

Etude expérimentale du comportement d'un composite UD à fibres de carbone

TEKLAL Fatiha¹, KACIMI Bachir², DJEBBAR Arezki³

*Laboratoire de Mécanique, Structures et Energétique
Université Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou
BP 17 RP, Tizi-Ouzou Algérie*

¹fatihagm07@yahoo.fr

²kacimiummto@yahoo.fr

³ar.djebbar@yahoo.fr

Résumé— L'objectif du travail présenté dans cet article est axé sur l'élaboration et la caractérisation du comportement mécanique d'un composite unidirectionnel à renfort carbone haute performance et matrice polyester. Les caractéristiques mécaniques intrinsèques ont été déterminées par des essais de flexion trois points. Des essais de chocs Charpy ont été menés pour déterminer la résistance au choc du matériau. Les éprouvettes testées sont découpées à différents angles par rapport à la direction principale de renfort (0°, 5°, 15°, 30°, 45° et 90°). Les essais mécaniques réalisés ont permis d'identifier un effet important des sollicitations hors axe sur les paramètres élastique du matériau et ont révélé un endommagement spécifique selon la direction sollicitée.

Mots Clés—Composite, hors axes, endommagement, stratifié, fibres de carbone.

I. INTRODUCTION

Les matériaux composites connaissent une utilisation grandissante dans de nombreux domaines. Le domaine des transports, en particulier celui des transports aéronautiques, montre un grand intérêt pour ce type de matériaux. Le contexte économique et environnemental impose aux acteurs de ce secteur un allègement des structures permettant des gains en termes de capacité de chargement et d'économie d'énergie. En effet, outre le coût croissant de l'énergie dû à la raréfaction des énergies fossiles, l'opinion publique se montre de plus en plus sensible aux impacts environnementaux des transports. Les leaders du transport aéronautique introduisent donc les matériaux composites proposant de bonnes caractéristiques mécaniques pour une masse réduite dans leurs appareils. Ainsi, pour promouvoir une plus grande utilisation des matériaux composites, il est primordial de déterminer leurs comportements mécaniques et d'analyser les défauts dans ces matériaux. Pour cela, il faut souvent avoir recours à des méthodes de contrôles en faisant subir à ces matériaux plusieurs essais mécaniques différents [1- 7].

Dans ce travail nous allons montrer, à partir de la même base d'essai en flexion monotone statique et choc Charpy le comportement d'un composite UD carbone/polyester. En premier lieu, et à titre de référence, nous avons mené des essais sur des unidirectionnels UD (0°). Par la suite des essais sont effectués sur des éprouvettes découpées avec des angles différents par rapport à la direction principale du renfort. Nous appelons ces essais : flexion hors-axe.

II. MATÉRIAUX DE L'ETUDE

Le matériau composite utilisé dans cette étude est un stratifié constitué de 12 couches de renfort carbone unidirectionnel élaboré par moulage au contact en utilisant une résine polyester. Les plaques réalisées ont une épaisseur moyenne de 2,85 mm. Les constituants de base de matériau (Résine et renfort), sont des produits commerciaux de composition complexe. Nous avons utilisé une matrice synthétique en polyester insaturée POLYLITE® 440-800. Le renfort textile utilisé dans cette étude, est principalement destinés à la fabrication de composite haute performance. Il s'agit d'un renfort unidirectionnel en fibres de carbone (fig.1) de masse surfacique de 160g/m² et de 0,16 d'épaisseur, avec une répartition de 7,6 mèches/cm pour les chaînes qui constituent une proportion de 97% dans le renfort.

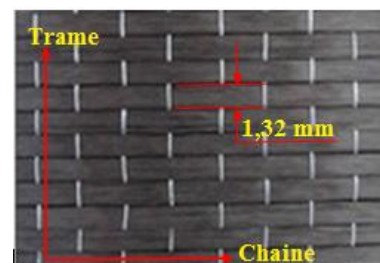


Fig.1 Renfort unidirectionnel en carbone utilisé.

II.1. ELABORATION DES ÉPROUVETTES

Les plaques de stratifiés ayant servi au découpage des éprouvettes sont obtenues par le procédé de moulage au contact (fig.2). Le procédé est manuel, il consiste à nettoyer d'abord le moule avec de la cire qui sert d'un agent de démoulage, puis passer une fine couche de résine et nous procédons à la disposition des couches successives de renfort imprégnées de la résine (mélangée à 1,5% du durcisseur) (fig.2.a), au moyen d'un pinceau et d'un d'ébulleur qui sert d'un compacteur et chasseur des bulles d'air (fig.2.b).

L'ensemble est maintenu dans cet état et à température ambiante pendant la polymérisation et jusqu'à la fin de la gélification qui dure à peu près une demi-journée. A la fin de la polymérisation nous procédons au démoulage.

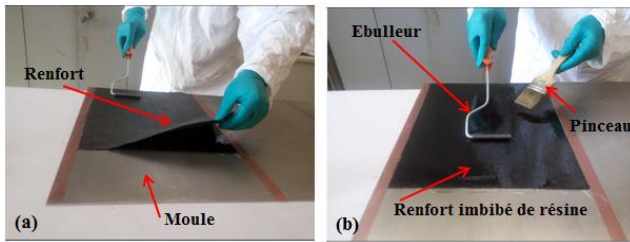


Fig.2 Moulage au contact, a) Dépôt de tissu, b) Imprégnation avec la résine.

Les éprouvettes soumises aux essais sont découpées dans les plaques de dimensions (350 x 350) mm² à l'aide d'une scie à disque diamanté sous un jet d'eau suivant plusieurs directions définies relativement à l'axe principal de renfort unidirectionnel (fig.3).

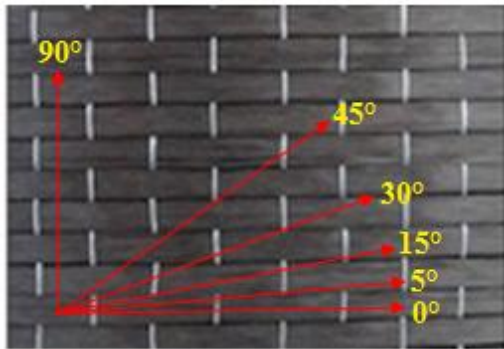


Fig.3 Direction de découpe des éprouvettes par rapport à l'axe principale du renfort.

III. ESSAIS STATIQUES

Les essais de flexion sont réalisés sur une machine de type IBERTEST. C'est une machine universelle qui peut effectuer sans encombre la traction, la compression et la flexion, avec bien sûr changement de mors qui se montent et démontent facilement, elle est dotée d'une cellule de charge d'une capacité de 100 KN, accompagnée par des vitesses de chargement qui varient de 1 à 500 mm/min contrôlées automatiquement. Nous avons effectués des essais de flexion trois points avec une vitesse de 2mm/min à température ambiante.

III.1. GÉOMÉTRIE DES ÉPROUVETTES DE FLEXION

Les dimensions des éprouvettes utilisées pour les essais de flexion trois points (fig.4) ont été choisies selon la norme NF EN ISO 14125, ASTM D 790 [8] c'est à dire:

$L_{tot} = 20h + 20$ mm ; b est fonction de h comme indiqué ci-dessous : $10 < b \leq 15$ mm $h \leq 5$ mm.

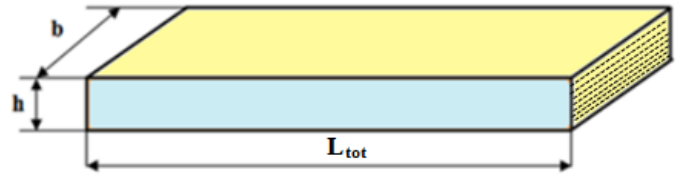


Fig.4 Géométrie des éprouvettes de flexion.

III.2. RÉSULTATS DES ESSAIS DE FLEXION TROIS POINTS

Pour une représentation plus cohérente des résultats des essais nous avons utilisé les formules de passage suivantes données par la théorie des poutres :

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2} \quad (1)$$

$$\varepsilon = \frac{6hf}{L^2} \quad (2)$$

σ : la contrainte normale.

ε : la déformation relative.

f : flèche mesurée au cours de l'essai pour chaque charge.

P : la charge.

L : distance entre appuis.

Les caractéristiques mécaniques des différents lots sont représentées dans le tableau I et leurs courbes d'évolution contraintes-déformations ainsi que les mécanismes d'endommagement sont représentées en figures 5, 6...et 10.

TABLEAU I. CARACTERISTIQUES MECANQUES DU MATERIAU SUIVANT LES DIFFERENTES DIRECTIONS DE DECOUPAGE.

Stratifié UD 12 couches	f (mm)	P (N)	ε	σ_r (MPa)	E (MPa)
UD (0°)	2,89	1006	0,013	761	59872
UD (5°)	3,71	905	0,017	669	44163
UD (15°)	2,01	485	0,009	357	43522
UD (30°)	2,93	200	0,013	142	7929
UD (45°)	2,59	95	0,012	63	5471
UD (90°)	0,75	25	0,003	18	543

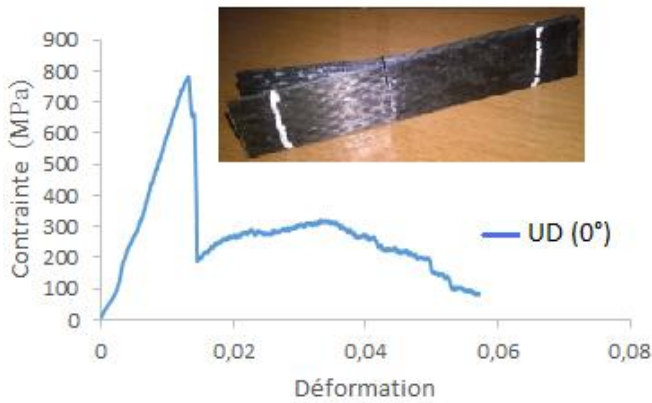


Fig.5 Evolution contraintes/déformations du lot UD (0°).

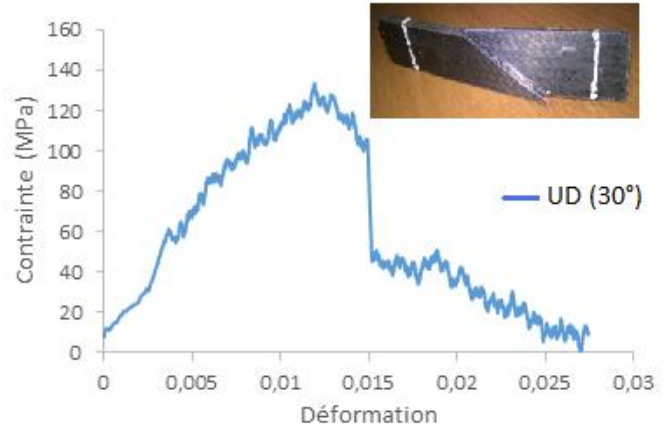


Fig.8 Evolution contraintes/déformations du lot UD (30°).

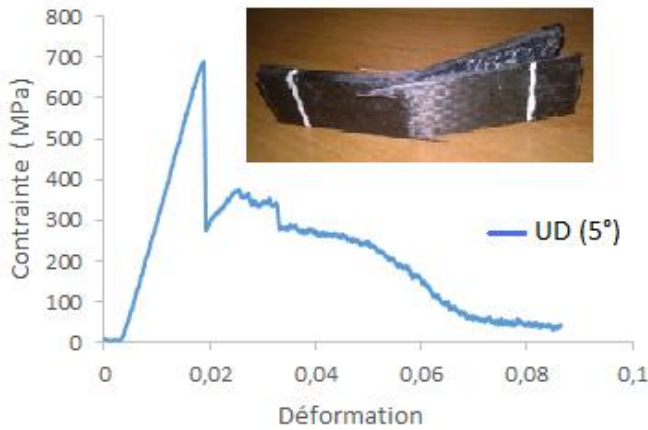


Fig.6 Evolution contraintes/déformations du lot UD (5°).

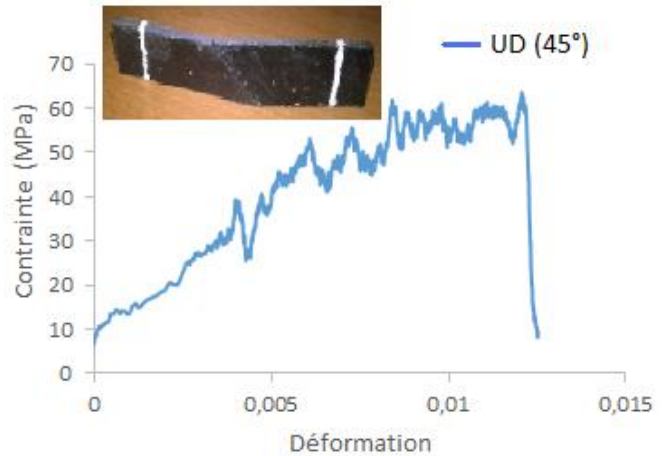


Fig.9 Evolution contraintes/déformations du lot UD (45°).

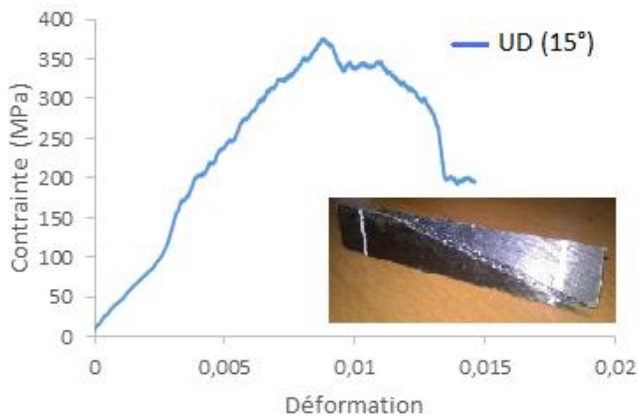


Fig.7 Evolution contraintes/déformations du lot UD (15°).

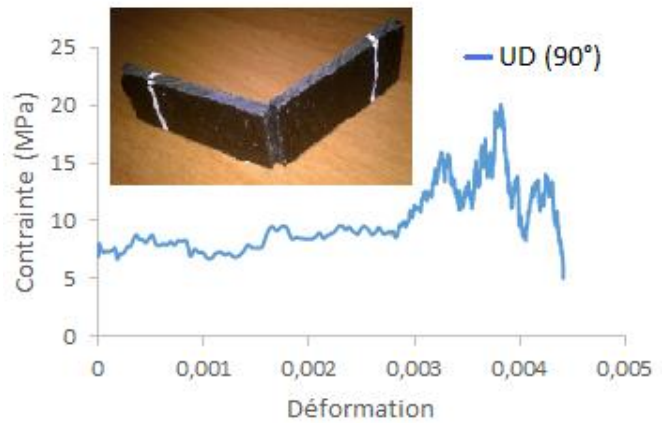


Fig.10 Evolution contraintes/déformations du lot UD (90°).

III.3. INTERPRÉTATION DES RÉSULTATS

Comme le montre les figures 5 et 6 le comportement à rupture des lots UD (0°) et UD (5°) est fragile. Par contre, d'après les figures 7, 8...et 10, nous relevons que les courbes du comportement à rupture en flexion obtenues suivant les autres directions, nous permettent de distinguer trois zones; une zone linéaire correspondant au comportement élastique de matériau, puis une zone non linéaire associée à l'apparition de premiers endommagements de la matrice et des fibres suivi

d'une chute brutale de l'effort qui correspond à la rupture totale de matériau.

Toutes les éprouvettes présentent un comportement similaire pour le même lot avec une légère dispersion de la contrainte à rupture, ceci est dû principalement à l'existence de défauts (bulles d'air) qui influencent la résistance à la rupture. Cette dernière est plus importante pour les lots d'éprouvettes qui sont découpée suivant la direction principale de renfort UD (0°). Elle diminue de plus en plus qu'on s'éloigne de l'angle 0° par rapport à l'axe principale du renfort jusqu'à atteindre son minimum à l'angle 90°. Ce qui montre que la résistance à la rupture est dépendante de la direction de sollicitations.

Les modules de Young sont obtenus par la courbe de tendance de régression linéaire de la partie élastique. Le module de Young est maximal sur l'axe principale du renfort UD (0°), et il diminue lorsqu'on s'éloigne de cet axe pour atteindre son minimum à $\theta=90^\circ$.

Les ruptures de fibres interviennent en général en phase finale de la rupture macroscopique. Il s'agit là du mode d'endommagement le plus dangereux pour la structure. La résistance de la fibre étant très élevée, sa rupture est donc le résultat d'une forte sollicitation dans l'axe de la fibre. Le processus d'endommagement conduisant à la rupture d'un composite unidirectionnel dépend de la statistique de rupture de la fibre. Le processus se déroulerait en trois étapes distinctes. La première étape correspond à l'initiation de l'endommagement par ruptures isolées des fibres les plus faibles, à un certain niveau de contrainte. La seconde étape est caractérisée par l'accumulation de ruptures aléatoires dans le composite à laquelle s'ajoute la croissance de l'endommagement autour des ruptures isolées, par rupture des premières fibres voisines sous l'effet de charge. Avec l'augmentation de la contrainte axiale, la probabilité de rompre de nouvelles fibres est en effet de plus en plus importante.

Au cours des essais de flexion, on entend des craques avant la rupture totale de l'échantillon, qui correspondent à la rupture de la matrice, au délaminage inter pli et rupture des fibres. Nous obtenons des ruptures en traction (Mode I) pour le matériau UD (90°), correspondant à une rupture plate, une rupture en mode II (délaminage) suivi de rupture de fibres est obtenue pour les lots UD (0°) et UD (5°). Pour les autres lots le chemin de rupture suit la direction des fibres dans le renfort.

III.4. EFFET DE L'ANISOTROPIE

D'après les figures 11 et 12 la contrainte à rupture et le module de Young respectivement, diminuent en fonction de l'augmentation de l'angle de découpe des éprouvettes par rapport à l'axe principale du renfort UD. Ce qui montre que la résistance à la rupture et la rigidité sont dépendantes de la direction de sollicitations. Cette chute de caractéristiques mécaniques est beaucoup plus prononcée à partir d'un angle de 15°. Un rapport du composite UD (0°) et UD (30°) est de 5 fois plus pour la contrainte à rupture et de 7 fois plus pour le module de Young. Cela est dû à la structure du renfort (tissu UD carbone), dans la direction des fibres UD (0°) c'est le renfort qui est sollicité, par contre dans la direction transverse UD (90°) c'est la matrice qui est sollicité et le renfort ne travaille pas selon cette direction.

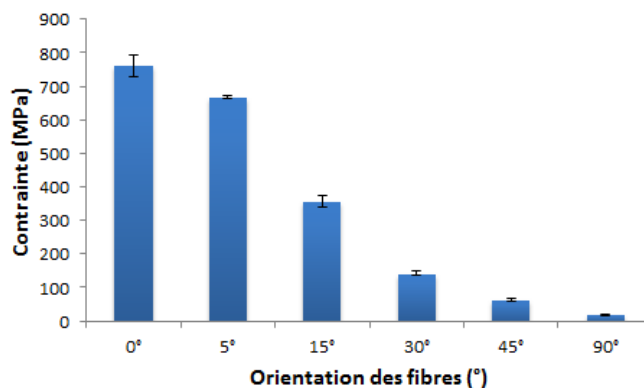


Fig.11 Influence de l'anisotropie sur les contraintes à la rupture

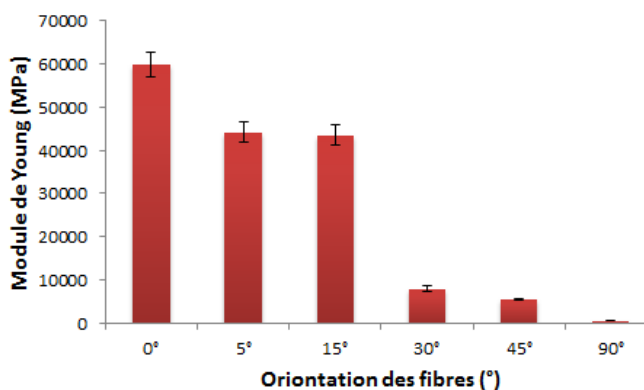


Fig.12 Influence de l'anisotropie sur les modules d'élasticité

III.5. ESSAI CHARPY SUR MATÉRIAUX COMPOSITES

La méthode peut être utilisée pour établir des résultats comparatifs pour une famille propre de matériaux. Elle est applicable aux composites à matrices thermoplastiques et thermodurcissables renforcés par des fibres unidirectionnelles ou multidirectionnelles. Les échantillons entaillés ne conviennent généralement pas aux composites renforcés par des fibres longues. Dans ce cas, des échantillons non entaillés sont utilisés [9]. Des essais de percussion dits normal à plat ont été réalisés. Comme cela est représenté sur la figure 13, la position à plat indique la direction de percussion par rapport à l'épaisseur h et à la largeur b de l'éprouvette. Le terme normal indique la direction de percussion par rapport au plan du stratifié.

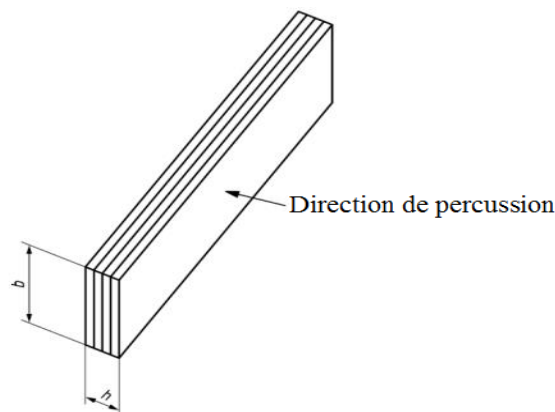


Fig.13 Représentation schématique de l'éprouvette impactée

La résistance au choc Charpy ou résilience d'un matériau est le rapport de l'énergie totale absorbée par la rupture de l'éprouvette sur la section de cette dernière. Les valeurs moyennes de résistance au choc ainsi que l'énergie absorbée après rupture critique de chaque stratifié sont présentées sur les histogrammes des figures 15 et 16. La résistance au choc Charpy d'éprouvettes non entaillées se calcule par :

$$a_{cU} = \frac{E_c}{h * b} * 10^3 (KJ/m^2)$$

Avec E_c : l'énergie absorbée par la rupture de l'éprouvette (J) ; h : l'épaisseur de l'éprouvette (mm) ; b : la largeur de l'éprouvette (mm).

TABLEAU II. RESULTATS DES ESSAIS CHARPY POUR LES DIFFERENTES DIRECTIONS DE DECOUPE DES ECHANTILLONS

Lots UD	b (mm)	h (mm)	U_{abs} (J)	a_{cU} (KJ/m ²)
UD (0°)	15,47	2,82	8,22	188,18
UD (5°)	15,28	2,80	6,74	157,47
UD (15°)	15,81	2,84	6,30	140,11
UD (30°)	15,50	2,86	2,14	48,29
UD (45°)	15,78	2,91	1,16	25,22
UD (90°)	15,70	2,92	0,66	14,41

III.6. INTERPRÉTATION DES RÉSULTATS

D'après le tableau II, nous ne constatons que les valeurs de l'énergie absorbée par la rupture des éprouvettes ainsi que la résilience sont plus importantes pour le composite UD (0°). Elles diminuent tout en augmentant l'angle de sollicitation par rapport à la direction principale du renfort. Une chute de ces caractéristiques est beaucoup plus prononcée à partir d'un angle de (15°) comme les essais statiques. Ces caractéristiques de choc Charpy obtenus présentent une dispersion des résultats suivant toutes les directions de sollicitation. Cette dispersion est une caractéristique des matériaux hétérogènes. En effet, la distribution de taux de fibres dans la composition des stratifiés ainsi que leurs orientations n'est pas uniforme, ce qui provoque des chemins de rupture souvent tortueux qui ne suivent pas forcément la direction principale de renfort.

Les faciès de rupture obtenus pour les composites UD (0°) et UD (5°) présentent des ruptures de fibres et de matrice avec un important délaminage inter pli (fig. 14). Le délaminage est un phénomène d'absorbeur d'énergie, ce qui prouve que pour les éprouvettes de ces deux directions de découpe les caractéristiques de choc sont plus importantes par rapport aux autres qui ne contiennent pas de délaminage. Pour les stratifiés UD (15°), UD (30°) et UD (45°) nous obtenons des ruptures qui suivent la direction des mèches de renfort UD qui se traduit par rupture de la matrice et des fibres (fig. 14). Des ruptures en traction (Mode I) sont obtenues pour le matériau UD (90°), correspondant à une rupture plate des fibres et de la matrice (fig. 14). Ces mêmes mécanismes d'endommagement sont obtenus pour les essais de flexion simple.

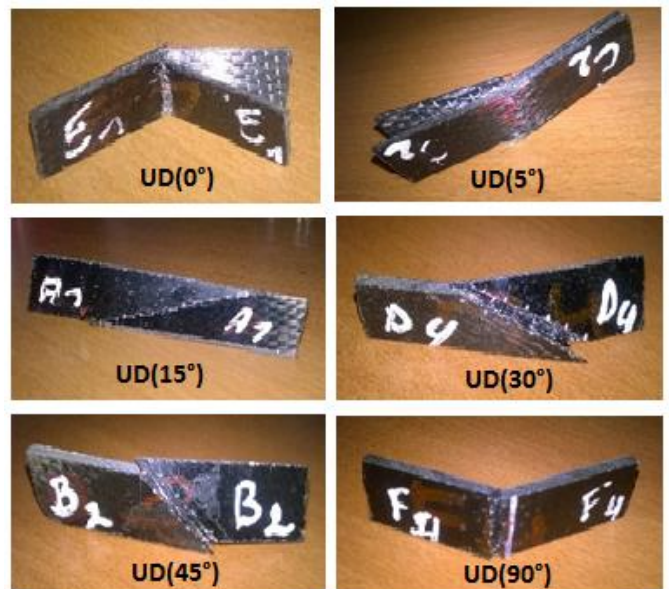


Fig.14 Eprouvettes rompues par choc Charpy

III.7. EFFET DE L'ANISOTROPIE

Comme le montre les figures 15 et 16, l'énergie absorbée par la rupture des éprouvettes et la résistance au choc Charpy respectivement diminuent en fonction de l'augmentation de l'angle de découpe des éprouvettes par rapport à l'axe principale du renfort UD. Ce qui montre que la résilience est dépendante de la direction de sollicitations. Cette chute de caractéristiques au choc Charpy est beaucoup plus prononcée à partir d'un angle de (15°). Un rapport de résilience est près de 4 fois plus pour le composite UD (0°) et UD (30°). Cela est dû à la structure du renfort (tissu UD carbone), dans la direction des fibres UD (0°) c'est le renfort qui est sollicité, par contre dans la direction transverse UD (90°) c'est la matrice qui est sollicitée et le renfort ne travaille pas selon cette direction.

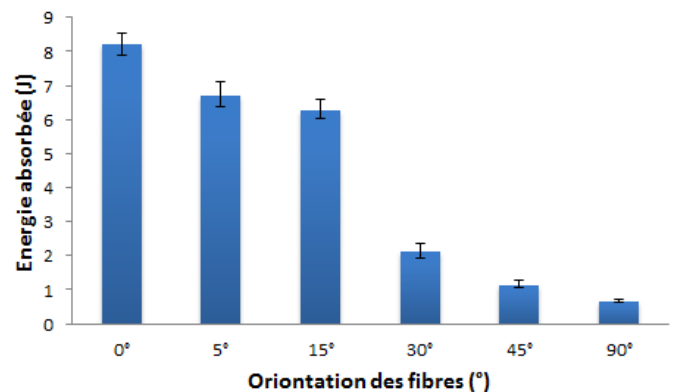


Fig.15 Energie absorbée en fonction de l'orientation des fibres

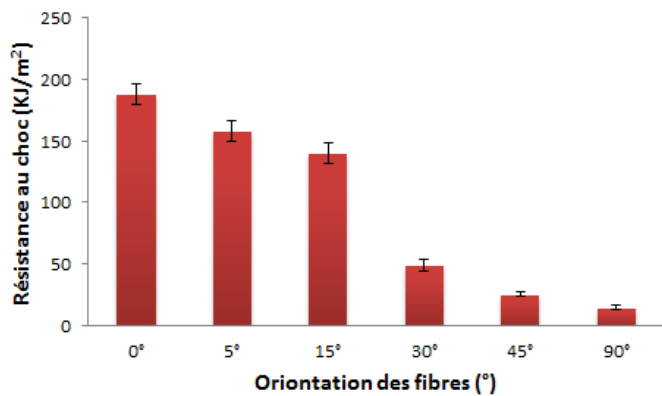


Fig.16 Résistance au choc en fonction de l'orientation des fibres

IV. CONCLUSION

L'essai de flexion nous a permis de déterminer les caractéristiques mécaniques intrinsèques de nos matériaux et les mécanismes d'endommagement engendrés, et de mettre en évidence l'effet de sollicitations hors axe dans un renfort UD. De faibles désorientations entre la direction des fibres et le grand axe (axe principale) des éprouvettes entraînent des diminutions importantes des caractéristiques mécaniques du matériau.

Les essais Charpy à faible énergie d'impact ont permis de montrer que les sollicitations hors axe du renfort UD à un effet notable sur l'énergie absorbée et la résistance au choc. Les essais effectués présentent parfois une dispersion des caractéristiques intrinsèques des matériaux qui est une caractéristique des matériaux hétérogènes. Elles sont dues au mode d'élaboration des éprouvettes (moulage au contact) et à l'architecture du renfort UD utilisé.

Les mêmes mécanismes d'endommagements ont été observés sur les essais de flexion simple et les essais de choc Charpy suivant les mêmes directions de sollicitation. En effet, Les faciès de rupture obtenus pour les composites UD (0°) et UD

(5°) présentent des ruptures de fibres et de matrice avec un important délaminage inter pli. Pour les stratifiés UD (15°), UD (30°) et UD (45°) nous obtenons des ruptures qui suivent la direction des mèches de renfort UD qui se traduit par rupture de la matrice et des fibres. Des ruptures en traction (Mode I) sont obtenues pour le matériau UD (90°), correspondant à une rupture plate des fibres et de la matrice.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] Cantwell W.J., Morton J, "The impact resistance of composite materials – A review", *Composites*, Vol. 22, pp. 347-362, 1991.
- [2] Kaczmarek H., Maison S., "Comparative ultrasonic analysis of damage in CFRP under static indentation and low velocity impact", *Composites Science and Technology*, Vol. 51, pp. 11-26, 1994
- [3] Youngchan K., Davalo J. F. & Barbero E. J., "Progressive failure analysis of laminated composite beam", *Journal of composite materials*, Vol. 30, N° 5, PP. 536-560, 1996.
- [4] Tai N.H., Yip M.C., Lin J.L., "Effects of low-energy impact on the fatigue behaviour of carbon/epoxy composites", *Composite science and technology*, Vol. 58, pp 1-8, 1998
- [5] Prusty B. G., Satsangi S. K. & Ray C., "First ply failure analysis of laminated panels under transverse loading", *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 20, N° 8, pp. 671-684, 2001.
- [6] S. ABRATE, "Impact on Composite Structures", Cambridge university press, 2005.
- [7] M.A. Caminero, G.P. Rodríguez, V. Muñoz, "Effect of stacking sequence on Charpy impact and flexural damage behavior of composite laminates", *Composite Structures* 136 345–357, 2016
- [8] Patricia KRAWCZAK, "Essais des plastiques renforcés", Doc. AM 5 405, Editions Techniques de l'ingénieur 2012.
- [9] "Plastics-determination of Charpy impact properties" Part 1: non instrumented impact test, ISO 179-1: 2010.