

Modélisation numérique de l'usinage des matériaux composites à matrice polymère et fibres longues de carbone

Sofiane Zenia

► To cite this version:

Sofiane Zenia. Modélisation numérique de l'usinage des matériaux composites à matrice polymère et fibres longues de carbone. Mécanique [physics.med-ph]. Université de Lorraine, 2017. Français. NNT: 2017LORR0126. tel-01661293

HAL Id: tel-01661293 https://theses.hal.science/tel-01661293

Submitted on 11 Dec 2017

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers. L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



AVERTISSEMENT

Ce document est le fruit d'un long travail approuvé par le jury de soutenance et mis à disposition de l'ensemble de la communauté universitaire élargie.

Il est soumis à la propriété intellectuelle de l'auteur. Ceci implique une obligation de citation et de référencement lors de l'utilisation de ce document.

D'autre part, toute contrefaçon, plagiat, reproduction illicite encourt une poursuite pénale.

Contact : ddoc-theses-contact@univ-lorraine.fr

LIENS

Code de la Propriété Intellectuelle. articles L 122. 4 Code de la Propriété Intellectuelle. articles L 335.2- L 335.10 <u>http://www.cfcopies.com/V2/leg/leg_droi.php</u> <u>http://www.culture.gouv.fr/culture/infos-pratiques/droits/protection.htm</u>







N° d'ordre attribué par la bibliothèque : $\Box \sqcup \Box \sqcup \Box \sqcup \sqcup \sqcup \sqcup \sqcup \sqcup$

THÈSE

pour obtenir le grade de

DOCTEUR

De

L'UNIVERSITÉ DE LORRAINE

Spécialité : Mécanique et Énergétique

École Doctorale EMMA 409 (Énergie Mécanique MAtériaux)

Présentée par

Sofiane ZENIA

Modélisation numérique de l'usinage des matériaux composites à matrice polymère et fibres longues de carbone

Directeur de thèse : Mohammed NOUARI

Soutenue publiquement le mardi 11 juillet 2017 devant le jury composé de :

M. Olivier CAHUC	Professeur, I2M, Université de Bordeaux	Rapporteur
M. Robert PIQUET	Maître de Conférences - HDR, ICA, Université Paul Sabatier de Toulouse	Rapporteur
M. Nicolas CARRERE	Ingénieur-Docteur, SAFRAN Composites	Examinateur
Mme Valérie BERRY-KROMER	Maître de Conférences - HDR, Université de Lorraine	Examinateur
M. Guy MONTEIL	Professeur, Institut Femto-ST, ENSMM de Besançon	Examinateur
M. Abdelhadi MOUFKI	Professeur, Laboratoire LEM3, Metz, Université de Lorraine	Examinateur
M. Mohammed NOUARI	Professeur, Directeur de la recherche du GIP-InSIC, Université de Lorraine	Examinateur
M. Lanouar BEN AYED	Enseignant Chercheur, LEMTA/GIP-InSIC	Examinateur
M. Arnaud DELAMEZIERE	Maître-Assistant, LEMTA/GIP-InSIC	Invité

Thèse préparée au sein du Laboratoire LEMTA UMR CNRS 7563, Université de Lorraine GIP-InSIC, 27 rue d'Hellieule, Saint-Dié-des-Vosges, F-88100, France

Remerciements

Ce travail de thèse a été réalisé au sein du Laboratoire d'Energétique et de Mécanique Théorique et Appliquée (LEMTE UMR CNRS 7563) de l'Université de Lorraine site du GIP-InSIC à Saint-Dié-des-Vosges. Ces travaux ont été accomplis avec le concours de l'Ecole des Mines d'Albi et de l'Université de Lorraine.

J'exprime toute ma gratitude à mon directeur de thèse Monsieur Mohamed NOUARI (Professeur-laboratoire LEMTA, Université de Lorraine, directeur de la recherche de l'InSIC) et à mes Co-encadrants Monsieur Lanouar BEN AYED (Enseignant chercheur, GIP-InSIC) et Monsieur Arnaud DELAMEZIERE (Maître-Assistant, LEMTA/GIP-InSIC). Je les remercie pour m'avoir guidé efficacement pendant ces années et permis de mener à terme cette thèse. Je leur suis également reconnaissant pour le temps conséquent qu'ils m'ont accordé, pour leurs qualités pédagogiques et scientifiques, pour leur soutien et leur professionnalisme.

Je tiens tout naturellement à remercier les membres du jury, Monsieur Abdelhadi MOUFKI notamment pour avoir accepté la présidence. Un très grand merci également à Monsieur Olivier CAHUC (Professeur, I2M, Université de Bordeaux) et Monsieur Robert PIQUET (Maître de Conférences - HDR, ICA, Université Paul Sabatier de Toulouse) tous deux rapporteurs d'avoir accepté de s'intéresser à mon travail, leur avis d'experts m'a beaucoup servi. Je remercie également Madame Valérie BERRY-KROMER (Maître de Conférences - HDR, Université de Lorraine), Monsieur Nicolas CARRERE (Ingénieur-Docteur, SAFRAN Composites) qui m'ont fait l'honneur d'avoir examiné mon travail et participé au jury ainsi que pour leurs remarques pertinentes.

J'adresse mes remerciements à Monsieur Hamid MAKICH (Maître-Assistant Ecole des Mines d'Albi) pour son aide précieuse dans la partie expérimentale.

Pour ses conseils en simulation numérique et sa disponibilité, je remercie Monsieur Samir ATLATI.

Je remercie aussi tous mes collègues de l'InSIC que j'ai eu la chance de rencontrer et qui ont contribué, à leur tour au bon déroulement de cette thèse. Je les remercie toutes et tous chaleureusement et je souhaite bon courage pour tous les thésards.

Enfin, je remercie chaleureusement toute ma famille et particulièrement mes parents pour leur soutien et leurs encouragements tout au long de mon parcourt avec une attention particulière à ma maman qui m'a toujours poussé vers l'avant.

TABLE DES MATIERES

Introduction g	énérale	1 5
1 Généra	lités sur les matériaux composites	5
11 Les	s constituants d'un composite FRP	
1.1.1	Les fibres de carbone	
1.1.2	La matrice	
1.1.2	2.1 Résines thermodurcissables	
1.1.2	2.2 Résines thermoplastiques	10
1.1.3	L'interface fibre/matrice	10
1.2 Mi	se en œuvre des matériaux composites	10
1.3 Us	inage des matériaux composites	11
1.3.1	Le perçage	
1.3.2	Le détourage ou le fraisage de profil	17
1.3.3	Opération de coupe orthogonale	19
1.4 En	dommagement des matériaux composites CFRP	20
1.4.1	Mécanismes de dégradation intralaminaire	20
1.4.2	Mécanismes de dégradation interlaminaire	22
1.5 An	alyse du processus de formation des copeaux	
1.5.1	Effet de l'angle de coupe sur le processus de formation du copeau	25
1.5.2	Efforts de coupe	
1.5.3	Effet de l'angle de coupe sur les efforts d'usinage	27
1.5.4	Effet de l'angle de dépouille sur les forces d'avance Ft	
2 Modéli	sation de l'usinage des matériaux composites	
2.1 Ap	proches micromécaniques	
2.1.1	Modèle de Nayak et al. 2005	
2.1.2	Modèle de Venu Gopala Rao et al. (2007)	
2.1.3	Modèle de Calzada et al. (2011)	
2.2 Ap	proches Macroscopiques	
2.2.1	Modèle d'Arola et al ([ARO_97] et [ARO_02])	
2.2.2	Modèle de Lasri et al. [LAS_09a]	39
2.2.3	Modèle de Zitoune et al. [ZIT_05]	
2.2.4	Iliescu et al. [ILI_08]	44
2.2.5	Modèle de Ramesh et al. [RAM_98]	45
2.2.6	Modèle de Mahdi et Zhang [MAH_01]	45
2.2.7	Travaux de Santiuste et al. [SAN_10]	45
3 Conclu	sion	

Cha	pitre 2		. 49
1	Hy	pothèses du modèle	. 49
2 1'	Mc endom	délisation du comportement mécanique des composites CFRP et couplage avec magement	. 51
	2.1	Variables d'endommagement	. 51
	2.2	Notion de contraintes effectives	. 52
3	Mc	délisation numérique du comportement des plis	. 53
	3.1	Loi de comportement	. 54
	3.2	Mise en place du modèle d'endommagement	. 57
	3.3	Plasticité	. 60
	3.4	Endommagement interlaminaire	. 63
	3.5	Intégration de l'endommagement dans la loi de comportement	. 65
	3.6	Vérification du modèle d'endommagement	. 66
	3.6	.1 Test 1 : cas de la plaque trouée	. 66
	3.6	.2 Test 2 : cas du matage	. 67
	3.7	Vérification du modèle de délaminage interlaminaire	. 69
4	Co	nclusion	. 70
Cha	pitre 3		. 73
1	Mi	ses en données de la coupe orthogonale	. 73
2	Sin	nulation numérique	. 76
	2.1	Etude de l'effet de la taille du maillage	. 76
	2.2	Effet de l'orientation des fibres sur la formation du copeau	. 77
	2.3	Analyse des efforts de coupe	. 85
	2.4	L'endommagement subsurfacique induit	. 88
	2.5	Effet de l'angle de coupe	. 89
	2.6	Effet de l'angle de dépouille	. 91
	2.7	Etude de l'effet de l'acuité d'arête de l'outil de coupe	. 92
	2.8	Etude de la profondeur de coupe f	. 93
	2.9	Etude de l'effet de la vitesse sur les efforts de coupe	. 94
	2.10	Etude de l'effet de l'orientation des fibres sur le délaminage interlaminaire	. 95
	2.11	Formation de plusieurs copeaux successifs	. 96
3	Etu	ıde paramétrique	. 99
	3.1	Simulation numérique	. 99
	3.2	La méthode de Taguchi	. 99
	3.3	Résultats des simulations	102
	3.4	Analyse des effets et interactions de facteurs	102
	3.4	.1 Forces de coupe Fc	104

	3.4.2	Endommagement induit	104
	3.4.3	Les interactions entre facteurs	105
	3.4	.3.1 Les forces de coupe	105
	3.4	.3.2 Endommagement	106
4	Concl	lusion	106
Chap	oitre 4		109
1	Modé	lisation numérique de l'opération de perçage des CFRP	109
2	Mise	en place de la simulation numérique de perçage des stratifiés	110
	2.1 M	Iodélisation géométrique et conditions aux limites	110
	2.2 É	léments finis et sensibilité au maillage	112
	2.3 L	e contact outil-pièce	114
	2.4 Si	imulation numérique du perçage et formation des copeaux	114
3	Valid	ation expérimentale des essais de perçage du composite stratifié CFRP	115
	3.1 M	lise en place des essais de perçage	115
	3.1.1	Matériau usiné	116
	3.1.2	Forets utilisés	117
	3.1.3	Conditions d'usinage	118
	3.1.4	Instrumentation du banc de perçage	119
	3.2 M	loyens de mesure	120
	3.2.1	Microscope numérique	120
	3.2.2	Microscopie électronique à balayage	120
	3.2.3	Interféromètre tridimensionnelle (Bruker NP Flex)	121
	3.2.4	Tomographie à Rayon X	122
4	Analy	vse des résultats et confrontation aux simulations numériques du perçage	122
	4.1 E	fforts de perçage	122
	4.2 A	nalyse de l'endommagement induit	125
	4.3 C	onfrontation des résultats numériques et expérimentaux	127
	4.3.1	Efforts d'avance	127
	4.3.2	Endommagement induit	128
	4.3.3 [PHA	Confrontation du modèle numérique avec les travaux de Phadnis et al 13]	131
	4.3.4	Analyse du délaminage interlaminaire générée dans le stratifié lors du pe 132	rçage
5	Concl	usion	135
Chap	oitre 5		137
Réféi	rences b	ibliographiques	139
Anne	exes		147
Les f	figures		149

Nomenclature

Paramètres de coupe

 V_{c} Vitesse de coupe [m/min] ар Profondeur de coupe [µm] Angle de coupe [°] α Angle de dépouille [°] γ r_{ε} Rayon d'arête de l'outil [µm] F_{c} Forces de coupe [N] F_h Force d'avance [N] μ Coefficient de frottement F_{Z} Force d'avance verticale [N] V_{z} Vitesse d'avance [m/min]

Quantités mécaniques

σ σ D	Tenseur des contraintes [MPa] Contrainte effective [MPa] Variable glabale d'an demonscriment
$S \sim $	Surface d'origine [mm ²]
$\frac{S}{F}$	Surface effective [mm ²] Fonction seuil [MPa]
f^{p}	Potentiel plastique
σ_{y}	Contrainte actualisée de la limite élastique [MPa]
р	Déformation plastique cumulée
R_0	Limite d'élasticité initiale [MPa]
R(p)	Fonction d'écrouissage
α,β	Coefficients d'écrouissage
С	Paramètre de couplage
de	Incrément de déformation
$d\mathcal{E}^{p}$	Incrément de déformation plastique
$d\sigma$	Incrément de contrainte
$C_{(D)}$	Matrice de rigidité
E_i^0	Module d'élasticité initial du pli dans la direction i [MPa]
V_{ij}^0	Coefficient de Poisson dans le plan in the plane i-j
G^{0}_{ij}	Module de cisaillement initial du pli dans le plan i–j [MPa]
$\widetilde{arepsilon}^{p}$	Déformation plastique effective
λW^p	Multiplicateur plastique Travail plastique

dW^p	Incrément du travail plastique
U_x	Déplacement suivant l'axe x
U_y	Déplacement suivant l'axe y
ρ	Densité volumique [Kg/m ³]
Endommager	ment
E_D	Energie de déformation du pli
D_{22}, D_{12}	Variables de l'endommagement transverse et par cisaillement
Y_n	Force Thermodynamique associée à la variable d'endommagement D_n [MPa]
Y_{11}^{t}	Seuil limite de la force thermodynamique en traction sens fibre [MPa]
Y_{11}^{c}	Seuil limite de la force thermodynamique en compression sens fibre [MPa]
Y_{12}^{c}	Seuil limite de la force thermodynamique en cisaillement [MPa]
Y_{12}^{0}	Seuil limite de la force thermodynamique pour l'initiation de l'endommagement en cisaillement [MPa]
b_i	Constante de couplage entre l'endommagement transverse et en cisaillement
$ au_c$	Temps caractéristique [µs]
а	Constante matériau

Introduction générale

L'utilisation des matériaux composites en général et des stratifiés à fibres longues en particulier n'a cessé de croitre ces dernières années. Les composites remplacent progressivement les matériaux traditionnels tels que l'aluminium et les autres alliages métalliques. Avec des caractéristiques mécaniques semblables aux alliages métalliques et un poids inférieur, les matériaux composites deviennent des matériaux de choix dans l'industrie aéronautique. En effet, les performances de ces derniers et leur légèreté qui engendre un gain direct sur le poids de la structure en font des matériaux économiquement très intéressants pour l'industrie aéronautique, navale, automobile, etc. Dans le domaine aéronautique, la part des composites à matrice polymère et fibres longues (FRP : Fiber Reinforced Polymer) de carbone ou de verre représente aujourd'hui la grande majorité des 53% de matériaux composites de la structure du Airbus A350. En comparaison avec les alliages métalliques, les matériaux composites présentent un meilleur rapport masse-rigidité-résistance et une faible sensibilité à la fatigue et la corrosion. La compétition entre matériaux métalliques mieux maîtrisés et matériaux composites plus innovants, a donc été fortement relancée ces dernières années, comme en témoignent les deux dernières réalisations des principaux constructeurs d'avions Airbus et Boeing. La Figure 1 montre les proportions des différents matériaux utilisés dans la fabrication de l'Airbus A350. Avec une proportion de 53%, les matériaux composites détiennent la proportion la plus importante.

L'enjeu de l'introduction de ces nouveaux matériaux est la recherche de gain de poids permettant l'amélioration des performances et la maîtrise des coûts de fabrication. Pour l'environnement, le gain de masse va également dans le sens de la réduction des rejets polluants. L'autre avantage qu'offrent les matériaux composites est la possibilité d'obtenir des structures sous leur forme finale grâce aux procédés de mise en forme par moulage. Les industriels ont adapté leurs procédés de fabrication des structures en composites de façon à faire appel le moins possible à l'usinage. Toutefois, lors de la mise en œuvre de ces dernières, il est souvent nécessaire de faire appel à des procédés d'enlèvement de matières par outil coupant, comme le perçage des trous pour le passage de rivets. Ces opérations de perçage peuvent générer dans la

pièce usinée différents types d'endommagements (arrachement des fibres, rupture de la matrice, délaminage intralaminaire et interlaminaire, dégradations thermiques...), ce qui peut provoquer une baisse des performances mécaniques de la structure.



Figure 1: Les différentes proportions des matériaux utilisés dans la fabrication de l'Airbus A350, [AIR_13].

L'analyse bibliographique a montré que les études antérieures faites dans le domaine de la coupe des métaux ne sont pas extrapolables aux matériaux composites, et plus particulièrement aux matériaux FRP. En effet, les caractéristiques mécaniques des constituants (fibre, matrice et interface fibre/matrice) et l'orientation des fibres par rapport à la direction de coupe (anisotropie) jouent un rôle primordial dans le comportement global du composite. Afin de mieux comprendre ce comportement, des études à la fois expérimentales et théoriques (analytiques et numériques) sont nécessaires.

L'objectif de la thèse est de mettre en place une approche scientifiquement rigoureuse pour prédire et analyser la formation des copeaux lors de l'usinage des composites CFRP et identifier les mécanismes d'endommagement induits lors de l'usinage. La multitude de paramètres influents tels que la géométrie de l'outil, les conditions de coupe (vitesse de coupe, profondeur de passe, etc.), les caractéristiques mécaniques des constituants fibre/matrice et la séquence d'empilement rend l'étude et l'analyse de l'usinage des composites complexes. L'optimisation de ces paramètres via l'approche expérimentale seule nécessite souvent des essais longs et coûteux. La simulation numérique constitue alors un outil intéressant pour l'analyse de la physique gouvernant la coupe des composites et la hiérarchisation des paramètres influents. Elle permet aussi d'appréhender les mécanismes physiques régissant la formation du copeau et de caractériser les différents endommagements induits.

Ce manuscrit est organisé de la façon suivante :

Le chapitre I présente une étude bibliographique de l'usinage des composites à fibres longues de carbone CFRP, la nature de leurs constituants et les procédés de fabrication utilisés dans ce domaine. Une revue générale est également faite pour l'analyse des paramètres influents sur la formation des copeaux, l'endommagement, les efforts de coupe et l'usure des outils. A la fin de ce chapitre, une étude détaillée des différents travaux de simulation de l'usinage des matériaux composites est présentée.

Le chapitre II commence par une présentation des hypothèses du modèle de simulation numérique développé. Il s'ensuit le développement des différentes étapes de la mise en place du modèle éléments finis en deux et trois dimensions (2D et 3D). Ensuite, les résultats des simulations obtenus sur des cas tests sont présentés et une revue des principales étapes de construction du modèle de simulation est faite.

Dans le chapitre III, sont présentés les différents résultats obtenus par la simulation de la coupe orthogonale. En effet, une riche étude numérique a été menée durant la thèse comme le montrent les travaux présentés dans ce chapitre. Ce dernier commence par l'analyse de l'orientation des fibres sur la formation du copeau et les efforts de coupe. Il s'ensuit une analyse des effets des différents paramètres d'usinage tels que la vitesse de coupe, l'angle de coupe, l'avance, etc., sur les résultats. Enfin et dans le but d'optimiser les paramètres d'usinage, une étude paramétrique à l'aide des plans d'expériences de Taguchi a été faite dont la mise en place et les résultats sont présentés dans la deuxième partie de ce chapitre.

Le chapitre VI est consacré à l'opération de perçage. Deux études ont été menées, la première expérimentale et la seconde numérique. L'étude expérimentale montre la mise en place des essais de perçage et décrit le matériel et les outils utilisés pour le pré-traitement et le post-traitement des résultats. Une analyse des résultats obtenus est ensuite effectuée. Pour finir, une étude de la simulation du perçage est faite dont les résultats sont confrontés à ceux obtenus expérimentalement.

En conclusion, un bilan du travail effectué est fait. Des propositions de perspectives qui pourront enrichir ce travail sont données pour clore ce document.

Chapitre 1

Etude bibliographique

Une large revue bibliographique des matériaux composites et leurs procédés de fabrication est faite dans ce chapitre. Une analyse des différents travaux de modélisation numérique qui se sont intéressés à la problématique de l'usinage des composites à fibres longues FRP est présentée à la fin de cette étude bibliographique.

1 Généralités sur les matériaux composites

Les matériaux composites définissent, de manière générale dans la littérature, tous les matériaux constitués d'au moins deux matériaux non miscibles. Ces constituants ont des comportements mécaniques différents et donnent lieu, après leur assemblage, à un nouveau matériau appelé composite. Ce dernier a des propriétés physiques, notamment mécaniques plus performantes que celles de ses constituants pris séparément.

Dans le Tableau 1.1, sont reportés quelques exemples de matériaux composites ainsi que leurs domaines d'application. Ces derniers montrent que la nature des constituants du composite diffère d'un domaine d'application à un autre. Les composites sont scindés en deux grandes familles :

(i) Composites Grande Diffusion (GD) : Cette famille de composites s'est développée dans les années 1950 [GAY_92] pour la fabrication de pare-chocs automobiles. Ils ont des caractéristiques mécaniques inférieures à celles de l'acier. Mais leur bon rapport coût de fabrication/poids ont permis leur expansion à différentes industries telles que l'automobile, le naval et le bâtiment.

(ii) Composites Hautes Performances (HP) : Ces composites ont été développés dans les industries de pointes car ils possèdent des caractéristiques mécaniques supérieures à celles de l'acier. Les composites à fibres longues de carbone (CFRP) par exemple, offrent une bonne durabilité et une haute résistance à la corrosion. Ces caractéristiques en font un matériau de choix pour les coques d'avion et les ailes. Toutefois, du fait de leur prix très élevé dû principalement à la difficulté de fabrication, ces matériaux ne sont utilisés que dans des

domaines d'excellence tels que l'aérospatial, l'aéronautique et la formule 1. Souvent dans ces domaines, les pièces sont soumises à des contraintes mécaniques et thermiques extrêmes et ont souvent besoin d'être allégées.

Type de composite	Constituants	Domaines d'application
<i>Composites à matrice</i> <i>organique</i> Papier, carton Panneaux de particules Panneaux de fibres Toiles enduites Matériaux d'étanchéité Pneumatiques Stratifiés	Résine/charges/fibres cellulosiques Résine/copeaux de bois Résine/fibres de bois Résines souples/tissus Elastomères/bitume/textiles Caoutchouc/toile/acier Résine/charges/fibres de verre, de carbone, etc. Résines/microsphères	Imprimerie, emballage, etc. Menuiserie Bâtiment Sports, bâtiment Toiture, terrasse, etc. Automobile Domaines multiples
Composites à matrice minérale Béton Composite carbone-carbone Composite céramique	Ciment/sable/granulats Carbone/fibres de carbone Céramique/fibres céramiques	Génie civil Aéronautique, aérospatial, sports, bio-médecine, etc. Pièces thermo-mécaniques
<i>Composites à matrice métallique</i>	Aluminium/fibres de bore Aluminium/fibres de carbone	Aérospatial
<i>Sandwiches</i> Peaux Ames	Métaux, stratifiés, etc. Mousses, nids d'abeilles, balsa, plastiques renforcés, etc.	Domaines multiples

Tableau 1.1. Exemple de matériaux composites, [BER 12].

Les matériaux composites se sont principalement développés depuis le début des années quatrevingt grâce aux industries aéronautique et aérospatiale qui sont toujours à la recherche de matériaux robustes et légers. En effet, les compagnies aériennes poussent toujours les constructeurs à développer des avions plus économiques en termes de consommation d'énergie. L'exemple présenté par Gay [GAY_92] résume bien l'importance du gain de poids sur le coup d'exploitation des avions : un avion de 150 tonnes transportant 250 passagers est constitué de 60 tonnes de structure. L'introduction progressive de 1600 kg de matériaux composites à hautes performances permet le transport de 16 passagers supplémentaires munis de leurs bagages. De plus, un gain de masse de 1kg entraîne une diminution de 120 litres de carburant par année d'exploitation, ainsi qu'une augmentation du rayon d'action de l'appareil.

Dans ce travail de thèse, on se focalisera uniquement sur les matériaux composites, utilisés dans l'aéronautique, plus exactement les matériaux composites à fibres longues et matrice polymère dits FRP (Fiber Reinforced Polymer). Les deux types les plus répandus sont : (i) les composites à matrice polymère renforcés avec des fibres en carbone, CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) et (ii) les composites à matrice polymère renforcés avec des fibres de verre, GFRP (Glass Fiber Reinforced polymer).

Les FRP se présentent généralement sous forme de couches minces (ou plis unidirectionnels) d'environ 125 μ m d'épaisseur. Le pli unidirectionnel est lui composé de deux constituants non miscibles : la fibre et la matrice. Ces dernières ont un comportement mécanique très différent l'une de l'autre. Les fibres forment l'ossature du composite, appelée renfort, et la matrice

appelée, protection (généralement une matrice plastique). Enfin, l'empilement successif des plis unidirectionnels donne un « stratifié » comme illustré sur la Figure 1.1.



Figure 1.1 : Constitution d'un stratifié à fibres longues, [TRO_11].

Remarque : Pour la suite, la désignation d'une séquence d'empilement sera notée entre crochets, en respectant la nomenclature classique suivante :

- 1. Chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degrés de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe de référence.
- 2. Les couches successives sont séparées par le signe / si leurs angles sont différents.
- 3. La répétition de séquences peut être indiquée par un indice indiquant le nombre de fois où une séquence est successivement répétée. Par exemple, une séquence notée [(45/90)₂] est équivalente à la séquence [45/90/45/90]. Idem pour les couches successives de même orientation qui sont désignées par un indice numérique. Par exemple, une séquence notée [45/0₂/30] est équivalente à la séquence [45/0/0/30].
- 4. L'indice S indique que le stratifié est symétrique. Par exemple, une séquence notée $[0/90]_{s}$ est équivalente à la séquence [0/90/90/0].

1.1 Les constituants d'un composite FRP

Comme cela a été dit précédemment, les matériaux composites à fibres longues sont constitués principalement à partir d'un mélange de fibres et d'une matrice. Les fibres assurent en grande partie la rigidité du composite, étant donné que leurs caractéristiques mécaniques sont beaucoup plus élevées que celles de la matrice. Le rôle principal de la matrice est d'assurer la bonne cohésion des fibres, de transmettre les efforts mécaniques aux fibres et de les protéger des agressions de l'environnement. Enfin, la zone de contact entre la fibre et la matrice appelée « interface », est généralement considérée comme un troisième constituant. En effet, l'interface présente des caractéristiques mécaniques et chimiques différentes de celles des fibres et de la matrice et joue un rôle très important dans la tenue mécanique du matériau.

1.1.1 Les fibres de carbone

Les fibres de carbone possèdent de très bonnes caractéristiques mécaniques tout en ayant une faible masse volumique et une excellente tenue à haute température. Elles sont capables de conserver leurs caractéristiques mécaniques jusqu'à une température d'environ 1500 °C en atmosphère non oxydante.

Le principe d'élaboration des fibres consiste à faire subir à des mèches de filaments acryliques trois ou quatre traitements successifs : une oxydation, une carbonisation, une graphitation et un traitement de surface (voir Figure 1.2).

Les fibres obtenues après la phase de carbonisation ont de bonnes caractéristiques mécaniques

et peuvent être utilisées après un traitement de surface. Les fibres ainsi élaborées sont composées de (~90%) de carbone et sont appelées fibres HR (Haute Résistance) ou fibres HT (Haute Ténacité).



Figure 1.2 : Elaboration des fibres de carbone, [BER_12].

La phase de graphitation est utilisée uniquement lorsque l'on souhaite obtenir des fibres à très haute teneur en carbone (~99%) ce qui les rend considérablement plus rigides (module de Young très élevé) mais aussi plus fragile. Après cette étape et selon le taux de graphitation, on obtient des fibres dites HM (fibres à Haut Module) ou des fibres THM (Très Haut Module).

Par ailleurs, la fibre de carbone est constituée généralement de plusieurs centaines ou milliers de mono-filaments de diamètre compris entre 5 et 15 μ m [GAY_92]. Une comparaison entre les caractéristiques des fibres de carbone de type HR (Haute Résistance) et celles des fibres de verre E (à usage général) est reporté dans le Tableau 1.2.

Tableau 1.2. Comparaison des caractéristiques des fibres de carbone HR avec celles des fibres de verre E, [BER_12].

	Verre E	Carbone HR
Masse volumique ρ (kg/m3)	2 600	1 750
Module d'Young E (GPa)	73	230
Module spécifique E / ρ (MNm/kg)	28	130
Contrainte à la rupture σ fu (MPa)	3 400	3 000 - 4 000
Contrainte spécifique σ fu/ ρ (kNm/kg)	1 300	1 710 - 2 290

1.1.2 La matrice

La matrice (résine) permet d'une part de garder la disposition géométrique des fibres, et d'autre part de transmettre les sollicitations que subit la pièce. De plus, elle assure une résistance à la propagation des fissures et contribue à l'amélioration des propriétés de cisaillement du composite. La déformabilité, la bonne compatibilité avec les fibres et une masse volumique faible sont les trois qualités que la matrice/résine doit avoir.

Les résines polymères sont scindées en deux grandes familles : les résines thermoplastiques et les résines thermodurcissables.

1.1.2.1 Résines thermodurcissables

Les résines les plus utilisées dans la fabrication des matériaux composites sont les résines

thermodurcissables. Elles offrent des caractéristiques thermomécaniques et chimiques plus élevées que celles des thermoplastiques. L'obtention des résines thermodurcissables se fait à partir d'une résine et de réactifs (catalyseur et accélérateur de polymérisation) qui interagissent sous l'action de la chaleur (polymérisation). Etant donné que la réaction de polymérisation est irréversible, les résines thermodurcissables ne peuvent être formées qu'une seule fois. De ce fait, elles sont non recyclables. Les principales caractéristiques de ce type de résine sont leur faible tenue en température et leur faible résistance à l'impact.

Les deux principales résines thermodurcissables les plus utilisées dans la fabrication de matériaux composites sont les polyesters et les époxydes.

Les résines auxquelles s'intéressent les travaux de la thèse sont les époxydes. L'utilisation des époxydes représente 5% du volume total des résines utilisées sur le marché des composites. Cela est principalement dû à leur prix élevé (5 fois supérieur à celui des polyesters). Cependant, dans l'industrie aéronautique (spatiale et missiles) les époxydes restent les plus utilisées car elles offrent de bonnes caractéristiques thermomécaniques et une très bonne adhésion avec les fibres. Les caractéristiques générales des époxydes sont reportées dans le Tableau 1.3.

Tableau1.3. Caractéristiques générales des résines thermodurcissables, [BER_12].

	Epoxydes	Polyesters
Masse volumique (kg/m ³)	1 100 à 1 500	1 200
Module d'élasticité en traction (GPa)	3 à 5	2,8 à 3,5
Contrainte à la rupture en traction (MPa)	60 à 80	50 à 80
Contrainte à la rupture en flexion (MPa)	100 à 150	90 à 130
Allongement à la rupture (%)	2 à 5	2 à 5
Résistance au cisaillement (MPa)	30 à 50	10 à 20
Température de fléchissement sous charge (°C)	290	60 à 100

Grâce à leurs caractéristiques mécaniques et thermiques élevées par rapport aux autres résines thermodurcissables, les époxydes permettent de produire des matériaux composites avec des performances élevées. Le Tableau 1.4 récapitule les avantages et les inconvénients des époxydes [BER_12].

Tableau 1.4. Tableau récapitulatif des avantages et inconvénients des résines époxydes.

Avantages	Inconvénients
 Bonnes propriétés mécaniques (en traction, flexion, compression, choc, etc.) supérieures à celles des polyesters. Bonne tenue aux températures élevées : entre 150 °C et 190 °C en continu, Excellente résistance chimique, faible retrait au moulage (de 0,5 à 1 %), Très bonne mouillabilité des renforts, Excellente adhérence aux matériaux métalliques. 	 Temps de polymérisation long, Coût élevé, Nécessité de prendre des précautions lors de la mise en œuvre, Sensibilité à la fissuration.

1.1.2.2 Résines thermoplastiques

Les résines thermoplastiques ont des caractéristiques mécaniques inférieures à celles des résines thermodurcissables. Comme pour ces dernières, les résines thermoplastiques se scindent en deux grandes familles : les plastiques de grande diffusion et les plastiques techniques (technopolymères).

Les résines thermoplastiques les plus diffusées sont le polychlorure de vinyle (PVC), le polyéthylène, le polypropylène, le polystyrène, le polyamide, le polycarbonate, etc. Les avantages et inconvénients des résines thermoplastiques sont répertoriés dans le Tableau 1.5.

Tableau 1.5. Tableau récapitulatif des avantages et inconvénient des résines thermoplastiques, [BER_12].

Avantages	Inconvénients
 faible coût, procédé de fabrication simple, disponibilité de la matière première. 	- propriétés mécaniques et thermomécaniques faibles,

Cependant les résines thermoplastiques ont connu un développement limité du fait de la nécessité de faire appel à des transformations à hautes températures de produits solides.

1.1.3 L'interface fibre/matrice

L'interface fibre/matrice peut être considérée comme un constituant à part entière du composite du fait de ses propriétés mécaniques et physiques, qui sont différentes de celles des fibres et de la matrice. En effet, l'interface fibre/matrice joue un rôle important dans l'endommagement des composites. Elle permet également le transfert de charges de la matrice aux fibres afin de permettre un comportement global stable du composite. Par conséquent, avoir une bonne adhésion entre les fibres et la matrice permet d'avoir un matériau composite plus performant.

Dans le cas des composites à matrice thermodurcissable, il est nécessaire que l'interface soit fiable et cela dans un souci d'absorption de l'énergie engendrée par la propagation de fissures le long de l'interface fibre/matrice. Dans le but d'augmenter les performances des interfaces, un traitement de surface par oxydation ménagée en milieu acide est généralement opéré sur les surfaces extérieures des fibres lors de leur procédé de mise en forme. Un gain de rugosité au niveau de ces surfaces et une amélioration des liaisons chimiques sont ainsi engendrés. Les forces de Van der Waals gèrent l'essentiel de la résistance d'adhérence au niveau de l'interface. Cette dernière peut être impactée par différents facteurs comme l'inter-diffusion, l'attraction électrostatique, la compatibilité chimique et les contraintes résiduelles.

Dans la littérature, plusieurs études expérimentales ont proposé des méthodes pour mesurer la résistance de l'interface, [DIF_95], [HUL_96], [ZOU_01]. Les valeurs expérimentales de la contrainte à la rupture en cisaillement de l'interface issues de ces essais sont de l'ordre de 5 à 100 MPa, [HUL_96]. Cependant, les propriétés de l'interface fibre/matrice dans le composite pourraient être très différentes de celles mesurées expérimentalement en présence de défauts de fabrication, comme les bulles d'air.

1.2 Mise en œuvre des matériaux composites

Les travaux de cette thèse ne s'intéressent qu'au composites stratifiés à base de fibres longues de carbone et de matrice époxyde (CFRP). Dans ce qui va suivre, une brève revue bibliographique des principaux procédés d'élaboration de ce type de composites est faite. La méthode d'élaboration de pièces en composite qui est commune à la plupart de ces procédés est la mise en œuvre par « Stratification ». Cette méthode consiste à empiler successivement les couches (ou plis) composées de fibres et de matrice. Le produit final obtenu est appelé « Stratifié ».

Le processus de fabrication des pièces composites (autoclave, étuve, RTM) tout comme la fraction volumique en fibres sont des aspects importants à considérer lors de la conception des structures composites et du choix des paramètres et des outils d'usinage. En effet, ces aspects affectent directement la taille des défauts d'usinage. Généralement les dommages augmentent avec l'augmentation des efforts de coupe. La température d'usinage est également un paramètre à ne pas négliger : si elle dépasse la température de transition vitreuse (T_g) des résines époxydes (entre 120°C et 200°C), des défauts d'usinage d'origine thermique apparaissent [HAD_13].

Les composites Carbone/Epoxyde utilisés dans le domaine aéronautique sont produits grâce à la technique de moulage sous vide avec une polymérisation en « autoclave » (voir Figure 1.3).



Figure 1.3: (a) Autoclave, (b) Schéma explicatif.

L'exemple suivant retrace les étapes de fabrication d'un composite CFRP utilisé dans les travaux de thèse de Haddad [HAD_13], qui portent sur l'usinage des CFRP. Le composite multicouche CFRP est élaboré à partir d'un pré-imprégné unidirectionnel. La préparation du multicouche se fait en atmosphère contrôlée et il est compacté sous vide à 0.7 bar. Quant à la cuisson, elle est effectuée dans un autoclave à une température de 180 °C durant 120 minutes pendant lesquelles la pression est maintenue à 7 bars (cycle Hexcel).

1.3 Usinage des matériaux composites

Lors de l'assemblage des structures composites, il est souvent nécessaire d'utiliser des opérations de finition. Ces dernières sont des opérations d'enlèvement de matière par outils coupants. Il est à noter que l'usinage des matériaux composites et des CFRP en particulier est différent de celui des matériaux métalliques. Cela est dû principalement à la nature abrasive des

renforts et à l'hétérogénéité des structures composites. En effet, lors de l'opération d'usinage, des dommages sont générés dans la pièce usinée tels que la rupture de la matrice, l'arrachement des fibres et le délaminage fibre/matrice. Pour éviter ou limiter ces endommagements, les procédés d'usinage sont souvent adaptés aux composites. Parmi les opérations d'usinage les plus utilisées on trouve le perçage et le fraisage pour des opérations de contournage ou détourage. D'autres procédés non conventionnels tels que, la découpe au jet d'eau à haute pression et la découpe laser sont également utilisés.

En comparaison avec les alliages métalliques conventionnels, l'hétérogénéité et la nature abrasive des fibres de carbone rendent l'usinabilité des composites CFRP plus difficile. Ainsi, l'usinage des matériaux composites est considéré aujourd'hui comme un véritable défi pour les industriels et les chercheurs. Plusieurs travaux de recherche ont été publiés visant à évaluer l'effet des paramètres de coupe sur l'usinage des composites renforcés par fibres de carbone, de verre ou des fibres d'aramide ([LIU_12], [TAS_05], [TSA_08], [VIJ_12]).

1.3.1 Le perçage

Le perçage est l'opération d'enlèvement de matière la plus répandue dans le domaine de l'usinage des matériaux composites. Il est utilisé pour la réalisation des trous nécessaires à l'assemblage des structures composites par rivetage. L'outil utilisé lors des opérations de perçage (foret hélicoïdal) est caractérisé par un diamètre *d*, un angle de pointe et un angle de dépouille (Figure 1.4). Le choix de la géométrie de l'outil de coupe influe considérablement sur les résultats de l'opération de perçage : Efforts de coupe, endommagement, usure des outils, etc.



Figure 1.4: Arêtes et surfaces de la partie active d'un foret de perçage, [AFN_93].

Les conditions d'usinage jouent également un rôle important dans les résultats du perçage. Les principaux paramètres qui doivent être contrôlés sont la vitesse de coupe Vc et la vitesse d'avance Vf comme le montre la Figure 1.5. Ces deux paramètres sont définis à partir des relations suivantes :

$$V_c = \frac{\pi N d}{1000}$$
$$V_f = f Z N$$

avec N, la vitesse de rotation de l'outil (tr/min), d, le diamètre de l'outil (mm), f, l'avance de l'outil dans le matériau (mm/tr/dent) et Z, le nombre de dents de l'outil.

Plusieurs études ont été menées sur le perçage des composites à fibres longues (FRP). Avec un but principal qui est de trouver le bon compromis entre les conditions d'usinage et l'état d'usure des outils utilisés afin d'obtenir les pièces les plus saines possibles et réduire l'usure excessive des outils de perçage.

Les mécanismes d'endommagement rencontrés lors du perçage des FRP diffèrent de ceux rencontrés lors de l'usinage des matériaux homogènes, où, les défauts de perçage sont généralement liés à la rugosité de la surface du trou et à sa géométrie. En effet, la nature fibreuse et non homogène des FRP facilite l'apparition et la propagation de l'endommagement en perçage. La classification de ces défauts se fait selon le sens du perçage, de l'entrée vers la sortie de trou comme le monte la Figure 1.6. Cette classification fût rapportée en premier dans les travaux de König [KÖN_89] et Guegan [GUE_94] puis validée par les travaux de Piquet [PIQ_99], Surcin [SUR_05] et Iliescu [ILI_08].





Figure 1.6: Critères de qualité pour une opération de perçage [GOH_08].

Parmi les défauts les plus récurrents qui se créent au niveau de la pièce usinée on trouve le délaminage en entrée et/ou sortie de trou, l'arrachement des fibres et la fissuration de la matrice. Le délaminage est l'un des défauts les plus critiques qu'il faut absolument éviter en perçage, comme l'a montré Zitoune [ZIT_04] dans ses travaux expérimentaux (Figure 1.7).

L'observation du délaminage en sortie du trou montre que ce défaut est beaucoup plus important qu'à l'entrée. En effet, le délaminage en sortie de trou est essentiellement dû à l'effort de poussée du foret (Fz) couplé à la vitesse d'avance ainsi que le type d'affutage et l'état d'usure des forets ([ABR_97], [PER_97], [LAC_00], [SUR_05], [ILI_08], [GOH_08]).

Le défaut en sortie de trou se produit généralement au niveau de l'interface qui sépare les deux derniers plis du stratifié. Les déformations sont assez importantes dans cette zone, qui est soumise à des sollicitations sous l'effet de la poussée de l'outil au cours de son avancement. Le délaminage est ainsi amorcé une fois l'effort critique de la poussée dépasse l'effort de cohésion de la matrice. Il est à noter que l'utilisation ou non d'un appui sur lequel repose la pièce joue considérablement sur la propagation du délaminage, voir la Figure 1.8.



Figure 1.7: Opération de perçage. (a) Localisation des principaux défauts générés lors du perçage des composites en carbone/époxy, (b) schématisation d'un défaut à l'entrée du trou, selon [ZIT 04].



Figure 1.8: Formation d'un défaut de sortie de trou sur un stratifié, [GOH_08].

König [KÖN_89] et Iliescu [ILI_08] ont montré que la vitesse d'avance Vf a plus d'effet sur les défauts en sortie de trou que la vitesse de coupe Vc. En effet, une augmentation de la vitesse d'avance Vf génère une augmentation du délaminage car elle exerce un effort axial plus important. Parmi les solutions qui peuvent être apportées afin de limiter ce type de défaut, on retient l'utilisation d'avant trous qui font diminuer ces défauts de sortie selon Surcin [SUR_05]. Piquet [PIQ_99] a conclu dans ses travaux que l'effort de poussée doit être maintenu au-dessous

de l'effort critique, afin de limiter les défauts en sortie de trou. Cependant cela entrainera une usure rapide du foret.

Les défauts en entrée de trou sont quant à eux occasionnés par l'effet de pelage qu'engendre l'arête de coupe principale du foret [GUE_94]. Comme le montre la Figure 1.9, le défaut de pelage est amorcé principalement au niveau des interfaces se trouvant entre les premiers plis atteints par le bec du foret. Ce défaut s'accentue avec l'augmentation de l'angle de coupe (γ), l'angle d'hélice du foret, la vitesse d'avance Vf et la vitesse de coupe Vc.



Figure 1.9: Formation des défauts d'entrée du foret dans un composite stratifié, selon [GOH_08].

Un autre type d'endommagement, qui peut être généré par l'opération de perçage et qui peut jouer un rôle très néfaste sur la tenue mécanique du matériau, est l'arrachement de la matière au niveau des parois des trous. Cet endommagement se produit pour des angles particuliers entre l'arête de l'outil et l'orientation des fibres. Il se traduit par l'arrachement de fragments du matériau (Figure 1.10).



Figure 1.10: Micrographies montrant les défauts d'entrée du foret dans un composite stratifié, [ILI_08].

La Figure 1.11 présente l'évolution de l'angle que forme l'arête de l'outil avec l'orientation des fibres. La position angulaire de l'arête de coupe est égale à zéro lorsque l'arête de coupe est alignée avec les fibres, elle est égale à 90° lorsque l'arête de coupe est perpendiculaire aux fibres.

Plusieurs études expérimentales se sont intéressées à l'effet des paramètres d'usinage et des outils sur les efforts d'avance lors du perçage des composites à fibres longues. Parmi ces travaux, on peut citer Abrao et al. [ABR_08], qui ont étudié l'influence de la géométrie des

outils et des vitesses d'avance sur les efforts d'avance. Les résultats de cette étude sont reportés sur la Figure 1.12. Cette dernière montre que les efforts augmentent avec l'augmentation de la vitesse d'avance. Ces résultats confortés aux travaux expérimentaux menés par Mohan et al ([MOH_05a], [MOH_05b]) et Tsao et al. ([TAS_05], [TSA_07]) concluent que l'action combinée de l'avance, de la vitesse de rotation, du diamètre de l'outil et de l'épaisseur de la plaque à percer sont les paramètres les plus influents sur l'effort axial Fz. Plus de détails sur les efforts d'usinage seront donnés dans la section 2.5.3 de ce chapitre.



Figure 1.11: Définition de l'orientation des fibres lors du perçage des composites unidirectionnels, (a) le bord tranchant (b) l'arête de coupe principale, [JAM_09].



Figure 1.12: Effet de la vitesse de coupe et d'avance sur l'effort axial pendant le perçage du GFRP. Dans cette étude, 4 forets différents ont été testés, [ABR 08].

L'étude de l'opération de perçage représente la seconde partie des travaux de modélisation qui seront effectués dans le cadre de la thèse. En effet, le modèle de simulation développé pour la coupe orthogonale a été adapté à la simulation du perçage avec la prise en compte du délaminage interplis à l'aide des éléments cohésifs. De plus, une étude expérimentale a été effectuée sur le composite stratifié carbone/epoxy CFRP T300/914. Le but de l'étude est

d'analyser l'effet des paramètres de coupe : Vc et Vf ainsi que celui de la géométrie de l'outil sur l'endommagement induit et les efforts de coupe. De plus, des investigations ont été menées afin d'observer l'état d'endommagement des pièces usinées. Ces dernières ont fait appel à toute une panoplie d'outils de caractérisation expérimentale tels que la microscopie électronique à balayage (MEB) et la Tomographie aux rayons X pour observer les défauts. La coupe orthogonale représente une partie importante des travaux de thèse effectués.

1.3.2 Le détourage ou le fraisage de profil

Le fraisage est l'un des procédés d'enlèvement de matière les plus utilisés dans la préparation des pièces en composite. Contrairement au fraisage des matériaux métalliques, le fraisage des composites FRP se distingue par un taux d'enlèvement de matière assez faible. En effet, les pièces fabriquées à partir des composites FRP, en utilisant le procédé de moulage, se retrouvent une fois démoulées sous une forme quasi finie, qui aura éventuellement besoin de quelques opérations de finition comme l'ébarbage et le rognage, voir la Figure 1.13.



Figure 1.13: Opération de détourage (fraisage de profil).

Les opérations de fraisage les plus récurrentes sont le détourage et le fraisage en bout comme le montre la Figure 1.14. L'opération de détourage utilise les arêtes de coupe qui sont à la périphérie de l'outil et la surface usinée est parallèle à l'axe de rotation de la fraise. L'engagement dans la pièce à usiner est quant à lui dans la direction radiale de l'hélice (voir Figure 1.14.b).

Le second type de fraisage en bout est le fraisage en avalant, dans ce cas la pièce est attaquée par la partie épaisse du copeau. Le copeau formé dans les deux cas de figures a la forme d'une virgule (voir Figure 1.15). Les forces d'engagement quant à elles, sont élevées ce qui provoque la poussée de la pièce contre les surfaces de serrage. Les forces de coupe évoluent selon la configuration du fraisage en bout. Dans le cas d'un fraisage en opposition les efforts sont nuls lors de l'engagement de l'outil et maximaux au moment où l'arête de coupe s'apprête à quitter la pièce. Le contraire se produit dans le cas d'un fraisage en avalant, les forces d'usinage sont maximales au moment où l'outil s'engage dans la pièce et minimale lorsque l'outil s'apprête à la quitter [JAM_09]. Comme pour les autres opérations d'usinage, le fraisage engendre beaucoup d'usure sur les outils de coupe et cela est principalement dû à la nature abrasive des renforts fibreux [TET_02]. Par conséquent, le choix du matériau des outils de coupe doit être fait avec attention afin de minimiser l'usure. De plus, la nature des fibres et leur fraction volumique ainsi que celle de la matrice conditionnent le choix de l'outil de coupe et des

paramètres d'usinage, [TET_02].



Figure 1.14: Opération de fraisage (a) en bout et (b) de détourage (fraisage de profil).

Il existe deux types de fraisage en bout, en fonction de la manière dont l'arête de coupe se rapproche de la pièce à usiner. Le premier est le fraisage en opposition comme le montre la Figure 1.15, où la pièce est attaquée par la partie nulle du copeau.



Figure 1.15: Opération de contournage.

Dans la plupart des opérations d'usinage des matériaux composites à fibres longues de carbone et à matrice polymère (CFRP), les outils WC et PCD sont les plus utilisés. Le premier présente un bon compromis Prix/Usure et le deuxième résiste mieux à l'usure mais le coût est plus important. Malgré ce coût élevé, les outils PCD sont le plus souvent choisis ([KLO_98], [TET_02], [ILI_08]) car ils sont plus résistants à l'usure, comme le montrent les travaux de [KLO_98], voir Figure 1.16. Ils offrent également une meilleure qualité de surface et cela grâce à la bonne résistance de l'arête de coupe à l'usure par abrasion. Cette caractéristique est très importante car une mauvaise acuité d'arête engendre des endommagements importants dans la pièce [ILI_08]. La taille des grains des outils PCD est généralement fine ce qui permet d'avoir des rayons d'acuité d'arête très souvent faibles (7-12 µm) [ILI_08].



Figure 1.16: Évolution de l'usure des outils PCD et des outils carbure de tungstène pendant le fraisage des composites à matrice polymère et fibres de carbone (CFRP), [KLO 98].

1.3.3 Opération de coupe orthogonale

La coupe orthogonale est la plus simple des opérations d'usinage. Elle était souvent utilisée dans les recherches académiques ou travaux R&D des grands groupes industriels. Malgré sa simplicité, elle permet d'étudier de manière efficace certains phénomènes physiques tels que la formation de copeaux et l'endommagement. Cette configuration simple permet de mener des études très pertinentes sur les phénomènes cités précédemment et a l'avantage de réduire le nombre de paramètres qui interviennent en usinage industriel (fraisage, perçage) en simplifiant la cinématique de la coupe et les géométries de l'outil et de la pièce.

Lors de la coupe orthogonale, l'arête de coupe de l'outil est perpendiculaire à la direction de la vitesse de coupe. Les principaux paramètres sont présentés sur la Figure 1.17 : L'angle d'inclinaison de l'outil par rapport à la surface de contact de la pièce dénoté γ et appelé angle de coupe.



Figure 1.17: Schématisation de la coupe orthogonale.

Quant à l'angle α que forme l'outil avec la surface usinée, il est appelé angle de dépouille. L'outil se déplace suivant la direction de coupe avec une vitesse Vc appelée vitesse de coupe. Dans cette configuration, l'arête de l'outil de coupe est perpendiculaire aux directions de coupe et d'avance. L'orientation des fibres comme le montre la Figure 1.17 est donnée par l'angle θ . Ce dernier est l'angle que fait l'orientation des fibres avec la direction de la coupe. Par conséquent, l'angle θ sera de 90° dans le cas où les fibres sont perpendiculaires à la direction de la coupe, et de 0° dans le cas où les fibres sont orientées dans la même direction que celle de la coupe.

La coupe orthogonale permet également de travailler en configuration 2D, ce qui facilite les travaux de modélisation et de simulation numérique (temps de calcul réduits).

1.4 Endommagement des matériaux composites CFRP

Le comportement complexe des stratifiés est dû à leur caractère hétérogène et anisotrope, cela, fait appel à trois échelles d'observations qui sont :

- l'échelle de la fibre ou l'échelle microscopique ($\sim 10 \ \mu m$)
- l'échelle du pli élémentaire ou l'échelle mésoscopique (~100 μm)
- l'échelle du stratifié ou l'échelle macroscopique (~1-10 mm)

Les mécanismes d'endommagement au sein du matériau composite peuvent être scindés en deux grandes familles. La première famille regroupe les mécanismes qui se déroulent à l'intérieur du pli unidirectionnel, et sont appelés « mécanismes de dégradation intralaminaire ». La seconde famille regroupe quant à elle les mécanismes d'endommagement qui se déroulent au niveau de l'interface entre deux plis et ont pour nom « mécanismes de dégradation interlaminaire ».

Dans cette partie seront traités les différents mécanismes de dégradation qui se produisent au sein des matériaux composites à fibres longues de carbone et à matrice polymère CFRP.

1.4.1 Mécanismes de dégradation intralaminaire

Les mécanismes de dégradation qui apparaissent au niveau du pli ont été identifiés à l'aide d'essais et d'observations expérimentales ([KOP_83], [WAN_95], [ZIT_05]). Trois mécanismes particuliers ont été identifiés : (i) la rupture des fibres, (ii) la décohésion fibre/matrice et (iii) la fissuration transverse de la matrice (voir Figure 1.18). La rupture finale au niveau du pli est le résultat de l'accumulation de ces trois mécanismes élémentaires.



Figure 1.18 : Schéma des différents modes d'endommagement des composites stratifiés à base de plis unidirectionnels, [LAC_11].

(a) Rupture des fibres

Dans un matériau composite unidirectionnel, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction dans une fibre atteint la contrainte limite de rupture (Figure 1.19) [BER_12]. La rupture de la fibre provoque une concentration de contraintes. Des observations

à l'aide de la microscopie électronique à balayage faites par Zhao et Takeda [ZHA _2000] (Figure 1.20), ont permis de révéler les dommages qui se produisent à l'intérieur du pli.

Contrairement à la traction qui ne sollicite que les fibres, la compression sollicite également la matrice qui les enrobe. Cela est dû à la géométrie des fibres qui ont un élancement très important qui les rend sensibles au flambage. Ce phénomène s'observe une fois que la contrainte ait dépassé le seuil critique, cela donne lieu à la dégradation de la matrice et éventuellement le flambage des fibres. Comme résultat final on peut assister à l'apparition de bandes de pliage (voir Figure 1.21) avec une chute des caractéristiques mécaniques locales [ROU_11].



Figure 1.19 : Rupture de fibre, [BER_12].



Figure 1.20. Rupture des fibres par traction observée par microscopie électronique à balayage, [ZHA_00].



Figure 1.21. Bandes de pliage, [YER_03].

(b) Rupture de la matrice

La fissuration de la matrice peut se produire, soit par rupture transverse lorsque la contrainte de traction dans la matrice atteint la contrainte de rupture σ_{mu} , soit par rupture longitudinale lorsque la contrainte de cisaillement τ_{12} dans la matrice atteint la contrainte de cisaillement à la rupture τ_{mu} , généralement au voisinage d'une fibre (Figure 1.22).



Figure 1.22. (a) Rupture transverse de la matrice. (b) Rupture longitudinale de la matrice, [BER_12].

(c) Décohésion fibre/matrice

La décohésion fibre/matrice est essentiellement due à deux défauts de fabrication : (i) une répartition hétérogène des fibres dans la matrice, qui engendre des concentrations de contraintes provoquant ainsi des dégradations au niveau de la matrice et (ii) le fait que l'interface fibre/matrice ne soit pas parfaite, cela est principalement dû aux défauts de fabrication tels que les inclusions et les bulles d'air (Figure 1.23).

Lagattu et Lafarie-Frenot [LAG_00] ont montré que ce phénomène provoque une chute importante des propriétés mécaniques du composite entraînant une rupture lors d'une sollicitation en cisaillement.



Figure 1.23 : (a) Étendue de la décohésion transverse observée par microscopie à transmission optique [COR_07] (b) Répartition de décohésions fibre/matrice [SJÖ_00], (c) Jonction entre les différentes zones de décohésion fibre/matrice, [SJÖ_00].

1.4.2 Mécanismes de dégradation interlaminaire

L'interface entre deux plis adjacents d'un stratifié est composée d'une fine couche de la matrice. Ses caractéristiques mécaniques sont très mauvaises par rapport à celles du pli, ce qui la laisse à la merci des contraintes normales d'arrachements, cela provoque souvent le délaminage qui
est une décohésion pli/pli. Il existe deux types de délaminages :

(i) Délaminage local

Ce phénomène est représenté schématiquement sur la Figure 1.24, où une microfissure transverse s'approche d'une interface perpendiculaire à sa direction de propagation. Au sommet de cette dernière, au niveau de l'interface entre deux plis unidirectionnels, des concentrations de contraintes vont se produire ce qui engendrera un décollement entre les deux plis. Ce délaminage se produit généralement quand les fibres de deux plis adjacents sont orientées différemment [LAD_92] (cas des CFRP multidirectionnels).



Figure 1.24 : Délaminage local.

(ii) Délaminage macroscopique

Ce phénomène se produit lorsqu'un délaminage se propage de manière catastrophique sur une très grande surface. Il est en très grande partie responsable de la rupture générale du stratifié (Figure 1.25).



Figure 1.25 : Macrodélaminage au niveau d'une plaque trouée sollicitée en traction, [HAL_08].

1.5 Analyse du processus de formation des copeaux

Durant l'usinage des matériaux métalliques, la formation des copeaux est principalement gouvernée par la déformation plastique, tandis que lors de l'usinage des matériaux composites CFRP, elle se fait par compression et rupture des fibres et de la matrice.

Koplev [KOP_80] et Koplev et al. [KOP_83], ont été les premiers à étudier les mécanismes de

formation des copeaux dans les composites. Ils ont mené des études expérimentales sur la coupe orthogonale des composites unidirectionnels à fibres longues et matrice polymère CFRP-UD en utilisant le dispositif d'arrêt rapide et la méthode du macrocopeau. Le dispositif d'arrêt rapide (Quick-Stop) était largement utilisé dans l'étude de l'usinage des métaux [BOO_89]. Concernant la méthode du macrocopeau, elle consiste à poser une couche de colle sur la surface libre de la pièce dans la direction parallèle au plan de coupe. Cela permet de garder les copeaux collés à la couche adhésive au cours de l'opération d'usinage. Cette technique s'est révélée très pertinente. Grâce à elle, les copeaux peuvent être mesurés et examinés au microscope afin de comprendre le processus de leur formation et l'identification de leur morphologie [KOP_83], [ARO_96]. Une description complète de la méthode «macrocopeau» a été présentée dans les travaux de Shaw [SHA_84].

La principale conclusion de ce travail est que l'orientation des fibres joue un rôle déterminant dans la formation des copeaux. Les travaux de Wang et al. [WAN_95] et Arola et al. [ARO_96], appuient la conclusion faite par Koplev et al. [KOP_80] et [KOP_83]. En effet, ces auteurs ont démontré une nouvelle fois le rôle clé joué par l'orientation des fibres lors de l'usinage des CFRP-UD. Mais ils ont aussi conclu que l'angle de coupe de l'outil et la nature du matériau composite (matrice et fibre), sont les deux paramètres majeurs influençant la formation des copeaux composites.

Quatre types de mécanismes de formation de copeaux ont été observés par les différents auteurs [KOP_80], [ARO_96], [WAN_95], [ZIT_05] et [ILI_09], Figure 1.26:

- pour le cas des fibres orientées à 0°, le copeau est formé par une succession de ruptures. La première se fait horizontalement dans la direction d'avance de l'outil et elle est causée par la décohésion fibre/matrice, combinaison d'une ouverture (chargement en mode I), voir Figure 1.27, et d'un glissement droit dans la direction d'avance de l'outil (chargement en mode II). La séparation du copeau du reste de la pièce est engendrée par la rupture des fibres dans la direction perpendiculaire à la direction d'avance de l'outil, Figure 1.26.a;
- pour une orientation positive des fibres allant jusqu'à 75°, la formation des copeaux est produite par une succession de deux ruptures. La première est appelée «rupture primaire » et elle est provoquée par la compression induite par le cisaillement perpendiculaire à l'axe de la fibre. La seconde rupture est appelée rupture secondaire. Elle se produit le long de l'interface fibre/matrice jusqu'à atteindre la surface libre de la pièce et par conséquent la formation totale du copeau, Figure 1.26.b;
- pour une orientation des fibres de 90°, la formation des copeaux est aussi produite par une succession de deux ruptures. La rupture primaire est engendrée par l'arrachement des fibres sous l'avancement de l'outil. Alors que la rupture secondaire est provoquée par la décohésion fibre/matrice sous l'effet des contraintes de cisaillement. Elle se propage jusqu'à la surface libre de la pièce, donnant lieu à la formation totale du copeau, Figure 1.26.c;
- Pour une orientation des fibres de -45°, la formation des copeaux est produite par une rupture primaire se propageant le long de l'interface fibre/matrice vers l'intérieure de la pièce. Etant orientées négativement les fibres fléchissent sous l'effet de l'avancement de l'outil. Par conséquent une rupture secondaire apparait et prend la direction de la surface





Figure 1.26. Etude expérimentale de la formation de copeaux pour : (a) $\theta = 0^{\circ}$, (b) $\theta = +45$, (c) $\theta = +90$, (d) $\theta = -45$ Zitoune et al. [ZIT 05] à gauche et Wang et al. [WAN 95] à droite.



Figure 1.27. Différents modes de chargement.

1.5.1 Effet de l'angle de coupe sur le processus de formation du copeau

L'influence de l'angle de coupe sur la formation du copeau a été montrée par plusieurs auteurs [WAN_95], [NAY_05a], [JAM_09]. Ces derniers ont mis en évidence l'existence de deux mécanismes de formation de coupeaux qui sont respectivement, le cisaillement et le flambement des fibres. Le cisaillement est observé pour des angles de coupe positifs, Figure 1.28(a), alors que le mécanisme de flambement est plus fréquent dans le cas d'angles de coupe négatifs, Figure 1.28(b). En effet, dans ce dernier cas la rupture se fait en « zigzag » le long du

plan de cisaillement dans la direction perpendiculaire aux axes des fibres. Même si l'effet de l'angle de coupe sur le mode de formation des copeaux est mineur, son effet sur la topographie de la surface et de la qualité d'usinage en général est très important [JAM_09]. L'étalement de la matrice sur la surface usinée diminue avec une augmentation de l'angle de coupe ([KAN_89], [KAN_91]). Une augmentation de l'angle d'inclinaison a également servi à augmenter la qualité globale du bord usiné.



Délaminage

Flambement

Figure 1.28 : Effet de l'angle de coupe sur le processus de formation de copeau dans le cas des composites FRP et d'une orientation de fibres à 0° : (a) par délaminage (angle de coupe α positif), (b) par flambement (angle de coupe α négatif).

En conclusion, le choix des outils avec des angles de coupe positifs facilitent la formation du copeau et son dégagement contrairement aux outils avec des angles de coupe négatifs. De plus, les outils avec des angles de coupe positifs engendrent des efforts de coupe et une usure des outils inférieurs à ceux relevées avec des angles négatifs, voir Figure 1.28. Au final, une coupe perpendiculaire aux fibres faite avec des outils ayant des angles de coupe positifs, forment le copeau en sectionnant les fibres. Tandis-que dans le cas où les outils ont des angles de coupe nuls ou négatifs, le copeau se forme par macro-fissuration engendrées par le flambement des fibres.

1.5.2 Efforts de coupe

Les forces d'usinage sont représentés par deux composantes : (i) les forces de coupe ou forces principales de coupe Fc et (ii) forces d'avance Fh. Les efforts d'usinage sont caractérisés par des fluctuations assez importantes lors de leur évolution dans le temps (Figure 1.29).

En effet, ces fluctuations sont principalement dues à la nature hétérogène des composite carbone/époxy qui engendre des vibrations lors de la formation des copeaux. La Figure 1.29, montre que l'orientation des fibres joue un rôle important dans l'évolution des efforts de coupe. En effet, ces derniers sont à leur plus bas niveau dans le cas d'une orientation de fibres à °0 et à leur plus haut niveau pour une orientation de fibres à 90°. Leur évolution est donc en corrélation avec les mécanismes dominants lors de la formation des copeaux pour une orientation de fibres particulière, voir Figure 1.26.

Jamal [JAM_09] a expliqué que les fluctuations des efforts de coupe dans une configuration de fibres orientées à 0° et un angle de coupe positif, sont généralement dues au pelage et à l'action de la flexion qui se produisent au niveau de la face de coupe.



Figure 1.29. Evolution des forces de coupe et d'avance lors de la coupe orthogonale d'un composite carbone/époxy. Conditions d'usinage : $Vc = 4m/min, f = 0.25mm, \gamma = 10^{\circ}$ et $\alpha = 17^{\circ} [WAN_95]$.

Il est à noter que la force de coupe Fc est importante pour les orientations 90° et -45°. Ceci s'explique par le fait que les fibres ont tendance à se plier avant d'être coupées par l'outil, il faut donc une force de coupe plus importante que pour l'orientation 45°, où la formation de copeau est principalement due au phénomène de décohésion fibre/matrice. Pour ce qui est des forces d'avance Fh, elles sont dues au phénomène de retour élastique tel que cela a été expliqué par Wang et Zhang [WAN_03]. En effet, la matière écrasée par compression par l'outil a tendance à revenir élastiquement après le passage de celui-ci, voir Figure 1.30.



Figure 1.30. Illustration du retour élastique après le passage de l'outil, Wang et al. [WAN_03].

1.5.3 Effet de l'angle de coupe sur les efforts d'usinage

L'effet de l'angle de coupe sur les forces de coupe Fc lors de l'usinage des composites unidirectionnels CFRP est illustré sur la Figure 1.31.a. Une baisse des forces de coupe a été constatée avec l'augmentation de l'angle de coupe comme le montre la Figure 1.31.a. Cette tendance a aussi été observée dans les travaux expérimentaux de Kaneeda [KAN_91] et ceux d'Arola et al. [ARO_96] et numériques de Lasri et al.[LAS_09a], Soldani et al. [SOL_11] et Santiuste et al. [SAN_11].



Figure 1.31. Effet de l'angle de coupe sur (a) les efforts de coupe et (b) les efforts d'avance Kaneeda [KAN_91].

Ceci s'explique par le fait que les outils avec des angles de coupe positifs facilitent la formation du copeau et son dégagement contrairement aux outils avec des angles de coupe négatifs. De plus, les outils avec des angles de coupe positifs engendrent des efforts de coupe inférieurs à ceux relevées avec des angles négatifs, ce qui permet d'avoir une usure d'outils moins importante qu'avec les outils à angle de coupe négatif. La Figure 1.31.b montre que l'angle de coupe influe de manière moins importante sur les efforts d'avance.

Au final, une coupe perpendiculaire aux fibres faite avec des outils ayant des angles positifs, forment le copeau en coupant les fibres. Tandis-que dans le cas où les outils ont des angles de coupe nuls ou négatifs, le copeau se forme par macro-fissuration engendrées par le flambement des fibres.

1.5.4 Effet de l'angle de dépouille sur les forces d'avance Ft

Comme cité dans la section 1.5.2, l'angle de dépouille est généralement sollicité par le phénomène de retour élastique des fibres, voir Figure 1.30. Ces dernières se redressent après le passage de l'arête de coupe, Wang et Zhang [WAN_03] et Jamal [JAM_09].

La Figure 1.32 prise des travaux de Wang et al. [WAN_95], montre l'évolution des efforts d'usinage pour deux angles de dépouille $\gamma = 7^\circ$ et $\gamma = 17^\circ$ lors de la coupe de composites à fibres longues de verre GFRP. L'angle de dépouille n'influe quasiment pas sur les efforts de coupe et cela se corrèle parfaitement avec ce qui a été relevé par Wang et al. [WAN_95], Arola et al [ARO_96] et Jamal [JAM_09]. D'après ces mêmes auteurs, l'angle de dépouille affecte les forces d'avance (voir Figure 1.32.b) car il contrôle le rebond des fibres sur la face de dépouille. Un angle de dépouille moins important permet le brossage des fibres sur la face de dépouille durant la coupe, ce qui fait ainsi augmenter les forces d'avance.



Figure 1.32. Effet de l'angle de dépouille sur a) les forces de coupe et (b) les forces d'avance lors de la coupe CFRP [WAN_95].

D'autre part, l'angle de dépouille ne semble pas avoir d'effet significatif sur le mode de formation de copeau ou de la topographie de la surface usinée, à l'exception d'une légère amélioration de la qualité de bord quand un grand angle de dépouille est utilisé [ARO_96]. Cela ne fait que confirmer ce qui a été rapporté précédemment par Jamal [JAM_09].

2 Modélisation de l'usinage des matériaux composites

L'étude de l'usinage des composites est un domaine de recherche complexe à cause des différents mécanismes physiques qui s'y produisent sous des sollicitations mécaniques intenses. Le cas de la rupture, qui peut s'initier et se propager au sein d'une structure composite durant la coupe orthogonale par exemple, peut démontrer le degré de difficulté élevée rencontré dans ce domaine. En effet, plusieurs mécanismes de ruine interviennent durant la rupture et cela à différentes échelles. Par conséquent, les études menées en modélisation numérique de l'usinage des composites se scindent principalement en deux grandes approches : (i) les approches micromécaniques et (ii) les approches macroscopiques.

Il est à noter que les approches macroscopiques ne traitent que le comportement d'un pli unidirectionnel [LAS_09b] et [SAN_10].

2.1 Approches micromécaniques

Dans l'approche micromécanique, la pièce est représentée par trois constituants : la fibre, la matrice et l'interface fibre/matrice qui joue un rôle important dans le comportement global. Ces différents constituants sont traités séparément. Ci-dessous sont présentés quelques travaux menés ces dernières années sur la modélisation numérique de la coupe orthogonale des matériaux composites à fibres longues et matrice polymère (FRP).

2.1.1 Modèle de Nayak et al. 2005

Les travaux de Nayak et al. [NAY_05b] se sont intéressés à l'analyse par éléments finis des efforts de coupe, de la formation du copeau et des modes de rupture engendrant celui-ci. Deux modèles ont été développés. Le premier est un modèle macromécanique et le second est un modèle micromécanique.

Dans le modèle macromécanique, le matériau est considéré comme un « matériau équivalent homogène » (EHM : Equivalent Homogeneous Material). Dans leurs travaux, ces auteurs ont considéré un coefficient de frottement différent pour chaque orientation de fibres. Les valeurs de ces coefficients ont été obtenues à l'aide d'essais expérimentaux de type « Pion-Disque » sur des composites GFRP, les valeurs sont reportées sur la Figure 1.33.



Figure 1.33. Variation du coefficient de frottement en fonction de l'orientation des fibres pour les composites GFRP, [NAY_05b].

Deux critères de rupture ont été utilisés, le premier est utilisé pour simuler le décollement au niveau du plan de coupe qui est dû à la contrainte critique spécifiée. Pour simuler la formation du copeau, le deuxième critère de Tsai-Hill a été utilisé. La séparation au niveau des nœuds se fait une fois que la contrainte au niveau des nœuds a atteint la valeur seuil de sollicitation spécifiée.

Le critère de contraintes, *f*, utilisé et formulé pour une analyse en deux dimensions est donné par l'équation 1.1 :

$$f = \sqrt{\left(\sigma_n/\sigma_f\right)^2 + \left(\tau_1/\tau_1^f\right)^2}$$
 1.1

avec :

 σ_n = Contrainte normale au niveau du noeud le plus proche de l'outil, N/mm²

 σ_f = Résisante interfaciale normale du plan de coupe, N/mm²

 τ_1 = Contrainte de cisaillement plan au niveau du noeud le plus proche de l'outil, N/mm²

 τ_1^f = Résistance au cisaillement plan du plan de coupe, N/mm²

Lorsque le critère de contraintes a atteint sa valeur seuil, les nœuds se séparent et la matière se retrouve dégagée vers l'extérieur de la pièce sous l'effet de la pression de l'outil.

Le critère de Tsai-Hill est utilisé comme un deuxième critère de rupture du matériau. Par conséquent toute région de la pièce où le critère atteint la valeur de 1 ou la dépasse est considérée comme rompue. L'expression du critère de Tsai-Hill est donnée comme suit :

$$(\sigma_1^2/X^2) - (\sigma_1 * \sigma_2/X^2) + (\sigma_2^2/Y^2) + (\tau_{12}^2/S^2)$$
 1.2

Avec :

- σ_1 = Contrainte dans la direction principale 1 du matériau, N/mm²
- σ_2 = Contrainte dans la direction principale 2 du matériau, N/mm²
- τ_{12} = Contrainte de cisaillement plan, N/mm²
- X = la contrainte de rupture dans la direction globale x, N/mm²
- Y = la contrainte de rupture dans la direction globale y, N/mm²
- S = la contrainte de cisaillement du plan x-y, N/mm²

Les forces d'usinage obtenues avec le modèle macromécanique pour un matériau EHM sont représentées sur la Figure 1.34. D'une part, la Figure 1.34.a, montre l'évolution des forces de coupe obtenues en simulation et celles obtenues expérimentalement en fonction de l'orientation des fibres. Les résultats obtenus numériquement sont quasiment identiques en comparaison avec les résultats expérimentaux avec un léger écart pour l'orientation 75°. D'autre part, la Figure 1.34.b, montre quant à elle l'évolution des forces d'avance obtenues en simulation avec et sans coefficient de frottement et les forces d'avance expérimentales en fonction de l'orientation de l'orientation des fibres. Ici une grande différence entre la simulation et l'expérience est notée et le modèle macromécanique n'arrive pas à reproduire les forces d'avance. La conclusion est que le modèle macromécanique arrive à reproduire les forces de coupe de manière assez correcte mais il ne reproduit pas les forces d'avance.



Figure 1.34. Variation des efforts d'usinage en fonction de l'orientation des fibres : (a) Les forces de coupe et (b) les forces d'avance lors de la simulation de la coupe orthogonale des composites GFRP [NAY_05b]. Avec : $\alpha = 10^{\circ}$, ap = 0.2 mm et $\gamma = 6^{\circ}$.

La seconde partie des travaux de Nayak et al. [NAY_05b] consiste à simuler la coupe orthogonale des composites GFRP avec un modèle micromécanique où le matériau est modélisé pour un milieu à deux phases. La première représente une fibre unique avec un diamètre de 10 µm et la seconde la matrice. Le choix de la fibre unique est motivé par la durée excessive que peut prendre ce genre de simulation. Le but de l'étude avec une seule fibre est de démontrer le rôle et l'influence de la fibre sur les résultats de l'usinage des composites unidirectionnels FRP ainsi que le mode de rupture de la fibre. Le matériau de la fibre et celui de la matrice sont considérés indépendamment.

De plus, des nœuds dupliqués sont placés au niveau de l'interface fibre/matrice afin de simuler la décohésion fibre/matrice. En effet, une fois que les contraintes au niveau des nœuds qui forment l'interface fibre/matrice aient atteint la valeur seuil prédéfinie (basée sur le critère des contraintes critiques), les nœuds se séparent et créent la décohésion fibre/matrice, qui se propage le long de la fibre, (Figure 1.35).



Figure 1.35: Modèle micromécanique avec la schématisation de la décohésion de l'interface fibre/matrice d'après [NAY_05b].

En ce qui concerne les forces d'usinage obtenues, elles sont en bon accord avec les résultats expérimentaux. Toutefois, les forces de coupe numériques pour les orientations allant de 45 à 90° sont plus importantes que celles obtenues expérimentalement comme le montre la Figure 1.36.a. Pour ce qui est des forces d'avance Ft, les valeurs donnent la même tendance que celles obtenues expérimentalement (Figure 1.36.b). Les auteurs justifient les valeurs légèrement élevées pour les résultats simulés par le fait que dans la simulation, le matériau est considéré comme étant parfait alors qu'en réalité il y a toujours des défauts dans le matériau qui font diminuer leurs propriétés mécaniques.

Pour l'étude de l'endommagement subsurfacique, le critère d'endommagement Tsai-Hill défini précédemment a été utilisé. Ils ont conclu que l'endommagement augmente avec l'augmentation de la profondeur de coupe et de l'orientation des fibres. De plus, les résultats obtenus concernant l'étendue de l'endommagent induit en subsurface sont en bon accord avec les résultats expérimentaux d'Inoue and Yuge [INO_94] et ceci pour des orientations de fibres allant jusqu'à 60°, au-delà, l'endommagement simulé est plus faible que les mesures expérimentales. Il est à noter que la décohésion fibre/matrice est initiée par une pré-fissure introduite initialement et aucune explication n'est donc donnée concernant cette dernière.



Figure 1.36. Variation des efforts d'usinage en fonction de l'orientation des fibres : (a) Les forces de coupe et (b) les forces d'avance lors de la simulation de la coupe orthogonale des

composites GFRP [NAY_05b]. Avec : $\alpha = 10^{\circ}$, ap = 0.2 mm, $\gamma = 6^{\circ}$.

En conclusion, les résultats obtenus avec le modèle EHM sont en bon accord avec les résultats expérimentaux concernant les forces de coupe mais ce modèle ne prédit pas correctement les forces d'avance et cela malgré l'introduction de coefficients de frottements différents pour chaque orientation. Pour ce qui est du modèle micromécanique, les forces de coupe et les forces d'avance obtenues sont globalement en bon accord avec les résultats expérimentaux. D'autre part, l'évolution de l'endommagement est en accord avec les résultats expérimentaux d'Inoue and Yuge [INO_94] jusqu'à une orientation de fibres de 45°, au-delà les résultats simulés sont plus importants que ceux de l'expérience.

2.1.2 Modèle de Venu Gopala Rao et al. (2007)

Venu Gopala Rao et al. [VEN_07a], [VEN_07b] ont proposé une approche quasi-statique avec un état de déformation plane pour étudier la coupe orthogonale des composites CFRP et GFRP. Ils ont partitionné la pièce en deux zones comme illustré sur la Figure 1.37. La première est proche de l'outil, la fibre et la matrice y sont modélisées séparément comme deux matériaux isotropes. La zone loin de l'outil est considérée comme un matériau homogène équivalent (HEM). L'interface fibre/matrice est modélisée avec les modèle de zones cohésives (CZM : Cohesive Zone Model) disponible dans ABAQUS. Les travaux de Venu Gopala Rao et al. [VEN_07a] concernent l'analyse des forces de coupe et d'avance lors de l'usinage des composite CFRP et GFRP, en faisant varier différents facteurs tels que la profondeur de coupe, l'angle de coupe α et l'orientation des fibres θ . Dans leurs travaux, l'effet de la chaleur est négligé étant donné que la vitesse de coupe est de Vc = 0.5 m/min. Un coefficient de frottement $\mu = 0.3$ a été utilisé pour toutes les simulations.



Figure 1.37. Modèle micromécanique de Venu Gopala Rao et al. [VEN_07a] (a) simulation numérique 2D, (b) schéma explicatif montrant les différents constituants (fibre, matrice) et zone du matériau homogène équivalent (EHM) selon Venu Gopala Rao et al. [VEN_07a].

Le mode d'endommagement utilisé dans cette étude, consiste à opérer une chute de rigidité sur le module élastique de la matrice une fois que la contrainte de Von Mises au niveau de l'élément de la matrice dépasse la valeur maximale de résistance de celle-ci. L'endommagement est par conséquent caractérisé par une seule variable d'endommagement noté dm (hypothèse de

propagation isotrope) comme le montre la loi de comportement suivante :

Expressions des contraintes effectives :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tilde{\tau}_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{1-d_m} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{1-d_m} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{1-d_m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{bmatrix}$$

$$D_m = \begin{bmatrix} \frac{1}{1-d_m} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{1-d_m} & 0 \\ 0 & \frac{1}{1-d_m} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{1-d_m} \end{bmatrix}$$
1.3

avec :

où $\sigma_{11}, \sigma_{22}, \tilde{\tau}_{12}$ représentent respectivement les contraintes effectives longitudinale, transversale et de cisaillement, et $\sigma_{11}, \sigma_{22}, \tau_{12}$ les contraintes longitudinales, transversales et de cisaillement.

L'expression du module de Young E en tenant compte de la chute de rigidité subi par le matériau :

$$E = (1 - d_m)E_0 \tag{1.4}$$

où, E représente le module de Young du matériau endommagé et E_0 le module de Young du matériau sain, [ABA_06].

De plus, D_m représente la matrice d'endommagement où la variable d'endommagement d_m est supposée évoluer linéairement avec le déplacement plastique u^{pl} en accord avec la relation suivante :

$$d_{m} = \frac{L_{e}\varepsilon^{pl}}{u_{f}^{pl}} = \frac{u^{pl}}{u_{f}^{pl}}$$
 1.5

 u_f^{pl} est le déplacement plastique équivalent à la rupture calculé en utilisant l'équation suivante :

$$u_f^{pl} = \frac{2G_f}{\sigma_{v0}}$$
 1.6

L'équation (1.6) assume que l'énergie de rupture par unité de surface G_f est dissipée durant le processus d'endommagement. σ_{y_0} est la limite élastique de la matrice, u^{pl} est le déplacement

plastique équivalent relié à la déformation plastique ε^{pl} par $u^{pl} = L_e \varepsilon^{pl}$. L_e est la longueur caractéristique d'un élément associé avec la surface du point d'intégration. L'évolution du modèle d'endommagement est illustrée sur la Figure 1.38.

De plus, des éléments cohésifs zéro épaisseur ont été utilisés pour simuler la décohésion fibre/matrice. Ces derniers se décollent une fois l'énergie de rupture interfaciale entre la fibre et la matrice est dépassée.

Les efforts d'usinage obtenus avec ce modèle sont en bon accord avec les résultats expérimentaux comme le montrent les Figures 1.39.a et 1.39.b.



Figure 1.38. Comportement de la matrice utilisé dans le modèle de Venu et al. [Ven_07].



Figure 1.39. Comparaison entre les efforts de coupe numériques et expérimentaux Gopala et al. ([VEN_07a], [VEN_07b]), pour un angle de coupe $\alpha = 5^{\circ}$ et une profondeur de coupe $a_p = 0.1 \text{ mm.}$ (a) efforts d'avance, (b) efforts de coupe.

Les principales conclusions faites par Venu Gopala Rao et al. ([VEN_07a] et [VEN_07b]) sont :

- l'utilisation du modèle micromécanique permet de localiser la rupture des fibres, l'endommagement de la matrice et la décohésion fibre/matrice durant le processus d'usinage,
- les mécanismes de formation des copeaux changent selon l'orientation des fibres et la nature des renforts. En effet, pour une orientation de fibres à 90°, les mécanismes prédominants qui causent la rupture de la fibre sont à la fois la flexion couplée à l'écrasement de la fibre dans le cas des composites UD-CFRP alors que pour les composites UD-GFRP, la rupture de la fibre est principalement due à la flexion. Plus l'orientation des fibres diminue (de 90° à 15°) plus la flexion augmente de manière significative dans le matériau.
- dans le cas d'une orientation de fibres de 90° et d'une faible profondeur de coupe (0.1mm), l'endommagement de la matrice a tendance à atteindre la surface libre de la

pièce avec la rupture des fibres. Tandis que, pour une profondeur ap > 0.15 mm, l'endommagement de la matrice n'atteint pas la surface libre malgré la rupture totale de la fibre. Le copeau est encore lié à la pièce. Pour toutes les autres orientations de fibres, l'endommagement ne se propage jamais à la surface libre de la pièce quel que soit la profondeur de coupe (01, 0.15 ou 0.2 mm).

- l'endommagement dépend principalement de l'orientation des fibres, et l'endommagement maximum a été obtenu avec une orientation de fibres de 90° et cela pour les deux composites UD-CFRP et UD-GFRP.
- le mécanisme de formation du copeau est dominé par une combinaison d'écrasement des fibres et de la rupture de celles-ci sous l'effet de la traction.

L'approche micromécanique proposée dans les travaux de Venu Gopala Rao et al. [VEN_07a, VEN_07b] a permis d'utiliser pour la première fois les surfaces cohésives (CZM : Cohesive Zone Model) pour l'étude de la décohésion qui se produit au niveau de l'interface fibre/matrice lors de la coupe des composites FRP. Les résultats obtenus sont globalement pertinents. Toutefois, le fait de ne pas avoir tenu compte de l'effet de la rupture des fibres et des fissurations de la matrice sur la décohésion fibre/matrice, sachant qu'elles jouent un rôle important sur cette dernière, remet en question l'étendue de la décohésion. De plus, l'utilisation d'un état de déformations planes n'est pas adaptée pour ce type d'études, sachant que Nayak et al. [NAY_05b] avaient préconisé l'utilisation d'un état de contraintes planes. Enfin, le fait d'avoir utilisé une loi élasto-plastique pour représenter le comportement de la matrice époxyde, alors que cette dernière montre plutôt un comportement fragile pendant l'usinage [LAS_11].

2.1.3 Modèle de Calzada et al. (2011)

Calzada et al. [CAL_11] ont entrepris une approche micromécanique afin d'étudier la coupe orthogonale des matériaux composites à fibres de carbone et matrice polymère CFRP. Tout comme pour le modèle de Venu et al. [VEN_07a], Calzada et al. [CAL_11] ont partitionné la pièce CFRP en deux parties. Dans la première, la fibre et la matrice ont été considérées comme étant deux matériaux isotropes. D'autre part, Calzada et al. [CAL_11] ont modélisé l'interface fibre/matrice comme une troisième phase à l'aide des éléments continus traditionnels. Pour ce faire, deux modèles d'endommagement ont été implémentés pour prendre en compte l'effet des déformations normales et tangentielles, tout en considérant la perte de rigidité du matériau lors de l'évolution de l'endommagement.

Le choix d'utilisation des éléments continus traditionnels et non pas les éléments cohésifs a été motivé premièrement par le fait que dans une simulation dynamique, l'épaisseur presque nulle des éléments de la zone cohésive provoque une réduction du plus petit incrément de temps, ce qui fait augmenter considérablement le temps de la simulation. Deuxièmement, ces éléments ne peuvent s'éliminer en traction et les contraintes longitudinales ou transversales de compression provoquent une distorsion excessive des éléments. Par conséquent, dans ce travail une nouvelle approche de la modélisation interfaciale est adoptée.

La seconde partie quant à elle a été modélisée comme un matériau homogène équivalent (EHM), car elle n'est pas sujette à une suppression d'éléments. Les auteurs se sont intéressés dans cette étude à l'influence de la profondeur de coupe et l'orientation des fibres sur les efforts de coupe ainsi que sur les mécanismes de formation du copeau en supprimant les éléments totalement endommagés. Les résultats obtenus concernant la formation des copeaux (Figure

1.40) et les forces de coupe (Figure 1.41.a) sont en bon accord avec les résultats expérimentaux [CAL_11]. De plus, la formation des copeaux est conforme aux observations expérimentales pour chacune des orientations étudiées (Figure 1.41.a et b). Cependant, les forces d'avance (Figure 1.41.b) sont très faibles en comparaison avec celles obtenues expérimentalement.



Figure 1.40. Effet de l'orientation des fibres sur la formation du copeau, selon Calzada et al. [CAL_11].



Figure 1.41. Effet de l'orientation des fibres sur les efforts d'usinage selon Calzada et al. [CAL_11].

2.2 Approches Macroscopiques

Dans l'approche macromécanique; la pièce est représentée par un seul constituant orthotrope et homogène. Ses caractéristiques mécaniques sont calculées à partir des caractéristiques mécaniques des constituants de bases qui sont la fibre et la matrice et leurs fractions volumiques respectives. Le calcul se fait à l'aide de la loi des mélanges pour pli unidirectionnel. Ci-dessous seront présentés quelques travaux menés ces dernières années dans le cas de la simulation de la coupe orthogonale des matériaux composites à fibres longues et matrice polymère (FRP). Les modèles ont été classés par ordre d'influence sur nos travaux de thèse.

2.2.1 Modèle d'Arola et al ([ARO_97] et [ARO_02])

Arola et al. [ARO_97] proposent une approche purement mécanique. Des simulations numériques ont été réalisées afin de démontrer la capacité de l'analyse par éléments finis à décrire les mécanismes de rupture observés dans la coupe orthogonale des FRP. Le modèle numérique a été validé par des résultats expérimentaux. Les auteurs ont expliqué le mécanisme de formation du copeau qui se décompose en deux ruptures. La première, appelée rupture primaire, est provoquée par la pointe de l'outil pénétrant dans la matière et se propage le long du plan de coupe, voir Figure 1.42. La seconde est la rupture secondaire qui apparait à une certaine distance caractéristique (20-100 μ m) de la rupture primaire et se propage le long des fibres (Figure 1.42).



Figure 1.42. Formation du copeau lors de la coupe orthogonale (a) $90^{\circ} \le \theta \le 180^{\circ}$,

(b) $0^{\circ} \leq \theta \leq 90^{\circ}$, [ARO_97].

Comme le montre la Figure 1.43, le chemin parcouru par la rupture primaire est imposé par la présence de nœuds et ensuite modélisé en utilisant la séparation nodale suivant le critère décrit par l'équation 1.7.

$$f = \left[\left(\frac{\hat{\sigma}_n}{\sigma^f} \right)^2 + \left(\frac{\tau_1}{\tau_1^f} \right)^2 + \left(\frac{\tau_2}{\tau_2^f} \right)^2 \right] \text{ où } \hat{\sigma}_n = \max\left(\sigma_n, 0 \right)$$
 1.7

où, σ^{f} et $\tau^{f_{i}}$ sont les contraintes critiques de rupture normale et de cisaillement dans le plan et hors plan de la fissure. σ_{n} et τ_{1} représentent respectivement les contraintes normale et de cisaillement dans le plan de la fissure. τ_{2} est la contrainte de cisaillement hors plan de la fissure, f est l'indice de rupture.

En ce qui concerne la rupture secondaire, elle est simulée à l'aide du critère de Tsai-Hill et de la contrainte maximale.



Figure 1.43. Schéma de la propagation de fissure selon le critère de la contrainte maximale, [ARO_97] et [ARO_02].

Les mêmes auteurs ont complété ce premier travail par un autre modèle [ARO_02] avec un plan de rupture prédéterminé pour prédire les forces de coupe et d'avance lors de la coupe orthogonale des composites. Ce nouveau travail reprend les observations expérimentales de la formation du copeau lors de la coupe orthogonale des composites. Les deux ruptures primaire et secondaire ont été prédéfinies et modélisées grâce à une séparation nodale (voir Figure 1.44).





Figure 1.44. Formation du copeau en simulation numérique, selon [ARO_02].

Les forces de coupe obtenues par Arola et al.[ARO_02] sont en bon accord avec les valeurs expérimentales, mais les forces d'avance restent assez faibles et loin de celles obtenues expérimentalement. Le fort inconvénient de ce modèle est de devoir donner les plans de rupture.

2.2.2 Modèle de Lasri et al. [LAS_09a]

Lasri et al. [LAS_09a] et Lasri [LAS_09b] ont utilisé une approche numérique par éléments finis pour étudier la coupe orthogonale des composites unidirectionnels à fibres de verre et matrice polymère (GFRP). Le matériau est considéré comme homogène équivalent (HEM). Ils ont utilisé dans cette étude le concept de chute de rigidité du matériau lors de la coupe orthogonale. Trois critères d'endommagement sont utilisés, le critère de Hashin, le critère de la

contrainte maximale et le critère de Hoffman pour étudier les mécanismes de formation des copeaux, les forces d'usinage et l'endommagement subsurfacique induit. Ces critères sont implémentés dans une formulation 2D à l'aide de la subroutine (USDFLD) pour le schéma implicite et d'une subroutine de type VUMAT pour le schéma explicite [ABQ_11]. Le but de l'utilisation du schéma explicite est de palier aux problèmes de simulation liés entres autres à la convergence des calculs et à la formation des copeaux.

L'un des objectifs de l'étude est de confronter entre eux les trois critères cités précédemment et de voir leur efficacité en termes de prédiction des forces d'usinage et l'endommagement induit dans le matériau. Le choix des trois critères n'est pas anodin. Tout d'abord, l'utilisation du modèle de Hoffman considère un état d'endommagement global du matériau, calculé par une variable globale tel que montré par l'équation 1.8.

$$e_{Hoffman} = -\frac{\sigma_{11}^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X_t X_c} - \frac{\sigma_{22}^2}{Y_t Y_c} + \frac{X_t + X_c}{X_t X_c \sigma_{11}} + \frac{Y_t + Y_c}{Y_t Y_c \sigma_{22}} + \frac{\sigma_{12}^2}{S_c} \ge 1$$
1.8

Tandis que, le choix de l'utilisation des critères de Hashin et du critère de la contrainte maximale est lié au fait qu'ils considèrent les différents modes d'endommagement séparément. Les critères d'endommagement de ces deux modèles sont reportés sur le Tableau 1.6.

Tableau1.6. Critères d'endommagement de Hashin et de la contrainte maximale pour chaque mode d'endommagement, utilisés par Larbi et al. [LAS_09b].

mode de rupture	Variable d'endommagement pour chaque mode avec le critère de Hashin	Variable d'endommagement pour chaque mode avec le critère de la contrainte maximale
Rupture de la matrice par	$e_{m,Hashin}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{V}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{C}\right)^2 \ge 1$	$e_{m,MaxStress}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{v_{c}}\right)^2 \ge 1$
I raction $(O_{22} \ge 1)$	(Y_t) (S_c)	(Y_t)
Rupture de la matrice par	$\left(\sigma_{22}\right)^2 \left(\sigma_{12}\right)^2$	$(\sigma_{22})^2$
compression $(\sigma_{22} \leq 1)$	$e_{m,Hashin} = \left(\frac{1}{Y_c}\right) + \left(\frac{1}{S_c}\right) \ge 1$	$e_{m,MaxStress} = \left(\frac{1}{Y_c}\right) \ge 1$
Cisaillement de l'interface	$e_{fs,Hashin}^{2} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_{c}}\right)^{2} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{c}}\right)^{2} \ge 1$	$e_{s,MaxStress}^2 = \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 \ge 1$
	$\mathrm{if}\left(\sigma_{11}\geq 0\right)$	
Rupture de la fibre par traction $(\sigma_{11} \ge 0)$	$e_{f,Hashin}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 \ge 1$	$e_{f,MaxStress}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 \ge 1$
Rupture de la fibre par compression $(\sigma_{11} \le 1)$	$e_{f,Hashin}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 \ge 1$	$e_{f,MaxStress}^{2} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_{c}}\right)^{2} \ge 1$

Les trois critères d'endommagement ont été couplés dans le modèle de simulation à une variable de chute de rigidité appelé δ . Cette dernière est couplée aux modules de Young et de cisaillement et s'enclenche une fois que la variable d'endommagement ait dépassé la valeur max 1. La valeur du facteur de chute de rigidité est considérée comme étant constante et à une valeur $\delta = 0.05$ tout comme l'ont considéré Akhras and Li [AKH_07] dans leurs travaux.

Enfin comme montré dans le Tableau 1.6, le critère de Hashin prend en compte l'effet du cisaillement sur la rupture de la matrice et de l'interface, ce qui n'est pas le cas du modèle de

la contrainte maximale.

Il est à noter que ces modèles ont été implémentés suivant un schéma implicite. Les travaux de Lasri et al. [LAS_09a] et [LAS_09b] permettent l'explication des mécanismes qui engendrent la formation des copeaux et les différents modes de rupture qui entrent en jeu, comme le montre la Figure 1.45.



Figure 1.45. Mécanismes d'endommagement responsables de la formation du copeau prédit par le modèle macromécanique explicite. (a) Initiation de formation de copeau, (b) progression, (c) formation complète du premier copeau. SDV1 représente l'endommagement de la matrice et SDV2 celui de l'interface. La rupture des fibres est indiquée en couleur blanche Lasri [LAS_09b]. Les conditions de coupe sont : α=5°, γ=6°, rε50µm, ap=200µm, orientation 45°.

Les travaux de Lasri et al. [LAS_09a] et Lasri [LAS_09b] ont reproduit les conclusions déjà faites expérimentalement concernant la formation des copeaux générée par une succession de modes d'endommagement. Il est montré dans ces travaux que l'endommagement de la matrice est le premier endommagement à se développer dans le composite durant le processus de coupe. Ce dernier se produit dans la zone de contact avec la face de coupe de l'outil et se développe au fur et à mesure que l'outil avance dans la zone de coupe. Lasri et al.[LAS_09a] ont noté que la rupture de la fibre est le dernier endommagement à se produire lors de la formation du copeau et cela est en accord avec ce qui a été dit par Venu Gopala Rao et al. [VEN_07a, VEN_07b] dans leur approche micromécanique.

Au cours de cette étude, Lasri et al. [LAS_09a] ont réussi à obtenir des forces de coupe proches des forces mesurées expérimentalement, (voir Figure 1.46.a) [BHA_04], avec le modèle d'Hashin, de la contrainte Maximale et d'Hoffman. Toutefois, les résultats obtenus avec le modèle d'Hashin sont ceux qui se rapprochent le plus des résultats expérimentaux obtenus par

Bhatnagar et al. [BHA_04]. D'autre part, les valeurs des forces d'avance obtenues avec l'utilisation des trois critères sont très éloignées des résultats obtenus expérimentalement par Bhatnagar et al. [BHA_04], comme le montre la Figure 1.46.b. Cette différence peut s'expliquer par l'incapacité des simulations numériques présentées dans ces travaux à reproduire le phénomène du retour élastique tel qu'il a été introduit par Wang et Zhang [WAN_03].



Figure 1.46. Effet de l'orientation des fibres sur les efforts d'usinage, selon Lasri [LAS_09b].

Une comparaison a été faite dans les travaux de Lasri [LAS_09b] entre le modèle avec un schéma d'intégration implicite et celui avec une intégration explicite. Les résultats obtenus ne montrent pas une grande différence entre les deux modèles concernant les forces de coupe, Figure 1.47.a. Cependant, les résultats obtenus avec le modèle implicite en ce qui concerne les forces de coupe, sont ceux qui se rapprochent le plus des résultats expérimentaux. A contrario, les forces d'avance obtenues avec le modèle explicite sont plus proches de celles obtenues expérimentalement, comme le montre la Figure 1.47.b.



Figure 1.47. Évolution des efforts de coupe en fonction de l'orientation des fibres et comparaison avec les résultats expérimentaux ($\alpha=5^\circ$, $\gamma=6^\circ$, $r\epsilon=50\mu m$, $ap=200\mu m$), Selon Lasri [LAS_09b].

Enfin, ils ont aussi réussi à prédire les chemins des ruptures primaire et secondaire ainsi que l'endommagement subsurfacique induit, voir Figure 1.48. En effet, la formation du copeau se fait par une succession de ruptures appelées, rupture primaire et secondaire comme expliqué par Arola et al. [ARO_97].



Figure 1.48. Effet de l'angle de coupe sur le processus de formation de copeau prédit par le modèle macromécanique explicite pour ($\gamma = 10^{\circ}$, $r_{\varepsilon} = 50 \mu m$, $ap = 200 \mu m$), Selon Lasri [LAS_09b].

En conclusion, l'utilisation d'un modèle explicite pour simuler l'usinage des composites serait le meilleur choix, car il permettrait de réduire les problèmes de convergence rencontrés avec le modèle implicite. De plus, il permet l'usinage de plus grandes longueurs de coupe. Il offre également une bonne opportunité pour étendre les travaux à des simulations en 3 dimensions (3D). Cela permettrait aussi de simuler d'autres procédés industriels comme le perçage et le fraisage.

2.2.3 Modèle de Zitoune et al. [ZIT_05]

Zitoune et al. [ZIT_05] ont entrepris une étude numérique pour déterminer les efforts de coupe et l'état de contraintes au niveau de la zone de coupe. Le développement de la fissure est basé sur la mécanique de la rupture en calculant le taux de restitution d'énergie à l'aide des méthodes "avance de fissure : Virtual Crack Extension Method" et "fermeture de fissure : Virtual Crack Closure Technique".

Une étude statique a été menée en utilisant le module d'analyse (ASEF) disponible dans le logiciel de calcul par éléments finis SAMCEF auquel un algorithme itératif a été couplé afin de calculer les efforts de coupe à imposer au nœud de référence de l'outil.

Comme le montre la Figure 1.49.a, la zone de contact outil/pièce est maillée finement. Une préfissure « a » a été (voir Figure 1.49.b) créée et le taux de restitution d'énergie des modes I et II est calculé et comparé avec les valeurs seuils de rupture dans le cas où la valeur de l'un des deux modes de rupture $G_{calculé} = G_{maximale}$. En effet, dans le cas où la condition reporté dans l'équation 1.19 est vérifiée, les efforts sont par conséquent considérés comme égaux aux efforts critiques de coupe, dans le cas contraire le calcul continue jusqu'à satisfaire cette condition.

$$\left(\frac{G_{I \text{ Calcul}}}{G_{I \text{ C}}}\right)^{1.6} + \left(\frac{G_{II \text{ Calcul}}}{G_{II \text{ C}}}\right)^{1.6} = 1$$
1.9

Par conséquent, l'effort imposé correspond à l'effort critique de coupe, si non la valeur de l'effort est modifiée, sachant que l'effort est imposé via un nœud rigide relié à la surface du haut de l'outil comme le montre la Figure 1.49.a. De plus, le calcul du taux de restitution d'énergie se fait par la méthode VCE (Virtual Crack Extension) qui permet de calculer la valeur du taux de restitution d'énergie total. L'étude a été menée en utilisant deux longueurs de préfissure a = 0.3 mm et a = 0.5mm.



Figure 1.49. Modèle numérique de Zitoune de la coupe orthogonale pour $\theta = 0^\circ$, (a) maillage et conditions aux limites ; (b) détails du modèle de la rupture mécanique, "a", dimension de la rupture, " δ a" perturbation des nœuds en tête de la fissure, "A", surface de la fissure d'après Zitoune et al. [ZIT_05].

Les résultats obtenus ont montré que la longueur de la préfissure influe significativement sur les efforts de coupe. De plus, il a été constaté que les efforts de coupe calculés sont en bon accord avec ceux obtenus expérimentalement par Wang et al. [WAN_95] et cela pour les angles de coupe supérieurs à 5°, avec une variation d'environ 7%. Cependant, cette variation atteint les 40% lors de l'utilisation d'angles de coupe inférieurs ou égaux à 5°.

2.2.4 Iliescu et al. [ILI_08]

Iliescu et al. [ILI_10] ont proposé un modèle basé sur l'utilisation de la méthode des éléments discrets (Discrete Element Method (DEM)) pour simuler les mécanismes de formation du copeau et le calcul des forces d'usinage en coupe orthogonale des composites UD-CFRP. À travers cette étude, ces auteurs ont réussi à obtenir les forces d'usinage et la formation de copeau en accord avec ce qu'ils ont mesuré et observé expérimentalement, voir Figure 1.50.



Figure 1.50. Effet de l'orientation des fibres sur les efforts d'usinage pour différentes orientations de fibre selon Iliescu et al. [ILI_08]. ap = 200 μ m, α =0°, β = 11° et Vc = 6 m/min.

2.2.5 Modèle de Ramesh et al. [RAM_98]

Ramesh et al. [RAM_98] ont mené une étude pour développer un modèle mathématique pour simuler l'usinage des composites FRP. Ce dernier s'est appuyé sur la théorie anisotrope de la plasticité avec un écrouissage linéaire. Le modèle numérique est basé sur la transition élastoplastique à travers la formulation Lagrangienne totale. Pour ce qui est du développement des fissures, celles-ci sont contrôlées par un critère de rupture qui découle du critère de la limite élastique présenté dans les travaux de Vaziri et al. [VAZ_91] et [VAZ_92].

L'étude s'est intéressée à quatre orientations de fibres (0°, 45°, 90° et 135°) et quatre composites différents : Boron/ époxy, deux nuances de GFRP (162 et 143) et un composite CFRP. Cette étude a permis de calculer le niveau des contraintes de la pièce usinée et de l'outil de coupe. Ainsi, ils ont montré que le niveau de contraintes le plus élevé a été relevé au voisinage de la pointe de l'outil dans le cas d'une orientation de fibres à 0°. Tandis que pour les autres orientations de fibres, le niveau de contrainte le plus élevé est relevé sous la surface se trouvant sous la pointe de l'outil. Ils ont constaté que l'orientation des fibres à 135° qui nécessite la force la plus élevée pour générer la première fissuration a été observée expérimentalement pour la plupart des matériaux testés.

2.2.6 Modèle de Mahdi et Zhang [MAH_01]

Mahdi et Zhang [MAH_01] ont proposé une approche quasi-statique à l'aide du code de calcul ADINA pour étudier l'usinage des matériaux composites. Dans cette étude le matériau est considéré comme un matériau anisotrope homogène équivalent (EHAM) avec l'hypothèse des déformations planes. L'outil est considéré comme rigide et le frottement est ignoré. Le critère d'endommagement de Tsai-Hill est considéré pour reproduire la rupture du matériau tel que décrit dans l'équation 1.2. Une étude avec deux maillages différents a été faite afin de montrer l'effet de la taille du maillage sur les efforts de coupe obtenus. Les auteurs ont également étudié l'effet de l'utilisation des contraintes planes ou déformations planes sur les efforts de coupe obtenus. Globalement, les résultats obtenus sont satisfaisants en comparaison avec les essais expérimentaux.

2.2.7 Travaux de Santiuste et al. [SAN_10]

Santiust et al ([SAN_10], [SAN_11]) (voir Figure 1.51), ont suivi le même procédé que Lasri et al. [LAS_09a] pour étudier la coupe orthogonale des composites à fibres de carbone et fibres de verre et à matrice polymère CFRP et GFRP.



Figure 1.51. Evolution de l'endommagement de la matrice (a) Ecrasement et (b) fissuration, durant la formation du copeau : comparaison entre les composites CFRP et GFRP pour une orientation des fibres à 45°, selon [SAN_10].

Ils ont réalisé une étude numérique comparative entre les résultats obtenus avec les composites CFRP et GFRP notamment sur l'endommagement induit. L'analyse a été faite en dynamique explicite en utilisant le code de calcul éléments finis ABAQUS/explicit. Le critère d'endommagement de Hashin a été utilisé pour étudier les différents modes d'endommagement.

L'une des principales conclusions est que l'endommagement se fait de manière localisée dans le cas des composites CFRP contrairement aux composites GFRP où l'endommagement se propage plus en profondeur (Figure 1.51). Ces travaux ont été poursuivis par d'autres afin de simuler la coupe orthogonale des CFRP en 3D en utilisant le critère de Hou. Les forces de coupe engendrées durant la coupe des composites multicouches ont été simulées. Les résultats obtenus sont proches des résultats expérimentaux [ILI_08].

3 Conclusion

Ce chapitre a permis de comprendre quels étaient les facteurs les plus influents sur l'usinage des matériaux composites. En effet, cette revue bibliographique a montré que les paramètres d'usinage (vitesse de coupe, géométrie des outils, présence ou absence d'appui pour le cas du perçage, etc.) et du matériau usiné (caractéristiques mécaniques, nature des constituants, type de stratification, orientation des fibres...) conditionnent la qualité de l'usinage (efforts de coupe, formation des copeaux, étendue de l'endommagement, etc.).

L'accent a également été mis sur la difficulté à usiner les matériaux composites à fibre longue et cela en raison de leur hétérogénéité et anisotropie qui les rendent plus sensibles que les matériaux métalliques. De plus, la nature abrasive des fibres de carbone engendre une usure rapide des outils de coupe. Ainsi les outils PCD (diamant synthétique) sont souvent préférés aux outils en carbure de tungstène, car ils offrent une durée de vie plus longue et une meilleure finition. Toutefois, leur prix est souvent un frein à leur utilisation.

Toutes ces spécificités rendent la simulation de l'usinage très complexe. Par conséquent, plusieurs études expérimentales ([WAN_94], [TET_02], [ZIT_04]) qui se sont intéressées à la problématique de l'usinage des matériaux composites à fibres longues FRP l'ont été par le biais de la coupe orthogonale. Cette dernière offre la possibilité d'étudier et de comprendre les phénomènes qui gouvernent l'usinage tels que la formation des copeaux et l'endommagement induit.

Les différents auteurs ([ARO_97], [RAM_05], [LAS_09a], [ZEN_15a]) ont proposé différentes approches pour comprendre ces phénomènes. Ainsi on retrouve l'approche micromécanique la plus adéquate pour l'étude des phénomènes locaux comme la décohésion fibre/matrice et leur compréhension. Elle permet d'obtenir les forces de coupe et d'avance satisfaisantes. Toutefois cette technique ne permet pas d'étudier la formation de plusieurs copeaux et l'extension aux composites multicouches en raison des temps de calculs très importants. Ce qui constitue une limitation pour cette approche.

Pour l'approche macromécanique, les résultats obtenus en termes de formation des copeaux, forces de coupe et endommagement sont satisfaisants. Cependant, cette approche ne prédit pas correctement les forces d'avance. Ces résultats restent tout de même suffisants pour répondre aux attentes des industriels. En effet, ce sont les forces de coupe qui jouent le rôle le plus important dans l'usure des outils, car généralement elles sont plus importantes que les forces d'avance et directement liés à la contrainte d'écoulement du matériau. D'autre part, l'approche

macromécanique permet une utilisation plus complète comme l'étude de la coupe des composites multicouches.

De plus, d'autres travaux ont été menés avec une approche mésomécanique pour simuler des opérations plus complexes comme le perçage ([PHA_03], [FEI_14]). Dans cette approche le pli et l'interface sont considérés comme étant deux matériaux différents ayant deux comportements distincts. Ce type d'approches s'impose dans l'étude du perçage des stratifiés car chacun des plis de ce dernier a une orientation différente. De plus, le délaminage en entrée et sortie de trou représente l'un des plus importants endommagements qui peut provoquer la rupture totale du stratifier.

Le but de notre travail est de mettre en place un modèle de simulation numérique qui permettrait en premier lieu une reproduction assez réaliste du processus de coupe observé expérimentalement en usinage comme la formation de plusieurs copeaux successifs. Le modèle devra également permettre d'obtenir l'état d'endommagement de la pièce usinée et les efforts de coupe générés.

Pour finir, une étude expérimentale du perçage sera menée pour valider les résultats du modèle de simulation 3D proposé.

Chapitre 2

Le modèle de simulation numérique

L'objectif de ce chapitre est de proposer un outil numérique assez robuste qui permet de modéliser le comportement mécanique des composites CFRP pendant les procédés d'usinage comme la coupe orthogonale et le perçage. Dans le chapitre précédent nous avons présenté les principaux modèles de la littérature utilisés dans la modélisation de l'usinage des matériaux composites FRP. On constate que la plupart de ces travaux de modélisation se contentent d'utiliser des critères de rupture tels que les critères de Hashin, Tsai-Hill, Tsai-Wu, Hoffman et la contrainte maximale.

Cependant, la modélisation de l'initiation et l'évolution de l'endommagement lors des opérations d'usinage est mal reproduite par ces critères. L'ensemble des aspects physiques qui régissent le processus d'usinage des composites, tels que le couplage entre l'endommagement et l'élastoplasticité sont nécessaires pour une analyse plus fiable de l'évolution de l'endommagement et sa progression dans le matériau composite. Par conséquent, le comportement élastoplastique du composite, la chute de rigidité et la formation de plusieurs copeaux (formation de copeaux successifs) doivent être pris en compte pour simuler le processus réel d'usinage des composites FRP. L'objectif de ce travail est de développer un modèle complet prenant en compte tous les aspects physiques afin de simuler de façon réaliste le comportement mécanique des composites CFRP lors du processus d'usinage.

1 Hypothèses du modèle

Comme il a été reporté dans le chapitre 1, l'étude des matériaux composites CFRP est rendu difficile par leur nature hétérogène qui peut être considérée en simulation à différentes échelles (micro, méso et macro). Dans ce travail, pour l'opération de coupe orthogonale, le matériau est considéré à l'échelle macroscopique car on ne s'intéresse qu'à une seule orientation de fibres à la fois, tandis que pour l'opération de perçage, le matériau est considéré à l'échelle du pli soit à l'échelle mésoscopique. En effet, lors de cette deuxième opération le matériau est un composite multicouche ayant des plis orientés différemment. De plus, les interfaces se trouvant

entre deux plis adjacents ayant des orientations de fibres différentes sont prises en considération.

Dans le but de satisfaire les exigences citées précédemment, le comportement mécanique d'endommagement des plis du matériau composite CFRP durant leur usinage a été modélisé avec un modèle d'endommagement élastoplastique. Ce dernier est basé sur une loi de comportement mésomécanique qui tient compte de l'effet de la dégradation de la rigidité dans la réponse du comportement des matériaux, la plasticité (en utilisant le concept de chute de rigidité pour prédire l'initiation de l'endommagement), et l'évolution de l'endommagement pendant le processus de formation des copeaux. Le comportement élasto-plastique avec endommagement a ensuite été mis en œuvre dans deux modèles numériques : 2D et 3D. L'interface a été modélisée à l'aide des éléments cohésifs disponibles dans le logiciel de calcul éléments finis Abaqus, [ABA_11].

L'implémentation a été faite via la subroutine VUMAT dans Abaqus. Le modèle complet avec tous ces aspects permet une meilleure compréhension des phénomènes physiques observés au cours de l'opération d'usinage et offre un outil numérique assez précis pour simuler la formation réelle des copeaux composites, les forces de coupe et l'endommagement subsurfacique induit par l'usinage.



Figure 2.1. Schématisation de l'endommagement par fissuration

Les différents types d'endommagement, pouvant se produire dans les matériaux composites FRP lorsque ceux-ci sont sollicités mécaniquement ont été présentés dans la section 2.5 du chapitre 1. Les différents modes d'endommagement engendrés par usinage sont généralement l'arrachement des fibres, la rupture de la matrice, la décohésion fibre/matrice et le délaminage interlaminaire.

Avant la présentation du modèle, les hypothèses suivantes ont été utilisées pour les simulations éléments finis de l'usinage :

H₁: le matériau CFRP est considéré comme un matériau équivalent homogène (EHM : Equivalent Homogeneous Material) et orthotrope. Par conséquent, on ne retrouve pas de fibres et de matrice mais un matériau homogène (voir la Figure 2.1), ayant les mêmes caractéristiques mécaniques qu'un pli UD et dont les propriétés sont calculées par homogénéisation à partir des composants, qui sont les fibres et la matrice.

H₂ : un état de contraintes planes est considéré lors des études de la coupe orthogonale en 2D,

H₃ : le comportement des fibres est choisi comme élastique fragile,

- H₄ : la matrice et de l'interface fibre/matrice sont définies par un comportement élastoplastique,
- H₅ : on considère les endommagements dans les fibres et la matrice ainsi que la décohésion fibre/matrice,
- H₆: le contact est supposé parfait initialement entre les couches (pas de porosité...),
- H₇ : la température générée par frottement entre le matériau de la pièce et l'outil de coupe n'a pas d'effet sur l'endommagement car celle-ci reste en dessous de la température de transition vitreuse de la matrice [ARO_97],
- H₈ : les plis adjacents ont le même comportement s'ils ont la même orientation de fibres,

H₉ : le frottement considéré est de type Coulomb et ne dépend pas de l'orientation des fibres.

2 Modélisation du comportement mécanique des composites CFRP et couplage avec l'endommagement

L'endommagement est défini comme étant l'ensemble des dégradations qui peuvent apparaitre dans le matériau de manière irréversible. Il est généralement représenté par l'amorçage et la propagation de fissures. Comme décrit dans le chapitre I, la plupart des études et notamment lors des calculs de dimensionnement dans l'industrie utilisent des critères de rupture tels que Tsai-Hill et Tsai-Wu, [LAC_97]. L'inconvénient de de ce type de critères est l'absence de transition entre le matériau à l'état sain et le moment de la rupture brutale. Cette phase de transition représente le temps qui s'étale entre le moment où l'endommagement s'initie dans le matériau en lui faisant perdre progressivement sa rigidité et le moment de la rupture totale de celui-ci. Par conséquent, l'utilisation d'une approche permettant de prédire l'initiation et l'évolution de l'endommagement est la plus adéquate.

2.1 Variables d'endommagement

L'introduction de la théorie de la mécanique de l'endommagement s'est faite initialement par Katchanov [KAC_58] et Rabotnov [RAB_69]. Ces deux auteurs ont couplé l'endommagement aux lois de comportement à l'aide d'une variable d'endommagement. Cette dernière sert à quantifier le taux de détérioration du matériau ou d'une autre façon elle sert à représenter l'état d'endommagement du matériau. Elle prend la valeur 0 (état sain) et 1 (état détérioré).

La Figure 2.2 représente un VER (Volume Elémentaire Représentatif) à l'état sain et à l'état endommagé. "S" est la section du matériau sain et \tilde{S} représente la section du matériau endommagé réduite par la présence des fissures (vides).

Cette différence entre la section saine et endommagée, représente l'aire relative ou corrigée de l'endommagement (S_D) dans une section de normale \vec{n} d'un volume endommagé comme le montre l'équation 2.1.

$$S_D = S - \tilde{S}$$
 2.1

La définition de la variable d'endommagement peut être faite comme suit :

$$D_n = \frac{S_D}{S}$$
 2.2



Figure 2.2. Schématisation de l'endommagement par fissuration, [LAC_11].

où :

- $D_n = 0$, si le matériau n'est pas endommagé ou vierge,
- $D_n = 1$, si le matériau est rompu en deux parties selon le plan normal,
- $0 < D_n < 1$ caractérise l'état de l'endommagement.

Le nombre de variables d'endommagement dépend de la distribution des fissures. Ainsi dans le cas où ces dernières ne dépendent pas de l'orientation, il n'y a qu'une seule variable d'endommagement. Les fissures ont alors une distribution uniforme dans toutes les directions, la variable d'endommagement est représentée par la variable scalaire « D » caractérisant l'endommagement. Dans le cas contraire, plus d'une variable seront nécessaires. Dans la présente étude, trois variables d'endommagement seront utilisées. La première, notée D₁₁, caractérise l'endommagement longitudinal dans la direction 1, la seconde variable D₂₂ calcule l'endommagement transverse et la dernière, notée D₁₂, décrit l'endommagement dans le plan de cisaillement.

2.2 Notion de contraintes effectives

La mécanique de l'endommagement fait généralement appel aux contraintes effectives. Ces dernières sont les contraintes associées aux variables d'endommagement. En effet, elles reflètent l'état de contraintes réel du matériau en tenant compte de l'effet de l'endommagement sur ses propriétés intrinsèques. Dans le cas de la présence de l'endommagement, la surface qui est considérée pour le calcul de la contrainte est la surface effective notée \tilde{S} . Par conséquent, la contrainte appliquée est appelée « contrainte effective » notée $\tilde{\sigma}$. Elle est obtenue lors de l'application d'un effort F dans la direction \vec{n} en relation avec la surface effective \tilde{S} .

$$\sigma = \frac{F}{S}$$
 2.3

$$\tilde{\sigma} = \frac{F}{\tilde{S}} = \frac{F}{S(1-D)} = \frac{\sigma}{1-D}$$
 2.4

La contrainte effective est reliée à la contrainte usuelle via la variable d'endommagement D. Elle est évidemment supérieure ou égale à la contrainte usuelle $\tilde{\sigma} \ge \sigma$ et :

 $\tilde{\sigma} = \sigma$ pour un matériau sain.

 $\widetilde{\sigma} \rightarrow \infty$ au moment de la rupture du VER.

L'état de déformation d'un matériau endommagé est considéré affecté uniquement par les contraintes effectives. Sa loi d'élasticité linéaire unidimensionnelle devient :

$$\varepsilon^{e} = \frac{\tilde{\sigma}}{E} = \frac{\sigma}{E(1-D)}$$
 2.5

 ε^{e} : la déformation élastique,

 $\tilde{E} = E(1-D)$: module du matériau endommagé,

E : le module d'élasticité du matériau sain,

L'endommagement peut alors s'écrire :

$$D = 1 - \frac{\tilde{E}}{E}$$
 2.6

Cette théorie permet donc de décrire le comportement du matériau endommagé à l'aide des lois de comportement du matériau sain en remplaçant les contraintes usuelles par les contraintes effectives. La nature anisotrope des matériaux composites, impose l'introduction de plusieurs variables d'endommagements, chacune d'elles est attribuée à un module d'élasticité (E_{ij} , G_{ij}) du matériau. En France, le premier à avoir appliqué la mécanique de l'endommagement aux matériaux orthotropes en introduisant plusieurs variables d'endommagement, est Ladevèze en 1986 [LAD_86], suivi par Allix [ALL_87] et Le Dantec [LED_89]. Les différentes variables sont notées d_i, en rapport avec les directions principales de sollicitation (i=1, 2, 3).

Dans ce travail, le couplage plasticité-endommagement a donc été introduit au moyen du concept des contraintes effectives, tel que proposé par Lemaitre et Chaboche [LEM_89]. En effet, remplacer les contraintes usuelles par les contraintes effectives est une façon courante d'introduire le couplage entre l'endommagement et la plasticité. Ce dernier est alors obtenu en exprimant le critère de plasticité en termes de contraintes effectives.

La section suivante regroupe les différentes étapes nécessaires pour la mise en œuvre du modèle de simulation.

3 Modélisation numérique du comportement des plis

La mise en place du modèle numérique a permis de comprendre le fonctionnement des modèles de simulation couplant endommagement et plasticité. Elle a également permis de faire le choix d'une échelle d'analyse (l'échelle du pli), pour prendre en compte l'endommagement tel que le délaminage interlaminaire qu'on ne retrouve pas dans les travaux de simulation utilisant des modèles macroscopiques ([LAS_09a], [SAN_10]). De plus, c'est l'échelle adéquate pour atteindre l'un des objectifs de la thèse qui est de modéliser le perçage des composites multicouches avec des plis orientés différemment. Simuler l'opération de perçage nécessite un temps de calcul assez important. Par conséquent, le choix dès le départ du bon modèle de simulation permet d'obtenir des résultats pertinents avec des temps de calcul acceptables. Le choix du mésomodèle est donc privilégié, d'autant plus que les paramètres d'endommagement sont disponibles dans la littérature.

En effet, plusieurs recherches ont été menées dans ce domaine depuis une vingtaine d'années et ce, afin de mieux comprendre le comportement du matériau composite à fibres longues durant

son endommagement. Les principaux travaux de la littérature ont été menés par Ladevèze et Le Dantec [LAD_92], Allix et al. [ALL_98], Lubineau et Allix [LUB_03], Daghia et al. [DAG_09], Lachaud [LAC_97].

Lors de l'étude de l'endommagement à l'échelle mésoscopique, les mécanismes de dégradation (voir Figure 2.3) apparaissent à deux endroits différents [LAD_92] : (i) au niveau du pli et se manifestent par :

- une décohésion fibre/matrice,
- la fissuration de la matrice allant jusqu'à traverser l'épaisseur du pli,
- la rupture des fibres.

et (ii) entre les plis (interface) et se manifestent par:

- un délaminage entre deux plis adjacents,
- un délaminage local qui se produit au point de jonction de l'interface et de la rupture transverse.

Pour ce qui est du comportement du matériau et de son endommagement, deux hypothèses ont été formulées :

- le comportement d'un stratifié quelconque peut être décrit à partir du comportement de ses constituants élémentaires, c'est-à-dire le pli et l'interface,
- l'état d'endommagement est constant dans l'épaisseur du pli, mais il peut varier d'un pli à l'autre.



Figure 2.3. Différents endommagements au niveau d'un composite CFRP.



Figure 2.4. Axes du pli unidirectionnel.

A partir de ces hypothèses, il s'est avéré nécessaire de définir une loi de comportement pour le pli supposés plastique et endommageable et une autre pour l'interface. Dans ce qui suit, les indices 1, 2 et 3 désignent, respectivement, le sens des fibres, la direction transversale et la direction hors plan (voir Figure 2.4).

3.1 Loi de comportement

Le comportement mécanique d'un matériau est caractérisé par une ou plusieurs lois qui permettent de rendre compte au mieux des phénomènes observés. Ces lois définissent le lien entre le champ des déformations et des contraintes. Les matériaux composites unidirectionnels auxquels s'intéressent les travaux de cette thèse se comportent comme un matériau orthotrope possédant un axe de révolution. La relation d'élasticité linéaire peut s'écrire sous la forme condensée suivante :

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}$$
 2.7

Cette loi, généralement, appelée loi de Hooke généralisée, introduit la matrice symétrique de rigidité C.

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix}$$
2.8

Dans le cas général le comportement est décrit à l'aide de 9 coefficients indépendants : C₁₁, C₁₂, C₁₃, C₂₂, C₂₃, C₃₃, C₄₄, C₅₅, C₆₆.

Les expressions des constantes de rigidité en fonction des modules de l'ingénieur sont les suivantes :

$$C_{11} = \frac{1 - \upsilon_{23}\upsilon_{32}}{E_{22}E_{33}\Delta}, \qquad C_{12} = \frac{\upsilon_{21} + \upsilon_{31}\upsilon_{23}}{E_{22}E_{33}\Delta} = \frac{\upsilon_{12} + \upsilon_{32}\upsilon_{13}}{E_{11}E_{33}\Delta}$$

$$C_{13} = \frac{\upsilon_{31} + \upsilon_{21}\upsilon_{32}}{E_{22}E_{33}\Delta} = \frac{\upsilon_{13} + \upsilon_{12}\upsilon_{23}}{E_{11}E_{22}\Delta}, \qquad C_{22} = \frac{1 - \upsilon_{13}\upsilon_{31}}{E_{11}E_{33}\Delta}$$

$$C_{23} = \frac{\upsilon_{32} + \upsilon_{12}\upsilon_{31}}{E_{11}E_{33}\Delta} = \frac{\upsilon_{23} + \upsilon_{21}\upsilon_{13}}{E_{11}E_{22}\Delta}, \qquad C_{33} = \frac{1 - \upsilon_{12}\upsilon_{21}}{E_{11}E_{22}\Delta}$$

$$C_{44} = G_{23}, \qquad C_{55} = G_{13}, \qquad C_{66} = G_{12}$$

$$o\dot{u} : \Delta = \frac{1 - \upsilon_{12}\upsilon_{21} - \upsilon_{23}\upsilon_{32} - \upsilon_{31}\upsilon_{13} - 2\upsilon_{21}\upsilon_{32}\upsilon_{13}}{E_{11}E_{22}E_{33}}$$

où E_{ij}, G_{ij} et v_{ij} représentent respectivement, les modules élastiques, de cisaillement et les coefficients de poisson.

Toutefois, dans le cas du composite unidirectionnel qui représente un cas particulier de matériau orthotrope appelé orthotrope de révolution. Dans ce cas :

$$C_{13} = C_{12}, \quad C_{44} = \frac{1}{2} \quad (C_{22} - C_{23}), \quad C_{33} = C_{22}, \quad C_{55} = C_{66}$$

La relation d'élasticité (2.7) peut être donnée sous sa forme inverse :

$$\mathbf{\varepsilon} = \mathbf{S} \cdot \mathbf{\sigma} \tag{2.10}$$

La matrice **S** représente la matrice de souplesse, et s'écrit dans le cas d'un composite unidirectionnel :

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{12} & 0 & 0 & 0\\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0\\ S_{12} & S_{23} & S_{22} & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 2(S_{22} - S_{23}) & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix}$$
2.11

Concernant le modèle à deux dimensions 2D un état de contraintes planes est considéré. Dans ce cas la matrice de rigidité se réduit donc à une matrice 3x3. La loi de comportement est réécrite sous la forme suivante :

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C}' \boldsymbol{\cdot} \boldsymbol{\varepsilon} \qquad 2.12$$

avec C' la matrice de rigidité réduire. L'équation s'écrit sous sa forme matricielle comme suit :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_{11}}{1 - \frac{E_{22}}{E_{11}}} \nu_{12}^{2} & \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \frac{E_{22}}{E_{11}}} \nu_{12}^{2} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \frac{E_{22}}{E_{11}}} \nu_{12}^{2} & \frac{E_{22}}{1 - \frac{E_{22}}{E_{11}}} \nu_{12}^{2} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix}$$
2.13

avec le remplacement de U_{21} par $\frac{E_{22}}{E_{11}}v_{12}$ dans l'équation 2.8.

Les contraintes et les déformations principales définies dans le repère d'orthotropie du matériau sont utilisées pour calculer les critères de rupture. Toutefois, étant donné que le repère de sollicitation peut être différent de celui du matériau unidirectionnel, cela nécessite un changement de repère des contraintes et déformations globales (exprimées dans le repère global) vers le repère local (repère d'orthrotropie du matériau). Ainsi, le calcul des contraintes et déformations principales peut-être réalisé. Ce changement de repère se fait grâce à une matrice de passage. Dans les simulations faites durant les travaux de thèse, ce changement est opéré au niveau du logiciel Abaqus, auquel l'orientation des fibres est renseignée dans les propriétés du matériau. Le changement de repère se fait selon les équations suivantes :

$$\begin{pmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} T_1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{pmatrix}$$
 2.14

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} T_2 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{pmatrix}$$
 2.15

dans les équations (2.14) et (2.15) les vecteurs des contraintes et déformations du matériau calculés dans le repère global (X, Y, Z) sont exprimés par $\{\sigma_{xx}\}$ et $\{\varepsilon_{xx}\}$. Les matrices $[T_1]$ et $[T_2]$ représentent quant à elles les matrices de passage. Par conséquent, les déformations et

contraintes principales du matériau seront définies grâce à la formulation inverse des équations (2.14) et (2.15) ce qui donne :

$$\begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} T_1 \end{bmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{pmatrix}$$
 2.16

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} T_2 \end{bmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{pmatrix}$$
 2.17

avec :

 $[T_1] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2sc \\ s^2 & c^2 & 2sc \\ sc & -sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \text{ et } \begin{bmatrix} T_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -sc \\ s^2 & c^2 & sc \\ 2sc & -2sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix}$

où s = sin (θ), c = cos (θ), (θ est l'angle d'orientation des fibres).

Dans la partie 3.2, seront développés la plasticité et l'endommagement qui se produisent au cours de la sollicitation du matériau composite CFRP.

3.2 Mise en place du modèle d'endommagement

Le modèle d'endommagement utilisé dans les travaux de cette thèse est composé d'une loi constitutive pour prédire le seuil d'initiation de l'endommagement et de son évolution est présentée dans cette section. Ce modèle est basé sur l'utilisation des potentiels de dissipations indépendants (potentiel d'endommagement et potentiel plastique). Ces derniers sont couplés entre eux à l'aide des contraintes effectives. Ce modèle permet ainsi d'enclencher l'endommagement indépendamment de la plasticité.

Le modèle est considéré pour un pli unidirectionnel et il est basé sur une loi élasto-plastique et une loi d'évolution qui décrit le développement des variables d'endommagement, [LAD_92]. L'évolution de l'endommagement se fait par une approche thermodynamique irréversible. La densité volumique d'énergie libre de Helmoltz $\rho\psi$ ([LAD_86], [LEM_88], [ASU_93]) a été choisie comme potentiel thermodynamique et elle dépend des variables internes comme le montre l'équation 2.18.

$$\rho \psi = \rho \psi_e \left(\mathbf{\epsilon}_e, \mathbf{T}, \mathbf{d}_i, V_k \right)$$
 2.18

En effet, la densité volumique d'énergie libre $\rho \psi$ dépend de la déformation élastique \mathcal{E}_e , de la température T, de l'endommagement d et V_k désignant l'ensemble des variables d'écrouissage.

Dans notre cas, la température est constante et uniforme, ce qui ne modifie ni la déformation plastique ni les variables internes : l'effet de la température n'est pas considéré.

Le potentiel élastique endommageable s'écrit alors :

$$\rho \psi = \frac{1}{2} \mathbf{C}_{ijkl} \left(\mathbf{d}_{i} \right) \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_{ij}^{e} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_{kl}^{e}$$
 2.19

avec C est la matrice de rigidité du matériau exprimée en fonction de l'endommagement.

Ainsi, l'énergie de déformation élastique du pli qui est prise comme un potentiel thermodynamique s'écrit dans le cas d'une formulation en contraintes planes, [LAD_92] :

$$E_{D} = \frac{1}{2} \left[\frac{\langle \sigma_{11} \rangle_{+}^{2}}{E_{1}^{0} (1 - D_{11})} + \frac{\langle -\sigma_{11} \rangle_{+}^{2}}{E_{1}^{0}} - \frac{2\nu_{12}^{0}}{E_{1}^{0}} \sigma_{11} \sigma_{22} + \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_{+}^{2}}{E_{2}^{0} (1 - D_{22})} + \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_{-}^{2}}{E_{2}^{0}} + \frac{\sigma_{12}^{2}}{G_{12}^{0} (1 - D_{12})} \right] \quad 2.20$$

Dans la formulation 2D, le pli est considéré comme étant en situation de contrainte plane, i.e., seules les contraintes σ_{11} , σ_{22} , et σ_{12} qui sont non nulles.

Les symboles $\langle \bullet \rangle_{-}$ et $\langle \bullet \rangle_{+}$ indiquent la partie négative et positive de \bullet et ils sont utilisés pour modéliser l'effet unilatéral des contraintes effectives transversales. Trois variables d'endommagement D_{11} , D_{12} et D_{22} sont introduites, et associées respectivement à la rupture fragile des fibres, à l'endommagement par cisaillement (microfissuration) et à la décohésion fibre/matrice. Deux remarques peuvent être faites suite à la définition de cette énergie de déformation :

- du fait de la séparation entre partie positive et partie négative des contraintes transverses, l'endommagement D_{22} n'agit qu'en traction. La compression entraine la fermeture des fissures de la matrice et n'est donc pas affectée par cet endommagement. Ainsi, uniquement l'effet en traction des contraintes transverses est modélisé,
- lors de ces travaux, l'hypothèse d'un comportement longitudinal linéaire en tractioncompression est faite. En effet, la compression longitudinale n'est pas souvent linéaire du fait de l'apparition de certains phénomènes comme la formation de bandes de pliage, [ROU_11].

L'expression (2.20) peut être étendue à un milieu tridimensionnel moyennant l'hypothèse d'un comportement isotrope transverse. L'énergie de déformation dans le cas d'un pli tridimensionnel peut-être donnée sous la forme suivante :

$$E_{D} = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\left(1 - D_{11}\right)} \left[\frac{\left(\sigma_{11}\right)^{2}}{E_{11}^{0}} - \left(\frac{v_{12}^{0}}{E_{11}^{0}} + \frac{v_{21}^{0}}{E_{22}^{0}} \right) \sigma_{11} \sigma_{22} - \left(\frac{v_{13}^{0}}{E_{11}^{0}} + \frac{v_{31}^{0}}{E_{33}^{0}} \right) \sigma_{11} \sigma_{33} - \left(\frac{v_{23}^{0}}{E_{22}^{0}} + \frac{v_{32}^{0}}{E_{33}^{0}} \right) \sigma_{22} \sigma_{33} \right] \\ + \frac{\left\langle -\sigma_{22} \right\rangle_{+}^{2}}{E_{22}^{0}} + \frac{\left\langle -\sigma_{33} \right\rangle_{+}^{2}}{E_{33}^{0}} + \frac{1}{\left(1 - D_{12}\right)} \left[\frac{\left(\sigma_{12}\right)^{2}}{G_{12}^{0}} + \frac{\left(\sigma_{23}\right)^{2}}{G_{23}^{0}} + \frac{\left(\sigma_{13}\right)^{2}}{G_{13}^{0}} \right] + \frac{1}{\left(1 - D_{22}\right)} \left[\frac{\left\langle \sigma_{22} \right\rangle_{+}^{2}}{E_{22}^{0}} + \frac{\left\langle \sigma_{33} \right\rangle_{+}^{2}}{E_{33}^{0}} \right] \right)$$
où $E_{22}^{0} = E_{33}^{0}, G_{12}^{0} = G_{13}^{0}, v_{12}^{0} = v_{13}^{0}, G_{23}^{0} = E_{33}^{0} / \left(2\left(1 + v_{23}\right)\right)$

A partir de cette expression, les forces thermodynamiques qui gouvernent l'évolution de

l'endommagement peuvent être définies. Le vecteur Y définit ces forces thermodynamiques conjuguées à l'endommagement comme suit :

$$\mathbf{Y} = \frac{\partial \left\langle \left\langle E_D(\mathbf{\sigma}, \mathbf{D}) \right\rangle \right\rangle}{\partial \mathbf{D}}$$
 2.22

où le symbole $\langle \langle \bullet \rangle \rangle$ dans l'équation (2.22) désigne la valeur moyenne de la quantité • dans l'épaisseur. Dans cette étude, la densité d'énergie de déformation est calculée localement en chaque point d'intégration à travers l'épaisseur de la couche.

L'activation de l'endommagement et de son évolution est régie par la racine carrée d'une
combinaison linéaire des deux forces thermodynamiques Y_{22} et Y_{12} :

$$Y = \sup_{\tau \le t} \left(\sqrt{Y_{12} + bY_{22}} \right)$$
 2.23

où *b* est un terme de couplage entre les endommagements transverse et de cisaillement. Les variables Y_{22} et Y_{12} sont définies en accord avec la relation (2.23) pour le modèle 2D :

$$Y_{22} = \frac{\partial \langle \langle E_d \rangle \rangle}{\partial D_{22}} = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+^2}{2(1 - D_{22})^2 E_{22}^0} = \frac{\tilde{\sigma}_{22}^2}{2E_{22}^0}$$

$$Y_{12} = \frac{\partial \langle \langle E_d \rangle \rangle}{\partial D_{12}} = \frac{\sigma_{12}^2}{2(1 - D_{12})^2 G_{12}^0} = \frac{\tilde{\sigma}_{12}^2}{2G_{12}^0}$$

2.24

et avec la relation (2.25) pour le modèle 3D comme suit:

$$Y_{22} = \frac{\partial \langle \langle E_d \rangle \rangle}{\partial D_{22}} = \frac{1}{2(1 - D_{22})^2} << \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+^2}{E_{22}^0} + \frac{\langle \sigma_{33} \rangle_+^2}{E_{33}^0} >>$$

$$Y_{12} = \frac{\partial \langle \langle E_d \rangle \rangle}{\partial D_{12}} = \frac{1}{2(1 - D_{12})^2} << \frac{(\sigma_{12})^2}{G_{12}^0} + \frac{(\sigma_{23})^2}{G_{23}^0} + \frac{(\sigma_{13})^2}{G_{13}^0} >>$$
2.25

Les variables d'endommagement transverse et de cisaillement D_{22} et D_{12} sont définies par l'équation 2.26 :

$$\Rightarrow D_{12} = \begin{cases} \frac{\left\langle \sqrt{Y} - \sqrt{Y_{12}^0} \right\rangle_+}{\sqrt{Y_{12}^c} - \sqrt{Y_{12}^0}} \text{ si } D_{12} < 1, \\ D_{12} = 1 \\ D_$$

où *b*' est un terme de couplage entre les endommagement transverse et en cisaillement. Y_{12}^0 est la grandeur thermodynamique à partir de laquelle l'endommagement commence et Y_{12}^c le seuil d'endommagement critique. Ces paramètres matériaux sont identifiés expérimentalement.

Concernant l'endommagement des fibres, celui-ci est introduit grâce à l'équation 2.27 qui permet de calculer la force thermodynamique, qui contrôle la variable d'endommagement D_{11} . La rupture des fibres en traction et en compression est considérée grâce à la relation 2.27 qui permet de définir la valeur de la force thermodynamique. Cette dernière est bornée par deux seuils critiques Y_{11}^t dans le cas de la traction et Y_{11}^c dans le cas de la compression. Dans les composites CFRP, la rupture en traction dans le sens des fibres est caractérisée par un comportement fragile ce qui engendre une rupture brutale du matériau. Le comportement du matériau est également fragile, lorsque celui-ci est sollicité en compression dans le sens des fibres avec un comportement non linéaire des fibres.

$$Y_{11} = \frac{\partial \langle \langle e_d \rangle \rangle}{\partial D_{11}} = \frac{1}{2(1 - D_{11})^2} << \frac{(\sigma_{11})^2}{E_{11}^0} - \sum_{i=1}^2 \sum_{j>i}^3 \left(\frac{v_{ij}^0}{E_i^0} + \frac{v_{ji}^0}{E_j^0}\right) \sigma_{ii} \sigma_{jj} >> 2.27$$

L'endommagement de la fibre dépendant de la contrainte σ_{11} est introduit dans le modèle, en tenant compte du module d'Young E_{11} non-linéaire lorsque les fibres sont sollicitées en compression :

si
$$\sigma_{11} > 0 \rightarrow \begin{cases} \text{si } Y_{11} > Y_{11}^t \quad D_{11} = 1 \\ D_{11} = 0 \quad \text{sinon} \end{cases}$$

si $\sigma_{11} < 0 \rightarrow \begin{cases} \text{si } Y_{11} > Y_{11}^c \quad D_{11} = 1 \\ D_{11} = 0 \quad \text{sinon} \end{cases}$
2.28

La formulation des variables d'endommagement telles que définies ci-dessus, ne permet pas de contourner le problème numérique dû aux points de concentration de contraintes dans un calcul numérique par EF. Afin de limiter le taux d'endommagement maximal et d'éviter une dépendance au maillage due au phénomène de localisation des déformations (de l'endommagement), des paramètres de régularisation sont introduits pour avoir un effet retard de l'endommagement ([ALL_97], [LAD_00], [ALL_03]). Les lois d'évolution de ces variables d'endommagement sont corrigées comme illustré par l'équation (2.29) :

$$\dot{D}_{ij} = \frac{1}{\tau_c} \left(1 - e^{-a \left(D_{ij}^s - D_{ij} \right)} \right)$$
 2.29

Les mêmes constantes matériaux τ_c et *a* sont prises pour les trois lois d'évolution de l'endommagement. Avec cet effet retard, la variation de la force thermodynamique Y_i ne conduit pas à une variation instantanée de la variable d'endommagement D_i . Il existe un certain délai défini par le temps caractéristique τ_c . Cela laisse le temps aux fissures de se propager. Le bon choix des paramètres utilisés en introduisant l'effet retard est très important [FES_03] comme cela sera discuté plus loin dans le document.

Toutefois ces paramètres n'agissent qu'en dynamique. Par conséquent, l'utilisation de l'effet retard dans le modèle d'endommagement doit se faire de manière à ce que les lois d'évolution de l'endommagement restent statiques dans le cas d'un chargement quasi-statique. En effet, comme il a été mentionné précédemment, l'effet retard ne s'enclenche qu'en cas de pic dans l'évolution de l'endommagement, permettant ainsi d'éviter les problèmes de concentration de contraintes et cela en contrôlant la vitesse maximale d'évolution de la variable d'endommagement par pas de temps. Le bornage de la vitesse d'évolution de l'endommagement se fait en introduisant une vitesse maximale de celui-ci. Cette vitesse est reliée aux vitesses bornées de fissurations afin d'agir sur les déformations lorsque leurs taux deviennent importants. Cette vitesse maximale d'endommagement est donc caractérisée par un temps caractéristique, qui est couplé avec la vitesse de propagation des fissures dans le milieu. En conclusion, les lois d'évolution avec effet retard permettent d'éviter la localisation numérique de l'endommagement. Néanmoins, malgré la délicatesse d'identification des paramètres τ_c et a, l'utilisation de l'effet retard permet de rendre la solution indépendance au

3.3 Plasticité

maillage ([LAD 97], [FES 03])

Le modèle d'endommagement, présenté ici, est basé sur le concept des contraintes effectives comme l'ont montré Lemaitre et Chaboche [LEM_89]. Dans ce travail, la fonction seuil est écrite en considérant un écrouissage isotrope et il est supposé qu'il n'y a pas d'écoulement plastique dans la direction des fibres qui ont un comportement fragile. Le domaine d'élasticité est défini en fonction du potentiel plastique f^p comme suit :

$$F(\tilde{\sigma}, \sigma_{y}) = f^{p}(\tilde{\sigma}) - \sigma_{y}(p)$$
 2.30

où σ_y représente la contrainte d'écrouissage définie en fonction de la déformation plastique cumulée *p*:

$$\sigma_{y}(p) = R_{0} + R(p) = R_{0} + \beta p^{\alpha}$$
2.31

avec R_{θ} , la limite d'élasticité iniatiale. R(p) est la fonction d'écrouissage liée à la variable d'écrouissage p choisie sous une forme exponentielle. Les constantes α et β sont les paramètres d'écrouissage. La fonction seuil f^p est définie en 2D par:

$$f^{p}(\tilde{\sigma}) = \sqrt{\tilde{\sigma}_{12}^{2} + c^{2}\tilde{\sigma}_{22}^{2}}$$
 2.32

et avec la relation suivante en 3D:

$$f^{p}(\tilde{\sigma}) = \sqrt{\tilde{\sigma}_{12}^{2} + \tilde{\sigma}_{23}^{2} + \tilde{\sigma}_{13}^{2} + c^{2} \left[\tilde{\sigma}_{22}^{2} + \tilde{\sigma}_{33}^{2} \right]}$$
 2.33

avec c un paramètre de couplage. Les contraintes effectives sont définies comme suit :

$$\widetilde{\sigma}_{12} = \frac{\sigma_{12}}{1 - D_{12}}; \ \widetilde{\sigma}_{23} = \frac{\sigma_{23}}{1 - D_{12}}; \ \widetilde{\sigma}_{13} = \frac{\sigma_{13}}{1 - D_{12}}$$
$$\widetilde{\sigma}_{22} = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_{+}}{1 - D_{22}} + \langle \sigma_{22} \rangle_{-}; \ \widetilde{\sigma}_{33} = \frac{\langle \sigma_{33} \rangle_{+}}{1 - D_{22}} + \langle \sigma_{33} \rangle_{-}$$

où D_{22} , D_{12} désignent l'endommagement développé respectivement dans la direction transverse, et sous un chargement en cisaillement. Le comportement à la compression transversale est indéfiniment élastoplastique, en raison de l'effet unilatéral introduit. Donc, l'endommagement transverse affecte seulement le comportement en traction. La partie effective inélastique de la déformation est définie par la loi d'écoulement (ou loi de normalité) :

$$\mathbf{d}\tilde{\mathbf{\varepsilon}}^{\mathbf{p}} = d\lambda \frac{\partial F}{\partial \tilde{\mathbf{\sigma}}} \text{ et } dp = -d\lambda \frac{\partial F}{\partial \sigma_{y}} = d\lambda$$
 2.34

avec $d\lambda$ le multiplicateur plastique.

L'incrément de la déformation plastique est obtenu à partir du principe d'équivalence de l'incrément du travail plastique dW^p présenté comme suit :

$$dW^{p} = \tilde{\sigma} : d\tilde{\varepsilon}^{p} = \sigma : d\varepsilon^{p}$$
 2.35

De plus, la condition de cohérence (dF = 0) doit être satisfaite et conduire à calculer l'incrément plastique cumulé :

$$d\mathbf{p} = \frac{\frac{\partial F}{\partial \tilde{\mathbf{\sigma}}} \mathbf{C}_{(\mathbf{D})}}{\frac{\partial F}{\partial \tilde{\mathbf{\sigma}}} C_{(D)} \frac{\partial F}{\partial \tilde{\mathbf{\sigma}}} + \frac{\partial \sigma_{y}}{dp}} d\mathbf{\epsilon} = \mathbf{a} d\mathbf{\epsilon}$$
 2.36

Un algorithme basé sur un prédicteur de retour radial [CRI_91] est mis en œuvre afin que les contraintes retournent à la surface de charge. En fait, pour un incrément de déformation, une étape initiale de prédiction élastique est effectuée. Si la fonction seuil est supérieure à zéro, une procédure de correction itérative utilisant la normale de la surface de charge jusqu'à ce que la fonction de charge s'annule. La Figure 2.5 montre l'organigramme des différentes étapes qui interviennent dans le modèle de simulation. Ce dernier a été présenté dans un article publié au sein du journal "International Journal of Mechanical Sciences" Zenia et al.[ZEN_15a]



Figure 2.5. Organigramme de la procédure mise en œuvre du modèle dans le sousprogramme utilisateur VUMAT, [ZEN_15a].

Une fois le comportement mécanique du matériau établi et que le modèle d'endommagement est défini, il ne reste qu'à implémenter le programme qui permettra de calculer les différentes variables d'endommagement. L'implémentation du modèle d'endommagement s'est faite à l'aide d'une subroutine VUMAT écrite en Fortran, étant donné le choix d'une intégration explicite. Son couplage à Abaqus permet d'avoir la mise en donnée du problème renseignée sur Abaqus et le calcul du modèle qui se font grâce à la subroutine.

Le choix d'un schéma explicité au dépend du schéma implicite est motivé par les limitations de ce dernier en termes de convergence et de reproduction des phénomènes physiques comme la formation de plusieurs copeaux copeaux successifs [LAS_09b]. De plus, les temps de calcul important qu'engendre l'utilisation d'un schéma implicite.

L'équation d'équilibre qui regroupe l'ensemble des contributions des éléments finis discrétisant la pièce dans les matrices globales et vecteurs globaux est la suivante :

$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{U}} + \mathbf{K}\mathbf{U} = \mathbf{F}$ 2.37

où **M** représente la matrice de masse, **K** représente la matrice de rigidité, **F** représente le vecteur des efforts appliqués, et $\mathbf{U} = \mathbf{U}(t_e)$ représente le vecteur déplacement nodal dans le repère global. Le déplacement quant à lui est défini à l'aide de la méthode des différences

centrales à chaque instant « ti » [ABA_11]. Ainsi l'équation 2.7 est calculée à chaque instant t de pas Δt_i

$$\ddot{\mathbf{U}}_{(i)} = \mathbf{M}^{-1} \left(\mathbf{F}_{(i)} - \mathbf{I}_{(i)} \right)$$
2.38

avec $I_{(i)}$ le vecteur des forces internes

calculer $\dot{u}_{(i+1)}$ au milieu de l'incrément

$$u_{\left(i+\frac{1}{2}\right)} = u_{\left(i-\frac{1}{2}\right)} + \frac{\Delta t_{\left(i+1\right)} + \Delta t_{\left(i\right)}}{2} \ddot{u}_{\left(i\right)}$$
2.39

calculer $u_{(i+1)}$ à l'instant $t_{(i+1)}$ en fin de l'incrément

Dans Abaqus/Explicit [ABA_11] la valeur initiale de la vitesse à l'instant t = 0 est nulle par défaut sauf si celle-ci est modifiée par l'utilisateur. Ce qui donne les équations suivantes :

$$\dot{u}_{\left(+\frac{1}{2}\right)} = \dot{u}_{(0)} + \frac{\Delta t_{(1)}}{2} \ddot{u}_{(0)}$$
2.40

$$\dot{u}_{\left(-\frac{1}{2}\right)} = \dot{u}_{(0)} + \frac{\Delta t_{(0)}}{2} \ddot{u}_{(0)}$$
2.41

D'autre part, un maillage assez fin est utilisé dans les deux modèles 2D et 3D et cela dans le but d'avoir les résultats les plus pertinents possibles concernant la formation des copeaux et la profondeur à laquelle se propage l'endommagement. Un maillage fin engendre forcément des temps d'incrémentation assez petits ce qui augmente considérablement le temps de calcul total surtout dans la formulation 3D. Pour pallier à ce problème et diminuer les temps de calcul, un facteur d'échelle massique (mass scaling) est utilisé afin d'augmenter la masse volumique de matière. Toutefois, pour que les résultats obtenus soient corrects, l'énergie cinétique doit être négligeable par rapport à l'énergie totale engendrée par l'opération d'usinage. En effet, celle-ci est maintenue toujours inférieure à 10 % de l'énergie interne de la pièce usinée.

3.4 Endommagement interlaminaire

Cette partie s'intéresse au délaminage qui se produit au niveau de l'interface inter-plis. Ce dernier peut être généré lors des opérations d'usinage et peut causer la rupture totale de la pièce. Le mécanisme de délaminage est caractérisé par la séparation des plis d'un matériau composite stratifié. La faiblesse des zones riches en résine se trouvant entre les plis peut provoquer la formation de fissures et entraîner parfois leur décollement.

L'objectif de ce travail est de pouvoir reproduire grâce à la méthode des éléments finis, le délaminage inter-plis, qui peut apparaître au cours des opérations de perçage sur des stratifiés faits à base de matériaux composites à fibres longues de carbone et à matrice polymère (CFRP).

La modélisation du délaminage se fera grâce aux éléments cohésifs. Le choix des lois, qui géreront l'initiation et la propagation du délaminage, sera discuté dans les paragraphes suivants.

Tout d'abord un rappel des différents essais expérimentaux nécessaires pour déterminer l'initiation et la propagation des différents modes de délaminage (voir Figure 2.6) sera fait. Ce dernier sera élargi par la suite au perçage des matériaux composites CFRP.

La Figure 2.6, montre les trois modes de chargement en mécanique linéaire de la rupture : ouverture, cisaillement plan et cisaillement anti-plan.



Figure 2.6. Les trois modes de chargement en mécanique linéaire de la rupture, [MIA 95].

Le but de cette section est d'utiliser la méthode numérique dite des zones d'éléments cohésifs (CZE : Cohesive Zone Elements) disponibles dans Abaqus [ABA_11], pour étudier le phénomène de délaminage interlaminaire. Cet endommagement se manifeste lors de l'usinage, notamment lorsque deux plis adjacents ne sont pas orientés dans la même direction.

La loi de comportement du modèle cohésif utilisée est basée sur deux points importants. Le premier consiste à utiliser une relation permettant d'initier l'endommagement [ABA_11]. Pour se faire, un critère basé sur le vecteur des contraintes est introduit par la relation suivante :

$$\left\{\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}\right\}^2 + \left\{\frac{t_s}{t_s^0}\right\}^2 + \left\{\frac{t_t}{t_t^0}\right\}^2 = 1$$
2.42

Les indices n, s, et t du vecteur de contraintes nominales en traction t, représentent respectivement la direction normale, la première direction de cisaillement et la seconde direction de cisaillement. Cette relation traduit le couplage des différents modes dont l'initiation s'opère avec leurs contributions respectives. t_n^0 , t_s^0 , t_t^0 sont les valeurs maximales des tractions interlaminaires de chaque mode. Le symbole $\langle \bullet \rangle$ représente les crochets de Macaulay et désigne la partie positive de ''•''. Le couplage entre les contraintes et l'endommagement se fait comme suit :

$$t_n = (1-d) \left\langle \overline{t}_n \right\rangle, \quad t_s = (1-d) \left\langle \overline{t}_s, t_t = (1-d) \left\langle \overline{t}_t \right\rangle$$
2.43

avec *d* la variable d'endommagement et $\overline{t_x}$ (x = n, s, t) représente les composantes des contraintes sans endommagement qui sont prédites par le comportement élastique traction-séparation [TUR_07].

Dans la présente étude, l'évolution de l'endommagement est définie avec le critère de Benzeggagh-Kenane [BEN_96] qui est basé sur l'énergie dissipée par le processus d'endommagement.

$$G_{equiv}^{C} = G_{I}^{C} + \left(G_{II}^{C} - G_{I}^{C}\right) \left(\frac{G_{II} + G_{III}}{G_{I} + G_{II} + G_{III}}\right)^{\eta}$$
 2.44

Ce modèle offre la relation de la loi puissance combinant les taux de restitution d'énergie G_I, G_{II}, G_{III} respectivement en Mode I, Mode II et Mode III en un seul critère de rupture

scalaire. Pour définir ce modèle, il faut renseigner les taux de restitution d'énergies critiques respectivement $G_{I}^{c}, G_{II}^{c}, G_{II}^{c}$ propres à chaque matériau.

3.5 Intégration de l'endommagement dans la loi de comportement

Le couplage entre l'endommagement et la loi de comportement se fait au niveau de la matrice de rigidité. En effet, les module de Young (E2 et E3) et de cisaillement (G12, G13, G23) se retrouvent couplés aux variables d'endommagement D₂₂ et D₁₂ de la manière suivante :

$$E_2 = (1 - D_{22})E_2^0$$
, $E_3 = (1 - D_{22})E_3^0$, $G_{13} = (1 - D_{12})G_{13}^0$, $G_{13} = (1 - D_{12})G_{13}^0$, $G_{23} = (1 - D_{12})G_{23}^0$
Ici E_1^0 et G_{11}^0 représentent respectivement les modules de Young transverses et les modules de

cisaillement pour un matériau sain tandis qu'ils sont représentés par E_i et G_{ii} pour un matériau endommagé. En effet, dès l'apparition de l'endommagement au niveau du matériau, les modules de Young et de cisaillement se retrouvent ainsi directement affectés par l'évolution de l'endommagement. Cela entrainera une chute de rigidité du matériau. Ainsi la matrice de rigidité présente dans la loi de comportement (2.8) sera réécrite comme suit :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{1} \\ \sigma_{2} \\ \sigma_{3} \\ \sigma_$$

Pour rappel ici $E_{22}^0 = E_{33}^0, G_{12}^0 = G_{13}^0, v_{12}^0 = v_{13}^0, G_{23}^0 = E_{33}^0 / (2(1+v_{23})))$, ce qui peut réduire l'écriture à :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\$$

avec

_

$$\Delta = \frac{1 - \upsilon_{12}\upsilon_{21} - \upsilon_{23}\upsilon_{32} - \upsilon_{31}\upsilon_{13} - 2\upsilon_{21}\upsilon_{32}\upsilon_{13}}{E_{11}\left(\left(1 - d_{22}\right)E_2^0\right)^2}$$

Pour ce qui est du module de Young dans le sens longitudinal E_1 , il ne se dégrade pas durant le calcul, si dégradation il y a, elle se fera sous forme de rupture brutale donc quand le critère de rupture sera satisfait. En effet, étant donné qu'il représente le comportement du matériau dans le sens des fibres, ces dernières ont un comportement fragile et leur rupture se fait de manière brutale. La variable D_{11} qui représente leur dégradation prend la valeur '0' avant rupture et '1' au moment de la rupture. Il n'y a donc pas de chute de rigidité du module E_1 .

3.6 Vérification du modèle d'endommagement

Le bon fonctionnement du modèle d'endommagement des plis a été vérifié grâce à une série de simulations faites sur des cas test (essai de traction et de matage) trouvés dans la littérature [LAD_03], [LAC_08]. Pour ce qui est du délaminage celui-ci est vérifié grâce à des essais DCB [ILY_09].

3.6.1 Test 1 : cas de la plaque trouée

Le test consiste à tirer sur deux plaques trouées orientées respectivement à $\pm 22.5^{\circ}$ en appliquant une vitesse à chaque côté comme le montre la Figure 2.7. L'objectif est de voir la répartition et le type d'endommagement. Ce test permet de vérifier la pertinence du modèle d'endommagement en comparant les résultats avec ceux de l'étude faite par Ladevèze et al. [LAD_00]. La mise en données des simulations est reportée sur la Figure 2.7. La plaque a une taille de 50 mm x 40 mm avec un trou au milieu de 10 mm de diamètre. Une vitesse de V = 5 m/min est appliquée sur les deux extrémités de la plaque dans le sens de la traction. Ces essais ont permis de comparer l'évolution des variables d'endommagement pour s'assurer du bon fonctionnement du modèle. Les fibres sont orientées à 22.5°, et cela afin de créer du cisaillement dans la plaque lors de sa sollicitation en traction. La vitesse croit de façon régulière passant de V = 0 m/s à t = 0 µs à V = 5 m/s à t = 10 µs, puis elle devient constante.



Figure 2.7. Conditions aux limites de l'essai de traction sur une plaque en composite CFRP orientée à 22.5° avec $V = 5 \text{ m/min}, [LAD_00].$

Les propriétés matériau utilisées sont les même que celles des travaux de Ladevèze et al.

[LAD_00]. Les résultats obtenus sont reportés sur la Figure 2.8. Cette dernière montre la répartition de l'endommagement principalement engendré par le cisaillement sur la plaque dont les fibres sont orientées à +22.5°. Les résultats obtenus sont en bon accord avec ceux de Ladevèze et al. [LAD_00].



Figure 2.8. Etat de l'endommagement en cisaillement D_{11} lors d'un essai de traction avec un pli orienté à + 22.5 : (a) résultat obtenu lors de l'étude et (b) résultat obtenu par Ladevèze et al. [LAD_00].

3.6.2 Test 2 : cas du matage

Les pièces en composites sont généralement reliées entre elles grâce à des assemblages boulonnés comme le cas des tubes en composites composant le fuselage de l'avion. L'assemblage se fait principalement à l'aide de rivets qu'on fait passer dans les trous préalablement usinés. Par conséquent, un bon état de surface et une absence d'endommagement sont primordiaux pour une bonne tenue mécanique des assemblages lors de leurs sollicitations. Le matage de la paroi du trou par le boulon est l'une des sollicitations les plus importantes. La Figure 2.9 montre un cas de simulation du matage sur un composite CFRP [GOH_08]. Le but de l'étude est de voir l'état d'endommagement qui peut être généré lorsque l'on applique une force de F = 4000 N sur la paroi d'un trou d'une plaque en composite CFRP orientée à 0°, à l'aide d'un rivet. L'état du trou initial est considéré sain. Le choix de cette orientation est de voir le comportement du modèle en traction et compression.

La simulation du matage montrée sur la Figure 2.9 a été simplifiée dans ce travail à une configuration 2D (voir Figure 2.10.a) où le rivet est représenté par un simple disque considéré comme un corps rigide indéformable. Cela est motivé par le fait que l'étude ne s'intéresse qu'à l'endommagement engendré dans le matériau. Le modèle 2D a été utilisé avec un état de contraintes planes. La géométrie des pièces et les conditions aux limites sont identiques à celles utilisées dans les travaux de Gohorianu [GOH_08].



Figure 2.9. Simulation du matage généré sur un assemblage boulonné GOHORIANU [GOH_08].

La Figure 2.10.b montre l'état d'endommagement obtenu. La zone de contact avec le rivet est plus endommagée car le matériau y est fortement sollicité en compression. Ce résultat est en bon accord avec celui obtenu par Gohorianu [GOH_08] en utilisant le modèle de rupture de Hashin (Figure 2.10.c).



Figure 2.10. Simualtion de l'endommagement engendré par un essai de matage : (a) mise en données de la simulation, (b) résultat obtbenu avec le modèle de simulation et (c) résultat obtenu par Gohorianu [GOH_08].

Pour finir, une vérification de l'évolution des variables d'endommagement en fonction des forces thermodynamiques a été effectuée durant ces simulations. Les Figure 2.11.a et 2.11.b montrent respectivement l'évolution des variables d'endommagement longitudinale D11 et en cisaillement D12. Le but de cette démarche est de vérifier si celles-ci évoluent de manière cohérente et éviter ainsi toute mauvaise surprise lors de l'utilisation du modèle en usinage. Ainsi, la comparaison faite entre l'évolution des variables d'endommagement obtenues avec le modèle de simulation et celles de la littérature [LAD_00] [GAS_98] a permis de montrer un bon accord entre les deux comme le montre la Figure 2.11.



Figure 2.11. (a) Evolution de la variable d'endommagement dans le sens longitudinal D_{11} [GAS_98], (b) Endommagement par cisaillement d'un pli du matériau M55J/M18 [LAD_92].

3.7 Vérification du modèle de délaminage interlaminaire

La vérification du bon comportement du modèle de délaminage présenté dans la section 3.5, des simulations numériques sur des éprouvettes de type DCB (Double Cantilever Beam : Double éprouvette en porte-à-faux) ont été effectuées, comme le montre la Figure 2.12. Les essais DCB permettent d'établir expérimentalement les critères de délaminage en Mode I. Il est à noter que la forme de ces éprouvettes est normalisée par la norme NF ISO 15024 [ISO_02].



Figure 2.12. Essai DCB.

La géométrie de la pièce et les paramètres utilisés lors de la simulation sont pris des travaux expérimentaux et numériques d'Ilyas et al. [ILY_09] afin de pouvoir comparer avec nos résultats de simulations.

Les dimensions de l'éprouvette sont $120(L) \times 25(b) \times 3.1$ (2h) mm. Une fissure initiale est réalisée au niveau de l'éprouvette. Cette dernière est faite par l'insertion lors de la fabrication d'un film en aluminium ou bien en téflon. Ensuite, deux forces verticales sont appliquées de façon opposée (voir Figure 2.12). Dans notre simulation la zone où se propagera le délaminage est représentée à l'aide des éléments cohésifs et elle est finement maillée (voir Figure 2.13.a. Les forces verticales ont été appliquées à l'aide de liaisons rigides et cela afin de représentées au mieux le dispositif expérimental (Figure 2.13).

La Figure 2.13.b montre l'initiation du délaminage et l'état d'endommagement des éléments cohésifs placés entre les deux plis au bout de la pré-fissure. La Figure 2.14 montre l'évolution du chargement en fonction du déplacement. Cette dernière croit linéairement jusqu'à l'initiation du délaminage puis elle décroit durant la propagation de ce dernier. On constate que les résultats obtenus avec les éléments cohésifs corrèlent bien avec ceux obtenus dans les travaux d'Ilyas et al. [ILY_09].



Figure 2.13. Simulation de l'essai DCB.

Le choix de vérifier le modèle de délaminage suivant le Mode I est motivé par le fait que lors des opérations de perçage le délaminage en sortie de trou est provoqué par la poussée verticale qu'exerce l'outil sur les plis en composite ce qui engendre des ouvertures en Mode I. Tout en supposant que le modèle est valable pour les autres types d'ouvertures.



Figure 2.14: Essai DCB

4 Conclusion

Dans ce chapitre, la modélisation mécanique des composites CFRP a été présentée. Le couplage plasticité-endommagement a été introduit au moyen du concept des contraintes effectives.

Le modèle d'endommagement se base sur trois variables d'endommagement : (i)- longitudinal, (ii)- transverse et (iii)- en cisaillement. L'évolution de ces dernières est gérée par une loi basée sur l'énergie de déformation du pli tel qu'elle a été introduite par Ladevèze et Le Dantec [LAD_92]. La plasticité est contrôlée par une loi seuil. L'avantage de ce modèle est la prise en compte de la chute de rigidité dès l'apparition de l'endommagement contrairement aux critères de rupture classiques comme Hashin, Hoffman et la Contrainte Max qui indiquent simplement s'il y a rupture ou non. Ainsi, Lasri et al. [LAS_09a] ont associé ces critères de rupture avec le concept de chute de rigidité pour tenir compte de l'effet de l'endommagement sur le comportement global du matériau lors de l'usinage.

De plus, pour limiter le taux d'endommagement maximal et éviter une dépendance au maillage due au phénomène de localisation des déformations (de l'endommagement), des paramètres de régularisation ont été introduits pour avoir un effet retard de l'endommagement. Ceci a rendu possible une meilleure reproduction de la formation du copeau et de l'endommagement induit, permettant de simuler la formation de plusieurs copeaux successifs.

Par ailleurs, pour simuler le délaminage interlaminaire, les éléments cohésifs ont été utilisés. L'initiation du délaminage est faite à l'aide d'un critère basé sur le vecteur de contraintes, quant à son évolution elle est contrôlée par le critère de Benzeggagh–Kenane [BEN_96] qui est basé sur l'énergie dissipée par le processus d'endommagement.

Enfin, une fois le modèle mis en place, plusieurs cas tests ont été vérifiés : (essai de traction sur

une plaque trouée, matage et délaminage), ce qui a permis de vérifier la validité et le bon fonctionnement du modèle numérique avant de l'appliquer à des opérations d'usinage plus complexe en termes de sollicitations thermomécaniques.

Chapitre 3

Application du modèle à l'usinage dans le cas de la coupe orthogonale

Le modèle numérique présenté dans le chapitre précédent est utilisé ici pour simuler la coupe orthogonale en 2D et 3D. Le but de cette modélisation est de reproduire les phénomènes physiques qui gouvernent l'opération d'usinage. La coupe orthogonale permet en effet d'étudier des phénomènes tels que les mécanismes de formation de copeaux, l'endommagement et les efforts de coupe. Elle a l'avantage de réduire le nombre de paramètres qui interviennent dans l'usinage en simplifiant la cinématique de la coupe et les géométries de l'outil et de la pièce. De plus, elle a fait l'objet de travaux expérimentaux et numériques aboutis, ce qui permettra de comparer et de valider les résultats obtenus avec le modèle proposé dans ce travail de thèse.

La détermination des paramètres optimaux de l'usinage par une démarche expérimentale, nécessite de nombreux essais longs et coûteux. La simulation numérique constitue alors un outil intéressant pour l'analyse de la physique qui régit la coupe des composites et la hiérarchisation des paramètres influents.

1 Mises en données de la coupe orthogonale

La géométrie et les conditions aux limites de la coupe orthogonale en 2D et 3D, sont présentées respectivement sur les Figure 3.1a et 3.1.b. Les nœuds sur les bords verticaux droit et gauche de la pièce usinée pour la configuration 2D (Figure 3.1a) et les nœuds des surfaces verticales droite et gauche de la même pièce pour la configuration 3D, voient leurs déplacements le long de la direction horizontale (X) bloqués. Les déplacements des nœuds sur le bord horizontal inférieur pour la configuration 2D (Figure 3.1.a) sont bloqués le long des directions (X) et (Y). Pour la configuration 3D (Figure 3.1.b), les déplacements des nœuds sur la surface horizontal inférieure sont bloqués suivant les directions (X), (Y) et (Z). Les paramètres opératoires et les dimensions de l'outil de coupe γ est égal à 0°, l'angle de dépouille α est quant à lui fixé à 11°, le rayon de l'outil *R* est égal à 15 µm, la profondeur de coupe f = 0,2 mm. La vitesse de coupe Vc est de 6 m / min.

Dans les deux cas cités précédemment, la pièce à usiner est considérée comme un matériau

homogène équivalent (HEM) avec un module d'élasticité longitudinal dans la direction des fibres plus de quatorze fois supérieur au module transversal. L'outil est modélisé par un corps rigide contrôlé par un point de référence où la vitesse de coupe est appliquée et les efforts de coupe sont mesurés.



Figure 3.1. Conditions aux limites et géométrie du couple outil-pièce dans le modèle de la coupe orthogonale.

Les propriétés mécaniques du matériau composite CFRP T300 / 914 sont tirées des travaux de Feld [FEL_11] et rappelées dans le tableau 3.1. La simulation numérique est effectuée en utilisant le logiciel de simulation par éléments finis Abaqus /Explicit [ABA_11].

Durant la simulation de la coupe orthogonale, la zone proche de l'outil, où le copeau sera formé, a été finement maillée. Dans un travail antérieur effectué dans le cas de la coupe orthogonale sur des géométries semblables à celles des simulations présentées dans ce chapitre, Santiuste et al. [SAN_10] ont montré que lorsque la taille d'éléments est inférieure ou égale à 7 μ m, la différence entre les résultats numériques est négligeable. Par conséquent, la taille des éléments

présents dans cette zone est de 5 μ m. Alors que la partie restante est maillée avec des éléments ayant une taille variable de 5 à 50 μ m aux bords de la pièce. Les résultats trouvés dans la partie 2.1 de ce chapitre nous confortent dans ce choix (cf Figure 3.1).

Tableau 3.1: les propriétés mécaniques du composite CFRP T300/914, [FEL_11].

Mechanical properties		
$E_1^0(MPa)$	136600	
E_2^0 (MPa)	9600	
G_{12}^0 (MPa)	5200	
$ u_{12}^0$	0.29	
ho (Kg/m ³)	1578	

Le modèle d'endommagement élasto-plastique est implémenté dans Abaqus via le sousprogramme utilisateur VUMAT. Nous avons choisi de traiter l'endommagement par suppression d'éléments afin d'étudier et analyser le processus de formation de copeaux en fonction de l'initiation et l'évolution des dommages dans la pièce. L'ensemble des paramètres du modèle d'endommagement sont indiqués dans le Tableau 3.2. Ces derniers ont été proposés et utilisés par Feld [FEL_11].

Tableau 3.2. Les paramètres d'endommagement et de plasticité d'un pli UD-CFRP T300/914 Feld [FEL_11].

Paramètres d'endommagement		
Y_{12}^c (MPa)	8	
$Y_{12}^{0}(MPa)$	0.03	
b	0.5	
b′	0.8	
$Y_{11}^t (MPa)$	15	
Y_{11}^c (MPa)	12	
а	1	
$\tau_c (\mu s)$	6	
Paramètres de plasticité		
α	0.54	
β (MPa)	1000	
С	0.7	
R ₀ (MPa)	64	

Une analyse en dynamique explicite a été réalisée dans le cas de la configuration 2D en utilisant des éléments en contraintes planes, avec une intégration réduite et le contrôle automatique des modes sabliers (Hourglass Control). Les éléments de maillage sont linéaires et de type CPS4R " quadrangle" et CPS3R "triangle" (Continuum Plane Stress, reduced integration) avec deux degrés de liberté par nœud. Une autre analyse a ensuite été menée dans le cas de la configuration 3D en utilisant des éléments linéaires de type brique à huit nœuds avec une intégration réduite, C3D8R disponibles dans Abaqus.

Le contact entre la pièce et l'outil est défini entre la surface extérieure de l'outil et l'ensemble

de tous les nœuds du maillage de la pièce avec une formulation cinématique du contact. Cette approche permet d'avoir un contact permanent entre l'outil et la pièce et cela malgré l'utilisation de la fonction suppression des éléments dits « totalement endommagés ». Ainsi le copeau se forme par la suppression des éléments fortement endommagés dans la zone de ruptures primaire et secondaire.

Le frottement entre l'outil et la pièce est défini par une loi de type Coulomb. Deux zones de contact outil-pièce (voir Figure 3.1.a) doivent être gérées durant la simulation. La première se trouve au niveau de la face de coupe et la seconde au niveau de la face de dépouille. Le coefficient de frottement à l'interface outil-copeau μ , est défini constant, comme dans les études numériques menées par, Arola et al. [ARO_96], Venu Gopala Rao et al. [VEN_07], Lasri et al. [LAS_09a] et Nayak et al. [NAY_05b], il a été pris dans ces études entre 0.3 et 0.5. Par conséquent dans ce travail, il a été pris égal à 0.4.

2 Simulation numérique

Cette partie des travaux de thèse a permis d'étudier de manière détaillée les différents phénomènes qui se produisent lors de la coupe des matériaux composites CFRP. Le but principal est de reproduire la formation du copeau avec les différents mécanismes qui régissent cette dernière. L'étude permettra l'obtention des efforts de coupe Fc qui seront comparés à ceux trouvés dans la littérature. De plus, l'un des objectifs de ce travail de thèse est de réussir à reproduire la formation numérique de la coupe orthogonale des composites à fibres longues FRP. En effet, toutes les précédentes études se sont intéressées à la formation d'un seul copeau. Enfin, différents paramètres seront étudiés afin de mettre en lumière leur influence sur le processus de coupe et de vérifier si les résultats obtenus corrèlent bien avec les mesures expérimentales.

2.1 Etude de l'effet de la taille du maillage

Le choix de la taille du maillage est un point très important en simulation numérique. Cela est principalement dû à son influence directe sur la précision des résultats obtenus et sur les temps de calcul. Un maillage grossier fait diminuer le temps de calcul mais donne des résultats pas assez précis. A contrario, un maillage fin augmente le temps de calcul mais permet d'obtenir de meilleurs résultats. Par conséquent, dans chaque simulation il faut trouver le bon compromis entre la taille du maillage, le temps de calcul et la précision des résultats obtenus. Dans les simulations menées durant les travaux de thèse, des vérifications systématiques ont été faites par rapport à l'effet du maillage sur les résultats obtenus.

Cette partie s'intéresse à l'effet de la taille du maillage sur les efforts de coupe lors de la simulation de la coupe orthogonale des composites CFRP. Premièrement, trois simulations avec une taille de maillage de 2, 5 et 8 μ m ont été faites. Les efforts de coupe dans les trois cas sont reportés sur la Figure 3.2. Le constat qui peut être fait est que ces forces sont sensiblement égales dans les trois cas de figures. Par conséquent, la taille de maillage qui a été choisie pour cette étude est de 5 μ m, car cela réduit considérablement les temps de calcul. D'autre part, la morphologie du copeau est légèrement affectée car la taille des éléments supprimés avec un maillage de 5 μ m est plus grande que celle avec un maillage de 2 μ m.

De plus, l'effet de la taille du maillage sur l'endommagement induit a été vérifié. Trois simulations différentes avec trois tailles de mailles : $2 \mu m$, $5 \mu m$ et $8 \mu m$ ont été testées et les résultats obtenus sont présentés dans la Figure 3.3. Il peut être conclu à partir de cette dernière que la profondeur d'endommagement prédite est quasiment égale pour toutes les tailles de mailles testées (environ 34 μm). En effet, les différences enregistrées sont inférieures à la taille des éléments utilisés.

Pour finir, la durée d'un calcul opéré avec un ordinateur (RAM : 16 Go, processeur : 3.6 GHz, 8 coeurs), en utilisant un maillage de 8 μ m est d'environ 8 h pour la formation de trois copeaux successifs avec une orientation des fibres de 45°. Cette durée peut s'étendre jusqu'à 48 H pour un maillage de 2 μ m.



Figure 3.2. Effet de la taille du maillage sur les efforts de coupe pour une orientation de 45°: $f = 200 \mu m, \gamma = 0^\circ, R = 15 \mu m, \alpha = 11^\circ, Vc = 60 m/min.$



Figure 3.3. Effet de la taille du maillage sur l'endommagement induit pour une orientation de 45° : $f = 200 \mu m$, $\gamma = 0^\circ$, $R = 15 \mu m$, $\alpha = 11^\circ$, Vc = 60 m/min.

2.2 Effet de l'orientation des fibres sur la formation du copeau

Dans cette partie sont présentés les résultats obtenus lors de la simulation de la coupe orthogonale de quatre plaques composites renforcées par des fibres de carbone (CFRP) et orientées respectivement à 0°, 45°, 90° et -45°. Les résultats obtenus par le modèle de simulation sont comparés avec les résultats expérimentaux obtenus par Iliescu et al. [ILI_08], [ILI_09].

Les différents paramètres d'endommagement, D_{ij} , ont été illustrés par les variables de sortie d'Abaqus SDV_i . La variable de sortie SDV_I représente l'évolution de la variable d'endommagement des fibres « D_{II} ». Si cette dernière atteint la valeur "1" alors il y a suppression totale de l'élément endommagé, car la rupture des fibres engendre forcément la rupture de la matrice étant donné que le seuil d'endommagement des fibres est plus élevé que celui de la matrice. De plus, la rupture des fibres est une rupture de type brutale. Ce qui veut dire qu'il n'y a pas de chute de rigidité qui se fait entre le moment de l'apparition de l'endommagement et la rupture totale de la fibre. Cela est dû à la nature fragile de celle-ci comme on l'a montré dans l'étude bibliographique.

La variable de sortie SDV_2 représente quant à elle la variable d'endommagement D_{22} . Cette dernière est la variable d'endommagement transverse. Elle affecte principalement la rupture de la matrice. SDV_3 représente la variable d'endommagement D_{12} qui regroupe l'endommagement dû aux contraintes transverses et de cisaillement. La suppression de l'élément se fait une fois que l'une des variables SDV_1 , SDV_2 ou SDV_3 , atteint la valeur "1". En effet lorsqu'une des variables atteint la valeur "1", alors on considère que l'élément est totalement endommagé.

Dans ce qui suit seront présentés les résultats obtenus en coupe orthogonale concernant le processus de formation du copeau et cela pour trois orientations de fibres différentes : 45° , 90° et - 45° .

(i)- Cas de l'orientation $\theta = 45^{\circ}$

La Figure 3.4 montre l'état d'endommagement généré par l'arête de l'outil de coupe dans une pièce avec une orientation de fibres à 45° lors de l'opération de coupe orthogonale. Les Figures Figure 3.4.a, Figure 3.4.b, Figure 3.4.c et Figure 3.4.d représentent l'évolution de l'endommagement durant l'opération d'usinage pour différents instants : 4 10^{-6} (s), 1.32 10^{-4} (s), 2.76 10^{-4} (s), et 2.82 10^{-4} (s). L'endommagement est suivi à partir de son initiation et de sa progression vers le stade de la formation complète du copeau. Comme illustré par la variable de sortie appelée *SDV*₅, qui correspond à la valeur maximale des variables d'endommagement, *SDV*₅ = max (*SDV*₁, *SDV*₂, *SDV*₃), la formation de copeaux est engendrée principalement par une succession de deux mécanismes de rupture.

La rupture primaire, dans la Figure 3.4.b, s'amorce au niveau de la pointe de l'outil à cause de la compression induite par cisaillement perpendiculaire à l'axe de la fibre. L'avance de l'outil dans la pièce usinée engendre un couple traction-compression au niveau de la zone où la matière est enlevée. Cela génère une compression élevée des fibres comme montré par la Figure 3.5.a qui illustre le niveau de la contrainte longitudinale σ_{11} dans la zone de coupe. Celle-ci produit une élévation de la variable d'endommagement D_{11} (voir Figure 3.5.b). La Figure 3.6 montre le niveau des trois variables d'endommagement D_{11} (SDV₁), D_{22} (SDV2) et D_{12} (SDV3) au moment de l'initiation de la rupture primaire au niveau de la pointe de l'outil. La variable D_{11} est la plus élevée des trois variables, donc le composant qui rompt en premier est bien la fibre, ce qui corrèle bien avec l'expérience selon les travaux de Wang et al. [WAN_95].



Figure 3.4 Analyse de la formation du copeau pour une orientation des fibres de 45° $(Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200 \text{ } \mu\text{m}, \gamma = 0^\circ, \alpha = 11^\circ, R = 15 \text{ } \mu\text{m}).$



Figure 3.5. Coupe orthogonale d'un composite CFRP unidirectionnel avec une orientation de fibres $\theta = 45^{\circ}$. (a) σ_{11} et (b) D_{11} .



Figure 3.6 Etat des variables d'endommagement au moment de l'initiation de la rupture primaire.

Pour ce qui est de la rupture secondaire, celle-ci se produit le long de l'interface fibre/matrice,

qui est causée par la décohésion fibre/matrice (Figure 3.4.c), jusqu'à ce qu'elle atteigne la surface libre de la pièce donnant ainsi lieu à la formation du copeau, voir Figure 3.4.d. L'endommagement généré est principalement de l'endommagement par cisaillement comme l'illustre la Figure 3.7 qui montre l'état de la contrainte de cisaillement σ_{12} (Figure 3.7.a) et la valeur de la variable d'endommagement D_{12} (*SDV*₃) (Figure 3.7.b et Figure 3.8.b) au niveau de la zone de coupe.



Figure 3.7. Coupe orthogonale d'un composite CFRP unidirectionnel avec une orientation de fibres $\theta = 45^{\circ}$.

Ces mécanismes de ruptures sont ceux observés expérimentalement par différents auteurs comme d'Iliescu et al. [ILI_09] (Figure 3.8.a), Wang et al. [WAN_95] et Arola et Ramulu [ARO_96]. Un autre point important de ce travail concerne la morphologie réelle du copeau qui peut être mis en évidence. On note que le processus de formation de copeaux dans le cas des composites en général et des CFRP en particulier, n'est pas facile à réaliser comme dans le cas des alliages métalliques à cause des différentes morphologies de copeaux (copeau sous forme poudreuse, des copeaux longs et continus ou copeaux fragmentés) en raison de l'hétérogénéité et de l'anisotropie de ce matériau. La comparaison présentée dans la Figure 3.8 entre l'expérience (Figure 3.8.a) et la simulation (Figure 3.8.b) montre une bonne prédiction de la morphologie du copeau.



Figure 3.8 Analyse de la formation du copeau pour une orientation des fibres de 45° : (a) Expérience [ILI_09] et (b) simulation numérique 3D ($Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200 \text{ } \mu\text{m}, \gamma = 0^\circ, \alpha = 11^\circ, R = 15 \text{ } \mu\text{m}$).

Les résultats obtenus avec le modèle 2D (Figure 3.4) et ceux obtenus avec le modèle 3D (Figure 3.8.b) montrent une bonne concordance concernant le processus de formation du copeau et aussi sa morphologie. Mais, le modèle 3D permet d'analyser aussi l'étendu de l'endommagement dans l'épaisseur du pli. Cela permettra son utilisation pour la simulation du procédé de perçage. (ii)- Cas d'une orientation $\theta = 90^{\circ}$

Pour l'orientation des fibres de 90°, les mécanismes de formation du copeau, voir Figure 3.9, sont dominés par une combinaison d'écrasement et d'arrachement des fibres [TET_02]. Il est rapporté dans la littérature [TET_02] que la rupture primaire se fait lorsque le matériau composite et principalement les fibres se retrouvent écrasés lors de l'avance de l'outil et ensuite arrachés par les contraintes de traction comme illustré sur la Figure 3.10.a. Cela vient conforter les résultats de simulation numérique obtenus à l'aide du modèle. Une contrainte longitudinale de traction élevée a été relevée juste au moment qui précède l'apparition de la rupture primaire. La valeur des variables d'endommagement (voir Figures 3.11.b, 3.11.c et 3.11.d) à ce moment-là au niveau de la zone d'apparition de la rupture montre que l'endommagement longitudinale D₁₁ (SDV 1) est le plus dominant. Ce qui engendre une rupture des fibres sous l'effet de la traction.



(c) Formation complète du copeau

Figure 3.9. Analyse de la formation de copeaux pour l'orientation des fibres de 90° avec le modèle 2D ($Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200 \text{ } \mu\text{m}, \gamma = 0^\circ, \alpha = 11^\circ, R = 15 \text{ } \mu\text{m}$).

Pour ce qui est de la rupture secondaire, Teti [TET_02] rapporte dans ses travaux que celle-ci apparait au bout de la rupture primaire et se propage perpendiculairement à la direction de la coupe en raison de la décohésion fibre/matrice sous l'effet de la contrainte de cisaillement. Cette conclusion faite par l'auteur corrèle bien avec les résultats de la simulation. En effet, la Figure 3.10.b montre que la variable d'endommagement D₁₂ (SDV 3) au niveau de la zone où se produit la rupture secondaire est à un niveau élevé. Ce qui traduit une présence de délaminage engendré principalement par la décohésion fibre/matrice.



Figure 3.10. Analyse de la formation de copeaux pour l'orientation des fibres de 90° (a) Formation du copeau expérimentalement [TET_02] (b) Formation du copeau avec le modèle 3D ($Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200 \text{ } \mu\text{m}, \gamma = 0^\circ, \alpha = 11^\circ, R = 15 \text{ } \mu\text{m}$).

La formation totale du copeau se fait, une fois que la rupture secondaire ait atteint la surface libre de la pièce usinée (Figure 9.c). La formation du copeau obtenu avec le modèle 2D et 3D (voir Figure.3.9.b et Figure 3.10.c), est en bon accord avec celle schématisée dans les travaux expérimentaux de Teti [TET_02] (Figure 3.10.a). On note également l'apparition de l'endommagement dans la matrice au niveau de la face de dépouille de l'outil. L'arrachement des fibres engendre des fissurations dans la matrice et de la décohésion fibre/matrice.



Figure 3.11 Analyse de l'initiation de la rupture secondaire pour l'orientation des fibres de 90° : (a) Etat de la contrainte longitudinale $\sigma 11$. = S11 et (b) niveau de la variable d'endommagement des fibres D11 (SV1), (c) niveau de la variable d'endommagement pour les décohésions fibre/matrice D12 (SV3) et (d) niveau de la variable d'endommagement transverse D22 (SV2).

(iii)- Cas d'une orientation $\theta = -45^{\circ}$

Pour une orientation des fibres de -45°, Arola et al. [ARO_96] ont montré expérimentalement (Figure 3.12) que la formation des copeaux s'initie par une rupture primaire le long de l'interface fibre/matrice qui se propage ensuite vers l'intérieur de la pièce provoquée par la compression des fibres (Figure 3.13.a et Figure 3.14.a). Ceci corrèle bien avec les résultats obtenus en simulation. En effet, comme le montre la Figure 3.14.a, la contrainte longitudinale est très élevée en compression (environ -1700 MPa) ce qui se traduit par une élévation de d'endommagement longitudinal D₁₁ (SDV1) au niveau de cette zone (Figure 3.14.b). De plus, les figures 3.14.c et 3.14.d, montrent que les deux autres variables d'endommagement D₁₂ et D₂₂, sont à des niveaux plus faibles dans cette zone.



Figure 3.12. Schématisation des résultats expérimentaux obtenus par Arola et al [Aro_96].



Figure 3.13. Analyse de la formation du copeau avec le modèle 2D pour une orientation des fibres de -45°. (a) Etat initial d'endommagement de la pièce et amorçage de la rupture primaire, (b) rupture secondaire et (c) formation complète du copeau. ($Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200 \ \mu\text{m}, \gamma = 0^\circ, \alpha = 11^\circ, R = 15 \ \mu\text{m}$).

Concernant la rupture secondaire, les travaux expérimentaux de Wang et al. [WAN_95], Arola et al. [ARO_96], Zitoune et al. [ZIT_05] ont montré que lorsque les fibres sont orientées négativement, elles fléchissent sous l'effet de l'avancement de l'outil. Par conséquent, des contraintes de cisaillement élevées se créent au niveau de cette zone [ARO_96] ce qui provoque une rupture secondaire qui prend la direction vers la surface libre de la pièce (Figure 3.12). Ces conclusions corrèlent bien avec les résultats trouvés en simulation avec le modèle 2D (Figure 3.13.c et Figure 3.15.b) qui montrent une formation du copeau suite à une rupture secondaire se propageant en direction de la surface libre de la pièce. La Figure 3.15 montre les deux ruptures successives obtenues avec le modèle 3D. Ce dernier reproduit la rupture primaire (Figure 3.15.a) de manière claire. De plus, le niveau élevé de la variable d'endommagement D_{12} (Figure 3.15.b) traduit la présence de contraintes de cisaillement élevées, ce qui correspond aux conclusions des auteurs cités en début de ce paragraphe.



Figure 3.14. Analyse de l'initiation de la rupture primaire avec le modèle 3D pour une orientation des fibres de -45°. (a) Etat de la contrainte longitudinale $\sigma_{11} = S_{11}$ et niveau des variables d'endommagement (b) des fibres D_{11} (SV₁), (c) de cisaillement D_{12} (SV₃) et (d) transverse D_{22} (SV₂).

Pour résumer, les résultats numériques obtenus pour les orientations de 45° et 90° (Figure 3.4, Figure 3.9, Figure 3.10 et Figure 3.11) montrent les différentes étapes du processus de formation des copeaux. Dans les figures 3.4.b, 3.4.c et 3.4.b, les ruptures primaire et secondaire sont clairement distinguées. La rupture primaire se propage suivant la direction de la coupe et la seconde le long de l'interface fibre/matrice en direction de la surface libre de la pièce. En ce qui concerne les résultats de l'orientation -45°, voir Figure 3.13 et Figure 3.15, la formation de copeaux est générée par une rupture primaire qui se produit vers l'intérieur de la pièce et suivant

la direction de l'orientation des fibres le long de l'interface fibre/matrice. Il s'ensuit une fracture secondaire qui se propage vers le bord libre de la pièce usinée. Cette dernière est due à la rupture des fibres sous l'effet de l'avancement de l'outil.



Figure 3.15. Simulation de la formation du copeau pour une orientation de -45°

Enfin, les résultats reportés sur la Figure 3.16 montrent que la taille des copeaux dépend fortement de l'orientation des fibres. En effet, les copeaux formés pour les pièces dont les fibres ont une orientation de 45° (Figure 3.16.a) sont plus grands que ceux formés avec les plaques dont les fibres sont orientées 90° et -45° (Figure 3.16.b et Figure 3.16.c). Ceci correspond à ce qui a été observé par plusieurs auteurs ([KOP_80], [WAN_95], [BHA_95]) dans leurs travaux expérimentaux. Ces auteurs ont mis l'accent sur la petite taille des copeaux (de l'ordre de quelques dizaines de micromètres) et que celle-ci diminuait avec l'orientation des fibres comprise entre 0° et 90°.



Figure 3.16 La taille des copeaux observés en simulation numérique pour les orientations de fibres : (a) 45°, (b) 90° et (c) -45°.

2.3 Analyse des efforts de coupe

Afin de valider notre modélisation numérique, une comparaison entre les efforts de coupe simulés et ceux mesurés expérimentalement a été effectuée. Les efforts de coupe et d'avance prédits par l'approche numérique ont été enregistrés entre le début de la rupture primaire et le moment où le copeau est déclaré complètement formé.

La Figure 3.17 montre l'évolution de la force de coupe durant la formation d'un seul copeau pour un pli orienté à 45° et une vitesse de coupe Vc = 6 m/min. Les forces de coupe sont

calculées à chaque incrément de temps pendant le déplacement de l'outil de coupe. La force de coupe augmente de manière continue jusqu'à l'instant t_1 = 0.00012 s. Ce dernier coïncide avec le début de la rupture primaire ce qui explique la diminution de l'effort Fc. Celle-ci dure entre les instants t_1 et t_2 et se traduit par un palier au niveau de la courbe des efforts. L'instant t_2 = 0.00016 s, marque le début de la rupture secondaire qui dure jusqu'à l'instant t_3 = 0.00028 s et se traduit par une augmentation de la courbe des efforts de coupe. L'instant t_3 = 0.00028 s marque le moment où la rupture secondaire atteint la surface libre de la pièce, donnant ainsi lieu à la formation totale du copeau.



Figure 3.17 Force de coupe Fc obtenue lors de la simulation de la coupe d'un composite unidirectionnel ($Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200 \text{ } \mu \text{m}, \gamma = 0^\circ, \alpha = 11^\circ, R = 15 \text{ } \mu \text{m}$) : orientation à 45°.

La courbe de l'effort de coupe Fc marque ensuite une forte baisse après la formation totale du copeau. Sur la même courbe est définie la plage temporaire $[t_1 t_3]$ utilisée pour le calcul de la moyenne de l'effort de coupe. La valeur moyenne calculée est Fc = 208 N et celle-ci est très proche de la valeur expérimentale Fc = 200 N mesurée expérimentalement dans les travaux d'Iliescu et al. [ILI_09].

La Figure 3.18 montre que les efforts de coupe prédits par le modèle pour quatre orientations de fibres, 0°, 45°, 90° et -45°, sont en bon accord avec l'expérience. Ces efforts augmentent avec l'orientation des fibres quand celle-ci est comprise $0 \le \theta \le 90^\circ$ puis diminue pour les orientations négatives. Les valeurs des forces de coupe Fc obtenues avec le modèle 2D et 3D pour les différentes orientations de fibres sont très proches des résultats d'essais rapportés par Iliescu [ILI_08] (Figure 3.18).

L'influence significative de l'orientation des fibres sur les efforts de coupe Fc illustrée par la Figure 3.18 a une explication mécanique. En effet, les efforts sont élevés pour les orientations 90° et -45° car les fibres ont tendance à se plier avant d'être coupées par l'outil, il faut donc une force de coupe plus importante que pour l'orientation de 45°, où la formation de copeau est principalement due au phénomène de décohésion fibre/matrice. Ceci a été expliqué par les résultats du paragraphe 2.2 et confirmé par plusieurs auteurs tels que Koplev [KOP_80], Wang et al. [WAN_95], Arola et al. [ARO_96], Iliescu [ILI_08].

En ce qui concerne l'effort d'avance Fh, les résultats obtenus pour les orientations des fibres de 45° et -45° sont différents d'environ 30% à 50% de ceux obtenus expérimentalement (Figure 3.19). Cette différence peut s'expliquer en partie par l'utilisation de la suppression d'éléments, qui supprime complètement les éléments endommagés. En effet, Wang et Zhang [WAN_03] ont montré dans leurs travaux que les efforts d'avance en coupe orthogonale étaient dus au phénomène du retour élastique schématisé sur la Figure 3.20. Celui-ci affecte grandement la valeur de l'effort d'avance Fh. En effet, lorsque le matériau montre un retour élastique après le passage de l'outil, il se retrouve en contact avec la face de dépouille de ce dernier. Il exerce une pression sur cette partie de l'outil, ce qui conduit à une augmentation de l'effort d'avance dont il est le principal contributeur. En outre, en raison de ce phénomène, la profondeur nominale et la profondeur réelle de coupe sont différentes (Figure 3.20). Il convient de noter que ce phénomène n'a pas d'effet sur la force de coupe principale. Ces résultats sont cohérents avec ceux analysés dans le chapitre bibliographique ([LAS_09b], [SAN_10]).



Figure 3.18. Comparaison entre les forces de coupe Fc obtenues par la simulation numérique expérimentalement par Iliescu et al. [ILI_08], ($Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200 \text{ } \mu \text{m}, \gamma = 0^\circ$).



Figure 3.19. Comparaison entre les forces d'avance Fh obtenues par la simulation numérique et expérimentalement par Iliescu et al. [ILI_09], ($Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200 \text{ } \mu \text{m}, \gamma = 0^{\circ}9^{\circ}$).



Figure 3.20. Illustration du retour élastique après le passage de l'outil selon Wang et al. [WAN_95]

Par conséquent, lors de nos simulations le fait de supprimer les éléments endommagés amène à négliger le contact entre la surface usinée et la face de dépouille de l'outil, et donc, la force d'avance Fh ne peut pas être reproduite correctement. Toutefois, en usinage en général, la force la plus importante est la force de coupe Fc et non pas la force d'avance Fh.

2.4 L'endommagement subsurfacique induit

L'un des objectifs de ce travail de thèse est d'étudier les endommagements subsurfaciques causés par l'opération d'usinage, ainsi que l'influence de l'orientation des fibres sur ce dernier. Tout comme pour les efforts de coupe, l'orientation des fibres joue un rôle important dans l'endommagement induit lors de la coupe orthogonale des CFRP. L'effet de l'usure de l'outil sur l'endommagement n'a pas été étudié car, comme noté précédemment, l'étude ne s'intéresse pas à l'effet de l'usure de l'outil sur l'usinage des composites CFRP. Par conséquent l'outil a été modélisé comme un corps rigide et non endommageable. Pour toutes les orientations de fibres étudiées (0°, 45°, 90° et -45°), l'endommagement s'initie au niveau de la zone de contact outil-pièce. Il s'en suit une propagation de l'endommagement tend à augmenter avec l'avancement de l'outil, à cause de l'aspect irréversible de ce processus. La mesure utilisée est la profondeur de la zone totalement endommagée (dm) comme indiqué sur la Figure 3.21.a.

La Figure 3.21.b montre l'évolution de la profondeur d'endommagement dm en fonction de l'orientation des fibres. L'orientation 0° est celle qui génère le moins d'endommagement car la formation du copeau se fait principalement par la décohésion fibre/matrice qui se propage dans le sens des fibres. Ceci génère peu d'endommagement subsurfacique. Tandis que l'orientation de 90° est celle qui engendre le plus d'endommagement. Cela s'explique par le fait que le copeau est formé par arrachement des fibres sous l'effet de l'avance de l'outil, ce qui engendre des fissurations qui se propagent vers l'intérieur de la pièce (fissuration de la matrice, arrachement des fibres et décohésion fibre/matrice). De plus ces résultats obtenus en simulation corrèlent bien avec les études expérimentales menées précédemment, dans les travaux de Wang et al. [WAN_95] qui ont montré que l'orientation des fibres $\theta = 90^\circ$ provoque un important endommagement subsurfacique contrairement aux composites unidirectionnels dont les fibres sont orientées à 0°.



Figure 3.21. Profondeur d'endommagement induit (Dm) obtenue en simulation éléments finis. (a) Profondeur d'endommagement relevée et (b) évolution de l'endommagement en fonction de l'orientation des fibres ($Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200 \text{ } \mu \text{m}, \gamma = 0^{\circ}$).

Le modèle développé nous a permis de comprendre l'effet de l'orientation des fibres sur les forces d'usinage et sur l'endommagement induit. Il est intéressant maintenant d'analyser les paramètres d'usinage suivants : l'angle de coupe, l'angle de dépouille, l'acuité d'arête, la profondeur de coupe et la vitesse de coupe.

2.5 Effet de l'angle de coupe

Pour étudier l'influence de l'angle de coupe sur les efforts d'usinage, des simulations ont été menées en faisant varier cet angle. Quatre angles de coupe ont été testés : -5°, 0°, 10° et 20°. Les résultats obtenus ont été reportés sur la Figure 3.22. Une baisse des forces de coupe est constatée avec l'augmentation de l'angle de coupe. Cette tendance est aussi observée dans les travaux expérimentaux de Arola et al [ARO_96] et Kaneeda [KAN_91] et numériques de Lasri [LAS_09b], Soldani et al. [SOL_11] et Santiuste et al. [SAN_11].

Il est également important de noter que la même tendance est observée lors de l'usinage des matériaux métalliques.



Figure 3.22 Effet de l'angle de coupe sur les efforts de coupe et d'avance, $\theta = 45^{\circ}$, $Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200 \text{ \mum}, \alpha = 11^{\circ}, R = 15 \text{ \mum}.$

D'autre part, l'angle de coupe influence la formation du copeau comme cela a été montré par plusieurs auteurs [WAN_95], [NAY_05a], [JAM_09]. Ces derniers ont mis en évidence l'existence de deux mécanismes de formation de coupeaux qui sont respectivement : le cisaillement et le flambement des fibres. Lors de nos simulations, le cisaillement a été observé pour des angles de coupe positifs, Figure 3.23.a, alors que le flambement est plus présent dans le cas d'angles de coupe négatifs, Figure 3.23.b. En effet, dans ce dernier cas la rupture se fait en « zigzag » le long du plan de cisaillement suivant la direction perpendiculaire aux axes des fibres.



Figure 3.23 Effet de l'angle de coupe sur le processus de formation de copeau dans le cas des CFRP et d'une orientation de fibres de 45° : (a-a') par cisaillement $\gamma = 10^{\circ}$, (b-b') par flambement $\gamma = -5^{\circ}$.

Les résultats obtenus en simulation numérique sont en accord avec les observations et les conclusions faites par les études analysées dans le chapitre bibliographique. La Figure 3.23, illustre les résultats obtenus avec le modèle de simulation numérique. On y observe les mécanismes de formation de copeau par cisaillement Figure 3.23.a. On remarque que la variable d'endommagement la plus élevée au niveau de la zone de formation du copeau est la variable D_{12} (*SDV*₃). Ce qui peut être justifié par une contrainte de cisaillement en compression élevée comme le montre la Figure 3.23.a'.

La Figure 3.23.b montre que pour un angle de coupe négatif, la variable d'endommagement la plus dominante au niveau de la zone de formation du copeau est toujours la variable D_{12} (SDV3). En effet, dans ce cas de figure la matière se trouve comprimée sous l'avance de l'outil, ce qui engendre une augmentation des contraintes de cisaillement et longitudinale en compression (voir la Figure 3.23.b') engendrant ainsi des fissures dans la matrice, de la décohésion fibre/matrice et un plissement des fibres. Ces mécanismes génèrent un copeau (Figure 3.23.b) dont la forme est différente de celle obtenue avec un angle de coupe positif (Figure 3.23.a).

Concernant l'endommagement surfacique induit, on enregistre une valeur dm = 91 μ m pour l'angle de coupe positif et dm = 130 μ m pour l'angle de coupe négatif. Une augmentation de l'angle de coupe a permis d'améliorer la qualité globale de la surface usinée et cela est dû au fait que la coupe des fibres et le dégagement des copeaux se font plus facilement. Ces résultats correspondent à ceux de l'expérience rapportée dans la littérature ([JAM_09], [KAN_91]), et montrent un effet clair de l'angle coupe sur l'état la surface usinée et la qualité de l'usinage en général.

En conclusion, les outils avec des angles de coupe positifs facilitent la formation du copeau et son dégagement, contrairement aux outils avec des angles de coupe négatifs. De plus, les outils avec des angles de coupe positifs engendrent des efforts de coupe inférieurs à ceux relevées avec des angles négatifs (Figure 3.22), et cela permet d'avoir une usure d'outils moins importante qu'avec les outils à angle de coupe négatif. Au final, une coupe perpendiculaire aux fibres faite avec des outils ayant des angles de coupe positifs, forment le copeau en coupant les fibres. Tandis-que dans le cas où les outils ont des angles de coupe nuls ou négatifs, le copeau se forme par macro-fissuration engendrées par le flambement des fibres.

2.6 Effet de l'angle de dépouille

La surface usinée est généralement sollicitée par la face de dépouille ce qui explique le phénomène de retour élastique des fibres après le passage de l'outil de coupe. La Figure 3.24, montre l'évolution des efforts d'usinage selon l'angle de dépouille. Ce dernier n'influe quasiment pas sur les efforts de coupe ce qui corrèle parfaitement avec ce qui a été dit par Arola et al. [ARO_96] et Wang et al. [WAN_95]. D'après Jamal [JAM_09], l'angle de dépouille affecte les forces d'avance car il contrôle le rebond des fibres sur la face de dépouille. Un angle de dépouille peu important permet le brossage des fibres sur la face de dépouille durant la coupe et par conséquent fait augmenter les forces d'avance. D'autre part, l'angle de dépouille ne semble pas avoir d'effet significatif sur le mode de formation de copeau ou la qualité de la surface usinée, à l'exception d'une légère amélioration de la qualité de bord, quand un grand angle de dépouille est utilisé [ARO_96]. Cela est confirmé par Jamal [JAM_09].



Figure 3.24 Effet de l'angle de dépouille sur les efforts de coupe et d'avance, $\theta = 45^{\circ}$, $Vc = 60 \text{ m/min}, f = 200 \text{ }\mu\text{m}, \gamma = 10^{\circ}, R = 15 \text{ }\mu\text{m}.$

2.7 Etude de l'effet de l'acuité d'arête de l'outil de coupe

Ce point s'intéresse au rôle que peut jouer l'acuité d'arête de l'outil sur les efforts d'usinage et sur l'endommagement engendrés lors d'une opération de coupe orthogonale. L'étude s'est portée sur les acuités d'arêtes de 5, 15, 30 et 50 µm.

La Figure 3.25 montre que les efforts de coupe augmentent avec l'augmentation de l'acuité d'arête de l'outil. Ces résultats sont en accord avec ceux obtenus expérimentalement par Nayak et al. [NAY_05a]. Par conséquent, l'utilisation petite taille d'arête est préconisé car il permet une meilleure coupe des fibres et donne des efforts de coupe moins importants. Ce qui aura comme conséquence une diminution de l'endommagement global au niveau de la surface usinée [JAM_09].



Figure 3.25 Effet de l'acuité d'arête de l'outil de coupe sur les efforts de coupe et d'avance, $\theta = 45^{\circ}$, Vc = 60 m/min, f = 200 µm, $\gamma = 10^{\circ}$, $\alpha = 11^{\circ}$.

2.8 Etude de la profondeur de coupe f

L'un des paramètres qui joue le rôle le plus important sur les forces d'usinage est la profondeur de coupe et cela quel que soit le matériau usiné (composite ou métallique). En effet, il a été démontré que les forces d'usinage augmentent avec l'augmentation de la profondeur de coupe f.

Une étude a été menée afin de vérifier l'effet de la profondeur de coupe f, sur les forces d'usinage, la taille du copeau et l'endommagement subsurfacique engendré par l'opération d'usinage. En effet, une série de simulations ont été faites en coupe orthogonale dans les mêmes conditions que l'étude présentée précédemment. Les conditions aux limites et la géométrie du couple outil-pièce sont celles reportées par la Figure 3.1. Il n'y a que la profondeur de coupe ap qui a été variée. Avec une orientation des fibres choisie de 45° pour toutes les simulations. Les profondeurs de coupe étudiées sont 50, 100, 150, 200, 250 et 300 μ m. Les résultats obtenus concernant les forces de coupe Fc et d'avance Fh ont été reportés sur la Figure 3.26. L'observation principale est que les efforts de coupe augmentent avec l'augmentation de la profondeur de coupe de manière quasi-constante.



Figure 3.26. Effet de la profondeur de coupe sur les efforts de coupe et d'avance, $\theta = 45^{\circ}$, Vc = 60 m/min, $\gamma = 10^{\circ}$, $\alpha = 11^{\circ}$, $R = 15 \, \mu m$.

Ces résultats corrèlent bien avec les résultats obtenus expérimentalement par Wang et al. [WAN_95], Nayak et al. [NAY_05a] et numériquement Lasri [LAS_09b].

Concernant la taille du copeau, le modèle de simulation a permis de la mesurer pour chacune des conditions testées. La Figure 3.27 montre l'évolution de la taille du copeau en fonction de la profondeur de coupe ap. On y observe clairement que la taille du copeau est fortement impactée par la profondeur de coupe. En effet, sa taille augmente avec l'augmentation de la profondeur de coupe. Cela correspond aux conclusions faites dans la littérature par Wang et al. [WAN_95]. La méthode de mesure du copeau est présentée dans la Figure 3.16.



Figure 3.27. Effet de la profondeur de coupe sur la taille du copeau : $\theta = 45^{\circ}$, Vc = 60 m/min, $\gamma = 10^{\circ}$, $\alpha = 11^{\circ}$.

Lors du dépouillement des résultats de cette étude, il a été constaté que l'endommagement subsurfacique augmente de manière significative avec l'augmentation de la profondeur de coupe comme le montre la Figure 3.28. Ces résultats sont en accord avec ceux obtenus par Nayak et al. [Nay_05a], Lasri [LAS_09b].



Figure 3.28 Effet de la profondeur de coupe sur la profondeur de l'endommagement induit : $\theta = 45^{\circ}$, Vc = 60 m/min, $R = 15 \mu \text{m}$, $\gamma = 10^{\circ}$, $\alpha = 11^{\circ}$.

2.9 Etude de l'effet de la vitesse sur les efforts de coupe

La Figure 3.29, montre l'influence de la vitesse de coupe Vc sur les efforts de coupe Fc. Trois vitesses de coupe 6, 30, 60 m/min ont été examinées et les résultats obtenus montrent que pour cette plage de vitesse il n'y a aucune influence significative de la vitesse de coupe Vc sur les efforts de coupe Fc lors de la coupe des matériaux composites. La même conclusion a été faite par Iliescu [ILI_09] lors de ses travaux expérimentaux.


Figure 3.29 Effet de la vitesse sur (a) les efforts de coupe et (b) l'endommagement, $\theta = 45^{\circ}$, $f = 200 \mu m$, $\gamma = 10^{\circ}$, $\alpha = 11^{\circ}$, $R = 15 \mu m$.

2.10 Etude de l'effet de l'orientation des fibres sur le délaminage interlaminaire

Afin d'étudier l'effet de l'orientation des fibres sur le délaminage inter-plis, quatre simulations de coupe orthogonale ont été menées : $45^{\circ}/0^{\circ}$, $45^{\circ}/45^{\circ}$, $90^{\circ}/-45^{\circ}$ et $45^{\circ}/-45^{\circ}$. L'objectif de ces paires d'orientations est de voir quelles sont les directions de plis adjacentes (Figure 3.30), qui génèrent le plus important délaminage. L'interface entre deux plis adjacents (Figure 3.30) a une épaisseur de 5 µm. Cette valeur a été choisie en fonction de différents travaux trouvés dans la littérature et qui traitent la problématique du délaminage de l'interface. Par exemple, Phadnis et al. [PHA_13] utilisent une interface avec 10 µm d'épaisseur et Feito et al. [FEI_14] une interface de 5 µm. Cette dernière est modélisée à l'aide des éléments cohésifs COH3D8 disponibles dans Abaqus [ABA_11] et dont le mécanisme a été décrit dans la section 3.3 du chapitre 2. Les deux plis adjacents ont les mêmes dimensions géométriques présentées dans la Figure 3.1.b et le même maillage. En outre, les conditions aux limites sont les mêmes que celles la section 2.1.



Figure 3.30. Pièce avec deux plis adjacents et l'interface inter-plis

La Figure 3.31 montre l'étendue du délaminage pour quatre paires de plis. On peut constater que le délaminage ne se propage pas lorsque les deux plis adjacents ont la même orientation de fibres comme pour le cas de la paire 45°/45°. Cependant, lorsque les plis de la paire ont des orientations de fibres différentes comme dans le cas de la paire 90°/-45°, ceci génère un délaminage très étendu voir la Figure 3.31.d. Ces résultats sont en bon accords avec ce qui a été rapporté dans la littérature par Ladevèze [LAD_00] qui avait montré une absence de délaminage interlaminaire entre deux plis ayant une orientation de fibres identique. Par conséquent ils peuvent être considérés comme un seul et même pli. De plus, Ladevèze avait constaté que le délaminage augmentait avec une augmentation de la différence d'orientation de fibres entre les deux plis adjacents ce qui engendre un délaminage plus important comme observé dans notre cas pour la configuration -45°/90. Cela s'explique par une augmentation des contraintes de cisaillement au niveau de l'interface interplis dépassant le seuil critique de rupture de l'interface.



Figure 3.31. Etendue du délaminage de l'interface entre deux plis adjacents pour quatre configurations différentes ($Vc = 60 \text{ m/min}, \gamma = 10^\circ, \alpha = 11^\circ, R = 15 \mu \text{m.}$).

2.11 Formation de plusieurs copeaux successifs

La Figure 3.32 montre l'évolution des forces de coupe au cours de la formation de quatre copeaux successifs. On remarque que (i) l'évolution des efforts de coupe est quasiment semblable durant la formation de chacun des quatre copeaux, en force et en temps et (ii) les copeaux ont la même taille. Ceci montre et confirme la bonne prédiction des efforts de coupe et des mécanismes de formation de copeau par le modèle de simulation proposé.



Figure 3.32. Evolution de la force de coupe lors de la formation de quatre copeaux successifs. $V = 60 \text{ m/min}, \text{ ap } 200 \mu \text{m}, \gamma = 10^{\circ}, \alpha = 11^{\circ}, R = 15 \mu \text{m}.$

Contrairement au cas de l'angle de coupe $\gamma = 10^{\circ}$ présenté dans la Figure 3.32, cette régularité dans les efforts et la morphologie du copeau est perdue dans le cas d'un angle de coupe $\gamma = 0^{\circ}$ (voir Figure 3.33). Car avec cet angle de coupe le flambement est beaucoup plus présent [ILI_09] et cela, empêche une bonne formation du copeau et par conséquent l'évolution des efforts perd de sa régularité (Figure 3.33).



Figure 3.33. Evolution de Fc et Fh lors de la formation de plusieurs copeaux, $\theta = 45^{\circ}$, $Vc = 60 \text{ m/min}, f = 200 \text{ } \mu\text{m}, \gamma = 10^{\circ}, \alpha = 11^{\circ}.$

La Figure 3.34, montre l'évolution des efforts d'usinage pour un angle de coupe $\gamma = 20^{\circ}$. Les efforts sont assez bruités et cela est dû à la pénétration de l'outil dans la pièce avec un angle de coupe assez incliné. De plus, la zone de contact outil-copeau augmente et des vides se créent au niveau de l'interface de contact outil-copeau en raison de l'utilisation de l'option suppression d'éléments (Figure 3.35).



Figure 3.34. Evolution de Fc et Fh lors de la formation de plusieurs copeaux, $\theta = 45^{\circ}$, $Vc = 60 \text{ m/min}, f = 200 \text{ } \mu \text{m}, \gamma = 10^{\circ}, \alpha = 11^{\circ}, R = 15 \text{ } \mu \text{m}.$



Figure 3.35.Interface de contract outil-copeau pour un angle de coupe $\gamma = 10^{\circ}$, $\theta = 45^{\circ}$, $Vc = 60 \text{ m/min}, f = 200 \text{ } \mu \text{m}, \alpha = 11^{\circ}, R = 15 \text{ } \mu \text{m}.$

Les études précédentes ont permis de quantifier les effets de certains paramètres d'usinage sur l'évolution des efforts et de l'endommagement.

Une étude paramétrique est ensuite menée pour analyser les interactions entre les paramètres d'usinage et confirmer l'effet de ces paramètres.

3 Etude paramétrique

L'étude de l'effet des paramètres d'usinage peut s'avérer très couteuse pour les industriels. En effet, le nombre important de paramètres rend ces études complexes. Afin d'optimiser et mettre en évidence l'effet des interactions entre les paramètres sur l'usinage, il a été décidé de faire une étude qui s'intéresse à l'effet des paramètres d'usinage sur les efforts de coupe et l'endommagement induit. Un plan d'expériences orthogonal (DoE) de Taguchi a été choisi.

Cette partie s'intéresse à l'effet que peut avoir certains paramètres de coupe sur l'endommagement induit et les efforts de coupe. Une analyse numérique a donc été faite pour identifier les facteurs d'usinage et les interactions qui ont la plus grande influence sur l'endommagement et la force de coupe. Pour ce faire, un plan d'expérience orthogonal (DoE) L₂₇ (3³) de Taguchi a été appliqué pour étudier l'effet de l'orientation des fibres, l'angle de coupe de l'outil, la profondeur de coupe et le rayon d'arête de l'outil. L'endommagement induit peut affecter fortement la rugosité de surface (qualité de la surface des pièces) et limite considérablement l'utilisation de ces matériaux dans de nombreuses applications industrielles. Tout d'abord, une loi de comportement élasto-plastique endommageable a été adoptée pour simuler la dégradation des propriétés mécaniques due à l'apparition de l'endommagement et à sa progression dans la structure composite. Des résultats numériques satisfaisants ont été trouvés et une bonne corrélation a été obtenue par rapport aux résultats expérimentaux [ZEN_15b]. Les résultats montrent que l'interaction entre certains facteurs pourrait être négligée et les réponses obtenues sont fortement influencées par l'orientation des fibres et la profondeur de coupe contrairement à l'angle de coupe d'outil et le rayon d'arête.

3.1 Simulation numérique

L'étude paramétrique a été menée en coupe orthogonale en utilisant la méthode de Taguchi pour le choix des paramètres et cela afin d'optimiser l'opération d'usinage.

La géométrie et les conditions aux limites, différent d'un cas à un autre selon les conditions imposées par le plan Taguchi. Néanmoins la mise en données générale de l'opération d'usinage est identique à celles illustrée par la Figure 3.1. Les nœuds sur les lignes verticales, des côtés droit et gauche, sont contraints de se déplacer le long de la direction horizontale (X). Les déplacements des nœuds sur la ligne de fond horizontal sont bloqués le long des directions horizontale et verticale, (X) et (Y), respectivement. Les valeurs des paramètres de coupe orientation des fibres Θ , l'angle de coupe γ , le rayon de l'outil R et la profondeur de coupe f sont définis par la table Taguchi choisie pour cette étude (Tableau 3.3). Les valeurs extrêmes de ces paramètres correspondent aux valeurs utilisées expérimentalement. Par ailleurs, l'angle de dépouille α est fixé à 11°. La vitesse de coupe Vc est de 60 m/min.

Une analyse dynamique explicite a été réalisée avec le modèle de simulation 2D, en utilisant des éléments en contraintes planes, avec une intégration réduite et le contrôle automatique des modes sabliers (Hourglass Control). Les éléments de maillage sont de type CPS4R (Continuum Plane Stress, reduced integration) avec deux degrés de liberté par nœud.

Pour ce qui est du coefficient de frottement, il a été pris égal à 0.4 comme dans les simulations précédentes.

3.2 La méthode de Taguchi

Les plans d'expériences sont des outils robustes qui permettent de fournir des informations complexes, tels que les effets des paramètres de coupe ou/et leurs interactions, afin d'étudier, analyser et/ou optimiser diverses réponses dans le cas de l'usinage : Effort de coupe et qualité de la surface par exemple. Cette méthode permet de trouver la meilleure combinaison de paramètres avec un nombre minimal d'essais. Les tableaux orthogonaux (OA), constituent la base de l'analyse lors de l'utilisation de la méthode Taguchi.

Dans cette étude, quatre paramètres indépendants ont été sélectionnés : Orientation des fibres (A), l'angle de coupe (B), le rayon d'acuité d'arête de l'outil (C) et la profondeur de coupe (D). La table orthogonale $L_{27}(3^{13})$ a été utilisée. Elle est choisie en raison de sa capacité d'avoir trois niveaux pour chaque facteur et la possibilité d'analyser les effets et les interactions entre les facteurs. La table de Taguchi est associée à un graphique linéaire prêt à être utilisé [SCH_98]. Les facteurs choisis peuvent par conséquent être repartitionnés en quatre groupes en fonction de la difficulté rencontrée lors du changement de niveau du facteur dans le modèle éléments finis, des plus faciles aux plus difficiles à changer. Comme indiqué sur la Figure 3.36, un graphique linéaire est utilisé pour assigner les facteurs et les interactions aux différentes colonnes de la table orthogonale et tous les facteurs sont considérés comme très faciles à changer.



Figure 3.36. Graphe linéaire pour la table L₂₇.

En accord avec nos résultats présentés précédemment et plusieurs études ([WAN 95], [LAS 09], [ILI 10], [SAN 10]), l'effort de coupe et [BHA 95], [ARO 96], l'endommagement induit sont à leurs niveaux maximum lorsque les fibres sont orientées à 90°. Cependant, ils sont à leurs niveaux minimum lorsque les fibres sont orientées à 0°. Dans cette étude, l'orientation des fibres varie entre 15° et 75° et trois niveaux ont été choisis : 15°, 45° et 75°. Concernant l'angle de coupe, les niveaux choisis pour ce facteur sont : -10°, 0° et 10°. Ceci est motivé par les mécanismes de formation du copeau observés durant les opérations de coupe [WAN 95], [ARO 96], [VEN 07], [BHA 04]. En effet, pour des angles de coupe positifs, le mécanisme de coupe prépondérant est le cisaillement, tandis qu'avec un angle de coupe négatif le mécanisme dominant est le flambement. L'intervalle de variation du rayon de l'arête de l'outil et de la profondeur de coupe, ont été choisis en accord avec différents travaux expérimentaux et numérique ([WAN 95], [BHA 95], [WAN 03], [LAS 09b], [SOL 11], [CAL 11]). Les grandeurs prises lors de cette étude pour les différents paramètres sont réalistes d'un point de vue industriel.

Le Tableau 3.3 indique les facteurs et leurs niveaux lors de la simulation. Les facteurs A, B, C et D sont mis dans les colonnes 1, 2, 5 et 9 de la table L_{27} (3¹³) comme reporté dans le

Tableau 3.4. Le plan d'expériences (essais numériques) est le suivant: la première colonne est affectée à l'orientation des fibres (A), la deuxième colonne à l'angle de coupe de l'outil (B), la cinquième colonne au rayon de l'outil (C) et la huitième colonne à la profondeur de coupe (D), la troisième et quatrième colonnes sont affectées aux interactions (AxB)₁ et (AxB)₂, respectivement, afin d'estimer l'interaction entre l'orientation des fibres (A) et l'angle de coupe de l'outil (B), la sixième et septième colonnes sont attribuées aux l'interactions (AxC)₁ et (AxC)₂, respectivement, afin d'estimer l'interaction entre l'orientation des fibres (A) et le rayon de la pointe l'outil (C), la neuvième et onzième colonnes sont attribuées aux interactions (BxC)₁ et (BxC)₂, respectivement, afin d'estimer l'interaction entre l'angle de coupe de l'outil (B) et le rayon de la pointe de l'outil (C).

Les valeurs des facteurs sont choisies dans une plage correspondante à des valeurs utilisées dans l'industrie.

Facteur de contrôle	Niveau			
	1	2	3	Unités
A : Orientation des fibres	15	45	75	0
B : Angle de coupe	-10	0	10	o
C : Rayon de l'outil	10	20	30	μm
D : Profondeur de coupe	0.1	0.2	0.3	mm

Tableau3.3 : Les niveaux des variables utilisées dans les simulations.

				8	1	1	e	(·				
Trial	1 A	2 B	3 (A x B)1	4 (A x B)₂	5 C	6 (A x C)₁	7 (A x C)₂	8 (B x C)1	9 D	10 -	11 (B x C)₂	12 -	13 -
1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
2	1	1	1	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2
3	1	1	1	1	3	3	3	3	3	3	3	3	3
4	1	2	2	2	1	1	1	2	2	2	3	3	3
5	1	2	2	2	2	2	2	3	3	3	1	1	1
6	1	2	2	2	3	3	3	1	1	1	2	2	2
7	1	3	3	3	1	1	1	3	3	3	2	2	2
8	1	3	3	3	2	2	2	1	1	1	3	3	3
9	1	3	3	3	3	3	3	2	2	2	1	1	1
10	2	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3
11	2	1	2	3	2	3	1	2	3	1	2	3	1
12	2	1	2	3	3	1	2	3	1	2	3	1	2
13	2	2	3	1	1	2	3	2	3	1	3	1	2
14	2	2	3	1	2	3	1	3	1	2	1	2	3
15	2	2	3	1	3	1	2	1	2	3	2	3	1
16	2	3	1	2	1	2	3	3	1	2	2	3	1
17	2	3	1	2	2	3	1	1	2	3	3	1	2
18	2	3	1	2	3	1	2	2	3	1	1	2	3
19	3	1	3	2	1	3	2	1	3	2	1	3	2
20	3	1	3	2	2	1	3	2	1	3	2	1	3
21	3	1	3	2	3	2	1	3	2	1	3	2	1
22	3	2	1	3	1	3	2	2	1	3	3	2	1
23	3	2	1	3	2	1	3	3	2	1	1	3	2
24	3	2	1	3	3	2	1	1	3	2	2	1	3
25	3	3	2	1	1	3	2	3	2	1	2	1	3
26	3	3	2	1	2	1	3	1	3	2	3	2	1
27	3	3	2	1	3	2	1	2	1	3	1	3	2

Tableau 3.4. Tableau orthogonale pour le plan Taguchi L_{27} (3¹³).

3.3 Résultats des simulations

Les résultats numériques obtenus en utilisant la table Taguchi L₂₇ ont nécessité 27 simulations, Tableau 3.4. La courbe de la force de coupe, présente des oscillations relativement importantes (bruit). Elle a été filtrée/lissée par un filtre médian développé dans le code Matlab, dont la fréquence est ajustée en fonction du niveau de bruit, afin de faciliter le dépouillement des résultats obtenus (Figure 37.a). Par ailleurs, la Figure 37.b montre la méthode utilisée pour mesurer l'endommagement induit. Le matériau est considéré comme étant endommagé quand la variable d'endommagement dépasse 0.6 (60%). Ainsi, la qualité de la surface usinée peut être évaluée en fonction de la profondeur maximale de l'endommagement induit "**Dm**" (Figure 37.b).



Figure 3.37 Méthodes de mesures utilisées pour (a) Forces de coupe Fc et (b) l'endommagement induit "dm".

3.4 Analyse des effets et interactions de facteurs

Après avoir effectué les simulations numériques selon le tableau orthogonal choisi et la détermination de l'effet de chaque facteur sur la réponse, le ratio signal-bruit (S/N) et l'effet moyen ont été calculé.

Le ratio signal-bruit (S/N) est calculé pour chaque simulation effectuée. La caractéristique "Plus faible est mieux" (LB : Lower is Better) est choisie pour atteindre les valeurs d'endommagement et de forces de coupe les plus faibles.

$$S / N_ratio = -10 \log_{10} \left[\frac{1}{r} \sum y^2 \right]$$
3.1

où r est le nombre d'observations, y est le résultat obtenu.

La moyenne des moyennes et les ratios S/N sont utilisés pour identifier la meilleure combinaison de niveaux de facteurs permettant de minimiser les réponses.

Dans les Tableau 3.5 et 3.6 sont reportés les résultats obtenus dans ce dernier "Delta" représente l'écart entre la valeur moyenne maximale et minimale de la réponse à un niveau particulier. Le

"Rang" indique le niveau d'influence des paramètres.

Essais	Orientations des fibres	Angle de coupe	Rayon de l'outil	Profondeur de coupe	Fc	S/N	Dm	S/N
	A (°)	В (°)	C (µm)	D (mm)	(N/mm)	(dB)	(µm)	(dB)
1	15	-10	10	0.1	22	-26.85	11	-20.83
2	15	-10	20	0.2	45	-33.06	19	-25.58
3	15	-10	30	0.3	52	-34.32	20	-26.02
4	15	0	10	0.2	40	-32.04	18	-25.11
5	15	0	20	0.3	50	-33.98	19	-25.58
6	15	0	30	0.1	20	-26.02	14	-22.92
7	15	10	10	0.3	43	-32.67	19	-25.58
8	15	10	20	0.1	21	-26.44	14	-22.92
9	15	10	30	0.2	35	-30.88	18	-25.11
10	45	-10	10	0.2	48	-33.62	50	-33.98
11	45	-10	20	0.3	74	-37.38	65	-36.26
12	45	-10	30	0.1	34	-30.63	35	-30.88
13	45	0	10	0.3	57	-35.12	60	-35.56
14	45	0	20	0.1	31	-29.83	35	-30.88
15	45	0	30	0.2	47	-33.44	39	-31.82
16	45	10	10	0.1	28	-28.94	28	-28.94
17	45	10	20	0.2	41	-32.26	40	-32.04
18	45	10	30	0.3	55	-34.81	42	-32.46
19	75	-10	10	0.3	100	-40.00	130	-42.28
20	75	-10	20	0.1	40	-32.04	56	-34.96
21	75	-10	30	0.2	75	-37.50	77	-37.73
22	75	0	10	0.1	39	-31.82	43	-32.67
23	75	0	20	0.2	61	-35.71	65	-36.26
24	75	0	30	0.3	90	-39.08	119	-41.51
25	75	10	10	0.2	53	-34.49	80	-38.06
26	75	10	20	0.3	80	-38.06	102	-40.17
27	75	10	30	0.1	36	-31.13	49	-33.80
bleau3.6	5: Les effets ma	oyens						
Effets moy	ens							
Niv	veau 1	-30.70	-33.	93	-32.84		-29.3	80
Niv	veau 2	-32.89	-33.	00	-33.20		-33.6	57
Niv	veau 3	-35.54	-32.	19	-33.09		-36.1	L6
0	Delta	4.84	1.7	'5	0.36		6.80	5
F	Rang	2	3		4		1	
n Effets mo	oyens							
Niv	veau 1	-24,40	-32,	06	-31,44		-28,7	6

Tableau3.5: Les résultats des simulations

Ta

Fc Effets moyens				
Niveau 1	-30.70	-33.93	-32.84	-29.30
Niveau 2	-32.89	-33.00	-33.20	-33.67
Niveau 3	-35.54	-32.19	-33.09	-36.16
Delta	4.84	1.75	0.36	6.86
Rang	2	3	4	1
Dm Effets moyens				
Niveau 1	-24,40	-32,06	-31,44	-28,76
Niveau 2	-32,54	-31,37	-31,63	-31,74
Niveau 3	-37,49	-31,01	-31,36	-33,94
Delta	13.09	1.05	0.27	5.18
Rang	1	3	4	2

3.4.1 Forces de coupe Fc

Comme le montre le Tableau 3.5, les forces de coupe par unité de largeur varient entre 20 N/mm et 100 N/mm. Dans la Figure 3.38 sont rapportés les effets des 4 facteurs sur l'effort de coupe, utilisant la moyenne dans la Figure 3.38.a et le ratio SN dans la Figure 3.38.b.



Figure 3.38. (a) Fc moyenne et (b) Ratio SN des effets sur les efforts de coupe pour chaque facteur de contrôle.

Les résultats indiquent que l'orientation des fibres (A) et la profondeur de coupe (D) sont les facteurs les plus importants qui affectent la force de coupe Fc. L'angle de coupe (B) a moins de contribution sur la réponse. Il peut être conclu à partir de ces résultats que la force de coupe a tendance à diminuer de manière modérée en passant d'un angle de coupe négatif à un angle de coupe positif. Cette tendance est aussi observée dans les travaux expérimentaux d'Arola et al. [ARO_96] et les études numériques de Lasri et al. ([LAS_09a], [LAS_11]) et Santiuste et al. ([SAN_10], [SOL_11]). L'effet du rayon d'arête d'outil (C) est négligeable et, par conséquent, il pourrait être fixé au plus haut niveau, ou bien au niveau le plus bas, pour prolonger la durée de vie de l'outil en fonction des besoins de l'application.

En accord avec ces résultats, la combinaison optimale pour avoir des faibles forces de coupe Fc est $A_1B_3C_3D_1$ dans la gamme testée. En outre, il n'y a pas de conflit dans la détermination de la solution optimale, en utilisant les critères de la réponse plus bas et le plus haut ratio S/N.

3.4.2 Endommagement induit

Concernant l'endommagement induit, les valeurs obtenues varient entre 11 μ m et 130 μ m comme montré dans le Tableau 3.5 et les effets des facteurs sont illustrés dans la Figure 3.39.

L'orientation des fibres et la profondeur de coupe sont les principaux paramètres affectant l'endommagement induit suivie par l'angle de coupe de l'outil. L'effet du rayon de l'arête de l'outil est faible lorsqu'il est pris dans cette gamme de valeurs. Ce facteur pourrait être fixé à l'un des trois niveaux choisis, car il n'aura pas d'effet sur les résultats. Le meilleur niveau pour les orientations de fibres choisies est le niveau le plus bas pour cette gamme d'orientations étudiée. En effet, l'endommagement augmente avec l'augmentation de l'angle d'orientation des fibres. Ces résultats sont en bon accord avec les tendances observées dans les différentes études qui se sont intéressées à l'endommagement subsurfacique [BHA_04], [NAY_05a], [LAS_11], [SAN_10]. D'autre part, le facteur angle de coupe donne la valeur la plus faible au troisième niveau.



Figure 3.39. (a) Dm moyen et (b) Ratio SN des effets sur l'endommagement pour chaque facteur de contrôle.

En accord avec les résultats obtenus et qui sont représentés par les graphes de la Figure 3.39, la combinaison optimale est A1B3C3D1, qui correspond à la plus grande valeur du ratio S/N de tous les paramètres de contrôle.

3.4.3 Les interactions entre facteurs

3.4.3.1 Les forces de coupe

Les diagrammes d'interaction entre les paramètres orientation des fibres (A), l'angle de coupe de l'outil (B) et le rayon d'arête de l'outil (C) sur la force de coupe et l'endommagement induits sont présentés respectivement dans la Figure 3.40 et Figure 3.41. L'interaction entre les facteurs est minime si les lignes sont presque parallèles. Si les droites ne sont pas parallèles ou si cellesci se croisent, il y a donc une interaction (forte ou très forte).



Figure 3.40. Interaction des facteurs pour la force de coupe Fc.

En ce qui concerne la Force de coupe Fc, les Figures (Figure 3.40.(a, b, a' et b')) montrent que les interactions entre l'orientation des fibres, l'angle de coupe et le rayon d'arête de l'outil sont considérées comme faibles.

En se référant au diagramme des interactions de ces figures, il a été relevé que la force de coupe devient faible avec la plus faible valeur de l'orientation des fibres en particulier avec l'angle de coupe le plus élevé. Le rayon d'arête de l'outil n'a pas de rôle significatif sur la force de coupe. L'interaction entre l'angle de coupe et le rayon d'arête de l'outil, (Figure 3.40.(c, et c')), est considérée comme la plus importante par rapport aux autres interactions

L'interprétation de ces diagrammes est qu'une augmentation de l'angle de coupe engendre une diminution de la force de coupe légèrement non linéaire pour toutes les valeurs du rayon d'arête de l'outil.

3.4.3.2 Endommagement

Pour l'endommagement induit, les interactions ($A \times B$ et $A \times C$) données dans (Figure 3.41.(a, b, a ', b')) entre l'orientation des fibres et à la fois l'angle de coupe et le rayon de l'outil sont négligeables. Par conséquent, un modèle linéaire pourrait être utilisé pour évaluer la réponse dans les gammes proposées. En outre, une interaction significative a été trouvée entre l'angle de coupe et le rayon d'arête de l'outil et un modèle non linéaire doit être utilisé. D'après les Figures (Figure 3.41.(c 'et c')), il a été noté qu'un angle de coupe élevé est préféré dans la coupe des matériaux composites CFRP.



Figure 3.41. Interaction des facteurs pour l'endommagement dm.

4 Conclusion

La principale contribution de ce travail concerne la reproduction réaliste de l'opération de coupe orthogonale des composites CFRP en termes de processus de formation du copeau (un et plusieurs copeaux), la prédiction des forces de coupe et celle de l'endommagement induit. Le modèle proposé est basé sur un comportement élasto-plastique, couplé à l'endommagement et la chute de rigidité des propriétés mécaniques du matériau. A partir de l'analyse de l'endommagement proposée, le processus de formation des copeaux est clairement décrit par la succession des fractures primaires et secondaires. L'approche mécanique complète intégrant le comportement élastoplastique et l'endommagement permet d'offrir une autre alternative aux modèles utilisés dans le domaine de la simulation numérique de l'usinage des composites, tels que les modèles utilisant les critères de rupture (Hashin, Hoffman et les critères maximales de stress).

D'autre part, l'usinage des matériaux composites CFRP implique un grand nombre de paramètres physiques. L'étude proposée fournit des informations importantes pour comprendre les interactions complexes entre les paramètres géométriques, les conditions de coupe et les caractéristiques des composites (l'orientation des fibres, la nature des fibres, matrice, modes d'endommagement, etc.). La principale contribution de ce travail porte sur l'analyse de l'effet des paramètres de coupe et leurs interactions avec les forces de coupe et l'endommagement induit. Pour la procédure d'optimisation, un plan d'expérience a été couplé avec les simulations numériques afin d'étudier l'influence des paramètres de coupe sur le processus d'usinage. En se basant sur ce travail, les conclusions suivantes peuvent être faites :

- le schéma d'intégration explicite utilisé dans la simulation permet de simuler l'usinage sur une distance assez importante pour permettre de former plusieurs copeaux successifs,
- le modèle proposé permet de prédire l'endommagement induit et l'influence des différents paramètres de coupe sur le processus d'usinage,
- les principaux facteurs qui contrôlent les forces de coupe et l'endommagement induit sont : (i) l'orientation des fibres, (ii) la profondeur de coupe et (iii) l'angle de coupe,
- une augmentation de l'angle d'orientation des fibres et de la profondeur de coupe conduit à une augmentation des forces de coupe et du niveau d'endommagement induit,
- une augmentation de l'angle de coupe engendre une diminution des forces de coupe et du niveau d'endommagement induit,
- enfin, on peut dire que le rayon d'arête de l'outil a un effet moins important pour la force de coupe et l'endommagement par rapport aux autres paramètres étudiés.

L'approche actuelle sera élargie dans le dernier chapitre à l'étude de l'opération de perçage en 3D en tenant compte de l'interface entre les plis unidirectionnels formant un composites multicouches.

Chapitre 4

Simulation numérique du perçage des composites CFRP et validation expérimentale

Ce chapitre est consacré à la modélisation de l'opération de perçage en utilisant l'approche qui a été développée dans le chapitre 2. Les simulations numériques ont été menées sur deux composites stratifiés dont les plis sont orientés différemment. Un protocole expérimental a été également mis en place afin de valider les résultats numériques par rapport aux efforts d'avance et l'endommagement produit lors du perçage des matériaux composites CFRP. Les essais expérimentaux ont permis entre autres de comprendre l'effet de certains paramètres, tels que les conditions d'usinage (vitesses de coupe et avance) et la nature des outils (Carbure de tungstène, PCD) et leurs géométries sur les efforts de coupe et l'endommagement subi par le matériau lors du perçage. Ainsi, une corrélation a été constatée entre les efforts d'avance Fz et l'endommagement induit obtenus expérimentalement et numériquement. Les résultats de ces deux études ont permis de valider le modèle de simulation pour le perçage des composites stratifiés CFRP.

1 Modélisation numérique de l'opération de perçage des CFRP

Ce chapitre complète les travaux présentés dans les chapitres précédents sur la coupe orthogonale des composites CFRP. Ainsi, le modèle de simulation 3D présenté dans le chapitre 3 a été étendu à l'opération de perçage et cela en tenant compte du problème de délaminage qui peut se produire au niveau de l'interface entre deux plis adjacents. Dans l'approche proposée, le comportement du pli est régi par le modèle mésomécanique 3D présenté dans le chapitre 2. Ce modèle combine l'effet de chute de rigidité sur le comportement du matériau durant la sollicitation et celui de la plasticité en utilisant le concept des contraintes effectives et les lois d'évolution pour prédire l'initiation et la propagation de l'endommagement au cours du processus de formation des copeaux. Par ailleurs, le délaminage, qui peut se produire au niveau de l'interface inter-plis, a également été pris en compte en utilisant les éléments cohésifs (CZE : Cohesive Zone Elements) disponibles dans Abaqus [ABA_11]. Le modèle propose une approche dynamique basée sur le logiciel Abaqus/explicit et un comportement mécanique endommageable mis en œuvre en 3D à l'aide de la subroutine VUMAT. Les plis

unidirectionnels composant la pièce ont été modélisés comme un matériau homogène équivalent (HEM).

Une première étude a été menée afin de valider et d'analyser la sensibilité du modèle à l'effet de la stratification du composite CFRP. Le choix des matériaux est porté sur deux stratifications : la première avec 8 plis $[0^{\circ}, 45^{\circ}, -45^{\circ}, 0^{\circ}]_{s}$ et la seconde avec 16 plis suivant la stratification $[0^{\circ}_{4}, 90^{\circ}_{8}, 0^{\circ}_{4}]$. Les investigations menées dans ce travail s'intéressent à l'évolution des efforts d'avance Fz, l'endommagement induit au niveau des plis, la formation des copeaux et le délaminage interlaminaire.

2 Mise en place de la simulation numérique de perçage des stratifiés

2.1 Modélisation géométrique et conditions aux limites

La modélisation EF 3D de l'opération de perçage concerne le couple composite CFRP/outil carbure de tungstène. La pièce à usiner a été considérée comme un matériau homogène équivalent (HEM) avec un module d'élasticité longitudinal dans la direction des fibres plus important que le module transversal. Dans un souci d'atténuer le délaminage en sortie de trou, les pièces composites sont installées sur des supports rigides (voir Figure 4.1) avec des trous possédant des axes qui coïncident avec les axes de perçage. Ainsi, l'encastrement s'est fait en liant tous les nœuds de la surface inférieure du stratifié avec la surface du support rigide en utilisant l'option « contrainte de lien » disponible dans Abaqus [ABA_11]. Le support est modélisé comme un corps rigide non endommageable car d'une part il n'y a aucun intérêt particulier à examiner son effet sur le perçage et d'autre part, cela permet de réduire le temps global de calcul.



Figure 4.1. Schématisation du montage de perçage des stratifiés CFRP.

La Figure 4.2. présente les conditions aux limites et la géométrie du couple outil-pièce pour la simulation du perçage des stratifiés CFRP. Les déplacements des nœuds se trouvant sur la surface horizontale inférieure du support sont bloqués suivant les directions (X), (Y) et (Z). Le matériau considéré dans cette étude, est le composite CFRP T300/914 selon deux stratifications $[0^{\circ}, 45^{\circ}, -45^{\circ}, 0^{\circ}]_{s}$ et $[0^{\circ}_{4}, 90^{\circ}_{8}, 0^{\circ}_{4}]$. Les propriétés mécaniques de ce matériau sont répertoriées dans le Tableau 4.1. Les paramètres d'endommagement et de plasticité sont identiques à ceux utilisés dans la modélisation de la coupe orthogonale présentée dans le chapitre 3 et dans les travaux sur le perçage de Zenia et al. [ZEN_15c] (Tableau 4.2).



Tableau 4.1. Les propriétés mécaniques du composite CFRP T300/914.



L'outil est modélisé comme un corps rigide et contrôlé par un point de référence où les deux vitesses de perçage (les vitesses d'avance Vz et de rotation W) sont appliquées et les forces d'usinage mesurées. Ce choix est motivé d'une part, (i) par le fait que cette étude ne s'intéresse pas au comportement à l'usure du foret de perçage et d'autre part, (ii) par le grand écart entre la valeur du module d'élasticité du carbure de tungstène (de 500 à 700 GPa) et celui du composite CFRP dans la direction principale (environ 127 GPa). Les caractéristiques géométriques des deux forets utilisés dans cette étude sont répertoriées dans le Tableau 4.3.

Paramètres d'endommagement					
Y_{12}^c (MPa)	8				
Y_{12}^{0} (MPa)	0.03				
b	0.5				
b'	0.8				
Y_{11}^t (MPa)	15				
Y_{11}^{c} (MPa)	12				
а	1				
$ au_c$ (µs)	6				
Paramètres de j	plasticité				
α	0.54				
β (MPa)	1000				
С	0.7				
$R_{\rm o}$ (MPa)	64				

Tableau 4.2. Paramètres d'endommagement et de plasticité d'un pli UD-CFRP T300/914

Tableau 4.3. Caractéristiques géométriques des forets utilisés.

	foret 1	foret 2
Forme	hélicoïdal	hélicoïdal
diamètre (mm)	4	3
angle de pointe (°)	135	120
angle de dépouille (°)	13.45	30

2.2 Éléments finis et sensibilité au maillage

Une analyse dynamique explicite de l'opération de perçage a été réalisée sous le logiciel Abaqus/Explicit [ABA_11]. La simulation 3D est réalisée en utilisant des éléments linéaires brique à huit nœuds avec une intégration réduite « C3D8R ». La taille de maillage (voir Figure 4.3) utilisée est de 0.100 mm pour les éléments se trouvant dans la zone où le foret opérera. Puis une taille de maillage allant de 0.1 mm autour de la zone de perçage à 1 mm au niveau des bords de la pièce. Ce choix a été fait afin d'obtenir un bon compromis entre la qualité des résultats et le temps de calcul comme montré dans les travaux de Phadnis et al. [PHA_13] et Feito et al. [FEI_14]. Toutefois, tous les éléments ont une épaisseur égale de 0.0625 mm, soit deux éléments dans l'épaisseur de chaque pli. En effet, cela permet d'améliorer le calcul des efforts d'avance car une utilisation des éléments épais génère d'importantes fluctuations dans l'évolution des efforts d'avance dues à la suppression des éléments.

Lors des simulations de perçage, les temps de calculs sont compris entre 5 à 10 jours selon la taille du maillage utilisée et avec un ordinateur (RAM : 16 Go, processeur : 3.6 GHz). Dans un souci de gain de temps, toutes les interfaces se trouvant entre deux plis adjacents n'ont pas été modélisées. En effet, pour le cas du stratifié [-45°, 0°₂, 45°]_s, seule l'interface se trouvant entre le premier et le second pli et celle se trouvant entre l'avant dernier et dernier pli ont été



modélisées, voir Figure 4.2.a.

Figure 4.3. Maillage utilisé pour des plis CFRP : Maillage fin au centre et grossier sur les extrémités de la pièce.

Ce choix est motivé par la volonté d'étudier le délaminage en entrée et sortie du trou percé. Concernant le deuxième stratifié [0°4, 90°8, 0°4], quatre interfaces ont été modélisées. La première est placée entre le premier et deuxième pli et cela afin d'étudier l'effet de l'outil sur le délaminage en entrée de trou. La seconde et la troisième interface ont été placées aux frontières entre les plis orientés à 0° et les plis orientés à 90° (Figure 4.2.b). Cette démarche est motivée par le souhait d'étudier l'effet sur le délaminage que peut avoir deux plis orientés différemment. En effet, Ladevèze et al. ([LAD_89], [ALL_92], [LAD_00]) dans leurs travaux sur les composites ont noté que le délaminage inter-laminaire ne pouvait se produire qu'entre deux plis ayant des orientations de fibres différentes. Ces auteurs ont conclu qu'il n'y a pas d'effet sur le délaminage lorsque les plis successifs ont la même orientation de fibres. Cela permet de les modéliser par un seul pli, dont l'épaisseur correspond à la somme des épaisseurs de ces derniers et ayant un comportement mécanique semblable à celui d'un pli unidirectionnel.

Chacune des interfaces inter-pli a été modélisée avec des éléments de cohésion de type COH3D8 et une épaisseur de 5 μ m. D'après la littérature, des valeurs différentes d'épaisseur de ces éléments ont été utilisées afin de simuler la dégradation d'une interface. Plusieurs travaux [PHA_13], [SHI_14] et [FEI_14] ont utilisé une épaisseur comprise entre 10 et 5 μ m. Dans notre travail, l'épaisseur a été choisie égale à 10 μ m. Les propriétés d'endommagement des éléments cohésifs utilisés pour modéliser l'interface sont reportées dans le Tableau 4.4.

Tableau 4.4. Propriétés d'endommagement des éléments cohésifs utilisés pour modéliser l'interface interlaminaire.

Paramètres d'endommagement				
$K_n (N/mm^3)$	4 x 10 ⁶			
$K_{s} = K_{t} (N/mm^{3})$	4 x 10 ⁶			
$G_n G_n (N/mm^3)$	0.2			
$G_s = G_t (N/mm^3)$	1			
$t_n^{\ \nu}(MPa)$	60			
$\mathbf{t}_t^{\nu} = \mathbf{t}_s^{\nu} (\mathrm{MPa})$	90			
η	1.8			

2.3 Le contact outil-pièce

Le contact entre la pièce et l'outil est défini entre la surface extérieure de l'outil et l'ensemble de tous les nœuds du maillage de la pièce avec une formulation cinématique du contact. Cette approche permet d'avoir un contact permanent entre l'outil et la pièce et cela malgré l'utilisation de la fonction de suppression des éléments. Ainsi le trou se forme par la suppression des éléments fortement endommagés dans la zone de perçage créant ainsi des micro-copeaux.

Le frottement entre l'outil et la pièce est défini de la même manière que dans le chapitre 3 par une loi de type Coulomb. Le coefficient de frottement à l'interface outil-copeau est pris constant, égal à 0.4, comme dans les études menées par Arola et al. [Aro_96], Venu Gopal Rao et al. [VEN_07], Lasri et al. [Las_09a] et Nayak et al. [Nay_05b] où il a été pris entre 0.3 et 0.5.

2.4 Simulation numérique du perçage et formation des copeaux

Lors de la simulation numérique du perçage, le processus de suppression d'éléments se fait de la même manière que dans le chapitre 3 (coupe orthogonale). En effet, lorsque le critère d'endommagement est satisfait, soit une fois une des deux variables SDV1 ou SDV3 contrôlant la suppression des éléments ait atteint la valeur 1, l'élément concerné ou totalement endommagé est supprimé.





La Figure 4.4 montre les différents stades d'une opération de perçage du composite CFRP avec un foret hélicoïdal. La pointe du foret est positionnée dans l'axe de perçage (Figure 4.4.a). Le trou de diamètre 3 mm est percé au centre de la plaque situé loin du bord de celle-ci pour éviter les problèmes dus à l'effet de bord.

La Figure 4.4.b montre un résultat intéressant observé lors de la simulation montrant le dégagement des copeaux. Ces derniers sont sous forme de poudre correspondant à ceux observés lors des essais de perçage par Iliescu [ILI_08]. La forme poudreuse de la matière enlevée est due au comportement fragile des fibres et de la matrice thermodurcissable. La forme du trou obtenu est bien de forme circulaire comme le montre la Figure 4.4.c.

La figure 4.5 présente une comparaison de l'évolution de l'effort d'avance avec et sans filtre médian de bruit durant l'opération de perçage avec une vitesse d'avance de 500 mm/min. Celleci est parfaite pour éliminer les bruits et facilitera l'analyse et le traitement du signal.



Figure 4.5. Force d'avance durant l'opération de perçage pour une vitesse Vz=500 mm/min.

3 Validation expérimentale des essais de perçage du composite stratifié CFRP

La réalisation d'essais de perçage des composites CFRP est destinée à valider le modèle de simulation présenté précédemment. Le choix des conditions de perçage a été fait en se basant sur les résultats des travaux expérimentaux disponibles dans la littérature ([Zit_05], [Ili_08], [PHA_13]). Les résultats auxquels s'intéresse cette étude expérimentale sont les efforts d'avance Fz et l'endommagement induit dans la pièce usinée. Par conséquent, l'étude ne s'intéressera pas à l'usure générée sur les outils de perçage ou la température produite pendant le perçage.

3.1 Mise en place des essais de perçage

Les essais de perçage ont été réalisés sur un centre d'usinage vertical UGV RV-8 SP REALMECA (voir la Figure 4.6). Cette machine-outil a été instrumentée pour les besoins de l'étude afin de mesurer les efforts d'avance Fz. Ce centre d'usinage a comme caractéristiques principales : une vitesse de broche maximale de 24000 tr/min, une puissance de broche de



30 kW, une avance de coupe maximale de 20 m/min et une surface de travail de 800 x 600 mm².

Figure 4.6. Centre d'usinage RV8 REALMECA utilisé pour les essais de perçage.

3.1.1 Matériau usiné

Le matériau de l'étude est un matériau composite élaboré à partir de fibres longues de carbone et de matrice polymère. Connu sous le nom commercial T300/914, il se présente sous forme d'un stratifié, avec une succession de couches de composite unidirectionnel (UD) empilées les unes sur les autres dans différentes directions. Les couches des plaques composites utilisées dans cette étude se présentent sous la disposition suivante $[0^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_S$.

Ce matériau a été mis en œuvre par l'empilement de couche unidirectionnelle par moulage sous vide et une polymérisation en autoclave (voir le point 1.2.2 du chapitre 1). L'épaisseur totale de la plaque usinée est de 1.262 mm. Celle-ci a été mesurée à l'aide du microscope numérique comme le montre la Figure 4.7. Les propriétés mécaniques et d'endommagement du matériau sont reportées dans le Tableau 4.1 et Tableau 4.2. Ces dernières sont identiques à celles du matériau décrit dans le chapitre 3.



Figure 4.7. Mesure de l'épaisseur de la plaque en composite CFRP à l'aide du microscope numérique.

Les trous de la pièce ont été positionnés en laissant un espace de 20 mm entre le centre de chacun des trous (voir la Figure 4.8). Cet espace est nécessaire afin d'éviter que l'endommagement généré lors du perçage du premier trou n'affecte la zone où sera percé le trou suivant.

La Figure 4.9 montre la plaque composite fixée à l'aide d'une autre plaque en aluminium. Sur

cette dernière, des trous de diamètre 6 mm ont été percés et positionnés au même endroit où seront percés les trous sur la plaque composite.



Figure 4.8. Plaque en composite CFRP (100mm X 100mm)



Figure 4.9. Pose de la plaque en composite sur le support en aluminium.

Des fixations boulonnées ont été utilisées pour fixer la plaque en composite sur le support en aluminium (voir Figure 4.9). Du ruban adhésif a également été utilisé pour améliorer la fixation et minimiser les vibrations générées durant l'opération de perçage.

Cette opération a permis d'usiner la plaque composite au travers de la plaque aluminium.

3.1.2 Forets utilisés

Dans ces essais, deux types de forets ont été utilisés. Le premier est un foret en carbure monobloc non revêtu CoroDrill® 452.1-CM et le second est un foret en carbure monobloc revêtu avec un revêtement PCD CoroDrill® 854.1 N20C (voir le Tableau 4.5). Ce dernier est spécialement conçu pour les composites ayant une teneur en fibre de carbone supérieure à 50%. Une comparaison sera donc faite entre les deux outils et pour analyser l'effet sur l'endommagement et les efforts d'avance.

Tableau 4.5.	Spécificités	des forets	utilisés
--------------	--------------	------------	----------

Fabricant d'outil	référence	Diamètre (mm)	Revêtement
SANDVIK	452.1	4.17	-
SANDVIK	854.1	4	PCD

Le foret SANDVIK 452.1-CM est le foret hélicoïdal (voir Figure 4.10.a) en carbure monobloc

non revêtu. Il a un angle de pointe de 135°, un angle d'hélice de 20°, un angle de dépouille de 13.45° et un diamètre de 4,17 mm.



Figure 4.10. Forets utilisés lors des essais de perçage. (a) Foret en carbure de tungstène. (b) Foret revêtu en PCD

Le foret SANDVIK 854.1 N20C est un foret hélicoïdal (voir Figure 4.10.b) en carbure monobloc revêtu en PCD. Il est spécialement conçu pour l'usinage des matériaux composites à fibres longues de carbone CFRP, avec une pointe différente de celle du foret classique et cela afin de bien accrocher les fibres. Il a un angle de pointe de 130°, un angle d'hélice de 34,9°, un angle de dépouille de 24° et un diamètre de 4 mm. Le revêtement en PCD a pour rôle d'augmenter sa résistance à l'usure.

3.1.3 Conditions d'usinage

Le paramètre d'usinage qui sera varié lors des essais de perçage a été choisi suite à une recherche bibliographique. En effet, suivant plusieurs études expérimentales ([ABR_08,], [PHA_13], [MOH_05a], [MOH_05b], [ILI_08]) la vitesse d'avance Vz influence de manière importante l'évolution des efforts d'avance Fz. En effet, les travaux d'Abrao et al. [ABR_08], Phadnis et al [PHA_13] montrent que les forces d'avance Fz augmentent avec l'augmentation de la vitesse d'avance. De plus, cette augmentation se fait de manière significative.

Les forces d'avance et le couple sont affectés par la vitesse de coupe, vitesse d'avance, et la géométrie du foret. Lors des essais de perçage, seuls les efforts d'avance Fz ont été considérés. Par conséquent, une variation de la vitesse d'avance Fz sera faite afin de pourvoir faire une étude comparative entre les résultats expérimentaux et le modèle de simulation.

Pour ce qui est des outils de coupe, les paramètres géométriques du foret hélicoïdal qui ont une influence sur les efforts d'avance sont respectivement l'angle de pointe, l'épaisseur de la bande et le diamètre du foret.

Il a été démontré expérimentalement qu'une variation simultanée de l'avance et du diamètre de l'outil n'ont pas une plus grande influence sur les efforts d'avance [MOH_05a]. Par conséquent, en tenant compte des travaux expérimentaux cités précédemment, trois vitesses d'avance ont été considérées : 300 mm/min, 500 mm/min et 700 mm/min. Dans un souci d'améliorer la comparaison qui sera faite avec le modèle de simulation, une quatrième vitesse Vz = 900 mm/min a été rajoutée aux essais faits avec l'outil en carbure de tungstène. Pour ce qui est de la vitesse de rotation, celle-ci a été prise constante et égale à N = 2500 tr/min.

	Vz1=300	$\mathbf{Vz2}=500$	Vz3 =700	Vz3 =900	Trous percés
Outil PCD	5	5	5	5	25
Outil carbure	5	5	5		35

Tableau 4.6. La répétabilité et les conditions des essais.

3.1.4 Instrumentation du banc de perçage

Lors des essais de perçage, seuls les efforts d'usinage ont été mesurés. Dans cette étude on a utilisé une table Kistler de Type 9129AA constituée de quatre capteurs de force à 6 composantes montés sous précontrainte élevée entre la plaque de recouvrement et les deux plaques de bases latérales. Les capteurs de force contiennent chacun trois plaques de cristal, dont l'une est sensible à la pression dans la direction Y et les deux autres aux forces de cisaillement dans les directions X et Z. La table permet donc de mesurer les trois composantes du vecteur de force résultante Fx, Fy, et Fz et les trois composantes du vecteur de moment résultant Mx, My et Mz. Dans le montage utilisé lors des essais, la direction Z est confondue avec la direction d'avance de l'outil, Fz représente par conséquent l'effort axial ou l'effort d'avance.

Dans le Tableau 4.7, sont reportées quelques caractéristiques du dynamomètre Kistler 9129AA.



Tableau 4.7. Quelques caractéristiques du dynamomètre Kistler 9129AA.

Figure 4.11. Evolution des efforts d'avance Fz obtenus avec l'outil en carbure de tungstène (a) Lors du perçage de cinq trous successifs. (b) Zoom sur l'évolution de l'effort d'avance Fz pour un seul trou : Vz = 500 mm/min.

0,13

0,18

Temps (s)

0,23

0,28

0,33

0,08

Pour construire un système de mesures complet, un amplificateur de charge multicanal 5070A a été utilisé. Le signal de mesure est converti en une tension électrique dans les canaux individuels. La valeur mesurée est exactement proportionnelle à la force appliquée.

La Figure 4.11 montre l'évolution des efforts d'avance Fz enregistrés lors de l'essai de perçage effectué avec l'outil en carbure de tungstène et une vitesse d'avance Vz de 500 mm/min. Les 5 pics dans cette figure représentent les efforts d'avance Fz relevés lors du perçage de cinq trous successifs. La Figure 4.11.b montre en détail la courbe d'évolution de l'effort d'avance Fz enregistré lors du perçage d'un seul trou.

3.2 Moyens de mesure

Une campagne de mesures a été menée pour quantifier l'endommagement à l'aide de différents moyens d'observation et d'analyse.

3.2.1 Microscope numérique

Le microscope numérique a été utilisé pour effectuer différents types de mesures 2D et 3D. Il permet des observations avec une grande profondeur de champ (20x supérieur aux microscopes optiques classiques) et une très haute résolution. Il permet également des observations à 360 degrés avec une gamme de grossissement de x0.1 à x5000. Cet appareil a permis d'analyser les plaques usinées avant et après les essais et cela afin de suivre l'étendue de l'endommagement et ses modes les plus présents.

La Figure 4.12, montre une vue de profil obtenue à l'aide du microscope numérique. On distingue les différentes couches du composite CFRP utilisé lors des essais. En effet, comme le montre la Figure 4.12, une distinction peut être faite entre 8 couches. L'observation a également permis de relever les différents défauts de mise en forme du composite tels que les vides ou cavités comme montré sur la Figure 4.12.



Figure 4.12. Vue de profil des différentes couches d'un échantillon en composite multicouches à l'aide d'un microscope numérique.

3.2.2 Microscopie électronique à balayage

Pour analyser l'endommagement généré au niveau des pièces et plus précisément au niveau de la surface latérale des trous percés, le microscope électronique à balayage (MEB : JEOL / JSM-6010LA) a été utilisé. Ce dernier permet l'obtention des images en haute résolution de la surface de l'échantillon en utilisant le principe des interactions électrons-matière. On obtient ainsi des images avec un contraste topographique, ou bien un contraste chimique. Le MEB a également été utilisé sur des échantillons polis au préalable pour d'une part, distinguer les différentes

couches du stratifié et d'autre part, montrer la présence de défauts comme le montre la Figure 4.13. Ces défauts sont principalement de l'arrachement des fibres et du délaminage.



Figure 4.13. Images MEB effectuée sur un échantillon poli du composite CFRP : $-45^{\circ}/0^{\circ}_{2}/-45^{\circ}$.

La Figure 4.14 montre les arrachements de fibres, la fissuration matricielle et le délaminage fibre/matrice. En effet, l'opération de perçage peut engendrer des cratères au niveau de la surface usinée et cela est dû à l'arrachement des fibres sous l'effet de l'outil.



Figure 4.14. Micrographie montrant un arrachement de fibres sur la paroi d'un trou percé. 3.2.3 Interféromètre tridimensionnelle (Bruker NP Flex)

Ce moyen a été utilisé pour mesurer l'état de surface de la plaque usinée. En effet, ce type de système permet d'avoir une cartographie assez précise de l'état de surface après les essais de perçage (voir Figure 4.15). Cela permet d'identifier l'effet des paramètres de coupe et des outils utilisés sur l'état de surface et la qualité des trous. L'interféromètre tridimensionnel est un système de métrologie optique des surfaces basé sur l'interférométrie en lumière blanche. Il permet de réaliser des topographies de surfaces 3D à haute résolution (Résolution verticale du système est < 0.15nm). Son utilisation permet de quantifier l'état d'une surface, mesure de l'usure, mesure de relief et de la rugosité.



Figure 4.15. Profil de la surface usinée avec un profilomètre optique, [ILI_08]

3.2.4 Tomographie à Rayon X

La Tomographie à rayon X est une technique d'imagerie non invasive. Elle offre l'avantage de pouvoir être utilisée sur tous les matériaux. Son principe de fonctionnement est d'opérer plusieurs coupes de l'objet analysé puis de faire une reconstruction de celles-ci. Ces coupes sont faites grâce aux mesures déportées autour de la pièce soumise à l'étude. Par conséquent, quand la tomographie est utilisée avec des rayons X, cela permet d'avoir des radiographies de la pièce étudiée sur 360°. Les images en coupe de la pièce sont donc obtenues par inversion à partir de ces radiographies et ce à l'aide d'un algorithme mathématique d'inversion de données, [CET_13]. Cela permet de reconstituer la structure interne de notre pièce composite et d'analyser les différentes phases de celle-ci (matrice, fibres et interface).

Dans les essais de perçage la tomographie a rayon X a permis d'analyser l'étendue du délaminage interplis au niveau des plaques usinées (voir, Figure 4.16), sans avoir à les découper et donc à perturber les phénomènes recherchés.



Figure 4.16. Etat du délaminage interlaminaire en sortie de trou, observé à l'aide de la tomographie à rayon X.

4 Analyse des résultats et confrontation aux simulations numériques du perçage

4.1 Efforts de perçage

Dans ce qui suit seront présentés les résultats concernant les efforts de perçage. Le principal objectif est de confronter le modèle de simulation aux résultats expérimentaux. Lors de l'étude expérimentale, on s'est contenté de faire varier uniquement la vitesse d'avance Vz.

La Figure 4.17 montre l'évolution de l'effort d'avance Fz en fonction de la vitesse d'avance Vz obtenue avec l'outil PCD de diamètre 4 mm. L'évolution de l'effort d'avance se fait de façon

linéaire. Sa valeur minimale est de 100 N pour une vitesse d'avance de 300 mm/min et sa valeur maximale est de 154 N pour une vitesse d'avance à 700 mm/min. Ce constat est conforme à ce qui a été observé dans les autres études expérimentales [ZIT_04], [ABR_08], [KRI_12].

La Figure 4.18 montre également l'évolution de l'effort d'avance Fz en fonction de la vitesse d'avance Vz obtenue avec l'outil en carbure de tungstène de diamètre 4.17 mm. Les vitesses utilisées Vz = 300, 500, 700 et 900 mm/min. Comme pour le précédent foret, les essais ont été répétés cinq fois pour chacune de ces vitesses et une valeur moyenne a été calculée pour chaque cas. Toutefois, une autre valeur de la vitesse a été ajoutée car ce sont les résultats obtenus avec l'outil en carbure de tungstène qui seront confrontés au modèle de simulation numérique. En effet, la géométrie complexe du foret PCD, avec la présence de deux dents latérales a rendu sa modélisation géométrique complexe (manque d'information de la part du fournisseur). Ainsi dans un souci de précision, il a été décidé de confronter à la simulation uniquement les résultats obtenus avec l'outil en carbure de tungstène, dont les caractéristiques géométriques sont données dans le Tableau 4.3.

L'évolution de l'effort d'avance se fait de façon quasi-linéaire. Sa valeur minimale est de 42.6 N pour une vitesse d'avance de 300 mm/min et sa valeur maximale est de 100.4 N pour une vitesse d'avance à 900 mm/min.



Figure 4.17. Evolution des efforts d'avance Fz en fonction de la vitesse d'avance Vz durant les essais expérimentaux avec un outil PCD.

Le constat général, qui peut être fait à partir des résultats présentés sur les Figures 4.17 et 4.18, est que les efforts d'avance Fz augmentent avec la vitesse d'avance Vz et cela pour les deux outils utilisés. Cela s'explique par l'augmentation de la zone de cisaillement ([ABR_08], [ILI_08]) et de la quantité de matière enlevée ([HOC_92]) lorsque la vitesse d'avance Vz augmente.

Cependant, les valeurs les plus élevées des efforts d'avance ont été obtenues avec l'outil en PCD et cela malgré un diamètre inférieur à celui de l'outil en carbure de tungstène de $\Delta D = 0.17$ mm. Cependant, les valeurs d'avance relevées avec l'outil PCD sont environ deux fois supérieures à celles obtenues avec l'outil en carbure de tungstène. Dans la littérature, Abrao et al. [ABR_08], Mohan et al. [MOH_05a] et El-Sonbaty [ELS_04], ont montré que la force d'avance a tendance à augmenter avec l'augmentation du diamètre du foret. En effet, selon El-

Sonbaty [ELS_04], l'augmentation du diamètre du foret et de la vitesse d'avance Vz conduit à une augmentation de la surface transversale du copeau non déformé. Ceci engendre une augmentation de la résistance de la formation du copeau et par conséquent, l'augmentation de l'effort axial Fz.



Figure 4.18. Evolution des efforts d'avance Fz en fonction de la vitesse d'avance V_Z durant les essais expérimentaux avec un outil en carbure de tungstène.

Toutefois, pour le cas des outils utilisés dans les essais de perçage, la différence des résultats obtenus est principalement due à la géométrie des pointes des forets utilisés. En effet, si pour l'outil en carbure de tungstène (voir, Figure 4.19.a) la pointe de l'outil est de forme classique (conique), celle de l'outil PCD (voir, Figure 4.19.b) a quant à elle une forme spécifique, spécialement élaborée pour les composite à fibres longues FRP. Cette dernière est pourvue de deux dents supplémentaires sur les extrémités de la tête du foret. Cette géométrie en forme de « W » engendre plus d'effort de poussée, ce qui explique l'augmentation des efforts d'avance.



Figure 4.19. Géométries des foret utilisés : (a) Foret en carbure de tungstène et (b) Foret en PCD.

Abrao et al. [ABR_08] ont fait une étude sur l'effet de la géométrie de coupe de l'outil sur la force d'avance. Dans ce travail, ils avaient conclu que lors du perçage des composites FRP, la géométrie de l'outil jouait un rôle très important sur les efforts d'avance. En effet, la force d'avance est générée par l'action de coupe des deux arêtes de coupe soit la lèvre de coupe et l'ame se trouvant en pointe de l'outil, cette dernière joue un rôle majeur sur les force d'avance. Enfin, en raison de la faible épaisseur de la pièce percée (e = 1.2 mm), les valeurs de la force

tangentielle sont négligeables. Par conséquent, elles ne seront pas discutées dans ce travail.

4.2 Analyse de l'endommagement induit

La Figure 4.20 présente l'endommagement au niveau d'un trou usiné avec l'outil en carbure de tungstène. Des relevés d'images des parois intérieures des trous usinés et des surfaces en entrée et sortie de trou ont été effectués grâce au microscope électronique à balayage MEB et au microscope numérique décrits dans la section 3.2.

Les micrographies de la Figure 4.20 montrent la surface intérieure d'un trou obtenu avec le foret en carbure de tungstène pour Vz = 500 mm/min. A travers cette image, on peut remarquer que l'état d'endommagement des plis diffère considérablement selon l'orientation des fibres. L'observation la plus marquante est l'endommagement très prononcé au niveau des deux plis orientés à -45°.

En effet, pour les plis dont les fibres sont orientées à -45°, l'enlèvement de matière est le produit de fléchissement des fibres sous l'effet de l'avancement de l'outil, ce qui provoque leur arrachement donnant lieu à des cratères (voir Figure 4.21) et un état de surface de mauvaise qualité comme le montre la Figure 4.20.a. et 4.20.b. Les mêmes conclusions ont été rapportées par Li et al. [LI_14].



Figure 4.20. Micrographies montrant l'endommagement au niveau d'un trou usiné dans le composite CFRP [0°, 45°, -45°, 0°]s avec l'outil en carbure de tungstène : a) vue de l'ensemble de la paroi du trou avec les différents plis repérés par leur orientation ``°''; b) interface entre plis 0°/-45°, c) endommagement en entrée du trou; d) endommagement en sortie du trou. Vz = 500 mm/min, N = 2500 tr/min.

En revanche, les plis ayant des fibres orientées à 0° sont plutôt de bonne qualité en général. Il faut noter l'exception des plis en entrée et sortie de trou, qui sont assez endommagés en raison de l'endommagement créé par le soulèvement de la matière engendré par la pénétration de l'outil dans le matériau (Figure 4.20.c). Quant à l'endommagement en sortie de trou, il est dû au dégagement de l'outil lors de sa sortie (Figure 4.20.c). Enfin, la Figure 4.20 montre un bon état de surface général des plis avec une orientation des fibres à 45°. Ces résultats sont en bon accord avec les autres travaux expérimentaux tels que ceux de Li et al. [LI_14].



Figure 4.21. L'arrachement des fibres observé au profilomètre optique.

La Figure 4.22 montre l'état de l'endommagement en entrée et sortie de trou observé à l'aide d'un microscope numérique. Les défauts en entrée de trou tels que montré par la Figure 4.22.a sont le résultat de l'effet de pelage engendré par l'arête de coupe principale du foret [GUE_94]. Ce défaut se forme principalement au niveau de l'interface se trouvant entre les deux premiers plis atteints par le bec de l'outil, comme cela a été expliqué dans la Figure 1.10 du chapitre 1.

De plus, Un endommagement plus marqué est observé en sortie de trou, cela s'explique par la décohésion de l'interface se trouvant entre les deux derniers plis du stratifié (voir, Figure 4.23). En effet, ce délaminage est engendré principalement par le couple effort de poussée Fz et vitesse d'avance mais également par l'affutage et l'état d'usure des forets ([ABR_97], [PER_97], [LAC_00], [SUR_05], [ILI_08], [GOH_08]).



Figure 4.22. Observation à l'aide du microscope numérique de l'état du délaminage (a) en entrée de trou, (b) en sortie de trou.



Figure 4.23. Observation par tomographie à rayons X de l'état du délaminage en sortie de trou.

Le niveau des déformations assez élevé qui découle de l'effet de poussée de l'outil accentué ici par la différence de diamètre entre le trou usiné (4.17 mm) et celui du pré-trou se trouvant dans le support en aluminium (6 mm) engendre une décohésion importante au niveau de l'interface se trouvant entre les deux derniers plis du stratifié.

4.3 Confrontation des résultats numériques et expérimentaux

4.3.1 Efforts d'avance

Une étude comparative entre simulation numérique et résultats expérimentaux a été faite sur les efforts d'avance. La Figure 4.24 montre l'évolution des efforts d'avance obtenus expérimentalement et numériquement en fonction de la vitesse d'avance Vz, durant le processus de perçage avec l'outil carbure de tungstène.

Le constat principal qui peut être fait est que les efforts d'avance augmentent avec la vitesse d'avance. Les forces d'avance obtenues durant les essais d'usinage sont comprises entre 45 N pour une vitesse d'avance de 300 mm/min et 104 N pour une vitesse d'avance de 900 mm/min. Avec le modèle numérique les efforts d'avance sont compris entre 40 N pour Vz = 300 mm/min et 100 N pour Vz = 900 mm/min.



Figure 4.24. Comparaison entre les résultats de la simulation numérique et résultats expérimentaux pour les efforts d'avance Fz en fonction de la vitesse d'avance Vz.

Une tendance d'augmentation linéaire des efforts d'avance est confirmée par les résultats obtenus en simulation qui considère l'outil de perçage comme rigide (effet de l'usure négligé).

Les résultats des deux études expérimentale et numérique sont très proches. Ce qui valide le modèle de simulation numérique pour l'opération de perçage. En effet, le modèle éléments finis proposé arrive à reproduire les efforts d'avance de manière assez précise comme pour le cas de la coupe orthogonale présentée dans le chapitre 3.

4.3.2 Endommagement induit

Lors des essais de perçage, nous avons constaté que la vitesse d'avance ou de pénétration Vz avait un effet direct sur l'état du délaminage interlaminaire comme le montre la Figure 4.25. En effet, l'étendue du délaminage interlaminaire en sortie de trou augmente avec l'augmentation de la vitesse d'avance Vz. Ainsi le délaminage le plus important a été enregistré avec la vitesse Vz = 700 mm/min. Ce résultat est en accord avec les résultats expérimentaux trouvés dans la littérature ([ABR_97], [PER_97], [SUR_05], [KRI_12], [PHA_13]).



Figure 4.25. Effet de la vitesse d'avance Vz sur le délaminage en sortie de trou.

De plus, cette tendance est également confirmée par les résultats obtenus en simulation comme le montre la Figure 4.25. Cette dernière montre clairement que l'endommagement s'étend avec l'augmentation de la vitesse d'avance Vz. En effet, la même tendance d'augmentation de

l'étendue du délaminage avec l'augmentation de la vitesse d'avance Vz est observée numériquement et expérimentalement. On peut observer sur la Figure 4.25.a qui montre le délaminage observé expérimentalement pour une vitesse Vz de 300 mm/min, que le délaminage s'étend sur une petite longueur et ceci est confirmé par la simulation numérique comme le montre la Figure 4.25.a' où on peut observer une propagation du délaminage tout autour du trou mais de façon moins imposante qu'avec une vitesse Vz de 700 mm/min comme l'illustre les Figure 4.25.c et 4.25.c'. En effet, ces dernières montrent une étendue du délaminage plus importante sous forme rectangulaire tout autour du trou (voir Figure 4.25.c').

La Figure 4.26 montre l'évolution du délaminage en fonction de la vitesse d'avance Vz obtenue expérimentalement et avec le modèle 3D. Les deux courbes expérimentale et numérique ont la même tendance, toutefois les résultats de la simulation sont plus importants que ceux obtenus expérimentalement mais la différence entre les deux reste acceptable.

Cette étude a également mis en évidence le fait que le délaminage augmente avec l'effort d'avance tel que rapporté par Iliescu [ILI_08].

A partir de ces résultats qui montrent une très bonne corrélation avec l'expérience, on peut dire que l'utilisation d'éléments cohésifs avec une loi d'évolution du délaminage interlaminaire contrôlée par le critère de Benzeggagh–Kenane [BEN_96], qui est basé sur l'énergie dissipée par le processus d'endommagement, permet d'obtenir des résultats très intéressants.



Figure 4.26. Evolution du délaminage en sortie de trou en fonction de la vitesse d'avance Vz.

L'augmentation de la vitesse d'avance accentue l'étendu du décollement des plis se trouvant en sortie de trou, provoquant un délaminage plus important des dernières interfaces. La Figure 4.27.a, montre le décollement des plis sous l'effet de l'avance du foret obtenu lors de la simulation numérique. Ce résultat corrèle parfaitement avec les observations expérimentales faites par Ho Cheng and Dharan [HOC_90] dans leurs travaux comme le montre la Figure 4.27.b.

L'endommagement observé en entrée de trou se présente principalement sous forme d'un arrachement des fibres, d'une décohésion fibre/matrice et d'une propagation de fissures au niveau de la matrice comme le montre la Figure 4.28. Sur cette dernière on voit clairement des fibres apparentes (Figure 4.28.a et 4.28.b), de la fissuration matricielle et du délaminage

(Figure 4.28.b). Cela a été confirmé par les résultats obtenus en simulation numérique comme reporté sur la Figure 4.28.c qui montre un niveau élevé de la variable d'endommagement longitudinal D11. Cela traduit une forte sollicitation des fibres de la part de l'outil de coupe. La Figure 4.28.d montre le niveau d'endommagement en cisaillement (D_{12}). Le niveau de ce dernier est moins élevé mais reste important autour de la zone de perçage.



Figure 4.27. Mode d'action du foret provoquant le délaminage en sortie de trou : a) Résultat de la simulation et b) Schématisation des observations expérimentales faites par Ho Cheng and Dharan [HOC_90].



Figure 4.28. Etat de l'endommagement en entrée de trou : a) Observation expérimentale à l'aide du microscope numérique, b) Zoom sur la paroi intérieure en entrée de trou à l'aide de Microscope électronique à balayage MEB, c) état de l'endommagement longitudinal obtenu à l'aide du mésomodèle et d) état de l'endommagement en cisaillement obtenu à l'aide du mésomodèle.
L'angle de coupe et l'angle d'hélice du foret sont les principaux paramètres qui engendrent le délaminage en entrée de trou et cela en provoquant un soulèvement des premiers plis du stratifié. Ce phénomène a également été mis en évidence dans les travaux de Guegan [GUE_94]. Le soulèvement de plis se produit durant la pénétration du foret dans le stratifié, il est le fruit du couple formé par le mouvement de rotation et d'inclinaison de l'hélice qui tend à pousser le matériau vers le haut par ce qu'on appelle la force de pelage, comme l'a observé Iliescu [ILI_09] dans ses travaux.

La Figure 4.29 montre le niveau des variable d'endommagement longitudinal D_{11} et en cisaillement D_{12} au niveau de la paroi intérieure du trou percé et cela en cours et à la fin du perçage. On constate que le niveau de la variable d'endommagement D_{11} est plus élevé dans les deux cas et cela s'explique par l'action de coupe de l'outil de coupe qui tire et enlève de la matière. Cependant, au niveau de la pointe de l'outil, c'est la variable d'endommagement D_{12} qui est la plus élevée (voir, Figure 4.29.a et 4.29.b) et cela s'explique par le cisaillement exercé sur cette zone par la pointe du foret lors de son avance.



Figure 4.29. Niveau des variables d'endommagement longitudinale et en cisaillement durant le perçage.

4.3.3 Confrontation du modèle numérique avec les travaux de Phadnis et al [PHA_13]

Les résultats du modèle de simulation EF ont été confrontés aux travaux de simulation de Phadnis et al. [PHA_13] afin de montrer sa validité par rapport aux autres modèles numériques utilisés dans le domaine des composites. En effet, les principales études de simulation qui se sont intéressées à l'opération de perçage des composites ([PHA_13], [FEI_14]) ont utilisé le

modèle de rupture de Hashin. Ce dernier présente l'avantage de prendre en considération l'effet du cisaillement sur la rupture des fibres contrairement aux modèles de la contrainte maximale, Tsai Hill et d'Hoffman.

La Figure 4.30 montre l'effet de la vitesse d'avance Vz sur les forces d'avance Fz. Les forces d'avance obtenues avec notre modèle sont comprises entre 114 et 198 N pour la gamme de vitesses d'avance utilisées.

Les résultats reportés sur la Figure 4.30 montrent que les forces d'avance Fz augmentent avec la vitesse d'avance Vz. En effet, la force d'avance Vz la plus importante a été enregistrée pour une vitesse d'avance de 500 mm/min (environ 200 N) et la plus basse avec une vitesse Vz de 150 mm/min (environ 110 N). Ce constat a également été fait dans plusieurs travaux tels que ceux d'Abrao et al. [ABR_08], qui ont étudié l'influence de la géométrie des outils et des vitesses d'avance sur les efforts d'avance.

Enfin, la comparaison entre nos résultats numériques et expérimentaux de Phadnis et al. [PHA_13], voir la Figure 4.30, fait apparaître une bonne concordance entre les deux études. En effet, le modèle éléments finis a permis de retrouver des résultats similaires à ceux obtenus expérimentalement par Phadnis et al.[PHA_13] et améliore sensiblement les résultats qu'ils ont trouvé avec leur modèle éléments finis en utilisant le critère de Hashin.



Figure. 4.30. Comparaison entre les résultats de la simulation numérique et ceux de Phadnis et al. [PHA_13].

4.3.4 Analyse du délaminage interlaminaire générée dans le stratifié lors du perçage La Figure 4.31 montre le délaminage obtenu numériquement et expérimentalement [PHA_13] en entrée (Figure 4.31.a et Figure 4.31.a') et en sortie (Figure 4.31.b et Figure 4.31.b') du trou percé. En conclusion, le délaminage est plus important au niveau de la dernière interface, située entre les deux derniers plis percés. Ces résultats sont en bon accord avec ceux obtenus expérimentalement par Phadnis et al.[PHA_13] comme indiqué sur la Figure 4.31.a et la Figure 4.31.b'. L'apparition de ce type de délaminage est due au vide qui se trouve sous la pièce percée, surtout lorsque l'opération de perçage se fait sans appuis, "en l'air".

Il est également montré dans la Figure 4.31 que dans les deux études, le délaminage en entrée de trou est moins important que celui en sortie de trou. Le délaminage en sortie de trou est provoqué principalement par l'effort d'avance Fz et la vitesse d'avance et également par l'état d'usure des forets, ([ABR_97], [PER_97], [LAC_00], [SUR_05], [ILI_08], [GOH_08]).

Dans leurs travaux, König [KÖN_89] et Iliescu [ILI_08] ont montré que la vitesse d'avance Vz a beaucoup d'effet sur le délaminage en sortie de trou, car une augmentation de celle-ci engendre forcément un effort axial plus important.

Le délaminage en sortie de trou est également intensifié par le fait que la zone se trouvant en bas de la pièce est fortement déformée avec une perte de rigidité, ce qui facilite la flexion de cette partie de la pièce face à l'avancement de l'outil et la poussée qu'il engendre. Par conséquent, le délaminage se retrouve ainsi amorcé au moment où la force de poussée atteint sa limite critique, soit une force supérieure à la force de cohésion de la matrice. Enfin, le délaminage en sortie de trou dépend aussi du type de support sur lequel est fixée la pièce usinée.



Figure 4.31. Délaminage en entrée de trou (a) résultat de la simulation ; (a') résultat expérimental. [PHA_13] Délaminage en sortie de trou (b); résultat de la simulation; (b') résultat expérimental [PHA_13].

La Figure 4.32, montre l'état de l'endommagement longitudinal D_{11} et en cisaillement D_{12} au niveau du 1^{er} pli orienté à 0°, du pli orienté à 90° et du dernier pli orienté à 0°. Pour toutes les orientations de fibres c'est l'endommagement longitudinal D_{11} qui est le plus dominant. Cela peut s'expliquer par la traction exercée par l'arête de coupe du foret sur les fibres, ce qui engendre leur arrachement de la paroi du trou usiné.



Figure 4.32. Etat de l'endommagement longitudinale D_{11} et en cisaillement D_{12} au niveau de différents plis du stratifié

La Figure 4.33, montre l'évolution du couple en fonction de la vitesse d'avance. Le couple augmente linéairement avec la vitesse d'avance et cela dans les différentes études. Toutefois, le couple obtenu lors de nos simulations est inférieur à celui obtenu expérimentalement et numériquement par Phadnis et al. [PHA_13] (voir la Figure 4.33).



Figure 4.33. Comparaison entre les couples obtenus lors de la simulation numérique et ceux de Phadnis et al. [PHA_13].

5 Conclusion

La principale contribution des travaux présentés dans ce chapitre concerne la capacité d'une approche mécanique complète, intégrant le couplage entre l'endommagement et le comportement élastique-plastique du matériau composite, à simuler avec précision le processus de perçage des composites CFRP. En effet, grâce au modèle développé, on a pu reproduire les mécanismes physiques qui régissent le perçage (formation des microcopeaux, délaminage et arrachement des fibres). De plus, le modèle a permis d'obtenir les bonnes valeurs d'efforts d'avance Fz comme le montre la validation avec nos travaux expérimentaux et ceux de la littérature. Le modèle permet également d'étudier l'effet des paramètres de perçage sur les composites CFRP, comme le montrent les résultats de l'étude de l'effet de la vitesse d'avance Vz sur le délaminage interlaminaire.

Enfin, avec ce modèle il est possible d'entreprendre une étude paramétrique plus complète comme pour la coupe orthogonale en chapitre 3 qui permettra d'étudier les effets d'interactions entre les différents paramètres d'usinage et ainsi optimiser le procédé de perçage

Chapitre 5

Conclusion générale et perspectives

Cette thèse s'est intéressée à la simulation numérique de l'usinage des matériaux composites à fibres longues de carbone et matrice polymère (CFRP). Elle a permis d'étudier en détail la formation des copeaux, l'endommagement induit et les efforts de coupe générés lors de l'usinage. Le but principal est de mettre en place une procédure numérique qui permet de simuler numériquement n'importe quelle opération d'usinage. Ainsi, la première étude consistait à simuler l'opération de coupe orthogonale. Cette dernière a permis de reproduire la formation des copeaux de manière réaliste ainsi que la possibilité de simuler la formation de plusieurs copeaux à la fois et cela pour différentes orientations de fibres. Elle a également permis de retrouver les mêmes valeurs de forces d'usinage que celles obtenues expérimentalement. Toutefois, durant la simulation de la coupe orthogonale les valeurs des efforts d'avance restent éloignées de celles de l'expérience à cause de la procédure de suppression des éléments lors de la simulation et la non reproduction du phénomène de retour élastique tel qu'il a été expliqué par Wang et Zhang. [WAN 03]. Par la suite une étude paramétrique a été menée à l'aide de plans d'expériences numériques afin de mettre en lumière les paramètres de coupe les plus influents par rapport aux forces d'usinage et l'endommagement induit. Cette étude a également permis d'obtenir la combinaison de paramètres de coupe qui donnent les meilleurs résultats en termes d'efforts de coupe et d'endommagement induit.

Après la validation du modèle de simulation en coupe orthogonale, l'approche développée a été étendue à l'opération de perçage qui est l'une des plus utilisée dans l'industrie pour l'usinage des composites. Dans la dernière partie de la thèse, le modèle a été validé par des essais de perçage sur le composite CFRP T300/914. Ainsi, on a pu confronter les efforts d'avance et le délaminage en sortie de trou obtenus expérimentalement avec la simulation. Les résultats ont montré que les efforts d'avance numérique sont en parfait accord avec ceux obtenus expérimentalement. De plus, l'évolution du délaminage en sortie de trou en fonction de la vitesse d'avance évolue de manière similaire expérimentalement et numériquement.

En conclusion, le modèle de simulation proposé arrive à reproduire de manière précise les efforts de coupe, la morphologie des copeaux et l'étendue de l'endommagement. Le modèle est

plus performant que les modèles avec des critères d'endommagement classiques tel que le critère de Hashin, le critère Tsai-hill ou celui utilisant les contraintes maximales. En effet, ces modèles donnent souvent de bons résultats en efforts de coupe mais pour la formation des copeaux, la plupart des auteurs procèdent sans la suppression d'éléments et montrent juste le chemin suivi par les ruptures primaire et secondaire. Tandis que le modèle proposé offre la possibilité de suivre la formation de plusieurs copeaux successifs. Cela est rendu possible grâce à l'utilisation de l'effet retard qui permet de borner la vitesse de fissuration.

Toutefois, l'utilisation de la suppression des éléments atténue l'effet du retour élastique faisant chuter les efforts d'avance lors de la coupe orthogonale. Mais cela a également été relevé lors des études utilisant les critères de rupture comme celui de Hashin.

Plusieurs perspectives peuvent découler de ce travail afin d'améliorer le domaine d'application de la simulation numérique de l'usinage des composites à fibres longues. En effet, dans le modèle on ne tient pas compte de l'effet de la température.

De plus, il serait intéressant de pouvoir prendre en considération l'usure qui peut se produire au niveau des outils lors de l'usinage. En effet, les composites CFRP sont hautement abrasifs et génèrent une usure rapide des outils de coupe. Ainsi, avoir un autre modèle pour étudier l'usure et l'endommagement de la pièce usinée simultanément, permettrait de faire une corrélation entre ces deux phénomènes; entre autres, voir l'effet direct de l'usure des outils sur l'endommagement induit dans la pièce.

Références bibliographiques

- [ABA_11] ABAQUS Documentation for version 6.11-2 Dassault Systèmes Simulia, 2011.
- [ABR_08] **A.M. Abrao, J.C. Campos Rubio, P.E. Faria, J.P. Davim,** "The effect of cutting tool geometry on thrust force and delamination when drilling glass fibre reinforced plastic composite", Materials & Design; 2008; 29 (2), pp. 508-513.
- [ABR_97] **S. Abrate,** "Machining of Composites; Composites Engineering Handbook", P. K. Mallick, Ed.Marcel Dekker, 1997.
- [AFN_93] **Norme Française NF ISO 3002-1**, "Grandeurs de base pour la coupe et la rectification", AFNOR, 1993.
- [AIR_13] Airbus technical magazine. Special Edition A350 XWB. Airbus: June 2013.
- [AKH_07] **G. Akhras, W.C. Li,** Progressive failure analysis of thick composite plates using the spline finite strip method, *Composite Structures*, 79, pp. 34–43, 2007.
- [ALL_87] **O. Allix**, Délaminage: Approche par la mécanique de l'endommagement. Calcul des structures et intelligence artificielle, Vol. 1,Ed. Pluradis, 1987.
- [ALL_92] **O. Allix, P. Ladeveze,** Interlaminar interface modelling for the prediction of delamination Compos Struct, 22 (4) (1992), pp. 235–242
- [ALL_97] O. Allix, P. Ladeveze, D. Levêque, L. Perret, Identification and validation of an interface damage model for delamination prediction, in: D.R.J. Owen, E. Onate, E. Hinton (Eds.), Computational Plasticity, Spain, Barcelona, 1997, pp. 1139-1147.
- [ARO_02] **D. Arola, M.B. Sultan, M. Ramulu,** Finite element modeling of edge trimming fiber reinforced plastics, Journal of Manufacturing Science and Engineering, Transactions of the ASME 124 (1), pp. 32-41, 2002
- [ARO_96] **D. Arola, M. Ramulu, D.H. Wang,** Chip formation in orthogonal trimming of graphite/epoxy composite. Composites A 1996 ;27 :121–33.
- [ARO_97] **D. Arola, M. Ramulu,** Orthogonal cutting of fiber-reinforced composites: A Finite Element Analysis, International Journal of Machine Tools and Manufacture, 39 (5), pp. 597-613, 1997.
- [ASU_93] A. ASUNDI, Y.J. LIU, S.Y. DU, C.L. CHOW, Damage characterization on stiffness loss of multi-directional composite laminates with matrix cracks. International Conference on Composite Materials, ICCM-9, Vol. 5, pp. 63-70, 1993.
- [BEN_96] **M. Benzeggagh, M. Kenane,** Measurement of Mixed-Mode Delamination Fracture Toughness of Unidirectional Glass/Epoxy Composites with Mixed-Mode Bending Apparatus. Compos Sci Technol 1996; 56: 439-49.
- [BER_12] J. M. Berthelot, Matériaux composites-comportement mécanique et Analyse des structures, Tec&Doc, 5 éme Edition, 2012.
- [BHA_04] **N. Bhatnagar, D. Nayak, I. Singh, H. Chouhan, P. Mahajan**, Determination of machining-induced damage characteristics of fiber reinforced plastic composite laminates. Mater Manuf Process 2004; 19(6):1009-23.

- [BHA_95] **N. Bhatnagar, N. Ramakrishnan, N.K. Naik, R. Komanduri,** On the machining of fiber reinforced plastic (FRP) composite laminates. Int J Mach. Tool Manuf. 1995; 35 (5): 701-716.
- [BOO_89] **G. Boothroyd, W. Knight,** Fundamentals of Machining and Machine Tools, 2nd Edition, Marcel Dekker, New York, NY, 1989.
- [CAL_11] K.A. Calzada, S.G. Kapoor, R.E. DeVor, J. Samuel, A.K. Srivastava, Modeling and interpretation of fiber orientation-based failure mechanisms in machining of carbon fiber-reinforced polymer composites. J Manuf Processes 2011; 14: 141-149.
- [CET_13] La tomographie à rayons X, « Le scanner médical adapté à l'industrie ». Notice technique CND CETIM, 2013.
- [COR_07] E. Correa, E.K Gamstedt, F. Paris, V. Mantic, Effects of the presence of compression in transverse cyclic loading on fibre–matrix debonding in unidirect. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing; 2007; 38 (11), pp. 2260-2269.
- [CRI_91] **M.A. Crisfield,** Non-Linear Finite Element Analysis of Solids and Structures. Volume 1: essentials.
- [DIF_95] **C. DiFrancia, T.C. Ward, R.O, Claus,** The single-fibre pull-out test. 1: Review and interpretation, Composites Part A, Applied Science and Manufacturing; 1996; 27 (8), pp. 597-612.
- [ELS_04] I. El-Sonbaty, U.A. Khashaba, T. Machaly, Factors affecting the machinability of GFR/epoxy composites Compos Struct, 63 (3–4) (2004), pp. 329-338.
- [FEI_14] **N. Feito, J. López-Puente, C. Santiuste, M.H. Miguélez,** Numerical prediction of delamination in CFRP drilling. Compos Struct 2014,108: 677-83.
- [FEL_11] **N. Feld,** Vers un pont micro-méso de la rupture en compression des composites stratifiés. PhD thesis; pp 115, 2011.
- [GAY_92] **D. Gay**, "Matériaux composites", Edition Hermès, 4ème édition, 1992.
- [GOH_08] **G. Gohorianu,** Interaction entre les défauts d'usinage et la tenue en matage d'assemblages boulonnés en carbone/epoxy. Thèse de l'Université Paul Sabatier-Toulouse III, 2008.
- [GUE_94] **P. Guegan,** Contribution à l'étude de l'effet des conditions d'usinage d'éprouvettes en composites à matrice polymère sur leur réponse mécanique, thèse de doctorat N°2025, Génie Mécanique, Ecole Centrale de Nantes, 1994.
- [HAD_13] **M. Haddad**, "Étude de l'impact des défauts d'usinage des structures composites par détourage sur leur comportement mécanique", Thèse de l'Université Paul Sabatier-Toulouse III, 2013.
- [HAL_08] **S. HALLETT, M. WISNOM,** The open hole tensile test a challenge for virtual testing of composites; 2008; WCCM 8, Venise.
- [HOC_90] **H. HoCheng, C.D.K. Dharan,** "Delamination during drilling in composite laminates", Journal of Engineering for Industry 1990; 112: 236-238.
- [HOC_92] **H. HoCheng, H.Y. Puw**, On drilling characteristics of fiber-reinforced thermoset and thermoplastics.

International Journal of Machine Tools and Manufacture 32, 583-592, 1992

- [HUL_96] **D. Hull, T.W. Clyne,** An Introduction to Composite Materials, Cambridge University Press, Cambridge, UK, 1996.
- [ILI_08] **D. Iliescu,** Approche expérimentale et numérique de l'usinage à sec des matériaux composites, thèse de doctorat, spécialité Mécanique, ENSAM 2008ENAM0045, Arts et Métier Paristech, 2008.
- [ILI_09] **D. Iliescu, D. Gehin, I. Iordanoff, F. Girot, M.E. Gutiérrez,** A discrete element method for the simulation of CFRP cutting, Composites Science and Technology, 2009, 70, pp. 73-80.
- [INO_94] **H. Inoue, T. Yuge,** (1994). Study on the Surface Finish after Cutting Glass Fiber-Reinforced Plastics. In Advances in Fiber Composite Materials, T. Fukuda, Z. Maekawa, and T. Fujii, eds., Elsevier Science, Japan, 261-274.
- [JAM_09] **Y.C.A. Jamal**, Machining of Polymer Composites. Springer 2009.
- [KAC_58] **L. M. Kachanov**, Time of the rupture process under creep conditions. In Izv. Akad. Nauk. SSR. Otd. Tekh. Nauk, 1958.
- [KAN_89] **T. Kaneeda, T. Masayuki,** CFRP cutting mechanism (1st report): Surface generation mechanism at very low speeds. Journal of the Japan Society of Precision Engineering, 1989, 55, 1456–1461.
- [KAN_91] **T. Kaneeda,** CFRP cutting mechanism. Transaction of North American Manufacturing Research Institute of SME, 1991, 19, 216–221.
- [KLO_98] F. Klocke, C. Wurtz, The Use of PCD tools for machining Fibre Reinforced Materials, Proceeding. Of the European Computing Conference-8, Naples; 1989; 3-6: pp. 509-515.
- [KÖN_89] **W. König, P. Grass,** Quality definition and assessment in drilling of fiber reinforced thermosets, Annals of the C.I.R.P. 1989; 38, pp. 119-124.
- [KOP_80] **A. Koplev**, Cutting on CFRP with single edge tools, Third International Conference on Composite Materials, Paris, 1980, pp. 1597-1605.
- [KOP_83] **A. Koplev, A. Lystrup, T. Vorm,** The cutting process, chips and cutting forces in machining CFRP. Composites 1983; 14(4): 371-6.
- [KRI_12] V. Krishnaraj, A. Prabukarthi, A. Ramanathan, N. Elanghovan, M. Senthil Kumar, R. Zitoune, J.P. Davim, Optimization of machining parameters at high speed drilling of carbon fiber reinforced plastic (CFRP) laminates, Composites Part B: Engineering, 2012; 43(4), pp. 1791-99.
- [LAC_97] **F. Lachaud,** Délaminage de matériaux composites à fibres de carbone et à matrices organiques : étude numérique et expérimentale, suivi par émission acoustique. Thèse de l'Université Paul Sabatier-Toulouse III, 1997.
- [LAC_00] **F. Lachaud, R. Piquet, L. Surcin, L. Collombet,** Drilling of composite structures, Composite Structures, 2000, 52, pp. 511-516.
- [LAD_86] **P. LADEVEZE,** Sur la mécanique de l'endommagement des composites. Comptes-rendus des 5èmes Journées Nationales sur les Composites, JNC-5, 1986 : 667-683.
- [LAD_89] **P. Ladevèze,** About a damage mechanics approach, in: D. Baptiste (Ed.), Mechanics and Mechanisms of Damage in Composite and Multimaterials MEP,

1989, pp. 119-142.

- [LAD_92] **P. Ladeveze, E. Le-Dantec,** Damage modelling of the elementary ply for laminated composites. Composites science and technology A. 1992, vol. 43, n° 3, pp. 257-267.
- [LAG_00] **F. LAGATTU, M.C. LAFARIE-FRENOT,** Variation of peek matrix crystallinity in apc-2 composite subjected to large shearing deformations. Composites Science and Technology; 2000; 60(4):605-612.
- [LAS_09a] L. Lasri, M. Nouari, M. El-Mansori, Modelling of chip separation in machining unidirectional FRP composites by stiffness degradation concept Composites Science and Technology, 2009, 69, pp. 684-692.
- [LAS_09b] L. Lasri, Modélisation macromécanique et micromécanique de l'usinage des composites à matrice polymère et fibres longues. Thèse de doctorat, spécialité Procédés de Fabrication, ENSAM 2009ENAM0031, Arts et Métier Paristech, 2009.
- [LAS_11] L. Lasri, M. Nouari, M. El-Mansori, Wear resistance and induced cutting damage of aeronautical FRP components obtained by machining. Wear, 2011, 271(9-10): 2542-2548.
- [LED_89] **E. LE DANTEC**, Contribution à la modélisation du comportement mécanique des composites stratifiés. Thèse de l'Université Pierre et Marie Curie, Paris VI, 1989.
- [LEM_88] **J. LEMAITRE, J.L. CHABOCHE**, Mécanique des matériaux solides. Edition Dunod, 2ème édition. 1988.
- [LI_14] **M.J. Li, S.L. Soo, D.K. Aspinwall, D. Pearson, W. Leahy,** Influence of lay-up configuration and feed rate on surface integrity when drilling carbon fibre reinforced plastic (CFRP) composites. Proc CIRP, 2014, 13, pp: 399-404.
- [LIU_12] **D.F. Liu, Y.J. Tang, W.L Cong,** A review of mechanical drilling for composite laminates. Compos. Struct, 2012; 94: 1265-1279.
- [MAH_01] **M. Mahdi, L. Zhang,** A finite element model for the orthogonal cutting of fiber reinforced composite materials. J Mater Process Technol 2001;113(1-3): 373-7.
- [MIA_95] **D.P. Miannay,** Mécanique de la rupture, Ouvrage, Les éditions de physique, Les Ulis, 1995, pp.25-34.
- [MOH_05a] N.S. Mohan, A. Ramachandra, S.M. Kulkarni, Influence of process parameters on cutting force and torque during drilling of glass fiber polyester reinforced composites, Composite Structures, 2005, Vol. 71 (3-4), pp. 407-413.
- [MOH_05b] **N.S. Mohan, A. Ramachandra, S.M. Kulkarni,** Machining of fiber-reinforced thermoplastics: influence of feed and drill size on thrust force and torque during drilling J Reinforced Plast Compos, 24 (12) (2005), pp. 1247-1257.
- [NAY_05a] **D. Nayak, N. Bhatnagar, P. Mahajan,** Machining studies of UD-FRP composites part 1: effect of geometrical and process parameters. Machining Sci Technol, 2005, 9: 503-28.
- [NAY_05b] **D. Nayak, N. Bhatnagar, P. Mahajan,** Machining studies of UD-FRP composites part 2: finite element analysis. Machining Sci Technol, 2005, 9:503-28.

- [PER_97] **E. Persson, I. Eriksson et L. Zackrisson,** Effects of hole machining defects on strength and fatigue life of composite laminates, Composites Part A, vol. 28, pp. 141-151, 1997.
- [PHA_13] **V.A. Phadnis, F. Makhdum, A. Roy, V.V. Silberschmidt,** Drilling in carbon/epoxy composites: Experimental investigations and finite element implementation. Compos Part A 2013, 47: 41-51.
- [PIQ_99] **R. Piquet,** Contribution à l'étude des réparations provisoires structurales aéronautiques ; Étude du perçage de plaques minces en carbone/époxy, Thèse de Doctorat n°3339, UPS Toulouse III, 1999.
- [RAB_69] **Y.N. RABOTNOV**, Creep problem in structural members. North Holland, Amsterdam, 1969.
- [RAM_98] M.V. Ramesh, K.N. Seetharamu, N. Ganesan, M.S. Sivakumar, Analysis of machining of FRPs using FEM, International Journal of Machine Tools and Manufacture, 1998, 38 (12), pp. 1531-1549.
- [ROU_11] **V. Roulet,** Stratégie multiparamétrique pour la simulation d'assemblages de structures stratifiées. Thèse de Doctorat de l'école normale supérieure de Cachan, 2011.
- [SAN_10] **C. Santiuste, X. Soldani, M.H. Miguélez,** Machining FEM model of long fiber composites for aeronautical components. compos Struct 2010;92:691-8.
- [SAN_11] **C. Santiuste, H. Miguélez, X. Soldani,** Out-of-plane failure mechanisms in LFRP composite cutting. Composite Structures, 2011, 93, pp. 2706-2713.
- [SCH_98] **P. Schimmerling, J.C. Sisson, A. Zaïdi,** Pratique des plans d'expériences. Lavoisier, Paris 1998.
- [SHA_84] M. C. Shaw, Metal Cutting Principles, Oxford University Press (1984).
- [SHI_14] **D.K. Shin, H.C. Kim, J.J. Lee,** Numerical analysis of the damage behaviour of an aluminum/CFRP hybrid beam under three point bending Compos: Part B 2014; 56:397-407.
- [SJÖ_00] **B.A. SJÖGREN, L.A. BERGLUND,** The effects of matrix and interfacenext term on damage in grp cross-ply laminates. Composites Science and Technology, 2000, 60(1):9-21.
- [SOL_11] X. Soldani, C. Santiuste, A. Muñoz-Sánchez, H. Miguélez, Influence of tool geometry and numerical parameters when modelling orthogonal cutting of LFRP composites. Composites: Part A 2011; 42: 1205-1216
- [SUR_05] L. Surcin, Contribution à l'étude théorique et expérimentale du perçage de plaques composites minces, Thèse de l'Université Paul Sabatier Toulouse III, 2005.
- [TET_02] **R. Teti,** Machining of Composite Materials, CIRP Annals -Manuf Techno 2002, 51 (2): 611-34.
- [TSA_05] **C.C. Tsao, H. Hocheng,** Computerized tomography and C-Scan for measuring delamination in the drilling of composite materials using various drills. International Journal of Machine Tools and Manufacture 45 (2005) 1282–1287.
- [TSA_07] **C.C. Tsao, H. Hocheng,** Parametric study on thrust force of core drill, Journal of *Materials Processing Technology*, 2007, Vol. 192 193, pp. 37-40.

- [TSA_08] **C.C. Tsao, H. Hocheng,** Evaluation of thrust force and surface roughness in drilling composite material using Taguchi analysis and neural network. J Mater Proc Technol 2008; 203(1-3): 342-348.
- [TUR_07] **A. Turon, C.G. Dávila, P.P. Camanho, J. Costa,** An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models. Eng Fract Mech 2007;74(10):1665-82
- [VEN_07a] G. Venu Gopala Rao, P. Mahajan, N. Bhatnagar, Micro-mechanical modelling of machining of FRP composites: cutting force analysis, Composites Science and Technology, 2007, 67, pp. 579-593.
- [VEN_07b] G. Venu Gopala Rao, P. Mahajan, N. Bhatnagar, Machining of UD-GFRP composites chip formation mechanism, Compos Sci Technol, 2007; 67, pp. 2271-81.
- [VIJ_12] K. Vijayan K, Karthi P, Ramanathan A, Elanghovan M, Senthil Kumar M, R. Zitoune, J.P. Davim, Optimisation of machining parameters at high speed drilling of carbon fiber reinforced plastic (CFRP) laminates. Composites Part B 2012; 43 (4):1791-1799.
- [WAN_03] X.M. Wang, L.C. Zhang, An experimental investigation into the orthogonal cutting of unidirectional fibre reinforced plastics. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2003, 43, pp. 1015-1022.
- [WAN_95] **D.H. Wang, M. Ramulu, D. Arola,** Orthogonal cutting mechanisms of graphite/epoxy composite. Part I: Unidirectional Laminate, International Journal of Machine Tools and Manufacture, 1995, 35 (12), pp. 1623-1638.
- [YER_03] C.S. YERRAMALLI, A.M. WAAS, A failure criterion for fiber reinforced polymer composites under combined compression-torsion loading. International Journal of Solids and Structures; 2003; 40:1139-1164.
- [ZEN_15a] S. Zenia, L. Ben Ayed, M. Nouari, A. Delamézière, A. Numerical prediction of the chip formation process and induced damage during the machining of carbon/epoxy composites. Int J Mech Sci, 2015; 90: 89-101.
- [ZEN_15b] S. Zenia, L. Ben Ayed, M. Nouari, A. Delamézière, A. Numerical analysis of the interaction between the cutting forces, induced cutting damage, and machining parameters of CFRP composites. Int J Adv Manuf Technol, 2015, 78(1-4): 465-480
- [ZEN_15c] S. Zenia, L. Ben Ayed, M. Nouari, A. Delamézière, A. An elastoplastic constitutive damage model to simulate the chip formation process and workpiece subsurface defects when machining CFRP composites. Proc CIRP, 2015, 31, pp: 100-105.
- [ZHA_00] F.M. ZHAO, N. TAKEDA, Effect of interfacial adhesion and statistical fiber strength on tensile strength of unidirectional glass fiber/epoxy composites. Part. II: comparison with prediction. Composites Part A : Applied Science and Manufacturing, 2000; 31(11):1215–1224.
- [ZIT_04] **R. Zitoune,** Analyse des conditions d'usinage lors de perçage de structures composites fibres longues en carbone/époxy. Thèse de doctorat, Université Paul Sabatier, Toulouse, 2004.
- [ZIT_05] **R. Zitoune, F. Collombet, F. Lachaud, R. Piquet, P. Pasquet,** Experimental calculation of the cutting conditions representative of the long fiber composite

drilling Phase, Compos Sci Techno 2005; 65:455-66.

[ZOU_01] X.F. Zhou, H.D. Wagner, S.R. Nutt, Interfacial properties of polymer composite measured by push-out and fragmentation test, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing; 2001; 32 (11), pp. 1543-1551.

Annexes

Production Scientifique dans le cadre de cette thèse

Revues internationales à comité de lecture

- S. Zenia, L. Ben Ayed, M. Nouari, A. Delamézière, Numerical prediction of the chip formation process and induced damage during the machining of carbon/epoxy composites. Int J Mech Sci, 2015; 90: 89-101.
- S. Zenia, L. Ben Ayed, M. Nouari, A. Delamézière, Numerical analysis of the interaction between the cutting forces, induced cutting damage, and machining parameters of CFRP composites. Int J Adv Manuf Technol, 2015, 78(1-4): 465-480.
- S. Zenia, L. Ben Ayed, M. Nouari, A. Delamézière, An elastoplastic constitutive damage model to simulate the chip formation process and workpiece subsurface defects when machining CFRP composites. Proc CIRP, 2015, 31, pp: 100-105.

Communications dans des congrès Internationaux

- S. Zenia, L. Ben Ayed, M. Nouari, A. Delamézière, Numerical Investigation on Machining Parameters that Affect the Orthogonal Reinforced Thermoplastic Welding of Thermoplastic Composites Cutting of the Aeronautical CFRP Composite. 4th International Carbon Composites Conference (4th IC3), May 2014, ARCACHON, France. 4th International Carbon Composites Conference (4th IC3), May 2014, ARCACHON, France.
- S. Zenia, L. Ben Ayed, M. Nouari, A. Delamézière, 2D and 3D numerical simulations of damage during the formation of successive chips when machining the aeronautical CFRP composites. 11th World Congress on Computational Mechanics (WCCM XI), Jul 2014, Barcelone, Spain.
- S. Zenia, L. Ben Ayed, M. Nouari, A. Delamézière, An elastoplastic constitutive damage model to simulate the chip formation process and workpiece subsurface defects when machining CFRP composites. 15th CIRP Conference On Modelling Of Machining Operations (15th CIRP CMMO), Jun 2015, Karlsruhe, Germany.

Les figures

Figure 1.1 : Constitution d'un stratifié à fibres longues, [TRO 11].	7
Figure 1.2 : Elaboration des fibres de carbone, [BER 12].	8
Figure 1.3: (a) Autoclave, (b) Schéma explicatif.	11
Figure 1.4: Arêtes et surfaces de la partie active d'un foret de perçage, [AFN 93]	12
Figure 1.5: Paramètres de coupe, [GOH 08].	13
Figure 1.6: Critères de qualité pour une opération de perçage [GOH 08].	13
Figure 1.7: Opération de perçage. (a) Localisation des principaux défauts générés lors du	
perçage des composites en carbone/époxy, (b) schématisation d'un défaut à l'entrée du trou,	,
selon [ZIT_04]	14
Figure 1.8: Formation d'un défaut de sortie de trou sur un stratifié, [GOH_08]	14
Figure 1.9: Formation des défauts d'entrée du foret dans un composite stratifié, selon	
[GOH_08]	15
Figure 1.10: Micrographies montrant les défauts d'entrée du foret dans un composite stratifie	é,
[ILI_08]	15
Figure 1.11: Définition de l'orientation des fibres lors du perçage des composites	
unidirectionnels, (a) le bord tranchant (b) l'arête de coupe principale, [JAM_09]	16
Figure 1.12: Effet de la vitesse de coupe et d'avance sur l'effort axial pendant le perçage du	
GFRP. Dans cette étude, 4 forets différents ont été testés, [ABR_08]	16
Figure 1.13: Opération de détourage (fraisage de profil)	17
Figure 1.14: Opération de fraisage (a) en bout et (b) de détourage (fraisage de profil)	18
Figure 1.15: Opération de contournage	18
Figure 1.16: Evolution de l'usure des outils PCD et des outils carbure de tungstène pendant	le
fraisage des composites à matrice polymère et fibres de carbone (CFRP), [KLO_98]	19
Figure 1.17: Schématisation de la coupe orthogonale	19
Figure 1.18 : Schéma des différents modes d'endommagement des composites stratifiés à ba	ase
de plis unidirectionnels, [LAC_11].	20
Figure 1.19 : Rupture de fibre, [BER_12]	21
Figure 1.20. Rupture des fibres par traction observée par microscopie électronique à balayag	ze,
[ZHA_00]	21
Figure 1.21. Bandes de pliage, [YER_03].	21
Figure 1.22. (a) Rupture transverse de la matrice. (b) Rupture longitudinale de la matrice,	
[BER_12].	22
Figure 1.23 : (a) Etendue de la décohésion transverse observée par microscopie à transmissi	on
optique [COR_07] (b) Répartition de décohésions fibre/matrice [SJO_00], (c) Jonction entre	Э
les différentes zones de décohésion fibre/matrice, [SJO_00]	22
Figure 1.24 : Délaminage local.	23
Figure 1.25 : Macrodélaminage au niveau d'une plaque trouée sollicitée en traction,	• •
[HAL_08]	23
Figure 1.26. Etude experimentale de la formation de copeaux pour : (a) $\theta = 0^{\circ}$, (b) $\theta = +45$,	
(c) $\theta = +90$, (d) $\theta = -45$ Zitoune et al. [ZIT_05] à gauche et Wang et al. [WAN_95] à droite.	25

Figure 1.27. Différents modes de chargement.	.25
Figure 1.28 : Effet de l'angle de coupe sur le processus de formation de copeau dans le cas	
des composites FRP et d'une orientation de fibres à 0° : (a) par délaminage (angle de coupe	α
positif), (b) par flambement (angle de coupe α négatif).	.26
Figure 1.29. Evolution des forces de coupe et d'avance lors de la coupe orthogonale d'un	
composite carbone/époxy. Conditions d'usinage : Vc = 4m/min. f = 0.25 mm. $\gamma = 10^{\circ}$ et $\alpha =$:
17° [WAN 95]	.27
Figure 1.30. Illustration du retour élastique après le passage de l'outil, Wang et al.	
[WAN 03]	.27
Figure 1.31. Effet de l'angle de coupe sur (a) les efforts de coupe et (b) les efforts d'avance	
Kaneeda [KAN 91]	. 28
Figure 1.32. Effet de l'angle de dépouille sur a) les forces de coupe et (b) les forces d'avance	e
lors de la coupe CFRP [WAN 95]	. 29
Figure 1.33. Variation du coefficient de frottement en fonction de l'orientation des fibres po	our
les composites GFRP, [NAY 05b].	. 30
Figure 1.34. Variation des efforts d'usinage en fonction de l'orientation des fibres : (a) Les	
forces de coupe et (b) les forces d'avance lors de la simulation de la coupe orthogonale des	
composites GFRP [NAY 05b]. Avec : $\alpha = 10^{\circ}$, ap = 0.2 mm et $\gamma = 6^{\circ}$.	. 31
Figure 1.35: Modèle micromécanique avec la schématisation de la décohésion de l'interface	е
fibre/matrice d'après [NAY 05b].	. 32
Figure 1.36. Variation des efforts d'usinage en fonction de l'orientation des fibres : (a) Les	
forces de coupe et (b) les forces d'avance lors de la simulation de la coupe orthogonale des	
composites GFRP [NAY 05b]. Avec : $\alpha = 10^{\circ}$, ap = 0.2 mm, $\gamma = 6^{\circ}$.	. 32
Figure 1.37. Modèle micromécanique de Venu Gopala Rao et al. [VEN 07a] (a) simulation	l
numérique 2D, (b) schéma explicatif montrant les différents constituants (fibre, matrice) et	
zone du matériau homogène équivalent (EHM) selon Venu Gopala Rao et al. [VEN 07a]	. 33
Figure 1.38. Comportement de la matrice utilisé dans le modèle de Venu et al. [Ven 07]	.35
Figure 1.39. Comparaison entre les efforts de coupe numériques et expérimentaux Gopala e	et
al. ([VEN 07a], [VEN 07b]), pour un angle de coupe $\alpha = 5^{\circ}$ et une profondeur de coupe a_{p}	, =
0.1 mm. (a) efforts d'avance, (b) efforts de coupe.	. 35
Figure 1.40. Effet de l'orientation des fibres sur la formation du copeau, selon Calzada et al	
[CAL 11].	. 37
Figure 1.41. Effet de l'orientation des fibres sur les efforts d'usinage selon Calzada et al.	
[CAL 11].	. 37
Figure 1.42. Formation du copeau lors de la coupe orthogonale (a) $90^{\circ} \le \theta \le 180^{\circ}$,	. 38
Figure 1.43. Schéma de la propagation de fissure selon le critère de la contrainte maximale,	,
[ARO 97] et [ARO 02]	. 39
Figure 1.44. Formation du copeau en simulation numérique, selon [ARO 02].	. 39
Figure 1.45. Mécanismes d'endommagement responsables de la formation du copeau prédit	t
par le modèle macromécanique explicite. (a) Initiation de formation de copeau,	
(b) progression, (c) formation complète du premier copeau. SDV1 représente	
l'endommagement de la matrice et SDV2 celui de l'interface. La rupture des fibres est	
indiquée en couleur blanche Lasri [LAS 09b] Les conditions de coupe sont $\alpha = 5^{\circ} v = 6^{\circ}$	
$resolute an = 200 \mu m$ orientation 45°	/1
Figure 1.46 Effet de l'orientation des fibres sur les efferts d'usingge selon Lasri [LAS 00k	.41 5]
Figure 1.40. Effet de l'offentation des fibres sur les efforts d'usinage, selon Lasti [LAS_090	י]. ⊿י
Figure 1.47 Évolution des efforts de coupe en fonction de l'orientation des fibres et	- <i>74</i>
comparaison avec les résultats expérimentaux ($\alpha = 5^{\circ}$ v=6° rc=50µm an=200µm) Selon La	Isri
$[I A S \ 09h]$	<u></u>
	T4

Figure 1.48. Effet de l'angle de coupe sur le processus de formation de copeau prédit par le	;
modèle macromécanique explicite pour ($\gamma = 10^\circ$, r $\epsilon = 50 \mu$ m, ap=200 μ m), Selon Lasri	
[LAS_09b]	. 43
Figure 1.49. Modèle numérique de Zitoune de la coupe orthogonale pour $\theta=0^{\circ}$, (a) maillage	e et
conditions aux limites ; (b) détails du modèle de la rupture mécanique, "a", dimension de la	ι
rupture, "δa" perturbation des nœuds en tête de la fissure, "A", surface de la fissure d'après	
Zitoune et al. [ZIT_05]	. 44
Figure 1.50. Effet de l'orientation des fibres sur les efforts d'usinage pour différentes	
orientations de fibre selon Iliescu et al. [ILI_08]. ap = 200 μ m, α =0°, β = 11° et	
Vc = 6 m/min	. 44
Figure 1.51. Evolution de l'endommagement de la matrice (a) Ecrasement et (b) fissuration	l,
durant la formation du copeau : comparaison entre les composites CFRP et GFRP pour une	;
orientation des fibres à 45°, selon [SAN_10]	. 45
Figure 2.1. Schématisation de l'endommagement par fissuration	. 50
Figure 2.2. Schématisation de l'endommagement par fissuration, [LAC 11]	. 52
Figure 2.3. Différents endommagements au niveau d'un composite CFRP.	. 54
Figure 2.4. Axes du pli unidirectionnel.	. 54
Figure 2.5. Organigramme de la procédure mise en œuvre du modèle dans le sous-program	me
utilisateur VUMAT, [ZEN 15a].	. 62
Figure 2.6. Les trois modes de chargement en mécanique linéaire de la rupture, [MIA 95].	. 64
Figure 2.7. Conditions aux limites de l'essai de traction sur une plaque en composite CFRP	,
orientée à 22.5° avec V = 5 m/min. [LAD 00].	. 66
Figure 2.8. Etat de l'endommagement en cisaillement D ₁₁ lors d'un essai de traction avec u	n
pli orienté à $+ 22.5$; (a) résultat obtenu lors de l'étude et (b) résultat obtenu par Ladevèze et	t
al. [LAD 00].	.67
Figure 2.9. Simulation du matage généré sur un assemblage boulonné GOHORIANU	
[GOH 08]	. 67
Figure 2.10. Simulation de l'endommagement engendré par un essai de matage : (a) mise en	n
données de la simulation. (b) résultat obtbenu avec le modèle de simulation et (c) résultat	
obtenu par Gohorianu [GOH 08].	. 68
Figure 2.11. (a) Evolution de la variable d'endommagement dans le sens longitudinal	
D ₁₁ [GAS 98], (b) Endommagement par cisaillement d'un pli du matériau M55J/M18	
[LAD 92]	. 68
Figure 2.12. Essai DCB.	. 69
Figure 2.13. Simulation de l'essai DCB.	. 69
Figure 2.14: Essai DCB	. 70
Figure 3.1. Conditions aux limites et géométrie du couple outil-pièce dans le modèle de la	
coupe orthogonale.	. 74
Figure 3.2. Effet de la taille du maillage sur les efforts de coupe pour une orientation de 45°	°: f
$= 200 \mu m$, $\gamma = 0^{\circ}$, $R = 15 \mu m$, $\alpha = 11^{\circ}$, $Vc = 60 m/min$.	.77
Figure 3.3. Effet de la taille du maillage sur l'endommagement induit pour une orientation of	de
$45^{\circ} \cdot f = 200 \mu m \ \gamma = 0^{\circ} R = 15 \mu m \ \alpha = 11^{\circ} Vc = 60 m/min$	77
Figure 3 4 Analyse de la formation du copeau pour une orientation des fibres de 45°	
$V_c = 6 \text{ m/min } f = 200 \text{ µm } \gamma = 0^\circ \alpha = 11^\circ \text{ R} = 15 \text{ µm}$	79
Figure 3.5. Coupe orthogonale d'un composite CFRP unidirectionnel avec une orientation of	de
fibres $\theta = 45^\circ$. (a) σ_{11} et (b) D_{11}	.79
Figure 3.6 Etat des variables d'endommagement au moment de l'initiation de la	
rupture primaire.	. 79
Figure 3.7. Coupe orthogonale d'un composite CFRP unidirectionnel avec une orientation of	de
fibres $\theta = 45^{\circ}$. 80

```
Figure 3.8 Analyse de la formation du copeau pour une orientation des fibres de 45^\circ: (a)
Expérience [ILI 09] et (b) simulation numérique 3D (Vc = 6 m/min, f = 200 \mum, \gamma = 0°, \alpha =
Figure 3.9. Analyse de la formation de copeaux pour l'orientation des fibres de 90° avec le
Figure 3.10. Analyse de la formation de copeaux pour l'orientation des fibres de 90° (a)
Formation du copeau expérimentalement [TET 02] (b) Formation du copeau avec le
Figure 3.11 Analyse de l'initiation de la rupture secondaire pour l'orientation des fibres
de 90° : (a) Etat de la contrainte longitudinale \sigma 11 = S11 et (b) niveau de la variable
d'endommagement des fibres D11 (SV1), (c) niveau de la variable d'endommagement pour
les décohésions fibre/matrice D12 (SV3) et (d) niveau de la variable d'endommagement
Figure 3.12. Schématisation des résultats expérimentaux obtenus par Arola et al [Aro 96]..83
Figure 3.13. Analyse de la formation du copeau avec le modèle 2D pour une orientation des
fibres de -45°. (a) Etat initial d'endommagement de la pièce et amorçage de la rupture
primaire, (b) rupture secondaire et (c) formation complète du copeau. (Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200
Figure 3.14. Analyse de l'initiation de la rupture primaire avec le modèle 3D pour une
orientation des fibres de -45°. (a) Etat de la contrainte longitudinale \sigma_{11} = S_{11} et niveau des
variables d'endommagement (b) des fibres D_{11} (SV<sub>1</sub>), (c) de cisaillement D_{12} (SV<sub>3</sub>) et (d)
Figure 3.16 La taille des copeaux observés en simulation numérique pour les orientations de
Figure 3.17 Force de coupe Fc obtenue lors de la simulation de la coupe d'un composite
unidirectionnel (Vc = 6 m/min, f = 200 \mum, \gamma = 0°, \alpha = 11°, R = 15 \mum) : orientation à 45°.86
Figure 3.18. Comparaison entre les forces de coupe Fc obtenues par la simulation numérique
Figure 3.19. Comparaison entre les forces d'avance Fh obtenues par la simulation numérique
et expérimentalement par Iliescu et al. [ILI 09], (Vc = 6 m/min, f = 200 \mum, \gamma = 0°9*). .... 87
Figure 3.20. Illustration du retour élastique après le passage de l'outil selon Wang et al.
Figure 3.21. Profondeur d'endommagement induit (Dm) obtenue en simulation éléments finis.
(a) Profondeur d'endommagement relevée et (b) évolution de l'endommagement en fonction
Figure 3.22 Effet de l'angle de coupe sur les efforts de coupe et d'avance, \theta = 45^{\circ}.
Vc = 6 \text{ m/min}, f = 200 \mu \text{m}, \alpha = 11^{\circ}, R = 15 \mu \text{m}. 89
Figure 3.23 Effet de l'angle de coupe sur le processus de formation de copeau dans le cas des
CFRP et d'une orientation de fibres de 45° : (a-a') par cisaillement \gamma = 10^\circ, (b-b') par
Figure 3.24 Effet de l'angle de dépouille sur les efforts de coupe et d'avance, \theta = 45^{\circ},
                                                                   Vc
= 60 \text{ m/min}, \text{ f} = 200 \text{ } \mu\text{m}, \gamma = 10^{\circ}, \text{ R} = 15 \text{ } \mu\text{m}. 92
Figure 3.25 Effet de l'acuité d'arête de l'outil de coupe sur les efforts de coupe et d'avance, \theta
Figure 3.26. Effet de la profondeur de coupe sur les efforts de coupe et d'avance, \theta = 45^{\circ}, Vc
= 60 \text{ m/min}, \gamma = 10^{\circ}, \alpha = 11^{\circ}, R = 15 \mu\text{m}. 93
Figure 3.27. Effet de la profondeur de coupe sur la taille du copeau : \theta = 45^{\circ}, Vc = 60 m/min,
```

Figure 3.28 Effet de la profondeur de coupe sur la profondeur de l'endommagement induit	: θ
= 45°, $v_c = 60 \text{ m/min}$, $R = 15 \mu \text{m}$, $\gamma = 10°$, $\alpha = 11°$. 94
Figure 3.29 Effet de la vitesse sur (a) les efforts de coupe et (b) l'endommagement, $\theta = 45^{\circ}$ = 200µm $\gamma = 10^{\circ} \alpha = 11^{\circ} R = 15 µm$, 1 95
Figure 3.30 Pièce avec deux nlis adjacents et l'interface inter-nlis	95
Figure 3.31. Etendue du délaminage de l'interface entre deux plis adjacents pour quatre	.))
approximations différentes (Va = 60 m/min $y = 10^{\circ}$ g = 11° P = 15 µm)	06
Eigure 2.22 Evolution do la force de course lors de la formation de quatre conserve successi	. 90
$V = 60 \text{ m/min}$ an 200 µm $\alpha = 10^{\circ} \text{ g} = 11^{\circ} \text{ P} = 15 \text{ µm}$	07
$v = 00$ m/mm, ap 200 µm, $\gamma = 10$, $u = 11$, $K = 15$ µm.	. 97 Vo
Figure 5.55. Evolution de re et ritions de la formation de prusieurs copeaux, $\theta = 43$, = 60 m/min f = 200 µm y = 10° y = 11°	07
$-$ 00 m/mm, $1 - 200 \mu$ m, $\gamma - 10$, $\alpha - 11$.97 Vo
Figure 5.54. Evolution de re et ritiois de la formation de prusieurs copeaux, $\theta = 43$, = 60 m/min f = 200 µm y = 10° g = 11° P = 15 µm	
$=$ 00 m/mm, $1 = 200 \mu\text{m}$, $\gamma = 10$, $u = 11$, $K = 15 \mu\text{m}$.	. 90
Vc = 60 m/min, f = 200 μ m, α = 11°, R = 15 μ m.	. 98
Figure 3.36. Graphe linéaire pour la table L ₂₇	100
Figure 3.37 Méthodes de mesures utilisées pour (a) Forces de coupe Fc et (b)	
l'endommagement induit "dm".	102
Figure 3.38. (a) Fc moyenne et (b) Ratio SN des effets sur les efforts de coupe pour chaque	;
facteur de contrôle.	104
Figure 3.39. (a) Dm moyen et (b) Ratio SN des effets sur l'endommagement pour chaque	
facteur de contrôle.	105
Figure 3.40. Interaction des facteurs pour la force de coupe Fc.	105
Figure 3.41. Interaction des facteurs pour l'endommagement dm.	106
Figure 4.1. Schématisation du montage de perçage des stratifiés CFRP.	110
Figure 4.2. Conditions aux limites et géométries du couple outil-pièce pour la simulation du	u
perçage : (a) du stratifié $[0^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_S$ et (b) du stratifié $[0^\circ_4, 90^\circ_8, 0^\circ_4]$	111
Figure 4.3. Maillage utilisé pour des plis CFRP : Maillage fin au centre et grossier sur les	
extrémités de la pièce.	113
Figure 4.4. Les étapes de perçage.	114
Figure 4.5. Force d'avance durant l'opération de perçage pour une vitesse Vz=500 mm/mir	1.
· · · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	115
Figure 4.6. Centre d'usinage RV8 REALMECA utilisé pour les essais de perçage	116
Figure 4.7. Mesure de l'épaisseur de la plaque en composite CFRP à l'aide du microscope	
numérique	116
Figure 4.8. Plaque en composite CFRP (100mm X 100mm)	117
Figure 4.9. Pose de la plaque en composite sur le support en aluminium.	117
Figure 4.10. Forets utilisés lors des essais de perçage. (a) Foret en carbure de tungstène. (b))
Foret revêtu en PCD	118
Figure 4.11. Evolution des efforts d'avance Fz obtenus avec l'outil en carbure de tungstène	;
(a) Lors du perçage de cinq trous successifs. (b) Zoom sur l'évolution de l'effort d'avance l	Fz
pour un seul trou : $Vz = 500 \text{ mm/min}$.	119
Figure 4.12. Vue de profil des différentes couches d'un échantillon en composite	
multicouches à l'aide d'un microscope numérique.	120
Figure 4.13. Images MEB effectuée sur un échantillon poli du composite CFRP :	101
$-45^{-}/0^{-}2/-45^{-}$	121
Figure 4.14. Micrographie monuant un arrachement de fibres sur la paroi d'un trou perce.	121
Figure 4.15. FIOIII de la sufface usifice avec un profiliometre optique, [ILI_08]	122
rigure 4.10. Etat du defaminage internaminane en sortie de trou, observe à l'alde de la tomographie à ravon V	100
	122

Figure 4.17. Evolution des efforts d'avance Fz en fonction de la vitesse d'avance Vz durant
Les essais experimentaux avec un outil PCD.
Figure 4.18. Evolution des efforts d'avance FZ en fonction de la vitesse d'avance v_Z durant
les essais experimentaux avec un outil en carbure de tungstene
Figure 4.19. Geometries des foret utilises : (a) Foret en carbure de tungstene et (b) Foret en
PCD
Figure 4.20. Micrographies montrant l'endommagement au niveau d'un trou usiné dans le
composite CFRP $[0^{\circ}, 45^{\circ}, -45^{\circ}, 0^{\circ}]_{s}$ avec l'outil en carbure de tungstène : a) vue de
l'ensemble de la paroi du trou avec les différents plis repérés par leur orientation ``°''; b)
interface entre plis 0°/-45°, c) endommagement en entrée du trou; d) endommagement en
sortie du trou. $Vz = 500 \text{ mm/min}$, $N = 2500 \text{ tr/min}$
Figure 4.21. L'arrachement des fibres observé au profilomètre optique
Figure 4.22. Observation à l'aide du microscope numérique de l'état du délaminage (a) en
entrée de trou, (b) en sortie de trou
Figure 4.23. Observation par tomographie à rayons X de l'état du délaminage en sortie de
trou
Figure 4.24. Comparaison entre les résultats de la simulation numérique et résultats
expérimentaux pour les efforts d'avance Fz en fonction de la vitesse d'avance Vz
Figure 4.25. Effet de la vitesse d'avance Vz sur le délaminage en sortie de trou
Figure 4.26. Evolution du délaminage en sortie de trou en fonction de la vitesse d'avance Vz.
Figure 4.27. Mode d'action du foret provoquant le délaminage en sortie de trou : a) Résultat
de la simulation et b) Schématisation des observations expérimentales faites par Ho Cheng
and Dharan [HOC 90].
Figure 4.28. Etat de l'endommagement en entrée de trou : a) Observation expérimentale à
l'aide du microscope numérique. b) Zoom sur la paroi intérieure en entrée de trou à l'aide de
Microscope électronique à balavage MEB c) état de l'endommagement longitudinal obtenu à
l'aide du mésomodèle et d) état de l'endommagement en cisaillement obtenu à l'aide du
mésomodèle 130
Figure 4 29 Niveau des variables d'endommagement longitudinale et en cisaillement durant
le nercage
Figure 4.30 Comparaison entre les résultats de la simulation numérique et ceux de Phadnis et
al [PHA 13]
Figure 4 31 Délaminage en entrée de trou (a) résultat de la simulation : (a') résultat
expérimental [PHA 13] Délaminage en sortie de trou (b): résultat de la simulation: (b')
résultat expérimental [PHA 13]
Figure 4.32 Etat de l'endommagement longitudinale Des et en cisaillement Des au niveau de
différente plie du stratifié 124
Figure 4.22. Comparaison entre les couples obtenus lors de la simulation numérique et couv
do Dhodnig et al. [DUA 12]
ue rhaunis et al. [PHA_15]

MODELISATION NUMERIQUE DE L'USINAGE DES MATERIAUX COMPOSITES A MATRICE POLYMERE ET FIBRES LONGUES DE CARBONE

RESUME: La mise en œuvre des matériaux composites, fait souvent appel à des procédés d'usinage conventionnel, comme l'opération de perçage utilisée lors de l'assemblage de structures par rivetage. Ces opérations peuvent générer dans la pièce usinée différents types d'endommagement: arrachement des fibres, rupture de la matrice, délaminage intralaminaire et interlaminaire, dégradation thermique de la matrice, ce qui peut provoquer une baisse des performances mécaniques de la structure. L'objectif de la thèse est de mettre en place un modèle numérique scientifiquement rigoureux pour analyser l'usinage des composites CFRP et prédire les mécanismes d'endommagement induits par l'outil coupant. Ce modèle basé sur une loi constitutive mésomécanique combine l'effet de la chute de rigidité dans le comportement du matériau, la plasticité, l'initiation et l'évolution de l'endommagement durant le processus d'usinage. Ensuite, deux modèles 2D et 3D adoptant un schéma explicite ont été implémentés via la subroutine VUMAT dans Abaqus. Le délaminage interplis a été pris en considération à l'aide des éléments cohésifs disponibles dans le code ABAQUS/Explicit. Ce travail a permis de reproduire de manière réaliste les opérations de coupe orthogonale et de perçage des composites CFRP en termes de processus de formation du copeau, la prédiction des forces de coupe et celle de l'endommagement induit. Ces études ont montré que l'orientation des fibres et la profondeur de coupe sont les paramètres les plus influents en coupe orthogonale tandis que pour le percage se sont les vitesses d'avance et la géométrie des outils.

Mots-clés: modélisation, couplage mécanique-endommagement, composite, usinage, formation du copeau, mécanismes d'endommagement.

NUMERICAL MODELLING OF MACHINING LONG CARBON FIBER REINFORCED POLYMER COMPOSITES

ABSTRACT: The machining of composite materials is often necessary for material removal operations by cutting tools such as drilling. These operations can generate a lot of damage in the machined workpiece (fiber fracture, matrix craking, intralaminar and interlaminar delamination and thermal degradation of the matrix), which can cause a decrease of mechanical performance of the structure. The PhD thesis objective is to set up a reliable accurate model to analyze the machining of CFRP composites and to predict the different damage modes induced by the cutting tool. This model is based on a mesomechanical constitutive law combining the stiffness degradation concept into the material behavior, the plasticity, the initiation and the evolution of the damage during the machining process. Two 2D and 3D models adopting an explicit scheme were implemented in Abaqus/Explicit analysis code through the user subroutine VUMAT. Furthermore, interlaminar delamination is taken into account using the cohesive elements available in the ABAQUS / Explicit code. This work allowed to realistic numerical simulation of orthogonal cutting and drilling operations of CFRP composites in terms of chip formation process, cutting forces prediction and induced damage. These studies have shown that the fiber orientation and the depth of cut were the most influential parameters in orthogonal cutting while for the drilling process, the feed rate and the tool geometry are the most important parameters.

Keywords: modelling, mechanical-damage coupling, composite, machining, chip formation, damage mechanisms.