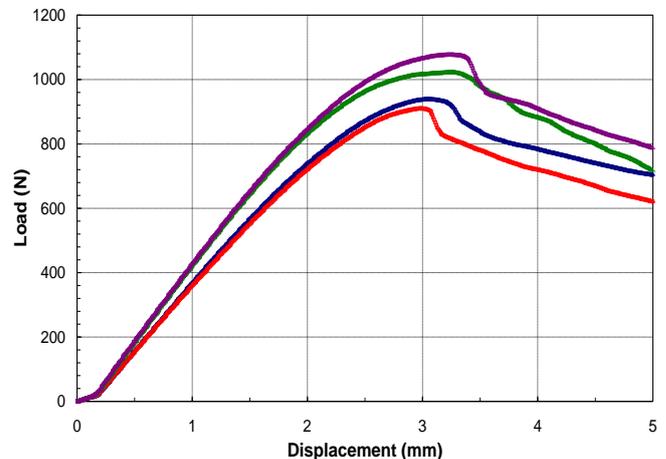


Figure 3.2 : Courbes force-déplacement

3.2 Essais d'endurance

3.2.1. Premier niveau de chargement

Ces cinq essais sont effectués avec un niveau de chargement de 90% de la charge maximale (limite élastique), une fréquence constante de 5 Hz et un rapport de charge $R = 0.2$.

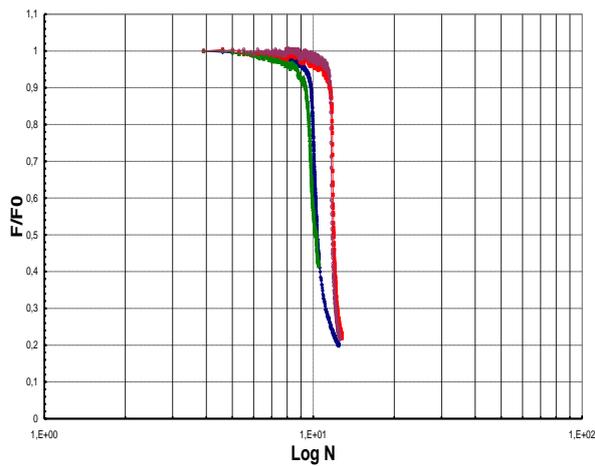


Figure 3.3 : Courbes de pertes de rigidité

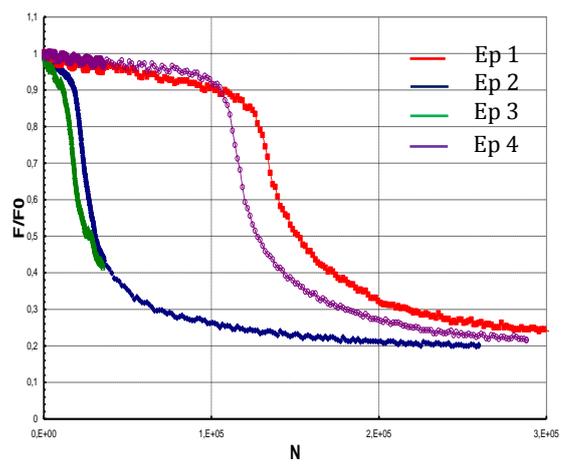


Figure 3.4 : Courbes de pertes de rigidité

3.2.2. Deuxième niveau de chargement

Ces cinq essais sont effectués avec un niveau de chargement de 80% de la charge maximale (limite élastique), une fréquence constante de 5 Hz et un rapport de charge $R = 0.2$.

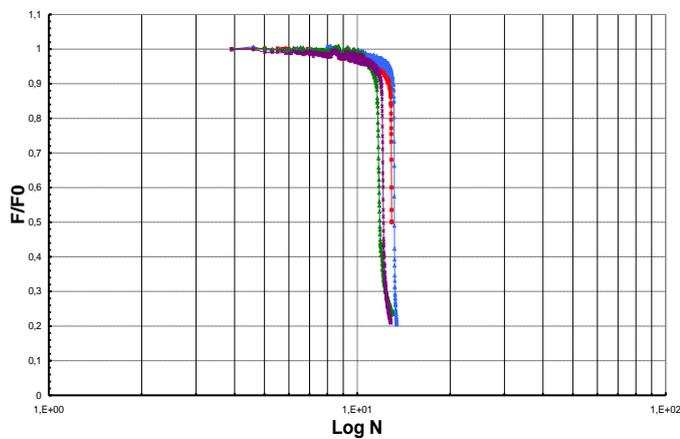


Figure 3.5 : Courbes de pertes de rigidité

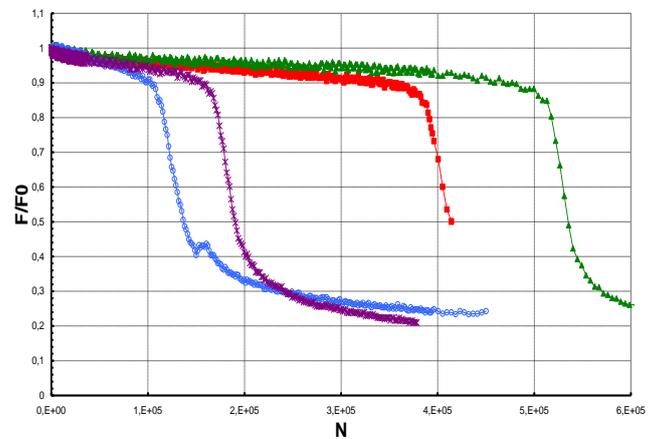


Figure 3.6 : Courbes de pertes de rigidité

3.2.3. Troisième niveau de chargement

Ces cinq essais sont effectués avec un niveau de chargement de 70% de la charge maximale (limite élastique), une fréquence constante de 5 Hz et un rapport de charge $R = 0.2$.

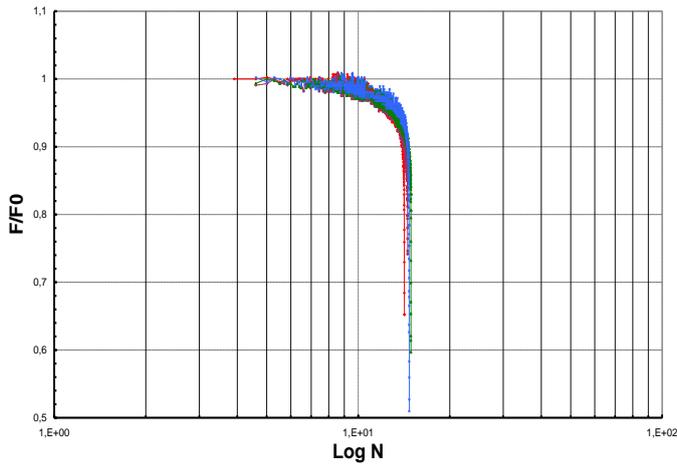


Fig. 3.7 : Courbes de pertes de rigidité

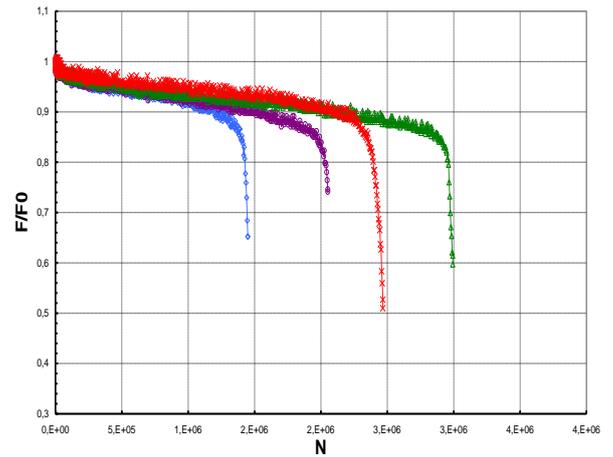


Fig. 3.8 : courbes de pertes de rigidité

3.3. Courbes de Wöhler

Les essais sont réalisés à amplitude de déformation constante (ADC) avec le critère de fin d'essai à 90%.

Critère de fin d'essai 90%

R=0,2

		Valeur 1	Valeur 2	Valeur 3	Valeur 4
90% chargement	N	11750	18250	96050	105050
	LogN	9,37160852	9,811920359	11,47262417	11,56219171
	F/F0	0,9	0,9	0,9	0,9
	Amplitude flèche MAX (mm)	1,8	1,8	1,8	1,8
	Amplitude déformation				
	Amplitude contrainte				
80% chargement	N	102050	154550	321050	468050
	LogN	11,53321817	11,94827295	12,67935215	13,05633041
	F/F0	0,8	0,8	0,8	0,8
	Amplitude flèche MAX (mm)	1,57	1,57	1,57	1,57
	Amplitude déformation				
	Amplitude contrainte				
70% chargement	N	1143050	1435550	2007050	2079050
	LogN	13,94921069	14,17705861	14,51217654	14,54742162
	F/F0	0,7	0,7	0,7	0,7
	Amplitude flèche MAX (mm)	1,375	1,375	1,375	1,375
	Amplitude déformation				
	Amplitude contrainte				

Critère de fin d'essai 75%

R=0,2

		Valeur 1	Valeur 2	Valeur 3	Valeur 4
90% chargement	N	16650	22550	114050	132050
	LogN	9,720165495	10,02349034	11,64439223	11,79093592
	F/F0	0,9	0,9	0,9	0,9
	Amplitude flèche MAX (mm)	1,8	1,8	1,8	1,8
	Amplitude déformation				
	Amplitude contrainte				
80% chargement	N	120050	175550	394550	522050
	LogN	11,6956636	12,07567918	12,88550115	13,16551865
	F/F0	0,8	0,8	0,8	0,8
	Amplitude flèche MAX (mm)	1,57	1,57	1,57	1,57
	Amplitude déformation				
	Amplitude contrainte				
70% chargement	N	1435550	2047550	2416550	2965550
	LogN	14,17705861	14,53215451	14,69785146	14,90257307
	F/F0	0,7	0,7	0,7	0,7
	Amplitude flèche MAX (mm)	1,375	1,375	1,375	1,375
	Amplitude déformation				
	Amplitude contrainte				

Critère de fin d'essai à 90% avec une fréquence d'excitation constante de 5Hz

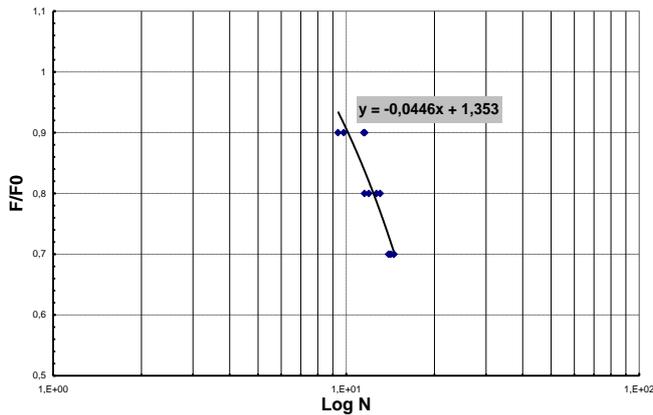


Fig. 3.9. Courbe de fatigue

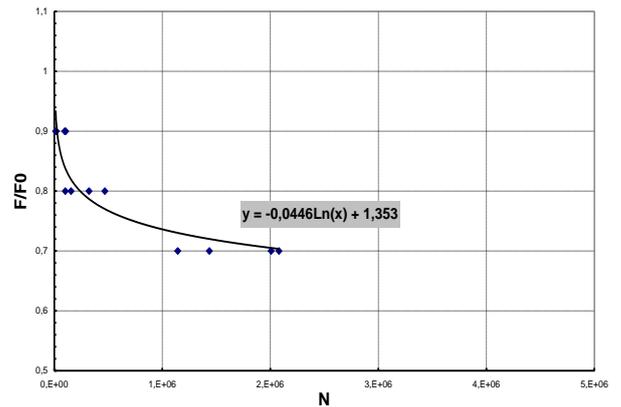


Fig. 3.10. Courbe de Wöhler

Critère de fin d'essai à 75% avec une fréquence constante de 5Hz :

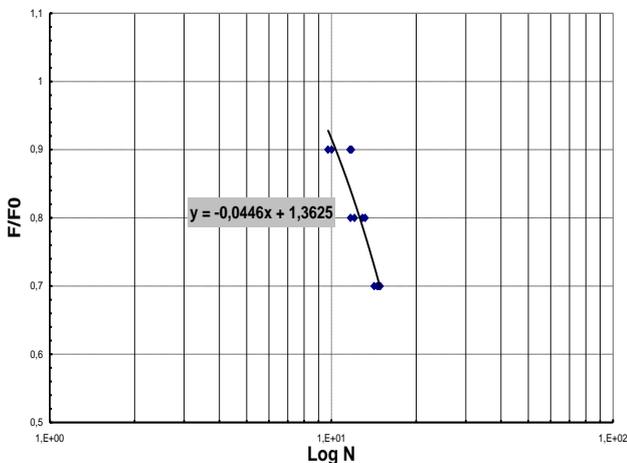


Fig. 3.11 : Courbe de fatigue

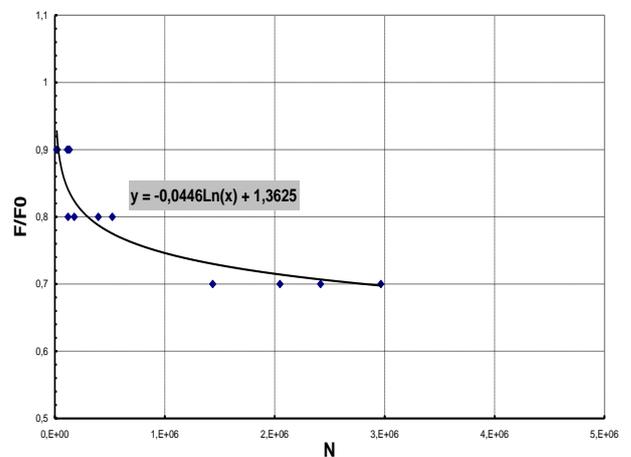


Fig. 3.12 : Courbe de Wöhler

3.4. Endommagement

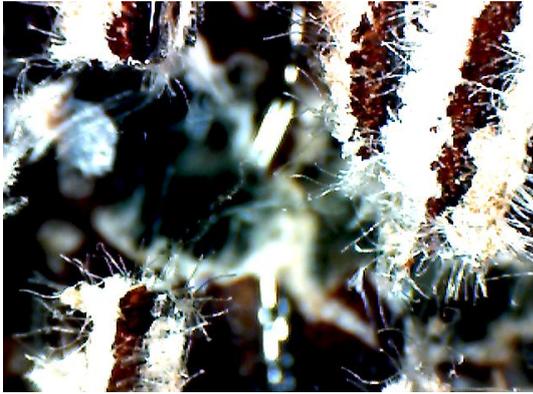


Fig. 3.17 : Cisaillement des parois de l'âme



Fig. 3.18 : Cisaillement des parois de l'âme



Fig. 3.19 : Décollement de l'âme



Fig. 3.20 : Décollement de l'âme

3. Conclusion:

3.1. Essais statiques:

Du point de vue comportement, on distingue trois zones de déformations:

- une zone linéaire correspondant à une déformation élastique jusqu'à une valeur limite ($\approx 720\text{N}$).
- une zone non linéaire correspondant à une déformation plastique jusqu'à la valeur maximale ($\approx 960\text{N}$).
- une zone non linéaire correspondant à une déformation plastique à allure décroissante sans atteindre une rupture brusque.

Quant à l'endommagement, on constate

- une indentation des peaux
- un flambement des cellules engendrant un cisaillement des cellules de l'âme

3.2. Essais de fatigue:

Nous constatons que la perte de rigidité présente des distorsions (fig.3.4 et fig.3.6) qui sont dues, à notre point de vue, aux différentes positions des plans de coupe des éprouvettes relativement aux contours des alvéoles extrêmes d'une part et de l'irrégularité du film de colle entre les peaux et l'âme d'autre part.

Quant à la limite d'endurance de ce matériau, nous voyons sur les courbes de Wöhler (fig.3.10 et fig.3.12) qu'elle est atteinte pour les nombres de cycles suivants:

- 2.10^6 pour un critère de fin d'essai à 90%
- 3.10^6 pour un critère de fin d'essai à 75%

L'endommagement se manifeste par:

- une légère indentation des peaux suite à la déformation plastique (fig. 3.20)
- au flambement des cellules causant leurs cisaillements (fig. 3.17 et fig. 3.18)
- décollement de l'âme (fig. 3.19 et fig. 3.20)

Références:

- [1] L. Gornet, G. Marckmann, G. Ollier. Interactions modèles expériences sur des âmes nids d'abeilles Nomex (R): application au design d'un voilier multicoque de course océanique. Revue des composites et des matériaux avancés, Lavoisier, 16 (2), (2006) 167-190.
- [2] MP Hoang, Homogénéisation analytique de structures en nids d'abeilles, Thèse, Université de Reims Champagne-Ardenne, 2015.
- [3] A. Abbadi, Caractérisation en fatigue d'une structure sandwich à âme en nids d'abeilles, Thèse, Université Paul Verlaine – Metz, 2007.
- [4] LOM Kachanov, "Time of the rupture Process under Creep Condition", Izvestiya Akademii nauk SSR Otd Tekh, no. 8, p.26-31, 1958
- [5] Y.N. Rabotnov, "Creep Rupture, Proc. XII.Int.Cong.Appl. Mech, Stanford, 1968, Ed Springer 1969.
- [6] S. Murakami, "Mechanical Modelling of Material damage", J. Appl. Mech. No. 55, p.280-286, 1988.
- [7] J. Hulth, " Continuum Damage Mechanics, Capabilities, Limitation and Promises" Mechanisms of Deformation and Fracture, Pergamon, Oxford, p. 233-347, 1979.
- [8] D. Krajcinovic, " Continuum Damage Mechanics", Applied Mechanics Review, 37 (1), p.1-6, 1984
- [9] J. Lemaître and J.L. Chaboche, " Mécanique des matériaux solides"
- [10] D.Grau, "Relating interfacial fracture toughness to core thickness in honeycomb-core sandwich composites" PhD thesis, University of Florida, 2003.
- [11] http://www.hexcelcomposites.com/Markets/Products/Honeycomb/Hexweb_attrib/hw_p04.htm, Hexcel Corporation. Accessed November 2003.
- [12] Allen H.G. Analysis and design of Structural Sandwich Panels, Pergamon Press, Oxford, 1969.
- [13] H. Berthelot " Comportement sous Sollicitation Dynamiques de composites sandwiches à âme en mousse".